

Разработанный ОКБ А. Н. Туполева стратегический ракетоносец-бомбардировщик Ту-160 с крылом изменяемой стреловидности является самым крупным и самым мощным в истории военной авиации сверхзвуковым самолетом и самолетом с изменяемой геометрией крыла, а также самым тяжелым боевым самолетом в мире, имеющим наибольшую среди бомбардировщиков максимальную взлетную массу. Это также самый скоростной бомбардировщик.

Ту-160 стал «нашим ответом» на американскую программу AMSA (Advanced Manned Strategic Aircraft), в рамках которой был разработан стратегический самолет В-1. Практически по всем характеристикам Ту-160 опережает своего конкурента В-1 и имеет огромный потенциал для дальнейшей модернизации. Книга о самолете Ту-160 основана на исследовании уникальных документов, связанных с созданием много-режимного стратегического самолета, в ней использованы ранее нигде не публиковавшиеся фотографии, рисунки, схемы и другие материалы. Особое внимание уделено конструкции и эксплуатации самолета.

ISBN 978-5-98734-021-9



9 785987 340219

POLYGON  
PRESS

Ту-160

СТРАТЕГИЧЕСКИЙ  
РАКЕТОНОСЕЦ-  
БОМБАРДИРОВЩИК



СТРАТЕГИЧЕСКИЙ  
РАКЕТОНОСЕЦ-  
БОМБАРДИРОВЩИК

Ту-160



А. М. Затучный  
В. Г. Ригмант  
П. М. Синеокий



СТРАТЕГИЧЕСКИЙ  
РАКЕТОНОСЕЦ-  
БОМБАРДИРОВЩИК

# Ту-160



МОСКВА, 2016

**А. М. Затучный**  
**В. Г. Ригмант**  
**П. М. Синеокий**



УДК 629.735.33  
ББК 39.53

3-37

Затучный, А. М.

### СТРАТЕГИЧЕСКИЙ РАКЕТОНОСЕЦ-БОМБАРДИРОВЩИК ТУ-160 /

Затучный А. М., Ригмант В. Г., Синеокий П. М. — Москва : 2016. — 552 с. : цв. ил., фот. —

ISBN 978-5-98734-021-9.

I. Ригмант, В. Г.

II. Синеокий, П. М.

Разработанный ОКБ А. Н. Туполева стратегический ракетносец-бомбардировщик Ту-160 с крылом изменяемой стреловидности является самым крупным и самым мощным в истории военной авиации сверхзвуковым самолетом и самолетом с изменяемой геометрией крыла, а также самым тяжелым боевым самолетом в мире, имеющим наибольшую среди бомбардировщиков максимальную взлетную массу. Это также самый скоростной бомбардировщик.

Ту-160 стал «нашим ответом» на американскую программу AMSA (Advanced Manned Strategic Aircraft), в рамках которой был разработан стратегический самолет В-1. Практически по всем характеристикам Ту-160 опережает своего конкурента В-1 и имеет огромный потенциал для дальнейшей модернизации.

Книга о самолете Ту-160 основана на исследовании уникальных документов, связанных с созданием многорежимного стратегического самолета, в ней использованы ранее нигде не публиковавшиеся фотографии, рисунки, схемы и другие материалы. Особое внимание уделено конструкции и эксплуатации самолета.

Авторы выражают признательность за предоставленные материалы:

В. В. Бендерова, А. В. Близняку, В. И. Близняку, Н. А. Васильеву, А. В. Гаврилову, А. С. Медведеву, Ю. Н. Попову, А. Ф. Правдивому, А. Л. Пухову,

В. М. Разумихину, А. В. Савину, А. И. Сергееву, С. И. Солодовникову, Ан. А. Туполеву, В. П. Шунаеву

Редактор издания: П. М. Синеокий

Редакционный совет ИИГ «ПОЛИГОН-ПРЕСС»: П. М. Синеокий, А. И. Алёшин, Н. П. Красникова (тел. (910) 455-94-01, polygon@list.ru)

Дизайн: www.om1studio.ru

Верстка: И. Просвиркина

Обработка иллюстраций: И. Просвиркина, Т. Синеокая

Корректор: Т. Мурина

Фото: Э. Ашмарина, К. Гаврилов, Е. Гордон, Е. Казеннов, Н. Мурзина, А. Нагаев, И. Нарижный, А. Савин, Д. Синеокий, С. Скрынников, С. Солодовников,

Ю. Харитонович, Ю. Чуприков, из архива Музея ОКБ А. Н. Туполева, из архива ИИГ «ПОЛИГОН-ПРЕСС»

Рисунки и чертежи: А. Жирнов (стр. 30), В. Золотов (цветные профили: стр. 224, 242, 306, 312, 320, 334, 348, 356, 441, 444), из архива ИИГ «ПОЛИГОН-ПРЕСС»

Данное издание не может быть воспроизведено полностью или частично без письменного разрешения авторов издания. При цитировании ссылка обязательна.

ISBN 978-5-98734-021-9



**POLYGON**  
**PRESS**

© ИИГ «ПОЛИГОН-ПРЕСС», 2016

© А. М. Затучный, 2016

© В. Г. Ригмант, 2016

© П. М. Синеокий, 2016



## От «Ильи Муромца» до «Белого лебедя»

Уважаемые читатели, перед вами лежит книга, посвященная одной из славных страниц не столь далекой истории отечественной авиации и деятельности коллектива, во главе которого долгие годы стояли генеральные конструкторы авиационной техники Андрей Николаевич и Алексей Андреевич Туполевы.

Прекрасно иллюстрированный материал книги охватывает период с 50-х годов XX века, с момента начала практических работ в направлении создания стратегических сверхзвуковых пилотируемых самолетов-носителей, и до сегодняшних дней. В книге достаточно подробно освещена история развития грандиозной, как по отечественным, так и по мировым меркам, программы создания туполевского стратегического самолета Ту-160. Самолета, которым гордится Россия и который за свои элегантные формы справедливо получил неофициальное название «Белый лебедь».

А все начиналось более века тому назад. В 1913 году, когда Игорь Иванович Сикорский ошеломил весь мир, построив четырехмоторный самолет «Илья Муромец». Гигантский самолет, по меркам начала века, успешно летал, ставил рекорды и накануне Первой мировой войны стал бомбардировщиком. Внедрение в ВВС этого самолета повлекло за собой одно из важнейших решений в истории отечественной авиации — впервые в мире была сформирована эскадра этих кораблей, которая успешно

использовалась на фронтах войны и стала предвестницей тяжелобомбардировочной и Дальней авиации СССР.

В советское время, в 1920-е и 1930-е годы, отечественная тяжелобомбардировочная авиация получает последовательно на вооружение сотни туполевских тяжелых бомбардировщиков ТБ-1 и ТБ-3, а затем самолеты более высокого класса: ДБ-3, ДБ-3Ф (Ил-4) и ТБ-7 (Пе-8). К началу Великой Отечественной войны в составе Дальнебомбардировочной авиации Главного командования Красной Армии имелось около 1200 боевых кораблей различных типов. В ходе войны экипажи Авиации дальнего действия (АДД) выполнили огромный объем боевой работы по нанесению стратегических ударов по глубоким тылам противника и при выполнении оперативно-тактических задач в интересах фронтов и армий.

После окончания Второй мировой войны и в начале холодной войны Дальняя авиация СССР в своей стратегической составляющей постоянно развивалась и совершенствовалась и до начала 60-х годов XX века, до момента развертывания реальной системы стратегического ракетного сдерживания на основе межконтинентальных ракетных комплексов, была одним из важнейших факторов сдерживания в холодной войне со стороны СССР. После войны, в 1950-е годы, в Дальнюю авиацию в больших количествах последовательно поступали дальние бомбардировщики Ту-4, Ту-16, а затем и сверхзвуковые Ту-22,



стратегические Ту-95, М-4 и ЗМ. Самолеты, поступавшие на вооружение, могли нести ядерное и термоядерное оружие, и им были доступны цели на европейском, азиатском и североамериканском театрах военных действий. С середины 1960-х годов под руководством А. Н. Туполева активно велись работы над новым многорежимным дальним бомбардировщиком-ракетоносцем, который должен был в ближайшей перспективе заменить в строю Дальней авиации и Ту-16, и Ту-22. В 1976 г. был принят на вооружение самолет Ту-22М2, а в 1983 г.

принимается самолет Ту-22М3, который и в настоящее время находится на вооружении ДА.

Начиная с 50-х годов XX века в нашей стране в нескольких ОКБ велись работы над перспективными проектами сверхзвуковых стратегических бомбардировщиков, однако реально создать подобную машину в многорежимном варианте удалось лишь в 1980-е годы, и это был самолет Ту-160, принятый на вооружение в 2005 г.

Мне пришлось участвовать со стороны Дальней авиации в работах по Ту-160 практически с обсуждения его первых вариантов.

В начале семидесятых годов во весь рост поднялась проблема создания стратегического сверхзвукового бомбардировщика. Собственно, ее инициировал появившийся у американцев новый межконтинентальный ударный комплекс В-1. Нам нужен был примерно такой же: на пару «махов», массой 200 тонн и радиусом действия тысяч на десять. Ну, там, дозаправка в воздухе, дальнобойные ракеты, оборона, современная электроника разведки и противодействия... Задача суперсложная. И обойдется невероятно дорого. Но деваться некуда, хотя идею поддержали не все. На разных уровнях были разные мнения по будущему проекту. Рассматривались варианты сверхзвукового носителя ракет, способных поражать объекты на межконтинентальных дальностях или при их пусках с дозвуковых тяжелых самолетов-носителей. В проработках были проекты многорежимных самолетов-носителей с изменяемой стреловидностью крыла и многорежимных с интегральной компоновкой. Как бы то ни было, «кнопка» в ЦК уже

была нажата и военно-промышленная комиссия Совмина объявила конкурс между КБ Сухого, Мясищева и Туполева на создание стратегического бомбардировщика. Меня назначили председателем комиссии по рассмотрению аванпроектов.

Абсолютным монополистом в строительстве тяжелых боевых кораблей был Андрей Николаевич Туполев, к тому времени покинувший этот мир, оставив за себя сына — Алексея Андреевича. Он и будет строить новый бомбардировщик, независимо от итогов конкурса. Но решение участвовать в нем, раз уж к тому обязал их министр авиапромышленности П.В.Деметьев, на что-то все-таки надеясь, приняли все.

Поскольку с Туполевым все было ясно, первый визит комиссия нанесла П. О. Сухому. Предложенный им проект поражал необычайностью аэродинамических форм, близких к летающему крылу, в объемах которого нашлось место и двигателям, и боекомплекту, и топливу, но очень смущал толстый профиль этой гигантской несущей поверхности: мощная кромка ребра атаки слабо вязалась с представлениями о сверхзвуковом самолете.

Не менее интересный и так же глубоко проработанный проект предложил В.М.Мясищев. Это была тонкофюзеляжная, в стремительных формах изящная «щучка», казавшаяся гораздо легче заключенного в ней веса.

Наконец сообщил о своей готовности принять нас А.А.Туполев. Рассаживаясь в небольшом зальчике и всматриваясь в развешанные на стенде плакаты, я с удивлением узнал на них знакомые

черты пассажирского сверхзвукового самолета Ту-144. Суть предложений, с которыми выступил Алексей Андреевич, в общих чертах сводилась к тому, что между раздвинутыми пакетами двигателей, занимавших нижнюю часть фюзеляжа, врезались бомболюки, в которых и будут размещаться ракеты и бомбы. Не углубляясь в дальнейшие рассуждения, скажу: было ясно, что став бомбардировщиком, этот пассажирский авиалайнер под весом боекомплекта и оборонительного вооружения отяжелеет, утратит последние запасы прочности, и все летные характеристики поползут вниз. Спустя минут пять, а может, и десять я поднялся и, прервав доклад, сообщил, что дальше мы рассматривать предлагаемый проект не намерены, так как в предложенном варианте он не сможет воплотить в себе заданные требования для стратегического бомбардировщика.

Времени до следующей встречи с А. А. Туполевым и его коллегами прошло совсем немного, и нам был предложен новый вариант аванпроекта. Минуту-другую мы молча всматривались в расчетные данные таблиц и графиков, рассматривали изображения технологических членений, мысленно соединяя их в единый облик корабля. В новых, непривычных очертаниях был он строг и суров, хотя имел некое портретное сходство с американским В-1. В докладах, казалось, снималась возможность возникновения вопросов, но они горохом посыпались и на генерального, и на его помощников. Чувствовалось и виделось — в расчетах все на пределе. Вопросы громоздились, цепляясь друг за друга, порождая новые, а ответы на них приходили не сразу.

Я со своей командой, переросшей в макетную комиссию, а затем и госкомиссию по созданию Ту-160, помногу и часто работал в КБ. Корректировали весовую сводку, борясь с отяжелением: смежники — агрегатчики и разработчики электро- и радиоэлектронной аппаратуры предлагали туполевцам свои устаревшие и отяжелевшие творения. Остановить это было невозможно, так как в основном фирмы, разрабатывавшие всевозможную начинку для будущего Ту-160, были монополистами на свою продукцию. Скользя и балансируя, как над бездной, ЦАГИ спасал первоначальные расчеты, считая и пересчитывая аэродинамические характеристики, выдавая очередные рекомендации, но они, однако, под тяжестью нарастающего веса снова рушились. Двигателисты в КБ Николая Дмитриевича Кузнецова по требованиям головного туполевского КБ бились над новым ТРДДФ — будущим НК-32 с более экономичными расходными и высотными характеристиками, чем у НК-25, но с той же тягой.

Многие, казавшиеся недоступными, технические преграды были сокрушены в те годы умом и опытом самых одаренных творцов этой уникальной машины.

Главным конструктором будущего Ту-160 был назначен полный молодой энергии, талантливый и широко образованный инженер-конструктор Валентин Иванович Близнак. Рядом с ним — крепкий и прекрасный коллектив таких же, как и он, творцов, энтузиастов.

И все же над нами витал призрак того тяжелого опыта, что пришлось пережить нам при постройке сверхзвукового дальнего бомбардировщика Ту-22М, заданные

летные и боевые характеристики которого удалось получить лишь в его четвертой модификации.

Как пойдет дело в несравнимо более трудной задаче на этот раз?

Не случайно академик Г.С.Бюшгенс из ЦАГИ уговаривал меня отказаться от сверхзвукового стратегического ракетносца, предлагая ему взамен широкофюзеляжный корабль с большой дозвуковой скоростью, начиненный арсеналом дальнобойных ракет.

Но страхи были напрасны: Ту-160 получился с первого захода! Видно, не последнюю роль тут сыграл и драматический опыт постройки Ту-22М.

Прошло около пятнадцати лет со дня, так сказать, презентации аванпроекта, прежде чем новые «стратеги» начали появляться на боевом аэродроме, но не по статусу принятых на вооружение, а по титулу принятых в опытную эксплуатацию.

В ДА новые корабли встретили по-доброму. Новая машина всегда вызывает чувство энтузиазма, обостренного интереса к ней, жажду познания и нетерпеливое желание скорее подняться в воздух, почувствовать ее «в ладонях». Самолет постепенно прижился, стал обретать «летное здоровье» и боевой дух, полюбился летчикам. Но работа над ним продолжалась и в строю.

Время и силы, потраченные на доводку и совершенствование Ту-160 ушли не зря. На пороге девяностых на Ту-160 уже стали смотреть как на самый мощный авиационный ударный комплекс в мире, который достойно несет свою службу в Дальней авиации России.

Авторам книги удалось привлечь при ее создании множество уникальных до-



кументов, в ней приводится огромное количество нигде ранее не публиковавшихся фотографий, рисунков, схем и других материалов.

Эта книга — достойный памятник выдающемуся достижению авиационной отрасли всей страны, инженерам ОКБ Туполева и всей промышленности, командному, летному и инженерно-техническому составу Дальней авиации, создавшим и внедрившим в эксплуатацию самый мощный и самый скоростной в истории военной авиации стратегический сверхзвуковой самолет с изменяемой геометрией крыла.

Уверен, что самолет Ту-160 еще многие годы будет стоять на страже мирного неба нашей страны.

Стратегический самолет Ту-160 с бортовым номером «02», получивший имя «Василий Решетников»

Герой Советского Союза,  
заслуженный военный летчик СССР,  
генерал-полковник авиации

**В. В. Решетников**





# Введение

В настоящее время на вооружении Дальней авиации состоят два стратегических ударных авиационных комплекса, разработанных ОКБ А.Н.Туполева, — Ту-95МС и Ту-160, в состав вооружения которых входят ракеты большой дальности.

Основу комплекса Ту-95МС составляет высокоточный дозвуковой самолет межконтинентальной дальности полета, способный нести на борту крылатые ракеты большой дальности с различными типами боеголовок, оснащенный интеллектуальной системой навигационного и информационного обеспечения их в полете. Авиационные комплексы Ту-95МС — важная часть авиационной составляющей российских сил ядерного сдерживания. Новый стратегический авиационный ударный комплекс на базе модернизированного самолета Ту-95МС и высокоточных крылатых ракет нового поколения значительно увеличит ударный потенциал российских ВВС, при этом модернизированный Ту-95МС будет в строю до принятия на вооружение перспективного авиационного комплекса Дальней авиации (ПАК ДА).

Основу комплекса Ту-160 составляет многорежимный самолет-носитель, обладающий уникальными возможностями,

реализуемыми в широком диапазоне скоростей и высот полета. В том числе решение боевых задач не только на дозвуковой скорости на малых высотах, но и на сверхзвуковых режимах полета для повышения гибкости применения комплекса и повышения его боевой устойчивости в ходе ограниченного или глобального ядерного конфликта. Перспективы дальнейшей модернизации комплекса Ту-160 в основном связаны с необходимостью решения ударных задач с применением обычного (неядерного) вооружения, в том числе высокоточного, путем модернизации систем бортового радиоэлектронного оборудования и расширения номенклатуры применяемого вооружения.



В одном строю два стратегических комплекса: Ту-95МС и Ту-160. МАКС-2007



Стратегический  
многорежимный  
самолет-носитель  
Ту-160



самолетов создали мощную конструктивно-технологическую базу для реализации проекта отечественного сверхзвукового многорежимного стратегического авиационного носителя.

Второй период (1974–1987 гг.) — проектирование, постройка опытного образца, налаживание серийного производства, испытания, поставка первых экземпляров Ту-160 в строевую часть.

Создание нового авиационного стратегического комплекса потребовало решения комплекса проблем, связанных со следующим этапом технического перевооружения отечественной авиационной промышленности, разработкой и освоением новых конструкционных материалов, созданием уникального технологического и станочного оборудования.

Большой вклад в создание Ту-160 внесли ученые и инженеры институтов промышленности, многих предприятий отрасли. На всех этапах создания стратегического ударного комплекса активные консультации и практическую помощь оказывали представители ВВС, заинтересованные в скорейшем появлении этого уникального самолета. В результате удалось спроектировать уникальный по своим возможностям и технологии производства самолет.

По конструкции он представляет собой свободонесущий моноплан с крылом изменяемой стреловидности. Особенностью планера является интегральная аэродинамическая компоновка, дающая возможность более полно использовать внутренние объемы планера при

размещении грузов, топлива, оборудования и уменьшить количество конструктивных стыков, что обеспечивает снижение массы планера.

Основное назначение самолета — поражение ядерным и обычным оружием (бомбами и крылатыми ракетами) наиболее важных объектов в удаленных географических районах и глубококом тылу континентальных театров военных действий. Ту-160 стал первым в СССР стратегическим бомбардировщиком-ракетоносцем, при создании которого были приняты меры по снижению радиолокационной заметности.

Самолет оснащен прицельно-навигационным комплексом, обеспечивающим автоматический полет и боевое применение. В его состав входит ряд систем и датчиков, позволяющих поражать наземные цели вне зависимости от времени суток, региона и метеорологических условий. На Ту-160 установлена сдублированная инерциальная навигационная система, система астронавигации, аппаратура спутниковой навигации, многоканальный цифровой комплекс связи и развитая система радиоэлектронной борьбы, обеспечивающая обнаружение радиолокационных станций противника в широком диапазоне, постановку мощных активных и пассивных помех.

В двух внутрифюзеляжных грузовых отсеках Ту-160 размещается различная нагрузка общим весом до 45 т, включающая управляемые крылатые ракеты большой дальности полета. Допускается оснащение самолета и другими типами ракет, корректируемыми и свободнопадающими бомбами, а также иными средствами поражения наземных и морских целей.

Прототип Ту-160 (опытный образец), построенный на ММЗ «Опыт», совершил первый полет 18 декабря 1981 года. Вскоре к первой, опытной машине добавилась вторая, летная, также выпуска ММЗ «Опыт», а затем и самолеты головной серии, уже выпущенные Казанским авиационным промышленным объединением (КАПО) им. С.П.Горбунова.

В государственных и совместных испытаниях участвовали два опытных и четыре серийных самолета. На завершающем этапе испытаний были установлены 44 мировых рекорда в различных классах классификации ФАИ. Так, полет по замкнутому маршруту протяженностью 1000 км с полезной нагрузкой 30 т был выполнен со средней скоростью 1720 км/ч. В полете на расстояние 2000 км с взлетной массой 275 т достигнута средняя скорость 1678 км/ч и высота полета 11 250 м.

Первые две серийные машины поступили в 184-й Гвардейский ТБАП, дислоцированный в Прилуках (Украина) в апреле 1987 года.

Третий период (с 1987 г. до наших дней) — эксплуатация самолета Ту-160 в частях Дальней авиации, проблемы постсоветского времени, модернизация и возобновление серийного производства.

Программа серийного производства ракетоносца предусматривала выпуск порядка сотни машин, однако уменьшение ассигнований на оборону во второй половине 1980-х годов, а затем и распад Советского Союза, привели к ее свертыванию. 19 серийных самолетов Ту-160 поступили в 184-й Гвардейский ТБАП, из них были сформированы две эскадрильи. После распада страны основная часть серийных

самолетов попала под юрисдикцию Украины, и 11 из них были ликвидированы с участием и при активной помощи США.

К началу 1996 года Дальняя авиация России располагала шестью стратегическими ракетоносцами Ту-160. В 1999 году В.В.Путин, будучи на посту премьер-министра Российской Федерации, подписал Постановление, которым утверждалось Межправительственное соглашение Москвы и Киева о передаче из Украины в Российскую Федерацию восьми стратегических ракетоносцев Ту-160 и трех бомбардировщиков Ту-95МС, а также более 575 крылатых ракет большой дальности, наземного оборудования и запасных частей. Осенью того же года началась передача самолетов российской стороне. Последние два Ту-160 перелетели на авиабазу в Энгельсе в феврале 2000 года. Получение российской Дальней авиацией этих Ту-160 позволило сформировать 121-й ТБАП. Во второй половине 1990-х годов было принято решение о возобновлении серийного производства Ту-160 из запаса, имевшегося на КАПО, с целью полного укомплектования полка самолетами этого типа. Всего отечественной авиационной промышленностью было построено 36 Ту-160, в том числе два опытных образца и два самолета для прочностных испытаний. В декабре 2005 года комплекс Ту-160 был официально принят на вооружение ВВС в варианте стратегического ракетоносца-бомбардировщика.

Потенциал комплекса Ту-160 был неоднократно продемонстрирован в ходе масштабных учений Дальней авиации, подтвердивших высокий уровень технического совершенства Ту-160, а также

успехи постоянной работы ОКБ А.Н.Туполева по совершенствованию этого комплекса. Например, в сентябре 2008 года был совершен беспрецедентный полет российских стратегических ракетоносцев Ту-160 в Венесуэлу. Самолеты, взлетевшие с аэродрома Энгельс, взяли курс на Север, затем, обогнув Европу, полетели в сторону южноамериканского континента. Маршрут проходил над нейтральными водами Северного Ледовитого океана и Атлантики. 10 сентября 2008 года два бомбардировщика-ракетоносца приземлились в Венесуэле, совершив 13-часовой беспосадочный перелет.

Стратегический комплекс на базе самолета Ту-160 в настоящее время является самым мощным в мире ударным авиационным комплексом. Комплекс входит в триаду стратегических ядерных сил и обеспечивает выполнение боевых задач независимо от метеоусловий и времени суток как в глобальных, так и в региональных конфликтах, что подтверждается в настоящее время его использованием в Сирии против формирований «Исламского государства» (террористическая организация, запрещенная в России).

Комплекс Ту-160, при условии проведения постоянных работ по его модернизации, способен еще долгие годы находиться на вооружении наших ВВС, даже после создания и поступления на вооружение авиационных комплексов, предусматриваемых программой ПАК ДА.

В настоящее время, помимо модернизации самолетов Ту-160, имеющих в эксплуатации, проходят мероприятия по восстановлению серийного производства самолета на заводе в Казани.





Самолеты Дальней авиации Ту-95МС, Ту-160, Ту-22М3 во время совместного демонстрационного полета, МАКС-2005



Совместный полет Ту-95МС и Ту-160.  
Воронежская область, апрель 2013 г.





## Пути развития сверхзвуковых стратегических бомбардировщиков, 1950–1960 гг.

Пятидесятые годы прошлого века стали годами расцвета боевой реактивной авиации — ее золотым веком. Неписанные правила холодной войны требовали от обеих сторон постоянного развития и совершенствования потенциала взаимного уничтожения, основу которого в те годы составляли авиационные носители ядерного и термоядерного оружия. Ни Западный блок во главе с США, ни Восточный во главе с СССР не жалели денег на создание новейших боевых самолетов различного назначения. По обе стороны железного занавеса на самолетостроительные фирмы и конструкторские бюро сыпался благодатный золотой дождь государственных ассигнований, и те, в свою очередь, в поте лица своего отрабатывали эти огромные деньги, создавая все более и более совершенные самолеты. Качественный рывок в области развития аэродинамики околозвукового и сверхзвукового полета; освоение в производстве эффективных технологических и конструктивных разработок в самолетостроении, в том числе и в двигателестроении (создание мощных и легких ТРД); успехи в разработке управляемого ракетного оружия воздушного базирования, появление более компактных ядерных и термоядерных боеприпасов;

совершенствование систем оборудования самолетов — все это создавало ту научно-техническую основу, которая в сочетании с мощной финансовой поддержкой позволила достичь крупных успехов в разработке новых боевых самолетов. В головах руководителей военно-промышленных комплексов обоих блоков появлялись

все более и более смелые планы дальнейшего развития авиационных боевых комплексов, а на кульманах конструкторов возникали контуры экзотических летательных аппаратов, общий вид которых еще несколько лет тому назад можно было найти только на страницах научно-фантастических романов.



А. Н. Туполев



В Англию на крейсере «Орджоникидзе», 1956 г.  
Справа налево: А. Н. Туполев, Н. А. Булганин, Н. С. Хрущев; сзади: И. В. Курчатов



Б. М. Кондорский



Р. Л. Бартини

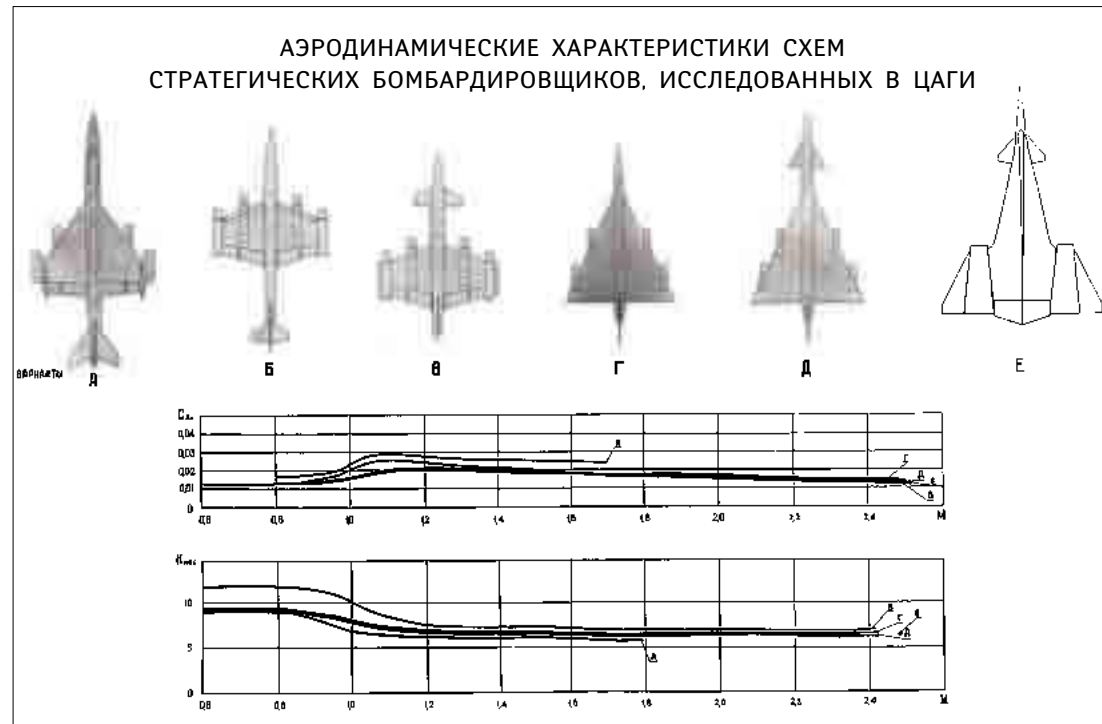


П. В. Цыбин

ОКБ и их опытные производства работали в напряженных режимах, сокращая расстояние между фантастикой и реальностью: в сборочных цехах ОКБ постоянно в производстве находилось по несколько опытных машин, почти каждый месяц с секретных аэродромов в воздух поднимались экспериментальные и опытные машины, прокладывая дорогу будущим массовым серийным боевым самолетам. В пятидесятые годы за неполные пять лет стала реальностью сверхзвуковая боевая авиация — истребители уверенно штурмовали скорости, соответствующие  $M=2$ , шли испытания и доводки первых сверхзвуковых бомбардировщиков. В середине 1950-х годов начались поисковые и опытно-конструкторские работы по созданию дальних межконтинентальных бомбардировщиков и ракетоносцев, способных совершать длительный полет на скоростях, соответствующих  $M=2,5-3,0$ , которые в перспективе должны были заменить дозвуковые межконтинентальные бомбардировщики типа Ту-95, М-4 в СССР и В-52 в США.

В СССР в конце 1950-х и в начале 1960-х годов работами над подобными самолетами занимались ОКБ-23 В. М. Мясищева и ОКБ-156 А. Н. Туполева, подготовившие несколько проектов стратегических авиационных ударных систем. В США наибольших успехов достигла фирма North American, передавшая на летные испытания опытные экземпляры «трехмахового» межконтинентального стратегического бомбардировщика В-70 «Валькирия».

В СССР первые исследования по проблеме создания сверхзвуковых межконтинентальных стратегических самолетов



носителей начались еще в 1952–1953 годах, работы нацеливались на перспективу поступления на вооружение ВВС во второй половине 1950-х годов сверхзвуковой межконтинентальной авиационной стратегической системы, способной поражать цели на территории США. Первоначально речь шла о создании составной авиационной системы, состоящей из сверхзвукового самолета-носителя, рассчитанного на максимальную скорость, соответствующую  $M=1,5-2,0$ , и ударного подвешного сверхзвукового бомбардировщика, вооруженного ядерной бомбой. Радиус действия системы должен был обеспечивать поражение целей в США без захода самолета-носителя в активную зону

поражения средств американской ПВО, а дальность полета самолета-носителя и подвешного самолета — их возвращение на базы в СССР или их союзников.

В конце 1952 года бригада проектов ОКБ А. Н. Туполева под руководством Б. М. Кондорского занялась изучением проблем, связанных с проектированием и постройкой тяжелого сверхзвукового самолета с треугольным крылом. Проект получил предварительный шифр по ОКБ самолет «5301» — (проект №1 1953 года). Работы велись в направлении изучения и обобщения материалов о летных данных самолетов аналогичной конструкции, появившихся к этому времени на Западе (Avro Vulcan, Gloster Javelin, Douglas F4D

Skyray и Convair XF-102). Одновременно проводились предварительные работы по компоновке отечественных самолетов подобных схем. Одним из наиболее важных вопросов на этом этапе стал вопрос выбора схемы самолета: делать его с горизонтальным оперением или без. К началу 1950-х годов в ЦАГИ была проделана большая работа по изучению аэродинамики крыльев малого удлинения, в основном ромбовидных, с углом стреловидности по передней кромке  $60^\circ$ . Там были изучены аэродинамические и прочностные характеристики такого крыла. Были получены материалы по устойчивости самолетов с такими крыльями для схем с горизонтальным оперением и без него. Весь этот первоначальный теоретический и практический задел был максимально использован в ОКБ в работах по проекту 5301. Для рассмотрения были выбраны следующие расчетные схемы самолетов: с горизонтальным оперением, крыло ромбовидное или треугольное; без горизонтального оперения с аналогичной комбинацией крыльев. Рассматривался гипотетический тяжелый сверхзвуковой самолет с площадью крыла  $250 \text{ м}^2$ , с взлетной массой в пределах 60–90 т и с силовой установкой, состоящей из комбинаций двигателей типа АЛ-7 в количестве 3, 6, 9 и 12 единиц. В ходе исследований постепенно, ввиду явных преимуществ, внимание было сконцентрировано на треугольных крыльях и в дальнейшем рассмотрению подвергались схемы самолетов именно с ними. На этом этапе в ОКБ был сделан вывод, что схема самолета без горизонтального оперения с треугольным крылом со стреловидно-

стью  $60^\circ$  по летным данным, а также по характеристикам устойчивости и управляемости существенных отличий от схемы с горизонтальным оперением не имеет, хотя в некоторых конкретных случаях такие преимущества налицо.

К середине 1954 года первый этап научно-исследовательских работ в ОКБ по проекту 5301 был завершен, и новый самолет для разработчиков начал принимать в первом приближении конкретные очертания. В этом же году работы по межконтинентальному авиационному носителю получили официальный статус.

30 июля 1954 года вышло Постановление Совета Министров СССР № 1606-727, а вслед за ним Приказ МАП № 490 от 10.08.1954, по которым ОКБ А. Н. Туполева поручалось спроектировать и построить стратегическую авиационную составную сверхзвуковую ударную систему, состоящую из самолета-носителя и подвешного пилотируемого или беспилотного самолета. Подвешной самолет должен был после отцепки от самолета-матки самостоятельно прорывать систему ПВО противника, наносить ядерный удар по цели и — в пилотируемом варианте — возвращаться на ближайшую авиабазу, расположенную в СССР или на территории контролируемых им государств.

Одновременно с работами в ОКБ Туполева аналогичные работы развернулись в ОКБ-23 по сверхзвуковому стратегическому бомбардировщику-ракетоносцу М-50, близкие по тематике работы велись в коллективах под руководством Р. Л. Бартини, П. В. Цыбина, свой проект подготовил А. С. Москалев. Несколько ранее на проблему создания стратегических сверхзвуковых авиационных пилотируемых

носителей вышли в США. Американские авиационные фирмы в начале 1950-х годов рассматривали и предлагали ВВС США несколько программ разработки стратегических составных авиационных систем, в которых задачи второй ступени должен был выполнять сверхзвуковой ударный самолет, первой — дозвуковой носитель.

Дозаправка топливом в полете



Стратегическая система — сверхзвуковой гидросамолет-амфибия А-57, способный взлетать и садиться на водную поверхность, на снег и лед, и самолет-снаряд РСС, ОКБ-256 П. В. Цыбина



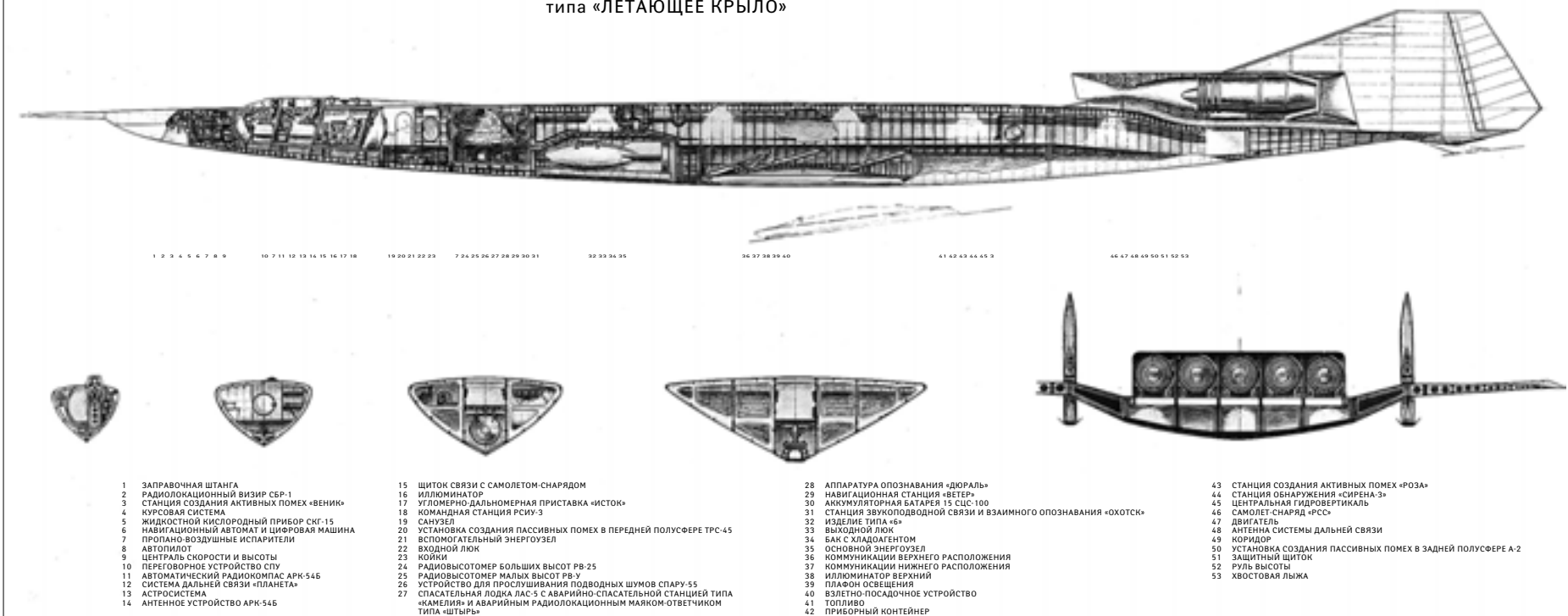
По аналогичной системе начинали свои работы в первой половине — середине 1950-х гг. и в СССР. Работы проводились в ОКБ А.Н.Туполева и в ОКБ В.М.Мясищева (первоначально проект М-50 и его модификации задавались как составная система). В ОКБ А.Н.Туполева в 1950-е годы рассматривались варианты по следующим схемам составной системы: сверхзвуковой носитель + сверхзвуковой ударный самолет второй ступени; дозвуковой стратегический самолет-носитель (самолеты-носители

Ту-95 или Ту-96) + сверхзвуковой ударный самолет второй ступени.

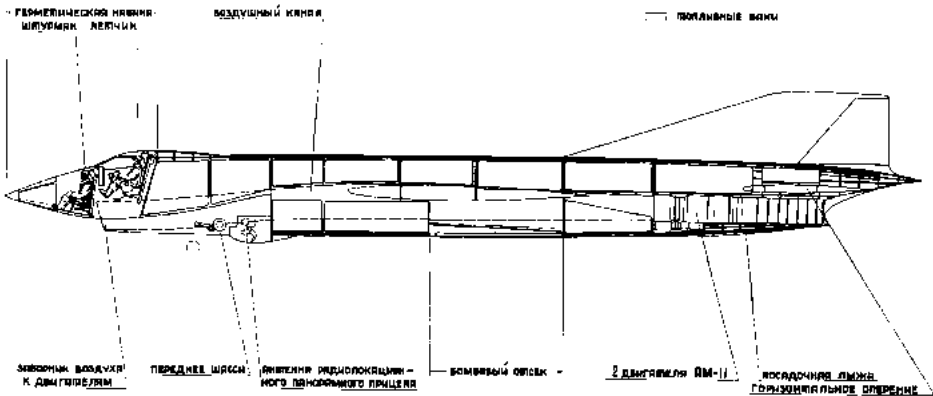
ОКБ А.Н.Туполева должно было спроектировать и построить составной дальний бомбардировщик (так официально называлась тема), который состоял из самолета-носителя с шестью ТРД типа ВД-5М, получившего по ОКБ Туполева шифр самолет «108», и подвешенного пилотируемого самолета с двумя ТРД типа АМ-11М, шифр — самолет «100». Практическая дальность полета системы с ядерной

бомбой массой 1250 кг должна была составлять 14 000 км, из которых 5000–6000 км система должна была лететь на скорости 1400–1500 км/ч со сбросом подвески в районе цели, с последующим возвращением и подвеса самолета, и самолета-носителя на базы. В варианте использования самолета «108» как стратегического бомбардировщика его дальность с пятью тоннами бомб на скорости 950–1000 км/ч и высоте 16 000–17 000 м, должна была составлять 12 500–15 000 км.

КОМПОНОВКА  
СВЕРХЗВУКОВОГО МЕЖКОНТИНЕНТАЛЬНОГО БОМБАРДИРОВЩИКА А-57  
типа «ЛЕТАЮЩЕЕ КРЫЛО»



САМОЛЕТ «100»  
ПОДВЕСНОЙ РЕАКТИВНЫЙ БОМБАРДИРОВЩИК С ДВУМЯ ДВИГАТЕЛЯМИ АМ-11



На сверхзвуковой скорости 1400–1500 км/ч и на высоте 14 000 м бомбардировщик должен был иметь дальность до 4000 км. Потолок над целью оговаривался 13 000–14 000 м. Бомбовая нагрузка: нормальная — 5 т, максимальная — 12 т. Длина разбега не должна была превышать 2300–2400 м. Оборонительное пушечное вооружение для самолета-носителя — одна 30-мм спаренная кормовая дистанционная установка. Экипаж — 3–4 человека. Три экземпляра самолета необходимо было построить к 1957 году. Заводские испытания системы предполагалось начать во втором квартале 1957 года, государственные — в четвертом квартале того же года. Дополнительно, в первом квартале 1955 года ОКБ Туполева поручалось подготовить проект системы под новые перспективные двигатели большей тяги, рассчитанные на

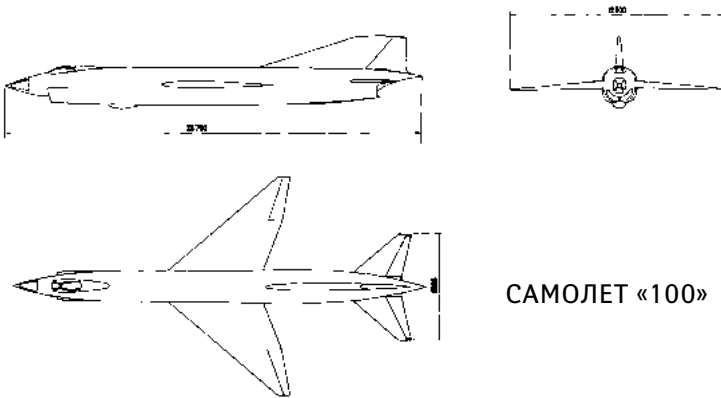
максимальную сверхзвуковую скорость полета 1700–1900 км/ч, под них должна была быть переоборудована 4-я серийная система. Заводу № 18 поручалось к 1956 году переоборудовать один из серийных Ту-95 в самолет-носитель для проведения летных испытаний «100». Перед ОКБ-36 ставилась задача модернизации двигателя ВД-5 в двигатель ВД-5М со следующими данными:

- взлетная тяга на форсаже 15 000–16 000 кг;
- на высоте 11 000 м и скорости 1400–1500 км/ч тяга оговаривалась 6000 кг при удельном расходе топлива — 1,13–1,15 кг/кг·ч;
- на высоте 11 000 м, при скорости 950–1000 км/ч и тяге 3000–3500 кг, удельный расход не должен был превышать значений 0,85–1,0 кг/кг·ч;
- сухая масса двигателя — не более 3400 кг.

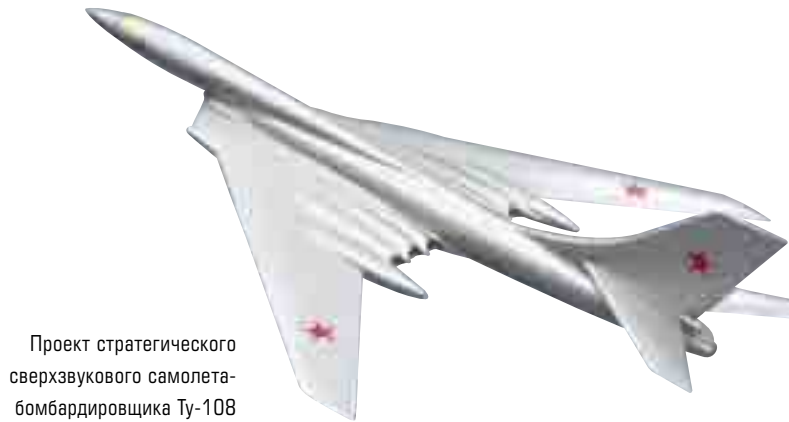
ОКБ-300 предстояло модернизировать двигатель АМ-11 в двигатель АМ-11М со следующими данными:

- взлетная тяга на форсаже 5500–6000 кг;
  - на высоте 11 000 м и скорости 1400–1500 км/ч тяга оговаривалась 2500 кг при удельном расходе топлива — 1,3–1,35 кг/кг·ч;
  - на высоте 11 000 м, при скорости 950–1000 км/ч и тяге 1200 кг, удельный расход не должен был превышать значений 0,9–0,95 кг/кг·ч;
  - сухая масса двигателя — не более 900 кг
- Оба двигателя должны были быть готовы к стендовым и летным испытаниям в 1955 и 1956 году. К концу 1956 года должны были быть готовы первые серийные двигатели.

Серийное производство самолета Ту-108 планировалось начать с 1959 года. В проекте пятилетнего плана постройки самолетов и вертолетов по Министерству авиационной промышленности на 1956–1960 годы предполагалось построить в 1959 году 10 самолетов, а в 1960-м — 30.



САМОЛЕТ «100»



Проект стратегического сверхзвукового самолета-бомбардировщика Ту-108 с шестью двигателями ВД-7М и стреловидным крылом, 1956–1957 гг.



Проект стратегического сверхзвукового самолета-бомбардировщика Ту-108 с четырьмя перспективными двигателями П-4 и треугольным крылом, 1954–1956 гг.

на участках 1000 км до цели и 1000 км после цели и при выполнении остального полета на дозвуковом режиме, должна была приближаться к 14 000 км;

- дальность полета самолета как носителя самолета «100», должна была обеспечивать радиус действия 7500–8000 км.

В ходе исследований, предпринятых в ОКБ, на первом этапе рассматривались тяжелые самолеты с треугольным крылом суглом стреловидности по передней кромке 50° и площадью крыла от 250 до 450 м². Силовая установка — 4–6 ТРД типа АМ-17 с взлетной форсажной тягой 21 000 кг или 4 ТВД типа П-8 со взлетной эквивалентной мощностью 41 800 эл.с. Этот этап исследований позволил определить оптимальную площадь крыла 350–400 м² и преимущества ТРД перед ТВД для тяжелого трансзвукового и сверхзвукового самолета с треугольным крылом.

На втором этапе проводилось исследование летных данных серии самолетов с тем же крылом постоянной площади 400 м² при изменении числа двигателей от 2 до 8. Двигатели рассматривались АМ-17 с дожиганием и без дожигания, а также перспективный турбовентиляторный двигатель типа П-4 с ожидаемой взлетной бесфорсажной тягой 25 000 кг. Этот этап позволил установить явные преимущества двигателя П-4 и определить оптимальное количество двигателей: для П-4 — (4–5), для АМ-17 с дожиганием — (4) и без дожигания — (5–6). Кроме того, были выяснены преимущества применения форсажного режима как для ТРД, так и для турбовентиляторного двигателя.

На третьем этапе исследовались летные данные самолетов с крылом площадью 400 м² и стреловидностью треугольного крыла по передней кромке в пределах —

40–60° с 4 двигателями П-4 или 4 двигателями АМ-17 с дожиганием. Этот этап исследований позволил установить преимущества 40-градусного треугольного крыла для получения максимальной дальности полета и окончательно утвердил достоинства двигателей П-4.

Четвертый этап исследований был аналогичен третьему этапу, но исследования базировались на двигателях, оговоренных в Постановлении, типа ВД-5М, а также их дальнейшем предполагавшемся развитии — двигателях типа ВД-7М и ВД-9Ф. Этот этап позволил установить преимущества двигателей типа АМ-17 по сравнению с двигателями разработки ОКБ-36. Но как раз реальными на тот период были двигатели именно этого ОКБ, остальные существовали только на бумаге или в предварительных технических предложениях.

Исходя из критерия получения максимальной дальности наметились оптимальные основные массо-габаритные параметры в случае использования на самолете «108» наиболее подходящих для него двигателей П-4: площадь крыла — 370–400 м²; удлинение крыла 4–4,5; сужение крыла — 6; относительная толщина крыла — 0,06; стреловидность — 35–40°; взлетная масса — 270 000–320 000 кг.

В дальнейшем проработка самолета на базе указанных исходных данных по причине нереальности двигателей типа П-4 и появления новых турбовентиляторных двигателей П-6 (НК-6), имевших худшие удельные характеристики, привела к следующим изменениям параметров самолета «108» с 4 двигателями П-6: площадь крыла — 400 м²; удлинение крыла — 4–4,5; сужение крыла — 6;

относительная толщина крыла — 0,04; стреловидность — 60°; взлетная масса — 250 000–300 000 кг.

В качестве альтернативы рассматривался вариант использования в силовой установке прямоточных воздушно-реактивных двигателей. Расчеты показали, что до скорости, соответствующей 2,85М, использование ПВРД на самолете «108» не давало особых преимуществ по основным летным характеристикам, но требовало, в связи с переходом на большие сверхзвуковые скорости, отхода от традиционных конструкционных материалов, что, в свою очередь, на порядок усложнило и затянуло бы сроки создания самолета.

Результаты проведенных в ОКБ исследований показали необходимость корректировки первоначального Постановления по системе «самолет-носитель — подвесной самолет».

Согласно Постановлению Совета Министров СССР № 1317-752 от 19 июля 1955 года и Приказу МАП № 476 от 25 июля 1955 года ОКБ Туполева разрешалось установить (с целью улучшения летных данных) на дальний стратегический бомбардировщик Ту-108 новые двигатели. На самолет-носитель — 6 двигателей ВД-7М (аналогичных двигателям, предполагавшимся к установке на самолет «105»), а на подвесной самолет — два новых турбовентиляторных двигателя Д-20 разработки ОКБ-19. Для самолета «100» максимальная скорость теперь оговаривалась не менее 1800 км/ч, для «108» ЛТД оставались прежние. С целью дальнейшего улучшения ЛТД, на второй опытный экземпляр самолета «108» рекомендовалось установить 4 двигателя типа НК-6, аналогичные

ОКБ-19, руководимое П.А.Соловьевым, должно было спроектировать и построить новый турбовентиляторный двигатель Д-20 со следующими данными:

- взлетная тяга на форсаже — 6800 кг, при удельном расходе топлива 1,6 кг/кг·ч;
  - на высоте 11 000 м и скорости 1800 км/ч тяга оговаривалась 4650 кг (на форсаже), при удельном расходе топлива 1,56 кг/кг·ч;
  - на высоте 11 000 м при скорости 1500 км/ч и тяге 3200 кг (на форсаже) удельный расход не должен был превышать значений 1,3;
  - на высоте 11 000 м при скорости 1000 км/ч и тяге 900 кг удельный расход не должен был превышать значений 0,89;
  - сухая масса двигателя — не более 1000–1100 кг.
- Двигатель Д-20 должен был быть представлен на государственные испытания во втором квартале 1957 года.

двигателям для самолета «106», при этом максимальная скорость оговаривалась 1800 км/ч, с сохранением всех остальных ЛТД самолета. Самолет с 4 двигателями НК-6 получил по ОКБ шифр самолет «109» (Ту-109).

Большие экспериментальные и теоретические исследования в ходе работ по самолету «108» были проведены по особенностям прочности и динамике треугольных крыльев. В частности, подробно изучалось влияние конструктивного набора крыла. Были рассмотрены четыре конструктивные схемы: с прямым кессоном, перпендикулярным оси самолета; веерный многолонжеронный продольный набор;

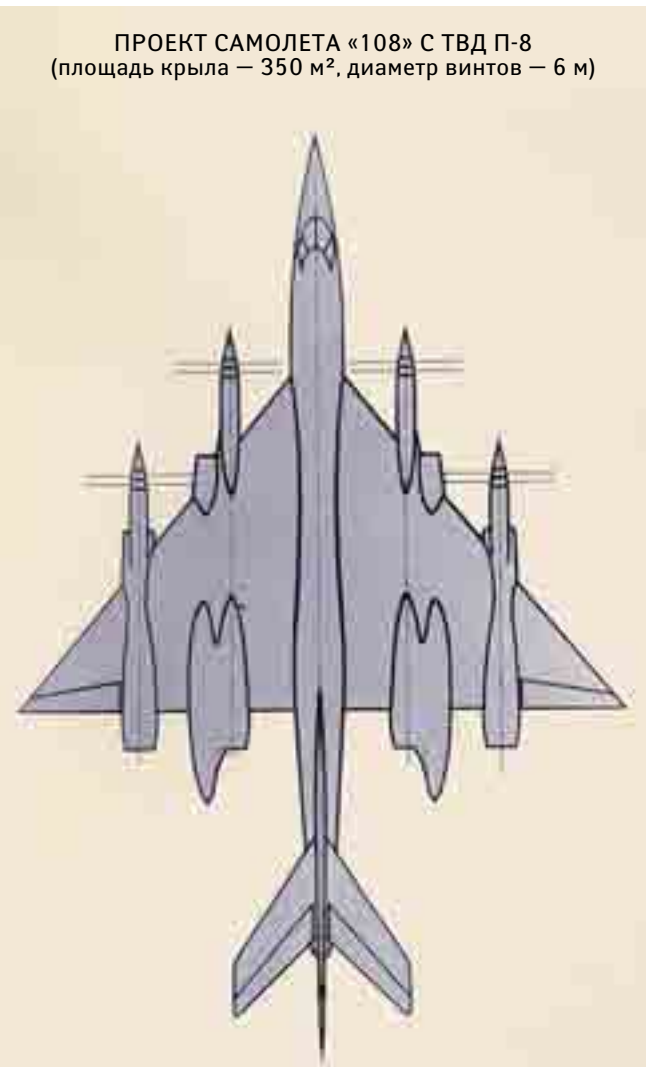
Исправка

по проекту системы питания двигателя /1956-1960 гг./  
выпуска самолета и двигателя по Министерству авиации  
ОКБ-19

| Тип изделия                | 1958г. | 1959г. | 1960г. | 1961г. | 1962г. | 1963г. |
|----------------------------|--------|--------|--------|--------|--------|--------|
| Реактивные двигатели       |        |        |        |        |        |        |
| - всего                    | 1225   | 950    | 1204   | 1555   | 1805   | 6742   |
| в т.ч. МиГ-17Ф             | 296    | -      | -      | -      | -      | 296    |
| МиГ-17Ф                    | 132    | -      | -      | -      | -      | 132    |
| МиГ-19                     | 408    | 300    | -      | -      | -      | 708    |
| МиГ-19с                    | 205    | 150    | -      | -      | -      | 355    |
| Ил-28                      | 200    | 150    | -      | -      | -      | 350    |
| Новый 1-й тип, переделка   | -      | 100    | 304    | 405    | 505    | 1314   |
| Новый 2-й тип, переделка   | -      | 100    | 305    | 400    | 500    | 1305   |
| Новый 3-й тип, переделка   | -      | 150    | 400    | 500    | 600    | 2000   |
| Реактивные бомбардировщики |        |        |        |        |        |        |
| - всего                    | 495    | 723    | 959    | 1154   | 1255   | 4594   |
| в т.ч. Ил-28               | 136    | -      | -      | -      | -      | 136    |
| Ту-16, Т и Р               | 310    | 485    | 485    | 395    | 100    | 1785   |
| Ту-95                      | 11     | 24     | 24     | 25     | -      | 84     |
| М-4                        | 10     | -      | -      | -      | -      | 10     |
| М                          | 25     | 24     | 24     | -      | -      | 76     |
| Новый 4-й тип, переделка   | -      | 200    | 414    | 714    | 955    | 2223   |
| Новый 5-й тип, переделка   | -      | -      | -      | 10     | 150    | 170    |
| Новый 6-й тип, переделка   | -      | -      | -      | 10     | 30     | 40     |
| Новый 7-й тип, переделка   | -      | -      | -      | 10     | 30     | 40     |
| Новый 8-й тип, переделка   | -      | -      | -      | 10     | 30     | 40     |
| Новый 9-й тип, переделка   | -      | -      | -      | 10     | 30     | 40     |
| Новый 10-й тип, переделка  | -      | -      | -      | 10     | 30     | 40     |
| Новый 11-й тип, переделка  | -      | -      | -      | 10     | 30     | 40     |
| Новый 12-й тип, переделка  | -      | -      | -      | 10     | 30     | 40     |
| Новый 13-й тип, переделка  | -      | -      | -      | 10     | 30     | 40     |
| Новый 14-й тип, переделка  | -      | -      | -      | 10     | 30     | 40     |
| Новый 15-й тип, переделка  | -      | -      | -      | 10     | 30     | 40     |
| Новый 16-й тип, переделка  | -      | -      | -      | 10     | 30     | 40     |
| Новый 17-й тип, переделка  | -      | -      | -      | 10     | 30     | 40     |
| Новый 18-й тип, переделка  | -      | -      | -      | 10     | 30     | 40     |
| Новый 19-й тип, переделка  | -      | -      | -      | 10     | 30     | 40     |
| Новый 20-й тип, переделка  | -      | -      | -      | 10     | 30     | 40     |
| Новый 21-й тип, переделка  | -      | -      | -      | 10     | 30     | 40     |
| Новый 22-й тип, переделка  | -      | -      | -      | 10     | 30     | 40     |
| Новый 23-й тип, переделка  | -      | -      | -      | 10     | 30     | 40     |
| Новый 24-й тип, переделка  | -      | -      | -      | 10     | 30     | 40     |
| Новый 25-й тип, переделка  | -      | -      | -      | 10     | 30     | 40     |
| Новый 26-й тип, переделка  | -      | -      | -      | 10     | 30     | 40     |
| Новый 27-й тип, переделка  | -      | -      | -      | 10     | 30     | 40     |
| Новый 28-й тип, переделка  | -      | -      | -      | 10     | 30     | 40     |
| Новый 29-й тип, переделка  | -      | -      | -      | 10     | 30     | 40     |
| Новый 30-й тип, переделка  | -      | -      | -      | 10     | 30     | 40     |
| Новый 31-й тип, переделка  | -      | -      | -      | 10     | 30     | 40     |
| Новый 32-й тип, переделка  | -      | -      | -      | 10     | 30     | 40     |
| Новый 33-й тип, переделка  | -      | -      | -      | 10     | 30     | 40     |
| Новый 34-й тип, переделка  | -      | -      | -      | 10     | 30     | 40     |
| Новый 35-й тип, переделка  | -      | -      | -      | 10     | 30     | 40     |
| Новый 36-й тип, переделка  | -      | -      | -      | 10     | 30     | 40     |
| Новый 37-й тип, переделка  | -      | -      | -      | 10     | 30     | 40     |
| Новый 38-й тип, переделка  | -      | -      | -      | 10     | 30     | 40     |
| Новый 39-й тип, переделка  | -      | -      | -      | 10     | 30     | 40     |
| Новый 40-й тип, переделка  | -      | -      | -      | 10     | 30     | 40     |
| Новый 41-й тип, переделка  | -      | -      | -      | 10     | 30     | 40     |
| Новый 42-й тип, переделка  | -      | -      | -      | 10     | 30     | 40     |
| Новый 43-й тип, переделка  | -      | -      | -      | 10     | 30     | 40     |
| Новый 44-й тип, переделка  | -      | -      | -      | 10     | 30     | 40     |
| Новый 45-й тип, переделка  | -      | -      | -      | 10     | 30     | 40     |
| Новый 46-й тип, переделка  | -      | -      | -      | 10     | 30     | 40     |
| Новый 47-й тип, переделка  | -      | -      | -      | 10     | 30     | 40     |
| Новый 48-й тип, переделка  | -      | -      | -      | 10     | 30     | 40     |
| Новый 49-й тип, переделка  | -      | -      | -      | 10     | 30     | 40     |
| Новый 50-й тип, переделка  | -      | -      | -      | 10     | 30     | 40     |
| Новый 51-й тип, переделка  | -      | -      | -      | 10     | 30     | 40     |
| Новый 52-й тип, переделка  | -      | -      | -      | 10     | 30     | 40     |
| Новый 53-й тип, переделка  | -      | -      | -      | 10     | 30     | 40     |
| Новый 54-й тип, переделка  | -      | -      | -      | 10     | 30     | 40     |
| Новый 55-й тип, переделка  | -      | -      | -      | 10     | 30     | 40     |
| Новый 56-й тип, переделка  | -      | -      | -      | 10     | 30     | 40     |
| Новый 57-й тип, переделка  | -      | -      | -      | 10     | 30     | 40     |
| Новый 58-й тип, переделка  | -      | -      | -      | 10     | 30     | 40     |
| Новый 59-й тип, переделка  | -      | -      | -      | 10     | 30     | 40     |
| Новый 60-й тип, переделка  | -      | -      | -      | 10     | 30     | 40     |
| Новый 61-й тип, переделка  | -      | -      | -      | 10     | 30     | 40     |
| Новый 62-й тип, переделка  | -      | -      | -      | 10     | 30     | 40     |
| Новый 63-й тип, переделка  | -      | -      | -      | 10     | 30     | 40     |
| Новый 64-й тип, переделка  | -      | -      | -      | 10     | 30     | 40     |
| Новый 65-й тип, переделка  | -      | -      | -      | 10     | 30     | 40     |
| Новый 66-й тип, переделка  | -      | -      | -      | 10     | 30     | 40     |
| Новый 67-й тип, переделка  | -      | -      | -      | 10     | 30     | 40     |
| Новый 68-й тип, переделка  | -      | -      | -      | 10     | 30     | 40     |
| Новый 69-й тип, переделка  | -      | -      | -      | 10     | 30     | 40     |
| Новый 70-й тип, переделка  | -      | -      | -      | 10     | 30     | 40     |
| Новый 71-й тип, переделка  | -      | -      | -      | 10     | 30     | 40     |
| Новый 72-й тип, переделка  | -      | -      | -      | 10     | 30     | 40     |
| Новый 73-й тип, переделка  | -      | -      | -      | 10     | 30     | 40     |
| Новый 74-й тип, переделка  | -      | -      | -      | 10     | 30     | 40     |
| Новый 75-й тип, переделка  | -      | -      | -      | 10     | 30     | 40     |
| Новый 76-й тип, переделка  | -      | -      | -      | 10     | 30     | 40     |
| Новый 77-й тип, переделка  | -      | -      | -      | 10     | 30     | 40     |
| Новый 78-й тип, переделка  | -      | -      | -      | 10     | 30     | 40     |
| Новый 79-й тип, переделка  | -      | -      | -      | 10     | 30     | 40     |
| Новый 80-й тип, переделка  | -      | -      | -      | 10     | 30     | 40     |
| Новый 81-й тип, переделка  | -      | -      | -      | 10     | 30     | 40     |
| Новый 82-й тип, переделка  | -      | -      | -      | 10     | 30     | 40     |
| Новый 83-й тип, переделка  | -      | -      | -      | 10     | 30     | 40     |
| Новый 84-й тип, переделка  | -      | -      | -      | 10     | 30     | 40     |
| Новый 85-й тип, переделка  | -      | -      | -      | 10     | 30     | 40     |
| Новый 86-й тип, переделка  | -      | -      | -      | 10     | 30     | 40     |
| Новый 87-й тип, переделка  | -      | -      | -      | 10     | 30     | 40     |
| Новый 88-й тип, переделка  | -      | -      | -      | 10     | 30     | 40     |
| Новый 89-й тип, переделка  | -      | -      | -      | 10     | 30     | 40     |
| Новый 90-й тип, переделка  | -      | -      | -      | 10     | 30     | 40     |
| Новый 91-й тип, переделка  | -      | -      | -      | 10     | 30     | 40     |
| Новый 92-й тип, переделка  | -      | -      | -      | 10     | 30     | 40     |
| Новый 93-й тип, переделка  | -      | -      | -      | 10     | 30     | 40     |
| Новый 94-й тип, переделка  | -      | -      | -      | 10     | 30     | 40     |
| Новый 95-й тип, переделка  | -      | -      | -      | 10     | 30     | 40     |
| Новый 96-й тип, переделка  | -      | -      | -      | 10     | 30     | 40     |
| Новый 97-й тип, переделка  | -      | -      | -      | 10     | 30     | 40     |
| Новый 98-й тип, переделка  | -      | -      | -      | 10     | 30     | 40     |
| Новый 99-й тип, переделка  | -      | -      | -      | 10     | 30     | 40     |
| Новый 100-й тип, переделка | -      | -      | -      | 10     | 30     | 40     |

Проект плана выпуска самолетов и вертолетов Министерства авиационной промышленности на период 1956–1960 гг.





ПРОЕКТ САМОЛЕТА «108» С ТВД П-8  
(площадь крыла — 350 м², диаметр винтов — 6 м)

В феврале 1956 года по первым итогам проработки задания по самолету «108» был подготовлен доклад с изложенными в нем проблемами, с которыми столкнулись создатели нового самолета.

Проведенные исследования показали, что достижение самолетом территории

**Двигатель ВД-7М** являлся модернизацией двигателей типа ВД-5М и ВД-7 и имел следующие проектные данные:

- взлетная тяга на форсаже — 16 500 кг при удельном расходе топлива 2,0–2,05;
- тяга на форсаже — 9700 кг, на высоте 11 000 м и скорости 1500 км/ч, при удельном расходе топлива 2,1 кг/кг•ч;
- тяга на форсаже — 7500 кг, на высоте 11 000 м и скорости 1400 км/ч, при удельном расходе топлива 1,7 кг/кг•ч;
- тяга бесфорсажная — 2500 кг, на высоте 11 000 м и скорости 1000 км/ч, при удельном расходе топлива 0,97 кг/кг•ч;
- сухая масса двигателя — 3000–3200 кг.

Двигатель должен был быть готов в 1956 году, пройти проверки в летных условиях и в первом квартале 1957 года должен был быть предъявлен на государственные испытания.

**Двигатель НК-6** являлся развитием проектов турбовентиляторных двигателей типа П-4 и П-6 и имел следующие расчетные данные:

- взлетная тяга — 21 500 кг при удельном расходе топлива 1,8–1,9 кг/кг•ч;
- тяга — 3500–4000 кг, на высоте 11 000 м и скорости 950 км/ч, при удельном расходе топлива 0,86–0,88 кг/кг•ч;
- тяга — 12 000 кг, на высоте 11 000 м и скорости 1400 км/ч, при удельном расходе топлива 1,7 кг/кг•ч;
- тяга — 10 500 кг, на высоте 11 000 м и скорости 1800 км/ч, при удельном расходе топлива 1,3 кг/кг•ч;
- максимальная тяга — 20 000 кг, на высоте 11 000 м и максимальной скорости 1800 км/ч;
- сухая масса двигателя — 3000–3200 кг;
- диаметр двигателя — 1750 мм.

Двигатель должен был быть готов в 1957 году, пройти проверки в летных условиях и в четвертом квартале 1957 года должен был быть предъявлен на государственные испытания.

США, при условии прорыва американской системы ПВО на сверхзвуковой скорости и действия с баз, расположенных в СССР, возможно при следующих практических дальностях самолета «108»:

- при полете из центральной части СССР через Северный полюс до южных штатов США — 18 000 км, из них на сверхзвуке — 6600 км;
- при полете с территории СССР (из района Анадыря) через Тихий Океан до середины США — 21 000 км, из них на сверхзвуке — 7000 км;

- при полете с севера Европейской части СССР между Британскими островами и Гренландией до середины США — 22 000 км, из них на сверхзвуке — 4000 км.

Анализ возможных маршрутов нанесения по США авиационных стратегических ударов показал, что гарантированное достижение основных пунктов США с территории СССР, при условии возвращения носителя обратно на базу, возможно с двойной дозаправкой топливом в полете при достижении величины аэродинамического качества на дозвуке порядка 13–15

и на сверхзвуке — 5,5–6,5, получения необычно высоких запасов по топливу (72–75% от взлетной массы).

Близким к таким значениям обладал вариант самолета «108» с треугольным крылом с углом стреловидности 40°, относительной толщиной — 0,06, площадью крыла 400 м², с двигателями типа П-4 и взлетной массой 250–300 т. Близкие значения по покрываемым маршрутам возможно было получить на варианте самолета с двигателями П-6, с относительной толщиной крыла — 0,04, площадью крыла 400 м², углом стреловидности 60° и взлетной массой 250–300 т, но при этом авиационные базы должны были быть приближены к границам СССР, то есть в зоны действия тактической авиации НАТО, что было крайне нежелательно. Превращение проектов двигателей П-4 и П-6 в реальный двигатель НК-6 со значительно худшими удельными параметрами усугубил ситуацию. Таким образом, проблема создания самолета «108» упиралась в четыре крупные проблемы: получение высокого аэродинамического качества на всех режимах полета, обеспечение относительных запасов топлива, создание высокоэффективных двигателей с приемлемыми значениями удельных параметров, разработку методики и техники заправки топливом на обратном пути (поиск, встреча, связь и т.д.).

Каждый из перечисленных вопросов представлял собой отдельную сложнейшую проблему. Практически речь шла о создании многорежимного стратегического сверхзвукового ударного самолета-носителя, по своим предполагавшимся техническим и технологическим решениям значительно опережавшего тогдашние возможности отечественной авиационной

промышленности, да, вероятно, и западной. Фактически данный тип самолета частично был реализован только в 1970-е и 1980-е годы с появлением американского и советского многорежимных ударных самолетов-носителей В-1 и Ту-160.

Несмотря на все эти проблемы, были предложены мероприятия по преодолению кризиса в создании самолета. К ним можно отнести: работы по повышению качества — внедрение новых профилей крыла, набора треугольного крыла, параллельного передней кромке, применение правила площадей, использование систем отсоса и сдувания пограничного слоя. Кроме того предлагались мероприятия по дальнейшему совершенствованию общей аэродинамической схемы самолета. Разработчики считали, что из трех схем (обычная схема, схема «бесхвостка», схема «утка»), наиболее простой по компоновке является «бесхвостка». Выполненный по ней самолет, даже при наличии неизбежных потерь на балансировку по дальности и маневренности, практически не уступал самолету, выполненному по обычной схеме. В случае применения в этой схеме дестабилизатора (убирающаяся несущая поверхность перед крылом с площадью 3–4% от площади крыла) появлялась возможность улучшения аэродинамического качества самолета на дозвуке, когда дестабилизатор убран, а центровка подобрана так, чтобы потери на балансировку сводились к минимуму. Одновременно улучшались взлетно-посадочные характеристики при выдвинутом дестабилизаторе.

Одним из серьезных вопросов для самолета «108» был вопрос расположения двигателей, особенно когда встал вопрос

о применении правила площадей и внедрении системы отсоса-сдувания пограничного слоя. В первом случае наиболее рационально было использовать обычную схему самолета с расположением заключенных в мотогондолы двигателей между крылом и оперением, что хорошо согласовывалось с построением планера самолета по закону сечений. Во втором случае наиболее рационально было расположить двигатели в крыле в непосредственной близости от крыльевой системы отсоса-сдувания, а также от реактивных закрылков.

Все эти сложные вопросы должны были быть решены до передачи проекта в рабочее проектирование, в частности, до попадания его в отдел технических проектов.

Тем временем вышло Постановление Совета Министров СССР № 424-261 от 28.03.1956 и Приказ МАП № 194 от 06.04.1956, по которым предписывалось продолжить работы по системе, но уже в варианте самолета-носителя с 4 двигателями типа НК-6, срок предъявления на государственные испытания был передвинут на второй квартал 1959 года.

Проектирование самолета постепенно переместилось в отдел технических проектов, которым руководил С.М.Егер. Там самолет «108» значительно преобразился: схема самолета стала обычной низкопланной с хвостовым оперением, крыло стреловидное с углом стреловидности по передней кромке 45°, двигатели располагались теперь попарно у фюзеляжа над центропланом. Большая часть фюзеляжа и крыла были занята топливными баками. В носовой части располагались герметическая кабина летчика и штурмана, в хвостовой части в кормовой пушечной установке находился стрелок-радист. Нижняя часть



С. М. Егер



Самолет М-50А на воздушном параде в Тушино, 1961 г.



В процессе испытаний самолет М-50А оснастили двумя ТРДФ ВД-7М (на пилонах под крылом) и двумя ТРД ВД-7Б (на концах крыла)



Первый полет М-50А состоялся 27 ноября 1959 г. Всего было совершено 19 испытательных полетов

носового отсека была занята РЛС типа ПН, предназначенной для навигации и управления ракетами класса «воздух — поверхность». В грузовом отсеке в центральной части фюзеляжа на специальном опускающемся балочном держателе подвешивался или пилотируемый ударный самолет, или ракета.

Работы по самолету «108» и самолету «100», а также по всей системе продолжались еще два года, в основном не выходя за рамки проекта. Тем временем в 1958 году в ОКБ-23 были построены прототипы межконтинентальных стратегических бомбардировщиков-ракетоносцев — самолеты М-50 и М-52; через год, осенью 1959 года, — М-50 с двигателями ВД-7Б и ВД-7М начал летать на дозвуковых и околозвуковых режимах. Готовился к полетам и М-52 со штатными бесфорсажными двигателями типа «16-17», разработанными в ОКБ-16, под руководством П.Ф.Зубца. Двигатели имели максимальную тягу 16 800 кг и удельный расход топлива на крейсерском сверхзвуковом режиме 1,1–1,2 кг/кг·ч.

Но вскоре все работы по М-50 и М-52 были прекращены, и конкурент самолета Ту-108 остался в двух опытных экземплярах (второй экземпляр — модификация М-52 — был построен, но не летал). Советский военно-промышленный комплекс на всех парах переходил на ракеты. Стратегическим сверхзвуковым авиационным носителям в системе обороны СССР в то время места не нашлось. Проект самолета «108» разделил судьбу построенных в металле М-50 и М-52. 31 июля 1958 года вышло Постановление Совета Министров СССР № 867-404, а вскоре за ним последовал Приказ МАП № 316 от 09.08.1958,

согласно которым все работы по тематике самолет «108» и самолет «100» прекращались.

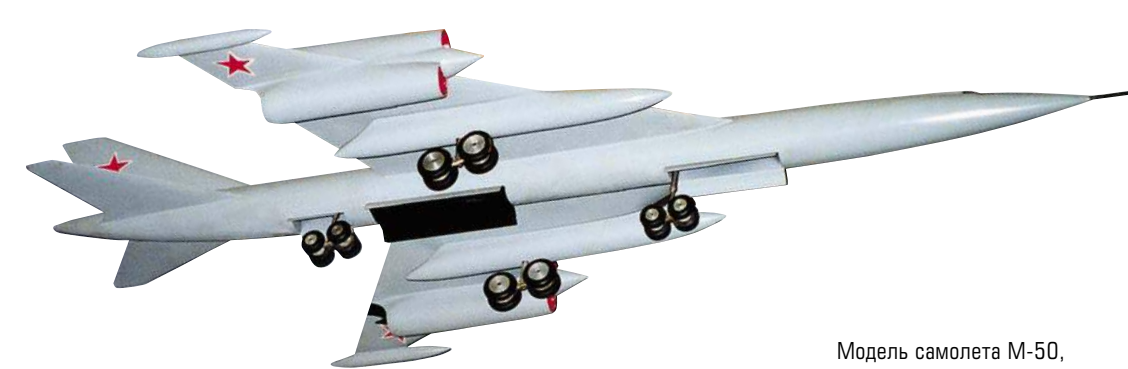
Последний вариант самолета «108», находившийся в работе в отделе технических проектов имел следующие данные:

- размах крыла — 37,5 м;
- площадь крыла — 350 м<sup>2</sup>;
- удлинение крыла — 4;
- сужение крыла — 6;
- угол стреловидности крыла по передней кромке — 45°;
- САХ крыла — 1135 мм;
- суммарный запас топлива — 191 000 кг, из них: в фюзеляже — 163 000 кг, в центроплане — 4000 кг, в ОЧК — 24 000 кг.

В США в первой половине 1950-х годов, оценивая перспективы создания межконтинентальной сверхзвуковой ударной авиационной системы, после нескольких лет предварительных исследований остановились на создании «трехмахового» межконтинентального самолета. ВВС США выдало свои ТТТ на подобный самолет



В-70 «Валькирия»



Модель самолета М-50, один из ранних вариантов

в конце 1954 года. В ноябре следующего года с фирмами Boeing и North American было подписано соглашение на разработку проекта самолета. В течение двух с половиной лет шел поиск наиболее оптимальной конфигурации самолета, предварительное и эскизное проектирование. К началу 1958 года в основном сложился облик будущего сверхзвукового стратегического бомбардировщика, получившего обозначение В-70 «Валькирия». Для В-70 была выбрана аэродинамическая схема «утка», с треугольным крылом с большой стреловидностью по передней кромке, с двухкилевым вертикальным оперением и с шестью ТРДФ, скомпонованными в единый блок с гондолами и воздухозаборниками, размещавшийся под центральной частью крыла. Вопросы смещения фокуса на В-70 при переходе на большие сверхзвуковые скорости решалась за счет отклонения консолей крыла в вертикальной плоскости. Суммарная расчетная максимальная тяга шести двигателей типа J93 равнялась 90 000 кг, двигатели должны были работать как на обычном керосине, так и на бороводородном топливе. Расчетная максимальная масса В-70 достигала 250 т, крейсерская

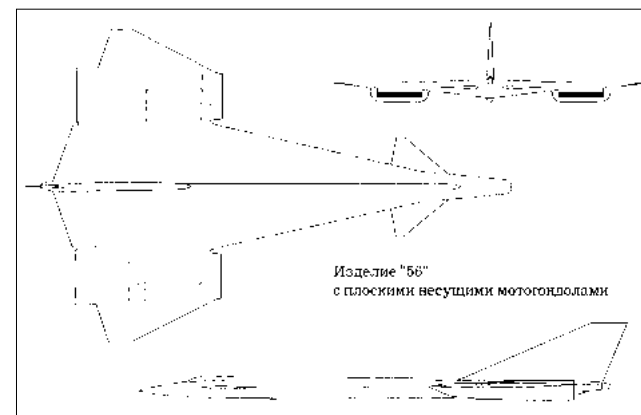
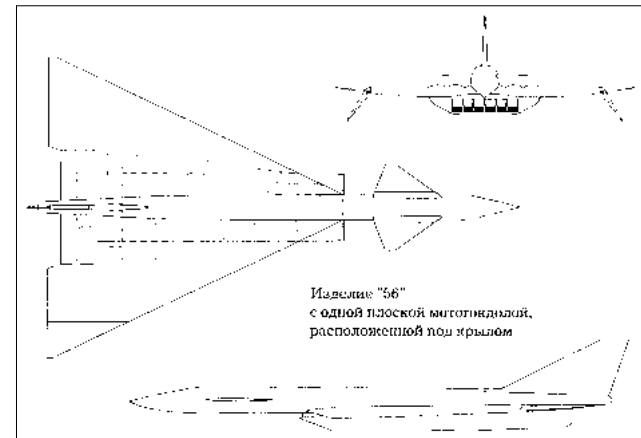
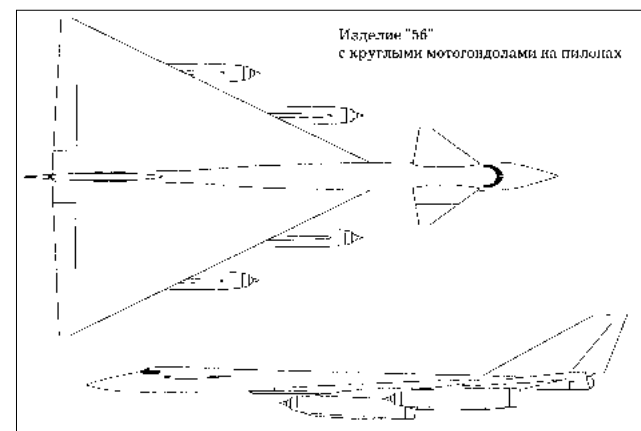
скорость — 3200 км/ч, высота крейсерского полета — 21 000–24 000 м, практическая дальность полета — 11 000 км. Ударное вооружение — свободнопадающие ядерные и термоядерные бомбы. Облет первого опытного экземпляра самолета планировалось провести в январе 1962 года, первая серийная машина должна была подняться в воздух в 1965 году. Вокруг проекта В-70, стоимость программы создания которого оценивалась в 3,3 миллиарда долларов, что по тем временам было «круто» даже для США, развернулась весьма жесткая борьба между различными ведомствами. Противники В-70 выдвигали тезис о полной бесперспективности самолета и всей ударной системы на его базе в условиях постоянно возрастающей мощи и эффективности советской ПВО. Они считали, что задачи поражения стратегических целей на советской территории за меньшие деньги смогут решать вооруженные ракетами В-52 и что стратегические ударные задачи лучше всего передать подземным шахтным комплексам баллистических ракет. Моряки настаивали на том, что их атомные авианосцы с новыми ударными самолетами, вооруженные ядерными бомбами,

а в ближайшем будущем — и атомные подводные лодки с баллистическими ракетами, значительно эффективнее и дешевле сотрут коммунистов с лица Земли. Сторонники В-70 утверждали, что, вооружив его управляемым ракетным оружием, в том числе баллистическими ракетами, можно увеличить устойчивость В-70 к советской ПВО, сохранив при этом все положительные достоинства ударной сверхзвуковой авиационной системы (большая скорость реакции при возможности прекращения ударной операции или перевода ее в ждущий режим, мобильность базирования и т. д.). А, что касается стоимости морских и наземных ударных комплексов, то они при более детальной оценке оказывались не менее, а то и более дорогими. В декабре 1959 года американское правительство, под давлением противоречивых оценок программы В-70, решает прекратить дальнейшую разработку и производство В-70. Однако в январе 1960 года работы по В-70 реанимируются: принимается

Модель самолета М-52







решение по строительству двух опытных машин ХВ-70А для летных испытаний с целью изучения проблем дальнейшего развития тяжелой сверхзвуковой авиации, в том числе в плане разработки сверхзвуковых пассажирских самолетов. Производство первого ХВ-70А закончилось в 1964 году, первый полет машина совершила 21 сентября 1964 года, второй ХВ-70А поднялся в первый полет 17 июля 1965 года. Вторая машина после серии успешных испытательных полетов погибла в демонстрационно-рекламном полете, первая летала до конца 1968 года, выполнив большой объем полетов по различным испытательным программам.

Работы американцев по «трехмаховому стратегу» не прошли незамеченными в СССР. В конце 1957 года, первоначально в инициативном порядке, в ОКБ-23 начались работы по стратегической авиационной системе М-56, предполагавшей создание ударного стратегического самолета-ракетоносца М-56К и разведчика М-56Р. Непосредственно разработкой М-56 в ОКБ руководил Л.Л.Селяков. В проектировании находились четырехдвигательные и шестидвигательные варианты самолета. В отличие от более консервативной схемы М-50 и М-52, при проектировании М-56 ОКБ-23 остановилось первоначально на схеме «бесхвостки» с треугольным крылом, прорабатывались варианты с двигателями на пилонах под крылом и в едином пакете под средней частью крыла. Постановление по стратегической авиационной системе М-56 № 867-408 вышло 31 июля 1958 года. Ударный вариант М-56К задавалось проектировать в варианте ракетоносца, вооруженного ракетами «44» (М-44). Ракета «44» разрабатывалась в ОКБ-23,

ее масса в момент отделения от М-56К должна была равняться 12–14 т, а компоновка и аэродинамика увязывались с самолетом-носителем с целью получения минимального сопротивления в полете. Ракета оснащалась двумя ТРД типа КР-5-26, максимальная скорость должна была достигать 3000–3200 км/ч, высота полета — 28 000–30 000 м, боевая нагрузка — 2,3 т. Для силовой установки М-56 первоначально были выбраны двигатели, проектировавшиеся в ОКБ Н.Д.Кузнецова, типа НК-10Б с максимальной взлетной тягой 24 000 кг и удельным расходом топлива на крейсерском сверхзвуковом режиме  $M=2,5$  порядка 1,6 кг/кг·ч.

Уже к ноябрю 1958 года ОКБ-23 получило первые расчеты по различным вариантам компоновок М-56. Четырехдвигательный вариант с двигателями на пилонах мог обеспечить качество на сверхзвуке не более 6,0. Шестидвигательный вариант компоновки обещал получение аэродинамического качества в крейсерском сверхзвуковом полете 6,4. При взлетной массе 210 т расчетная практическая дальность без подвесок или контейнеров получалась равной 10 070 км. Крейсерская скорость полета с подвесками находилась в пределах 2500–2700 км/ч, максимальная — до 3200 км/ч. Для увеличения дальности полета предусматривалась подвеска под самолетом аэродинамически вписанного в компоновку машины большого топливного бака или контейнера под крупный термоядерный боеприпас. Большое внимание при проектировании М-56 уделялось аэродинамическому совершенству самолета на всех режимах полета. Как известно, при переходе на сверхзвуковую скорость аэродинамический фокус крыла смещается

назад, что приводит к резкому изменению запаса продольной устойчивости. Проблема можно решать выбором аэродинамической компоновки крыла (применение «неплого» крыла со сложной срединной частью, как это было в дальнейшем выполнено на серийном варианте Ту-144) и с помощью дополнительной системы перекачки топлива в полете из одной группы баков в другую, смещая центр масс и добиваясь требуемых балансировок. При этом процесс перекачки достаточно инерционный и сложный в техническом плане. На М-56 решено было пойти другим, редко используемым путем — введением в схему «бесхвостка» плавающего горизонтального оперения (ПГО).

На дозвуковом режиме ПГО работает во флюгерном режиме, не создавая ни компенсирующих сил, ни моментов. На сверхзвуковом режиме ПГО заклинивается на определенный угол, при этом исходная схема самолета превращается в схему «утка», и в этом случае аэродинамические силы на ПГО смещают фокус самолета вперед, восстанавливая требуемую балансировку. При этом управление по каналу тангажа ведется с помощью элевонов, но со значительно меньшими расходами рулей, что позволяет получить приемлемые крейсерские значения аэродинамического качества на сверхзвуке.

В дальнейшем, начиная с января 1959 года, все проекты М-56 выполнялись с ПГО. При проектировании силовой установки М-56 значительное внимание уделялось совершенствованию аэродинамики силовой установки. Если первоначально проекты М-56 базировались на использовании подкрыльевых или крыльевых осесимметричных воздухозаборников с центральным

регулируемым конусом, то в дальнейшем перешли к плоским воздухозаборникам с горизонтальным регулируемым клином под центральной частью крыла в едином блоке, а также к плоским крыльевым несущим мотогондолам, дававшим некоторую прибавку аэродинамического качества на крейсерском режиме полета. В 1959 году ОКБ-23 в проекте М-56 переходит на шесть альтернативных двигателей ВК-15, проектировавшихся в ОКБ-117 В.Я.Климова.

Грузоотсек самолета перерабатывается под баллистическую ракету воздушного базирования с дальностью полета в 2000 км. При этом радиус действия системы получался порядка 7000–8000 км.

Процесс первоначального проектирования М-56 продолжался практически до прекращения работы ОКБ-23 в области авиации. Последние варианты проектов М-56 прорабатывались под двигатели типа РД16-17М (М16-17М) с максимальной тягой 21700 кг и удельным расходом топ-

лива на крейсерском сверхзвуковом режиме 1,62 кг/кг·ч разработки ОКБ-16 П.Ф.Зубца и РД17-117Ф с максимальной форсажной тягой на взлете 17500 кг, разрабатывавшийся в ОКБ-117 под руководством С.П.Изотова. 1 марта 1960 года В.М.Мясищев подписывает эскизный проект по стратегической ударной системе М-56К. Площадь крыла самолета носителя определялась в 450 м<sup>2</sup>, взлетная масса — в 220 т, масса пустого самолета — 63,35 т, весовая отдача по топливу достигала 68,4%. С перепрофилированием ОКБ-23 под ракетную тематику работы по М-56 постепенно прекратились, а материалы по нему были переданы в другие ОКБ, в частности в ОКБ-156 А.Н.Туполева.

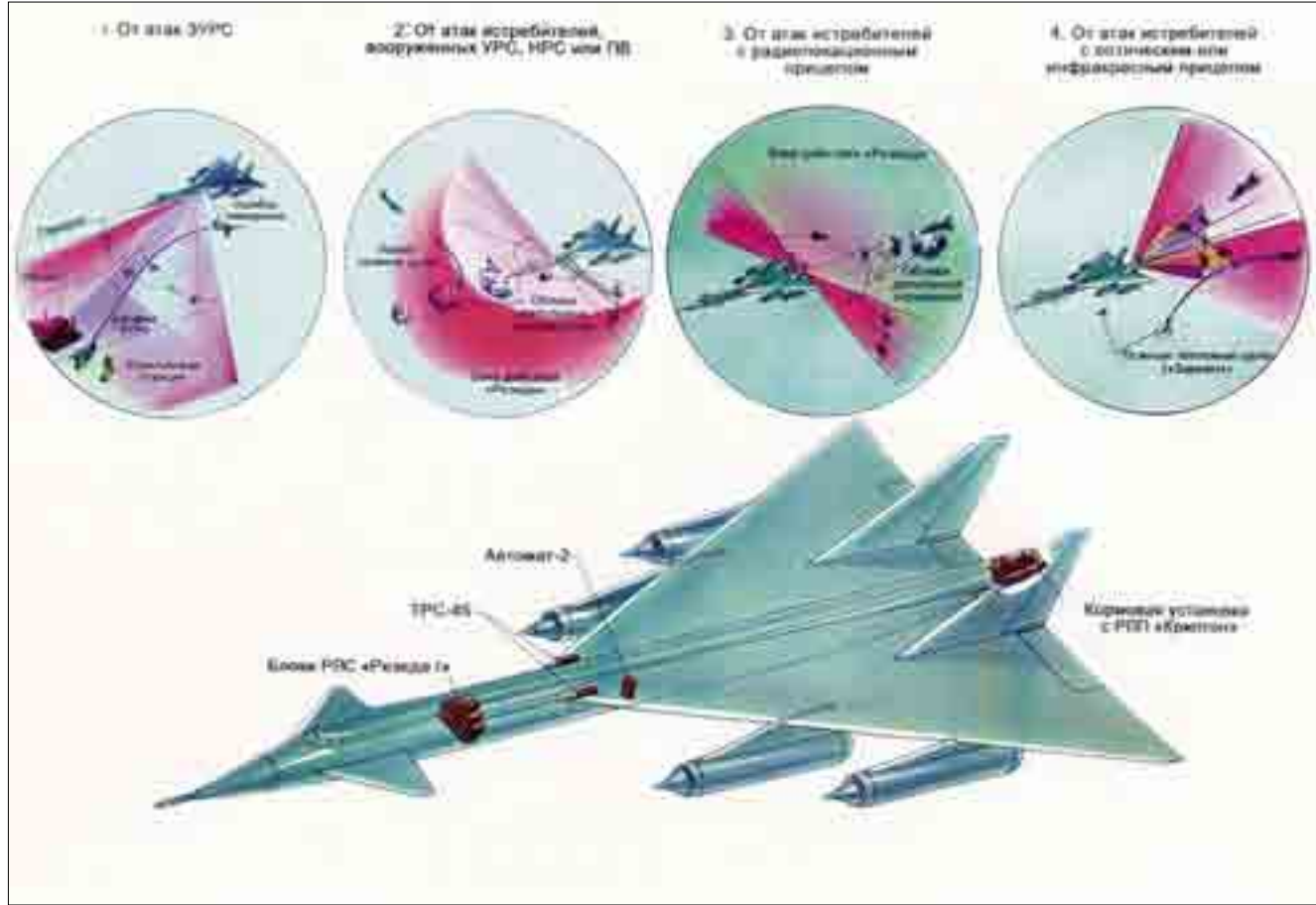
Когда шли работы по М-56, командование ВВС выдвинуло свои предложения по перспективам развития авиационной и ракетной техники, развертыванию научно-технических работ на 1959–1960 годы. Первый этап развития стратегических ударных средств ВВС предусматривал



В. М. Мясищев



Схема защиты М-56  
в передней и задней  
полусферах



создание и внедрение крылатых ракет с  $M=2,5-4,0$  и бомбардировочных систем с  $M=2,5-3,0$  (крылатые ракеты Ту-121, «Буря», «Буран», бомбардировочная система М-56). Второй этап предполагал разработку гиперзвуковых планирующих или инерционно-аэродинамических крылатых ракет и бомбардировочных систем с крейсерскими скоростями полета, превышающими  $M=3$ . Предусматривалась разработка и новых конструктивных

материалов, и видов топлива, и перспективных типов двигателей, включая создание ядерных силовых установок для сверхзвуковых самолетов и ракет. Помимо традиционных стратегических авиационных систем, ВВС считали целесообразным проработать маловысотную (250–600 м) межконтинентальную бомбардировочную систему с подскоком в районе цели до 16 000–17 000 м с ядерной силовой установкой и вооруженную

управляемыми ракетами с дальностью полета 500–1000 км. В рамках этих предложений в ОКБ-23 под руководством Л.Л.Селякова в июле 1959 года был подготовлен предварительный проект стратегической авиационной системы М-57, являвшийся дальнейшим развитием идей, заложенных в проект М-56. Предварительные прикидки говорили, что имеется возможность получить самолет с площадью крыла  $400 \text{ м}^2$  и массовой отдачей по топливу 70,2%. Согласно проекту, самолет М-57 должен был выполняться по схеме «летающее крыло» (имелся вариант с ПГО). Расчетная площадь треугольного крыла с углом стреловидности по передней кромке  $75^\circ$  в окончательном варианте определилась в  $400 \text{ м}^2$ , расчетное крейсерское аэродинамическое качество на сверхзвуковом режиме находилось в пределах 5,9–6,2, взлетная масса достигала 250 т, при этом массовая одача по топливу достигала 72%.

Силовая установка должна была состоять из шести двигателей НК-11 (взлетная тяга 25 000–26 000 кг, удельный расход топлива на крейсерском сверхзвуковом режиме 2,12 кг/кг·ч. Крейсерская сверхзвуковая скорость полета М-57 должна была соответствовать  $M=3,6$ , а потолок над целью достигать 26 000 м. Вооружение самолета должно было состоять из ракет типа Х-22. Планировалось начать летные испытания самолета в 1963 году. Как и в случае с М-56, все работы над проектом были прекращены в начале 1960-х годов.

В Постановлении № 867-408 по созданию стратегической системы М-56 одним из пунктов ОКБ-156 предлагалось проработать проект авиационно-ракетной

стратегической системы на базе самолета-носителя Ту-95, представлявший собой модификацию серийного Ту-95 (Ту-95С) с крылатым управляемым снарядом большой дальности. В качестве управляемого снаряда предполагалось использовать беспилотный вариант подвесного ударного самолета «СР» ОКБ П.В.Цыбина, получивший проектное обозначение С-30 (система Ту-95С-30), или с использованием в качестве подвески одного из проектов ОКБ-156 — беспилотных самолетов «100» или «113». Дальность действия ударной системы оговаривалась 8500–9000 км, рубеж пуска самолета-снаряда — 3500–4000 км, крейсерская скорость самолета-носителя — 700–800 км/ч и практический потолок — 11 000–12 000 м. Самолет-снаряд должен был иметь крейсерскую скорость, соответствующую  $M=2,5-2,7$ , и высоту полета — 18 000–24 000 м. Эскизный проект системы необходимо было представить на утверждение в ВВС и в ГКАТ во втором квартале 1959 года, летные испытания системы должны были начаться в первом полугодии 1961 года. Работы по теме не вышли из стадии технического предложения. Одновременно под шифром самолет «135» в ОКБ-156 начались инициативные работы по стратегической ударной авиационной системе, близкой по своим проектным параметрам к М-56.

Еще до начала работ по этой теме в ОКБ-156 прорабатывалось несколько проектов по «трехмаховым» самолетам-носителям, причем так же, как и в начале 1950-х годов при выборе направлений работ по первым сверхзвуковым туполевским бомбардировщикам, в рассмотрении находились три типа ударных самолетов: фронтовой ударный, ударный самолет средней

дальности и самолет с межконтинентальным радиусом действия. По первому направлению был предложен проект фронтового бомбардировщика, имевшего шифр «ФБ». По второму направлению работы шли первоначально в развитие темы Ту-106, проекты по которой вскоре выделились в отдельное направление, уже не являвшееся развитием работ по теме «106». По третьему направлению в рассмотрении находился проект под шифром «Д», ставший в определенной степени отправной точкой для дальнейших работ по теме «135».

Работы по теме «135» проводились в отделе техпроектов под руководством С.М.Егера. До осени 1960 года работы по теме «135» не выходили за рамки поисковых исследований, было подготовлено несколько предварительных проектов стратегического сверхзвукового самолета, в основном повторявших варианты проектов по американскому В-70. Работы по теме активизировались с осени 1960 года. 3 октября 1960 года вышло Постановление Совета Министров СССР № 1057-437, согласно которому:

- ОКБ В.М.Мясищева передавалось в качестве филиала в ОКБ В.Н.Челомея и освобождалось от проектирования и разработки сверхзвукового самолета-носителя М-56, вопрос по проектам М-50, М-52 и «РСР» должен был быть решен дополнительно;
- ОКБ А.Н.Туполева, в связи с прекращением работ по М-56, должно было в 3-месячный срок дать предложения по созданию дальнего сверхзвукового самолета-носителя и дальнего сверхзвукового самолета-разведчика с рассмотрением возможности серийной постройки их на заводе № 22 в Казани.

В рамках этого задания в отделе С.М.Егера за несколько лет было рассмотрено и подготовлено большое количество проектов авиационно-ракетных и разведывательных стратегических систем, имевших в своей основе самые разнообразные компоновочные и конструктивные решения по самолету-носителю. В течение почти пяти лет была проведена большая работа по обоснованию и выбору основных параметров системы и самолета-носителя. Были проработаны и изучены десятки вариантов проектов самолета «135» с реализацией большого количества аэродинамических компоновочных решений и под различные типы двигателей. В ходе проектирования исследовался и творчески перерабатывался опыт проектирования дальних стратегических сверхзвуковых самолетов, которые разрабатывались в ОКБ-156, а также материалы по проектам ОКБ-23, которые были переданы от В.М.Мясищева (первоначально руководителем темы А.Н.Туполев предполагал назначить Л.Л.Селякова, занимавшегося у В.М.Мясищева проектами М-56 и М-57). Внимательно изучался

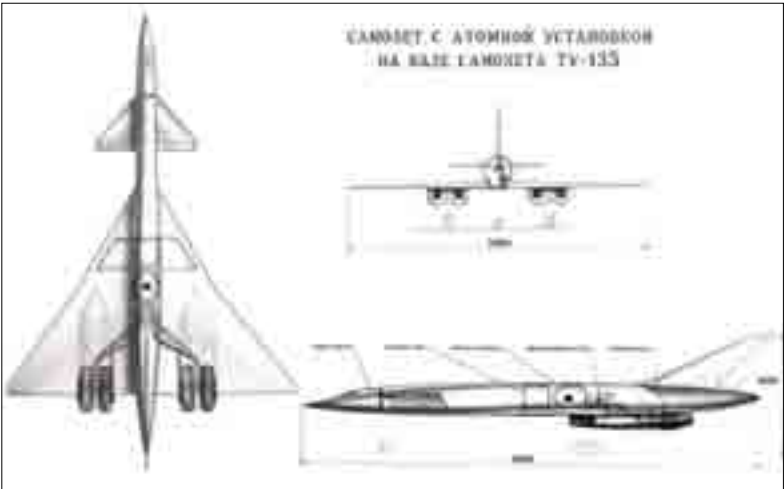


Л. Л. Селяков



Модель самолета М-57

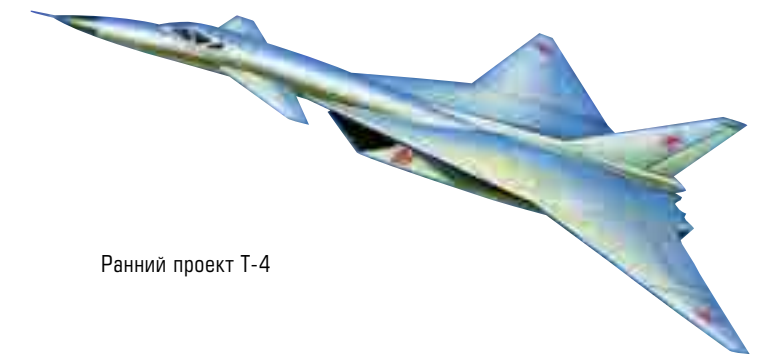




ход работ по американскому В-70, которые к этому времени продвинулись достаточно далеко. Изучались подходы ОКБ П. О. Сухого по проекту Т-4 и ОКБ А. С. Яковлева по Як-35. Оба проекта предполагали создание «трехмаховых» пилотируемых носителей. Первая из этих машин задавалась как дальний самолет-носитель среднего класса, с максимальной дальностью до 7000 км, вторая — в качестве носителя, рассчитанного на максимальную дальность — до 3000–4000 км, и в определенной степени по назначению перекликалась с туполевским проектом «ФБ». С этими проектами сам А. Н. Туполев и его коллеги могли ознакомиться на НТС, которые проводились в период с 1961 по 1962 год и на которые выносились проекты «135», Т-4 и Як-35.



Як-35



Ранний проект Т-4

| ОСНОВНЫЕ РЕЗУЛЬТАТЫ ПРОРАБОТКИ   |  |
|--|--|
| В ы в о д  | ОБЕСПЕЧИВАЕТСЯ:  |
| 1. Скорости полёта ограничиваются<br>$V_{max} = 3000^{**}/_{час} / 2,82 \text{ М} /$<br>$V_{max} = 2500-2650^{**}/_{час} / 2,35-2,5 \text{ М} /$ | $\alpha$ Использование типичной для существующих самолётов дюралевой конструкции с введением только на некоторых элементах тепло-стойких материалов.<br>$\beta$ Использование существующей производственной базы самолёто-строительных заводов.<br>$\delta$ Сокращение сроков проектирования и производства минимум в 2 раза.  |
| 2. Создание самолёта базируется на двухконтурных /турбовентиляторных/ двигателях НК-6  | $\alpha$ Получение дальности полёта большей на 10-20% на основных режимах полёта, и большей на 30-40% на смешанных и дозвуковых режимах полёта.<br>$\beta$ Создание силовой установки однотипной для самолётов:<br>- Ту-22 с НК-6,<br>- Ту-135 - военного варианта,<br>- Ту-135 - пассажирского варианта,<br>или используемой в модификациях:<br>- для пассажирского самолёта Ил-62 -/НК-6/<br>- для вертикально-взлетающего самолёта -/НК-36 и НК-38/.<br>$\delta$ Возможность длительного полёта на малых высотах. |

В ходе научно-исследовательских работ по программе создания стратегической ударно-разведывательной системы и самолета-носителя «135» в ОКБ-156, ЦАГИ, ЦИАМ, агрегатными ОКБ были проведены оценки конфигурации системы, ее возможная эффективность и пути развития, рассмотрены конкретные схемы самолетов-носителей, их силовых установок, систем вооружения и оборудования. В ходе работ по выбору оптимальной аэродинамической схемы самолета было изготовлено 14 моделей самолета «135», на которых в ЦАГИ были проверены 6 вариантов схем крыла и более 10 вариантов расположения двигателей. На 5 вариантах определялся оптимальный профиль крыла. На 6 вариантах — взлетно-посадочные характеристики и общие характеристики на

Для самолета «135» рассматривались следующие типы двигателей:

В ОКБ-276 Н.Д. Кузнецова находилась в работе целая серия двухконтурных турбовентиляторных двигателей НК-6 и НК-10 со следующими данными.

- Двигатель типа НК-6**
- максимальная взлетная тяга — 23 000–23 500 кг;
  - удельный расход топлива на высоте 11 000 м и скорости, соответствующей 2,0–2,5М — 1,5–1,7 кг/кг•ч;
  - сухая масса двигателя — 3300 кг;
  - диаметр двигателя — 1995 мм.

- Двигатель типа НК-6Б**
- максимальная взлетная тяга — 24 800 кг;
  - удельный расход топлива на высоте 11 000 м и скорости, соответствующей 2,0–2,5М — 1,5–1,75 кг/кг•ч.

- Двигатель типа НК-6В**
- максимальная взлетная тяга — 18 700 — 23 500 кг;
  - удельный расход топлива на высоте 11 000 м и скорости, соответствующей 2,0–2,5М — 1,7–1,9 кг/кг•ч;
  - сухая масса двигателя — 2800 кг;
  - диаметр двигателя — 1700 мм.

- Двигатель типа НК-6С**
- максимальная взлетная тяга — 22 500 кг;
  - удельный расход топлива на высоте 11 000 м и скорости, соответствующей 2,0–2,5М — 1,6–1,7 кг/кг•ч;
  - сухая масса двигателя — 3200 кг;
  - диаметр двигателя — 1750 мм.

- Двигатель типа НК-10**
- максимальная взлетная тяга — 24 000 кг;
  - удельный расход топлива на высоте 11 000 м и скорости, соответствующей 2,0–2,5М — 1,4–1,6 кг/кг•ч;
  - сухая масса двигателя — 3400 кг;
  - диаметр двигателя — 1700 мм.

ОКБ-300 С.К. Туманского прорабатывало двигатели типа Р15Б-300 и Р23-300. Первый двигатель являлся вариантом двигателя КР15-300, предназначенного для беспилотных самолетов ОКБ Туполева «121» и «123», и в дальнейшем многие годы успешно эксплуатировался на самолетах МиГ-25.

- Двигатель Р15Б-300**
- максимальная взлетная тяга — 15000 кг;
  - удельный расход топлива на высоте 11 000 м и скорости, соответствующей 2,5М — 1,8 кг/кг•ч.

- Двигатель Р23-300**
- максимальная взлетная тяга — 21 000 кг;
  - удельный расход топлива на высоте 11 000 м и скорости, соответствующей 2,0–2,5М — 1,6–1,75 кг/кг•ч;
  - сухая масса двигателя — 3000 кг;
  - диаметр двигателя — 1700 мм.

ОКБ-36 П.А. Колесова работало над одноконтурными ТРД серии ВД-19 (РД-19): ВД-19Р, ВД-19Р2 и другими близкими по конструктивному исполнению ТРД.

- Двигатель ВД-19Р**
- максимальная взлетная тяга — 13 500 кг;
  - удельный расход топлива на высоте 11 000 м и скорости, соответствующей 2,0–2,5М — 2,0–2,5 кг/кг•ч;
  - сухая масса двигателя — 2550 кг;
  - диаметр двигателя — 1330 мм.

ОКБ-117 С.П. Изотова работало над двигателем типа Р17-117.

- Двигатель Р17-117**
- максимальная взлетная тяга — 17 000 кг;
  - удельный расход топлива на высоте 11 000 м и скорости, соответствующей 2,0–2,5М — 1,7–1,8 кг/кг•ч;
  - сухая масса двигателя — 3200 кг;
  - диаметр двигателя — 1630 мм.

Рассматривался вариант самолета «135» с ядерной силовой установкой.

Число двигателей, в зависимости от величины их тяги, менялось от четырех до шести.



П. В. Дементьев



П. О. Сухой



А. С. Яковлев

дозвуковых скоростях. На моделях выбирались органы управления, характеристики устойчивости и управляемости. Отрабатывалась форма и расположение мотогондол, воздухозаборники, сопла, форма каналов подвода воздуха к двигателям, исследовалось взаимное влияние двигательных гондол, крыла и фюзеляжа. В результате работ по выбору оптимальной схемы для самолета «135» в окончательном варианте была выбрана схема «утка» с плавающим горизонтальным оперением, треугольным крылом, составленным из базового крыла сравнительно небольшой стреловидности (45–50°), и наплывной передней части с большим углом стреловидности (65–70°) и с одним килем. Четыре двигателя типа НК-6 размещались в спаренных гондолах под крылом.

Выбранная компоновка позволила получить достаточно высокие расчетные значения аэродинамического качества самолета на различных режимах полета, которые были подтверждены в ходе исследований в ЦАГИ (при  $M=0,9$  —  $K=10,5$ ; при  $M=1,2$  —  $K=8,3$ ; при  $M=2,5$  —  $K=6,5$ ; при  $M=3$  —  $K=6,0$ ).

Отдельно изучался вопрос создания системы ракетного вооружения на базе крылатых ракет различного назначения и баллистических ракет воздушного базирования. Много внимания уделялось формированию навигационно-пилотажного и прицельного комплексов, комплексу РЭП.

В результате проектирования ударно-разведывательной системы Ту-135 в ОКБ были выработаны основные положения концепции создания стратегического самолета-носителя и систем на его базе. Основные моменты ее были следующие.

Максимальная скорость полета самолета ограничивалась величиной 3000 км/ч

(2,82М), а крейсерская скорость — 2500–2650 км/ч (2,35–2,5М). Это позволяло использовать в конструкции самолета дюралевые сплавы и применять только в некоторых нагруженных элементах теплоустойчивые сплавы и материалы, что давало возможность использовать привычные и отработанные технологии и производственную базу серийных авиационных заводов без их существенной переделки и позволяло сократить сроки проектирования и производства как минимум в два раза.

Силовая установка самолета, базировавшаяся на двухконтурных (турбовентиляторных) двигателях типа НК-6, обеспечивала получение дальности полета, большей на 10–20%, по сравнению с другими типами предлагавшихся двигателей, на основных сверхзвуковых режимах полета и на 30–40% — на смешанных и дозвуковых режимах, позволяла осуществлять длительный полет на малых высотах при прорыве системы ПВО. Кроме того, использование НК-6 позволяло иметь силовую установку, однотипную с самолетами Ту-22 (самолет «106»), а также должно было дать дополнительный эффект от применения модификаций НК-6 или его основных агрегатов для силовых установок самолетов гражданского назначения и для проектов самолетов вертикального взлета и посадки (НК-8, НК-144, НК-36, НК-38).

На основании большого объема исследований и анализа предложенных вариантов самолета «135» для дальнейшего проектирования был выбран вариант со следующими размерностями: площадь крыла — 400–450 м<sup>2</sup>, взлетная масса — 160–200 т. Выбранные размерности обеспечивали получение:

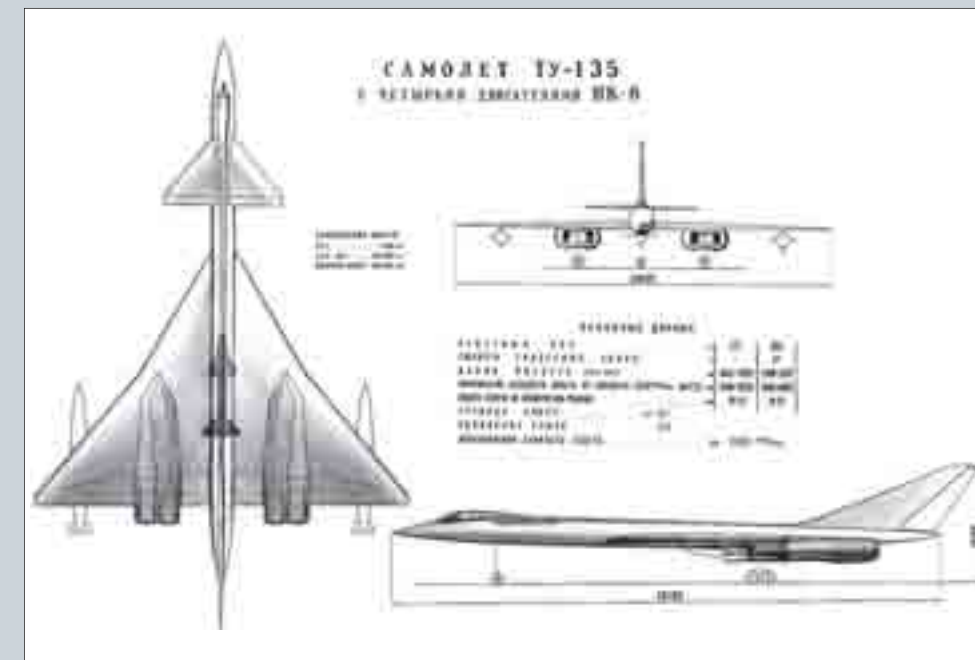
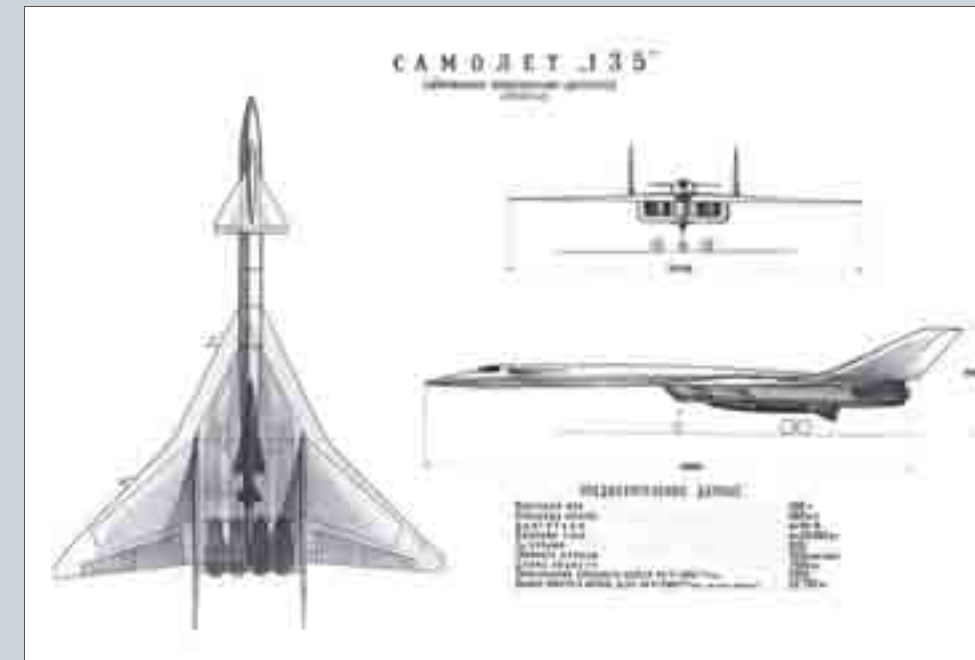
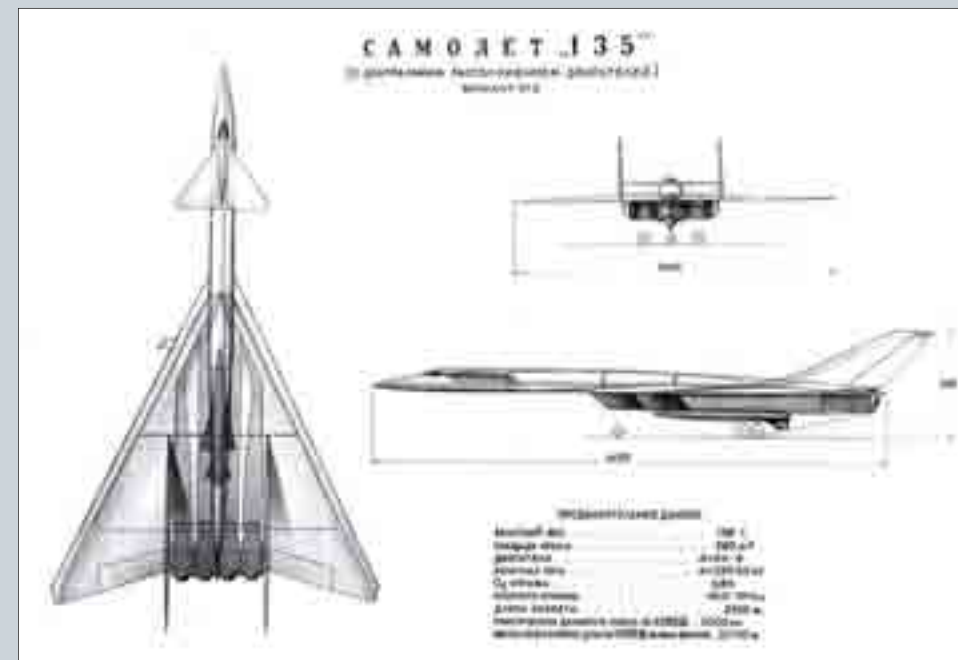
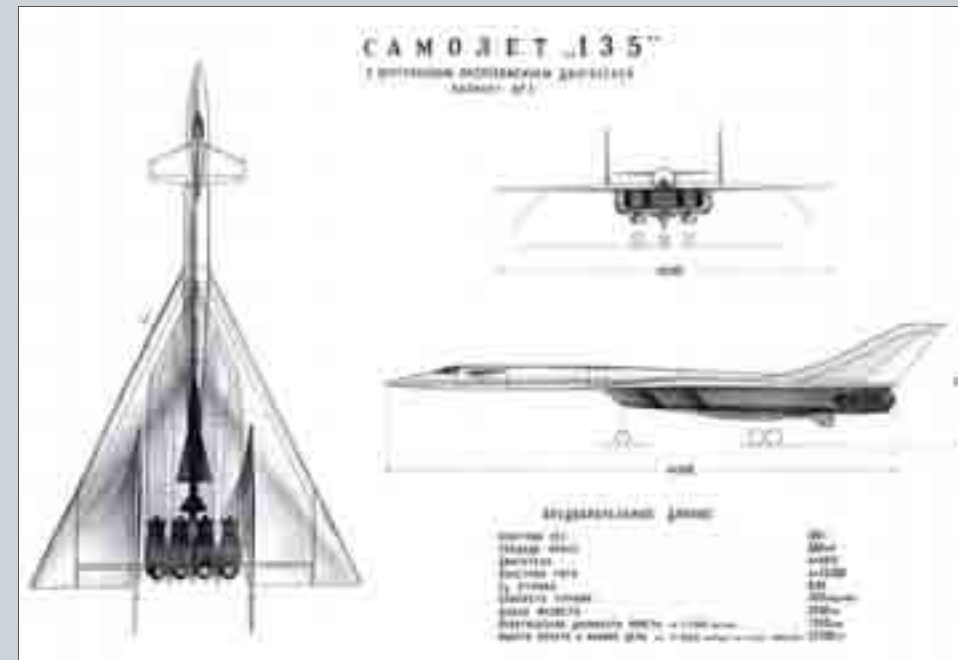
- нормальной практической дальности полета на сверхзвуковом крейсерском

режиме (2650 км/ч) — 8000 км, максимальной практической дальности полета — 10 000 км и дальности с одной дозаправкой топливом в полете — 12 000 км;

- максимальной практической дальности полета на дозвуковом режиме (920 км/ч) — 12 000–13 000 км и с дозаправкой топливом в полете — 14 000–15 000 км;
- максимальной практической дальности полета на малых высотах на высокой дозвуковой скорости — 6000 км.

На основании требований ВВС по возможности эксплуатации тяжелых самолетов с аэродромов со слабым бетонным покрытием или с грунта, самолет «135» должен был оборудоваться многоколесным или лыжно-колесным шасси. Это позволяло использовать самолет при взлетной массе 160 т с аэродромов 1-го класса и с грунтовых аэродромов улучшенного типа. В перегрузочном варианте при взлетной массе 200 т — с внеклассных аэродромов или с усиленных полос аэродромов 1-го класса.

В таком предварительном виде система Ту-135 была вынесена на научно-технические советы, проводившиеся руководством авиапрома. На этих НТС сложилась достаточно острая и парадоксальная ситуация. Хотя три ОКБ (туполевское, суховское и яковлевское) вынесли на суд проекты самолетов-носителей, относящихся к разным типовым категориям в классе тяжелых ударных самолетов, началась достаточно жесткая полемика между тремя этими ОКБ, в которой ставились под сомнения общие и частные подходы коллег-соперников к решению проблемы независимо от класса предлагавшегося самолета.







Соперничество и полемика были достаточно острыми. Дело было в сложности проблемы и в определенной неясности для участников споров, какой путь или вариант является оптимальным. Каждый стремился прощупать конкурента, вытянуть из него как можно больше информации, а затем перехватить инициативу и получить твердый заказ на разработку своего самолета в рамках задания, а может быть, и перехватить задания у коллег. Стремясь развести своих генеральных в разные «углы ринга» после этих «горячих» НТС, министр авиационной промышленности Дементьев специальным документом четко определил сферы деятельности ОКБ-156 и ОКБ-51 (проекты «135»

и Т-4). ОКБ-115 вовсе не упоминалось, хотя наиболее жесткий конфликт возник на НТС между Туполевым и Яковлевым, во многом определявший их взаимной давнишней «любовью» друг к другу. В январе 1962 года в документе, который министр направил в Комиссию Президиума Совета Министров СССР по военно-промышленным вопросам, отмечалось: «Вопрос о сверхзвуковом дальнем самолете Ту-135 и его основных характеристиках был дополнительно рассмотрен в научно-исследовательских институтах — ЦАГИ, ЦИАМ, ЛИИ, в конструкторских бюро — ОКБ-156 (т. Туполева), ОКБ-51 (т. Сухого) и ОКБ-115 (т. Яковлева). Результаты проведенных в НИИ и ОКБ работ были

обсуждены на Научно-техническом совете Комитета, который установил целесообразность создать два типа дальних сверхзвуковых самолетов-носителей ракетного оружия и самолетов-разведчиков:

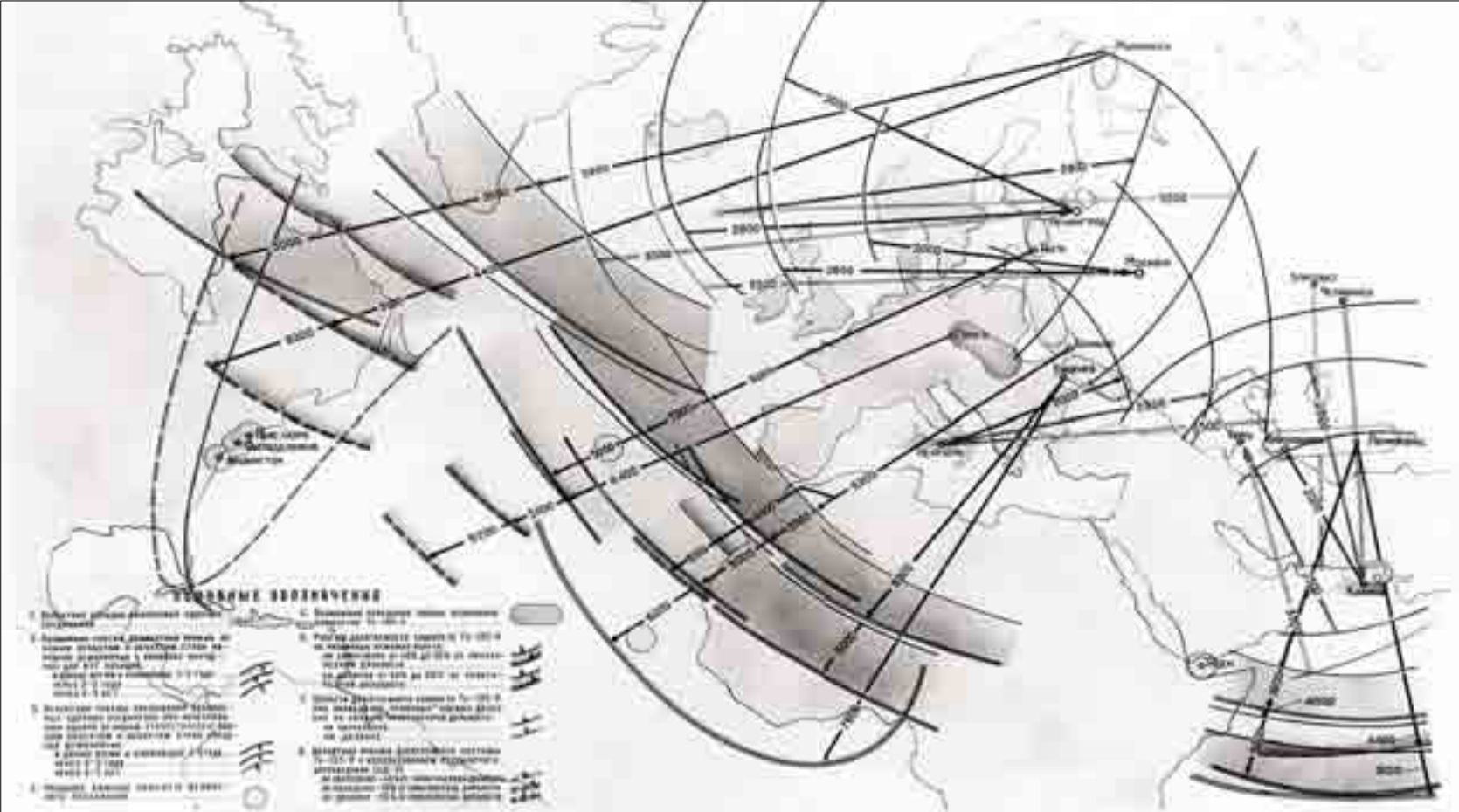
- средней дальности — до 7000 км;
- большой дальности — до 10 000 км

НТС рекомендовал поручить создание самолета средней дальности ОКБ-51, генеральный конструктор — т. Сухой, а создание самолета большой дальности — ОКБ-156, генеральный конструктор — т. Туполев, на базе ранее сделанного предложения по самолету Ту-135...

Работы по самолету «135» не замыкались лишь только на получении эффективного ударного носителя. ОКБ поставило задачу создать базовый самолет, из которого путем минимальных доработок можно было бы получить целое семейство авиационных систем, способных решать широкий круг оперативно-стратегических задач. На самолет «135» в различных вариантах возлагались задачи:

- поиска и уничтожения ударных авианосных соединений, транспортных судов и конвоев; в этих случаях самолет должен был вооружаться 2–4 крылатыми или баллистическими ракетами с дальностью действия 500–600 км, радиус действия авиационно-ракетной системы должен был составлять без дозаправки топливом в полете 5000 км, с дозаправкой — 6000 км;
- поиска и уничтожения кораблей — носителей УРО, а так же ПЛАРБ на удаленностях, превышающих дальность пуска их ракет, при этом самолет-носитель должен был обеспечивать время барражирования на удалении 2000 км — 8 ч, на 3000 км — 5,3 ч, на 4000 км — 2,7 ч и оснащаться

РУБЕЖИ ДОСЯГАЕМОСТИ СИСТЕМЫ ТУ-135 НА ЗАПАДНОМ ТЕАТРЕ ВОЕННЫХ ДЕЙСТВИЙ




поисково-ударной противокорабельной и противолодочной системами на основе крылатых и баллистических ракет, противолодочных бомб и торпед;

- нарушения или срыва воздушных военно-транспортных перевозок; в этом случае самолет «135» оборудовался радиолокационной станцией перехвата и наведе-

ния и вооружался 4–6 ракетами класса «воздух — воздух», время барражирования в этом варианте должно было быть на удалении 2000 км — 8 ч, 3000 км — 5,3 ч, 4000 км — 2,7 ч, информация о вылете военно-транспортных самолетов должна была приходиться на борт от спутниковой разведывательной системы;

- ведения воздушной радиолокационной, радиотехнической, фотографической и специальной разведки; при сверхзвуковой скорости полета без дозаправки топливом в полете в радиусе 5000 км, с дозаправкой — 6000 км, на дозвуке — 6000–6500 км и 7000–7500 км соответственно, на высотах 20 000–24 000 м,

| МОДИФИКАЦИЯ САМОЛЕТА ТУ-135   |  |   |  |
|---|--|---|--|
| <br><b>ТУ-135-РАКЕТОНОСЕЦ</b><br>ПРЕДНАЗНАЧАЕТСЯ ДЛЯ РЕШЕНИЯ ЗАДАЧ:<br>УНИЧТОЖЕНИЕ АВИАНОСНЫХ УДАРНЫХ СОЕДИНЕНИЙ, КОНВОЕВ, ОТДЕЛЬНЫХ КОРАБЛЕЙ И ТРАНСПОРТОВ В МОРЕ;<br>ПОРАЖЕНИЯ СТАЦИОНАРНЫХ И ПОДВИЖНЫХ ОБЪЕКТОВ ПРОТИВНИКА НА АМЕРИКАНСКОМ КОНТИНЕНТЕ.<br><br>ВАРИАНТЫ БОЕВОЙ НАГРУЗКИ:<br><b>БР-Х-44</b> — 1 шт.<br><b>БР-Х-43</b> — 2-4 шт.<br><b>Р-Х-22</b> — 2-4 шт. | <br><b>ТУ-135 ПЛО</b><br>ПРЕДНАЗНАЧАЕТСЯ ДЛЯ ПОИСКА И УНИЧТОЖЕНИЯ ПОДВОДНЫХ РАКЕТОНОСЦЕВ ПРОТИВНИКА В ДАЛЬНОЙ ЗОНЕ ПЛО СИСТЕМА ОБНАРУЖЕНИЯ:<br>„ЗУБР“ и „ПОЛЮС“<br><br>БОЕВАЯ НАГРУЗКА В ПОИСКОВО-УДАРНОМ ВАРИАНТЕ:<br>РГБ — РАДИОГИДРОАКУСТИЧЕСКИЕ БУИ ДО 240 ШТУК<br>ПЛАБ — „пасточка“ до 10 шт.<br>ПЛАТ — ПРОТИВОЛОДОЧНЫЕ САМОНАВОДЯЩИЕСЯ ТОРПЕДЫ — 3 шт.<br>ВМЕСТО ПЛАБ И ПЛАТ МОЖНО ПОДВЕСИТЬ:<br>ПЛАБ — „снальп“ — 1 шт.<br>или КР — „поллюс“ — 1 шт. | <br><b>ТУ-135-РЕЙДЕР</b><br>ПРЕДНАЗНАЧАЕТСЯ ДЛЯ СРЫВА ИЛИ НАРУШЕНИЯ МЕЖКОНТИНЕНТАЛЬНЫХ ВОЗДУШНЫХ ПЕРЕВОЗОК ВЕРОЯТНОГО ПРОТИВНИКА ПУТЕМ УНИЧТОЖЕНИЯ В ВОЗДУХЕ ЕГО ВОЕННО-ТРАНСПОРТНЫХ САМОЛЕТОВ.<br><br>ВАРИАНТЫ БОЕВОЙ НАГРУЗКИ РАКЕТАМИ КЛАССА „Воздух-Воздух“:<br><b>КР</b> типа <b>К-80</b> — 4-6 шт.<br><b>КР</b> типа <b>К-8</b> — 10-12 шт.<br><b>КР</b> типа <b>К-13</b> — 10-12 шт. | <br><b>ТУ-135Р РАЗВЕДЧИК И САМОЛЕТ ЦЕЛЕУКАЗАТЕЛЬ</b><br>ПРЕДНАЗНАЧАЕТСЯ ДЛЯ ВЕДЕНИЯ ОПЕРАТИВНОЙ И СТРАТЕГИЧЕСКОЙ РАЗВЕДКИ НА СУХОПУТНОМ И МОРСКОМ ТЕАТРАХ ВОЕННЫХ ДЕЙСТВИЙ, А ТАКЖЕ ДЛЯ ЦЕЛЕУКАЗАНИЯ ОБЪЕКТОВ УДАРА НА МОРЕ И СУШЕ В ИНТЕРЕСАХ ПОДВОДНЫХ ЛОДОК И РАКЕТНЫХ ВОЙСК<br><br>ВАРИАНТЫ БОЕВОЙ НАГРУЗКИ КОНТЕЙНЕР С РАЗВЕДЫВАТЕЛЬНОЙ АППАРАТУРОЙ<br>БЕСПИЛОТНЫЕ ДОРАЗВЕДЧИКИ (БД) С ДАЛЬНОСТЬЮ ПУСКА <b>650-1200 км</b> — 2 шт. |



для расширения радиуса действия разведывательной системы и ее устойчивости к средствам ПВО, предполагалось использовать бортовой самолет-доразведчик;

- поражения малоразмерных стратегических целей, защищенных мощной системой ПВО и ПРО с полетом к цели и обратно в зонах их действия на малых высотах, радиус действия системы должен был со-

ставлять 3000 км, вооружение — две крылатые или баллистические ракеты с дальностью действия 150–350 км, а также свободнопадающие ядерные бомбы. Как вспомогательная задача для самолета «135» рассматривалось поражение стратегических целей на удалении до 7500 км, в этом случае самолет должен был нести баллистические ракеты с дальностью полета 4000 км.

Рассматривался пассажирский вариант самолета Ту-135, который вскоре стал одним из первых проектов по теме СПС-1 Ту-144. Видно, что система Ту-135, как она декларировалась к середине 1960-х годов, представляла собой авиационно-ракетную систему, в основном предназначенную для решения оперативных и оперативно-

ВАРИАНТЫ ПРИМЕНЕНИЯ САМОЛЕТА ТУ-135



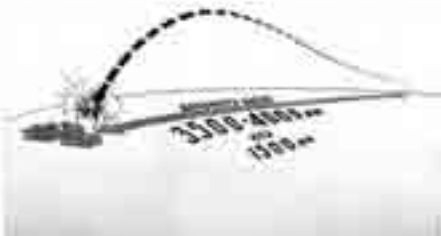
Разведка сухопутного и морского театров действий.  
Радиус действия без дозаправки топливом в полете **4900 км.**  
с дозаправкой топливом в полете **5700 км.**

Целеуказание подводным лодкам.  
Радиус действия при режиме поиска до **2500 км.**  
при времени поиска в районе плавания подводных лодок ~ **6 часов.**

Система противодействия подводным лодкам – носителям ракет „Полярис“  
радиус действия до **2500 км.**  
время обстреливания до **6 час.**



В зоне прямой видимости носителя поражение крупных морских надводных целей – крылатыми ракетами и баллистическими авиационными снарядами.  
Радиус действия системы до **5000 км.**



Поражение крупных сухопутных военно-промышленных объектов авиационными баллистическими снарядами.  
Радиус действия системы до **7500 км.**



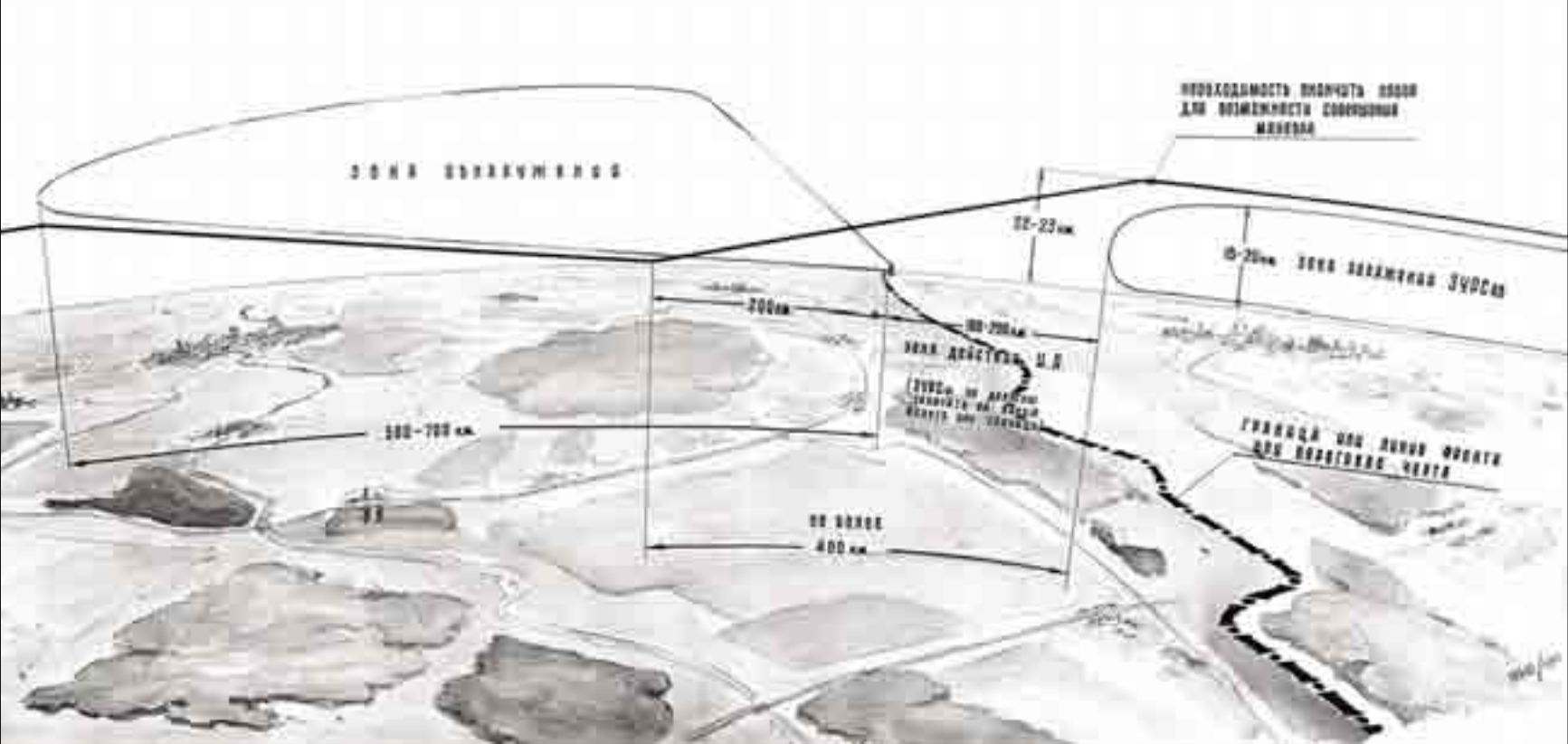
Разведка и перехват транспортно-десантных соединений противника – уничтожение „воздушных межконтинентальных мостов“  
Радиус действия системы – до **2800 км.**  
время поиска в районе перехвата – до **6,5 часов.**

стратегических задач. Чисто стратегические задачи на нее возлагались как на стратегическую систему второго удара или для ударов по малоразмерным хорошо защищенным целям (подземные шахты МБР, подземные центры управления и снабжения). В своем развитии система «135» как межконтинентальная стратегическая система себя полностью исчерпала и приблизилась в своей

концепции к авиационным стратегическим системам среднего радиуса действия. Помимо работ по теме «135», в ОКБ Туполева в развитие этой темы велись работы по проектам «135М» и «139», предусматривавшие создание авиационно-ракетных и авиационно-космических систем, в основе которых лежало создание нового, более крупного «трехмахового» самолета-носителя,

оснащенного шестью более мощными двигателями, чем предлагавшимися в проекте «135». Проект по своим параметрам приближался к идеям, заложенным в американском В-70 «Валькирия». К середине 1960-х годов работы по проектированию системы Ту-135 были полностью свернуты. Основными предпосылками тому были:

СХЕМА ПРЕОДОЛЕНИЯ САМОЛЕТОМ ТУ-135 ПЕРВОЙ ЛИНИИ ОБОРОНЫ ПРОТИВНИКА



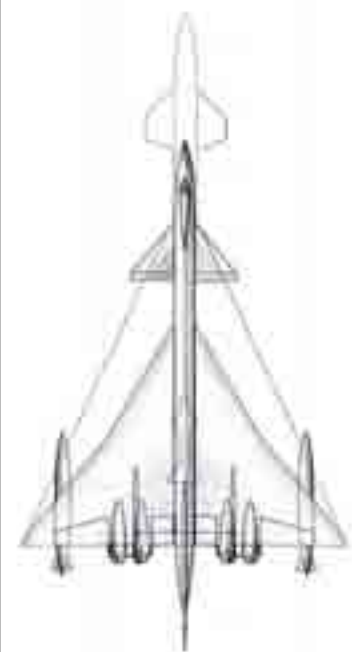
- отказ ВВС от концепции однорежимного стратегического сверхзвукового самолета-носителя и переход к идее создания многорежимного универсального носителя на базе использования крыла с изменяемой стреловидностью крыла;
- конструктивно-технологические сложности, сопутствовавшие созданию системы, особенно на этапе проектирования современного пилотажно-навигационного оборудования и связанного с ним прицельного комплекса;
- высокая стоимость развертывания подобной системы.

Хотя работы по системе Ту-135 были прекращены, многие наработки по ней, особенно концептуального характера, полученные в ходе проектирования, были использованы в более поздних разработках ОКБ по созданию современных стратегических пилотируемых носителей и комплексов на их базе. В частности, при работах по Ту-22М и Ту-160, но уже на путях создания полноценных многорежимных ударных самолетов-носителей, фундаментальные решения по которым уже основывались на сочетании новых подходов заказчика к системам ударного



Модель стратегического самолета-ракетоносца Ту-139. Проект предусматривал создание авиационно-ракетной системы, вооруженной баллистическими ракетами воздушного базирования, 1964–1965 гг.

СРАВНЕНИЕ ХАРАКТЕРИСТИК ТУ-135 И В-70 («ВАЛЬКИРИЯ») (ИЗ «ФОТОАЛЬБОМА ПЛАКАТОВ ПО САМОЛЕТУ ТУ-135», НАЧАЛО 1960-х гг.)



|                                    | ТУ-135     |               | Б-70      |
|------------------------------------|------------|---------------|-----------|
|                                    | НОРМАЛЬНЫЙ | ПЕРЕГРУЗОЧНЫЙ |           |
| ВЗЛЕТНЫЙ ВЕС                       | 175        | 230           | 250       |
| МАКСИМАЛЬНАЯ СКОРОСТЬ              | 3000       | 3000          | —         |
| КРЕЙСЕРСКАЯ СКОРОСТЬ               | 2650       | 2650          | 920       |
| ВЫСОТА КРЕЙСЕРСКОГО ПОЛЕТА         | 19-22      | 19-22         | 0-1       |
| ПРАКТИЧЕСКАЯ ДАЛЬНОСТЬ ПОЛЕТА      | 8000       | 10000         | 6000      |
| ТЕХНИЧЕСКАЯ ДАЛЬНОСТЬ ПОЛЕТА       | 8800       | 11000         | 6300      |
| ПРАКТИЧЕСКИЙ ПОТОЛОК В РАЙОНЕ ЦЕЛИ | 23,5       | 23,5          | 23        |
| ДЛИНА РАЗБЕГА                      | 1800-2000  | 2500-3000     | 2700-3200 |
| ПЛОЩАДЬ КРЫЛА                      | 417        | 417           | 670       |
| РАЗМАХ                             | 34,2       | 34,2          | 35        |
| ДЛИНА                              | 50,4       | 50,4          | 60        |
| ВЗЛЕТНАЯ ТЯГА                      | 88         | 88            | 90        |

Авиационно-ракетная система в составе самолета-носителя Ту-135М и баллистической ракеты воздушного базирования типа Р-13А



стратегического авиационного вооружения и использования последних достижений в области аэродинамики, конструкции самолетов и систем оборудования.

В заключение хочется дать информацию по проекту стратегического самолета А. С. Москалева (ЛКВВИА им. А. Ф. Можайского), выполненного по схеме «летающее крыло». На первом этапе работ речь шла о создании дальнего стратегического бомбардировщика, рассчитанного на крейсерскую скорость полета 2500 км/ч. Первый этап работ относится к 1952–1956 гг. Проектирование шло в СИБНИА при участии ЦИАМ и ЦАГИ. Самолет, получивший обозначение ЛК-1 (ДСБ-ЛК-1) на этом этапе должен был иметь следующие ЛТХ:

- дальность полета — 15000 км;
- крейсерская скорость — 2500 км/ч;
- максимальная взлетная масса — 255 т;
- посадочная масса — 60 т;
- практический потолок — 18 000–22 000 м;
- бомбовая нагрузка — 5,0 т;
- экипаж — 3 чел.

Самолет должен был быть оснащен шестью ТРДД типа НК-10 с максимальной тягой 10,4 тс (удельный расход топлива на сверхзвуковом крейсерском режиме —  $С_p = 1,37$  кг/кг·ч.

Самолет должен был иметь следующие размеры:

- размах крыла — 25,8 м;
- длина самолета — 46,8 м;
- площадь крыла — 410 м².

На втором этапе работ (1957–1960 гг.) речь шла о создании самолета с более высокими ЛТХ, но уже с шестью ТРДФ ВК-15.

САМОЛЕТ ЛК-1



ХАРАКТЕРИСТИКИ ЛК-1 С ДВИГАТЕЛЯМИ ВК-15М (ПРОЕКТ А. С. МОСКАЛЕВА)

Разработчик ..... ЛКВВИА  
Главный конструктор ..... А. С. Москалев  
Экипаж, чел. .... 2–4  
Габаритные размеры, м:  
– длина ..... 45,9 (52,0)  
– размах крыла ..... 35,8 (37,6)  
– высота (на стоянке) ..... (6,7)  
Угол стреловидности крыла, град. .... 72/42  
Массы, т:  
– взлетная ..... 250–280  
– пустого самолета ..... 88,5  
– боевой нагрузки ..... 5–15  
Тип двигателей ..... ТРДФ  
Марка двигателей ..... ВК-15М

Тяга двигателей, кг:  
– макс. на форсаже ..... 6 x 15 800  
– номинальная ..... 6 x 10 000  
Скорость, км/ч:  
– максимальная ..... М=2,8  
– взлетная ..... 335  
– посадочная ..... 180  
Дальн. полета, км. .... 16 800  
Практический потолок, м. .... до 35 000  
Длина разбега, м ..... 1120  
Длина пробега, м ..... 1050  
Вооружение:  
– ракетное ..... СБС, КР  
– бомбовое ..... до ФАБ-5000





## Первый этап работ по самолету Ту-160 (вторая половина 1960-х — начало 1970-х гг.)

В СССР проектные работы над перспективным многорежимным стратегическим самолетом-носителем и авиационно-ракетным комплексом на его базе развернулись в СССР во второй половине 1960-х годов. Это произошло вслед за активизацией работ в США над самолетом подобного назначения. 28 ноября 1967 года вышло Постановление Совета Министров СССР № 1098-378, которое определило начало работ по новому многорежимному стратегическому межконтинентальному самолету (СМС). Требовалось построить самолет, обладающий исключительно высокими летными данными. Например, крейсерская скорость на высоте 18 000 м оговаривалась как 3200–3500 км/ч, дальность полета на этом режиме определялась в пределах 11 000–13 000 км, дальность высотного полета на дозвуковой скорости и у земли — соответственно 16 000–18 000 км и 11 000–13 000 км.

Ударное вооружение предполагалось сменным и включало в себя различные ракеты и свободнопадающие и корректируемые бомбы различных типов, суммарная масса боевой нагрузки оговаривалась в 45 т, предусматривались модификации самолета для целей разведки и противолодочной борьбы. Требования были серьезные,

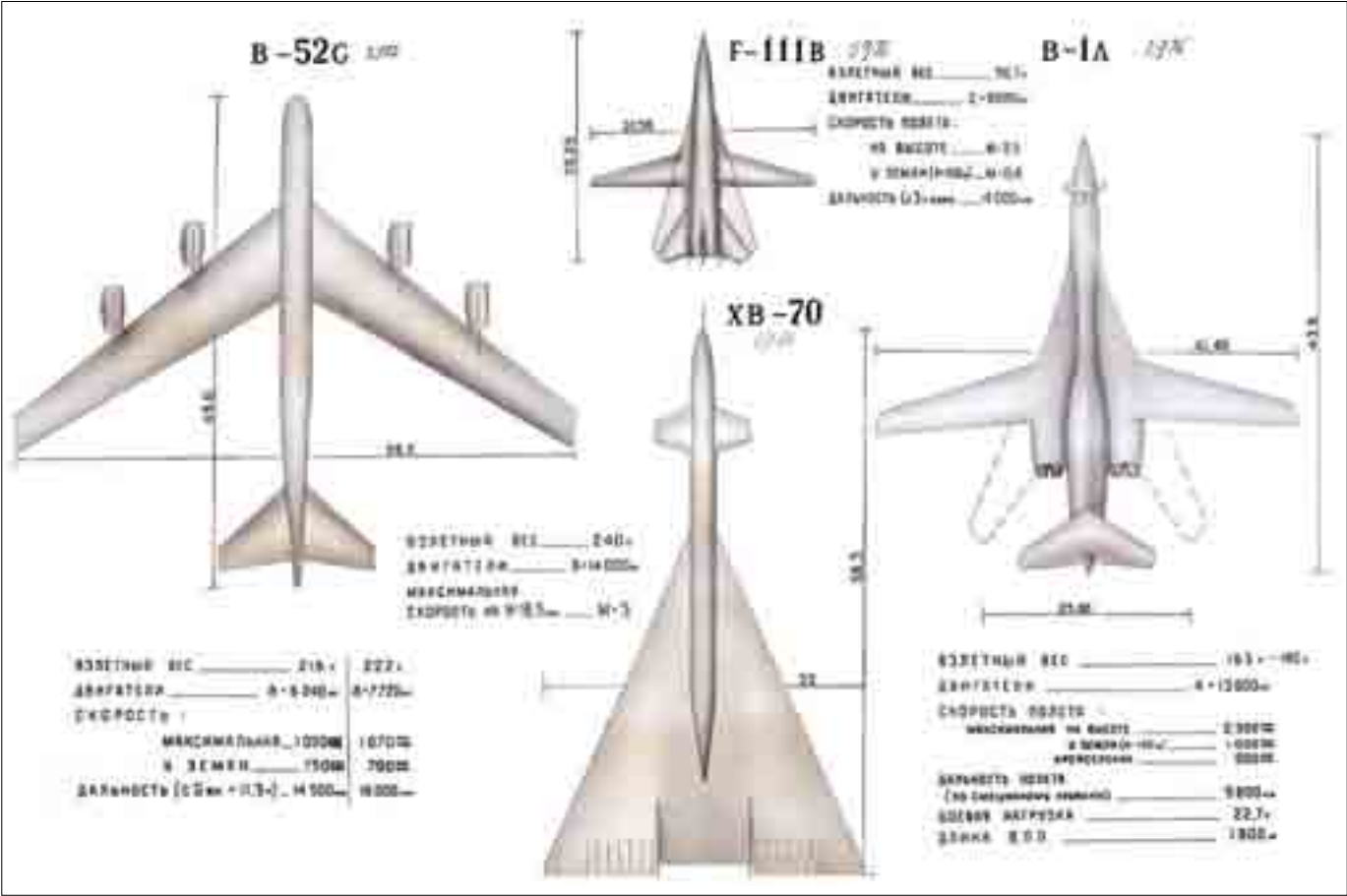
во многом перекликавшиеся с подходами американцев к самолету-носителю, который проектировался ими в рамках программы AMSA (стартовая программа, приведшая в дальнейшем к появлению самолета В-1А, а затем В-1В). Как известно, запуск многих отечественных военных авиационных

программ в годы холодной войны частично был определен подходами к проблемам развития и применения боевой авиации в США и в других западных странах, а также являлся попыткой создания в условиях СССР (с учетом уровня развития научно-технического потенциала в области авиастроения



Главный конструктор самолета Ту-144 А. А. Туполев (в центре) с экипажем первого СПС, 1969 г. В конце 1960-х гг. рассматривался вопрос о создании на базе Ту-144 военного сверхзвукового стратегического самолета





В 1960-х годы сформировалась концепция многорежимных самолетов, приведшая к созданию самолетов с изменяемой геометрией и смежных с ней областей в стране) боевой авиационной техники, которая по комплексу своих характеристик не уступала американским образцам и максимально отвечала специфике боевого применения и эксплуатации в ВВС СССР.

В свете подобного подхода создание отечественного сверхзвукового стратегического пилотируемого самолета-носителя следует рассматривать через призму развития аналогичной программы в США,

приведшей к созданию серийного стратегического бомбардировщика В-1. Одна из самых масштабных американских программ в области боевой авиационной техники второй половины XX века оказала огромное влияние на выбор основных элементов близкого по назначению отечественного стратегического авиационного комплекса Ту-160. Прекращение работ по «трехмаховому» однорежимному стратегическому бомбардировщику В-70 отнюдь

не стало для военно-промышленного комплекса США прекращением работ в области создания нового стратегического сверхзвукового носителя, который должен был заменить в строю В-52, составлявший основу авиационной триады американских сил ядерного сдерживания. В ходе дальнейшего развития концепции стратегического ударного самолета в США, а затем и чуть позже — в СССР, пройдя путь проб и ошибок на пути создания «двух-» и «трехмаховых» межконтинентальных ударных однорежимных машин, логично пришли к более универсальной и более гибкой концепции многорежимного самолета, приемлемого для боевых действий как в условиях глобального ядерного конфликта, так и в условиях локальных конфликтов различной интенсивности. Экономичного в дозвуковом крейсерском полете на большой высоте и способного с большой боевой нагрузкой и высокой скоростью преодолевать противодействие элементов ПВО на больших и малых высотах, как в варианте бомбардировщика, так и в варианте ракетноносца, с использованием широкой номенклатуры ракет различных типов и назначения, позволявших самолету-носителю или наносить удары, не входя в зону действия средств ПВО, или предварительно подавлять их по маршруту полета до выхода на цель самолета-бомбардировщика либо в точку пуска ракет в варианте самолета-ракетоносца.

Проектирование В-1 велось с учетом его возможного использования не только как носителя свободнопадающих, корректируемых бомб и традиционных ракет класса «воздух — земля», но и в качестве носителя четвертой системы стратегического оружия (так в США воспринималось новое поколение высокоточных крылатых ракет

воздушного, морского и наземного базирования, создававшихся практически одновременно с развертыванием программы В-1). В такой ипостаси ВВС США планировало получить на вооружение флот В-1 в 1980–2010 годах, к моменту окончательного снятия с эксплуатации В-52. Начало работ над проектом В-1 можно отнести к 1961 году. Для формирования его облика до 1965 года была проведена масштабная серия исследований по данной теме в различных направлениях. Исследования шли по следующим направлениям:

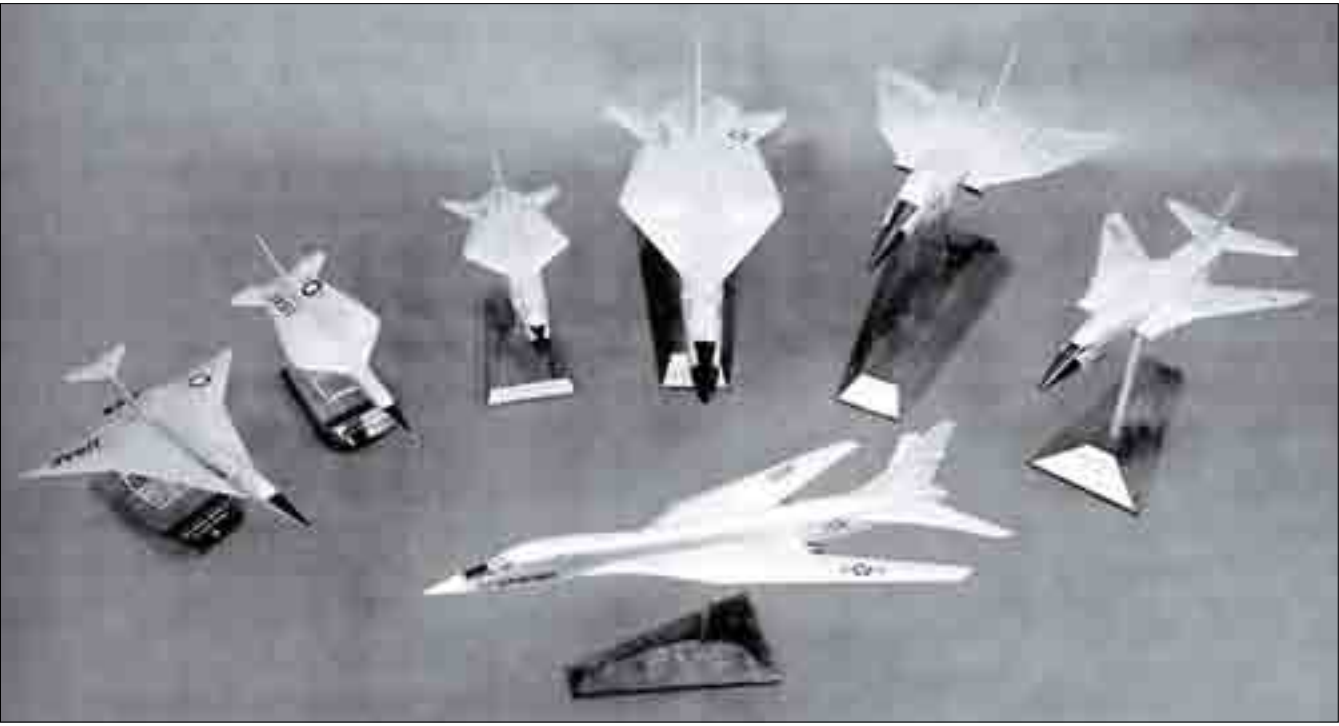
- проект 1961 года сверхзвукового мало-высотного бомбардировщика под шифром SLAB. Речь шла об околосвуковом бомбардировщике с крылом фиксированной стреловидности, обладавшем дальностью полета более 20 000 км, из которых около 8000 км самолет должен был выполнять полет на малых высотах, полезная нагрузка рассматривалась до 5,5 т, взлетная масса — до 230 т.
- проект авиационной ударной системы с повышенной дальностью полета ERSА (S) на основе сверхзвукового многорежимного самолета с крылом изменяемой стреловидности (взлетная масса — свыше 270 т). Полезную на грузку — 4,5 т — самолет мог нести на дальность 16 000 км. При этом 4600 км преодолевались на высоте 150 м.
- проект августа 1963 года маловысотного пилотируемого ударного самолета прорыва ПВО-LAMP с крылом изменяемой стреловидности, со взлетной массой около 160 т, способного нести 9,0 т полезной нагрузки на дальность свыше 11 000 км, включая участок в 3700 км полета на малой высоте.

• проект АМР — усовершенствованный пилотируемый самолет прорыва ПВО; работы над ним начались в ноябре 1963-го и были продолжены и развиты в 1964 году по теме АМРSS — усовершенствованной пилотируемой стратегической системе прорыва ПВО. Эти работы можно характеризовать как предпроектные по теме АМСА, ставшей затем темой В-1. Эти проекты велись до осени 1964 года и предусматривали создание самолета-носителя с дальностью полета свыше 11 000 км, способного нести нагрузку свыше 22 т.

Все эти предварительные исследования и проектные работы позволили сделать вывод, что для успешного прорыва советской

ПВО и проникновения к жизненно важным объектам СССР самолету-носителю необходима высокая дозвуковая скорость на малой высоте и умеренная сверхзвуковая скорость (до М=2,0) на больших высотах. Это позволяло обеспечить необходимую скорость реакции ударной системы, а также гибкость и универсальность системы в условиях конфликтов различного уровня и интенсивности. Таким образом, речь шла о создании многорежимного стратегического самолета-носителя. Данные принципы были положены в основу начавшегося в 1965 году следующего этапа исследований — программы изучения перспективного пилотируемого стратегического

Сравнение модели В-1А с моделями предшествующих проектов





| ПРОГРАММЫ США ПО СТРАТЕГИЧЕСКИМ БОМБАРДИРОВЩИКАМ                                  |   |   |   |
|---|---|---|---|
|   | B-58  | XB-70   | B-1   |
|  |    |   |                          |
| НАЧАЛО ПРОЕКТИРОВАНИЯ   | 1949 г.   | 1958 г.   | 1970 г.   |
| ПЕРВЫЙ ВЫЛЕТ  | 1956 г.   | 1964 г.   | 1974 г.   |
| ЗАПЛАНИРОВАННОЕ КОЛ-ВО САМОЛЕТОВ  | 330   | 62  | 241   |
| ПОСТУПЛЕНИЕ НА ВООРУЖЕНИЕ   | декабрь 1959 г.   | —   | —   |
| ПОСТРОЕНО САМОЛЕТОВ   | 116   | 2   | 4   |
| ЗАТРАТЫ ПО ПРОГРАММЕ  | 3,2 млрд. долл.   | 1,5 млрд. долл.   | 4,2 млрд. долл.   |
| РЕЗУЛЬТАТЫ  | В 1959 г. самолеты сняты с вооружения, в 1971 г. — на слом  | В 1966 г. после 95 полетов на одном самолете (ошибка 5 часов) 2-й экз. разбился, 1-й экз. в музее   | В 1977 г. серийное производство отменено. Построенные самолеты заняты в исследовательские программы         |
| ПРИЧИНЫ ПРЕКРАЩЕНИЯ РАЗРАБОТКИ  | • однокрепкий двигатель не выдерживал перегрузки<br>• большие затраты на обслуживание<br>• большое число катастроф / 30 самолетов / | • однокрепкий двигатель не выдерживал перегрузки<br>• высокие затраты на обслуживание<br>• большие затраты на обслуживание<br>• большие затраты на обслуживание | • высокие затраты на обслуживание<br>• высокие затраты на обслуживание<br>• высокие затраты на обслуживание |

самолета AMSA, проводившейся до декабря 1969 года, когда ВВС США запросили у промышленности ее предложения по будущей стратегической авиационной системе. К проекту AMSA были подключены ведущие самолетостроительные фирмы США — «Боинг», «Дженерал Дайнемикс» и «Рокуэлл», которые провели тщательный анализ силовой установки, вооружения, надежности, технического обслуживания и оценили возможность использования в конструкции планера титана с учетом его стоимости. Рассматривались также вопросы, связанные с условиями работы экипажа, уязвимости самолета, обороны с помощью снарядов-ловушек. Изучалось

использование системы в ограниченной и локальной войнах в качестве обычной бомбардировочной системы с обычными бомбами. Всего к предварительным работам на этапе изучения проблемы создания самолета было привлечено несколько десятков фирм США, связанных с аэрокосмическим бизнесом. Следует отметить, что все предложения по перспективному стратегическому пилотируемому носителю, выдвигавшиеся ВВС США и подкрепленные серией предпроектов начиная с 1960 года, стабильно отвергались Министерством обороны США. По мнению же ВВС, такая машина нужна была в составе стратегических ударных сил.

По замыслу руководства ВВС США, система предназначалась для замены B-52 и FB-111 в 1970-е и 1980-е годы. Самолет-носитель должен был иметь дальность полета без дозаправки 16 000 км и хорошую маневренность. Вооружение — 25 ракет SRAM и большой груз обычных или ядерных бомб. Оборудование должно было включать улучшенные активные и пассивные средства для прорыва системы ПВО. Взлетная масса определялась около 150 т. Скорость сверхзвуковая на малой высоте (M=1,2) и соответствующая M=2,5 на большой крейсерской высоте. На начальном этапе программы AMSA рассматривалась возможность глубокой модификации под эти требования FB-111, в противовес развитию ее в сторону создания принципиально нового самолета. На этом этапе проводились интенсивные исследования и разработка силовой установки, электронного оборудования. Против этой программы в 1966 году выступало Министерство обороны США: программа AMSA шла вразрез с точкой зрения министерства, согласно которой основным стратегическим оружием США считались МБР наземного базирования и баллистические ракеты, запускаемые с подводных атомных ракетноносцев. На исследования по теме до 1966 года (включая исследования по предварительным темам) было израсходовано 90 млн долл., в 1967 году — 11 млн долл., на 1968 год было ассигновано 20 млн долл. Основные трудности в разработке самолета по программе AMSA, с которыми столкнулись разработчики, касались силовой установки, которая должна была обеспечить большой диапазон летных данных ЛА, в том числе устойчивый сверхзвуковой полет на малой высоте при небольшом расходе топлива.

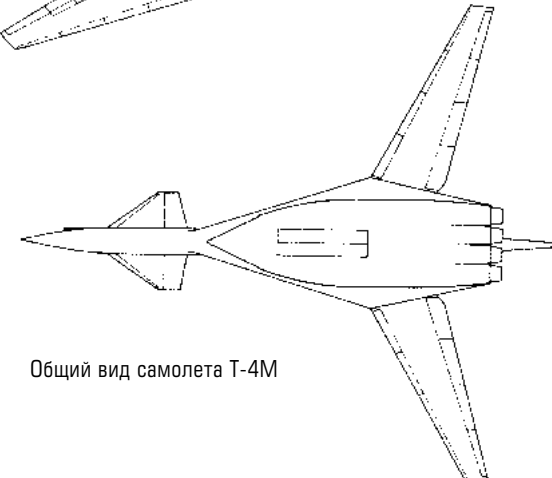
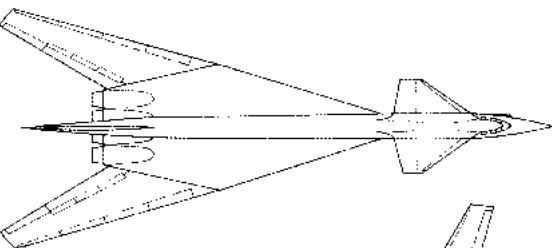
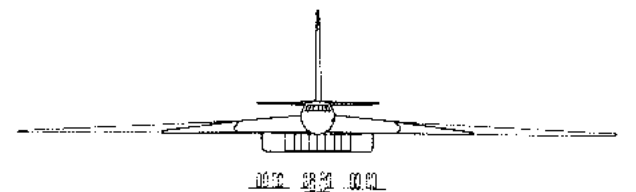
С учетом этих обстоятельств проектировщики склонялись к целесообразности использования в проекте ТРДД с переменной степенью двухконтурности и восьмикратным отношением тяги к массе двигателя. Исследования по проекту проводились фирмами «Дженерал Электрик» и «Пратт энд Уитни», всего на самолете должно было быть четыре ТРДДФ с тягой по 22 700 кг каждый. Навигационное оборудование должно было включать бесплатформенную инерциальную систему и доплеровскую систему навигации, что должно было обеспечить самолетовождение в условиях непрохождения радиоволн, вызванных ядерным взрывом. Вооружение — ракеты SRAM, ядерные и обычные бомбы.

К началу 1970-х годов ОКБ П. О. Сухого и В. М. Мясичева, основываясь на требованиях полученного в 1967 году задания, подготовили свои проекты. Оба конструкторских бюро предлагали четырехдвигательные самолеты с крылом изменяемой стреловидности, но совершенно разных схем. Каждое ОКБ опиралось на свой опыт работ и общие направления развития мировой авиационной техники (проекты Т-4М, Т-4МС — ОКБ Сухого и проекты М-20 и М-18 — ОКБ Мясичева). ОКБ А. Н. Туполева шло своим путем, явно не желая связываться с «трехмаховым» самолетом, предлагая в качестве «стратега» самолет на базе новой модификации пассажирского Ту-144 — изделия «004». Эта модификация открывала большие возможности военного применения Ту-144, хотя и не вписывалась в новые концепции военного заказчика. Однако ОКБ А. Н. Туполева предлагало почти готовый

к серийному производству самолет, который в случае выполнения требований для сверхзвукового пассажирского самолета по дальности и грузоподъемности, с учетом развития двигательных технологий, мог обеспечить потребности стратегической военной авиации на ближайшее десятилетие. Оптимизация компоновки фюзеляжа с учетом размещения ракетного вооружения позволяла разместить в фюзеляже три межконтинентальные баллистические ракеты (МБР) большой дальности. Попарное размещение двигателей со сдвижкой их от оси симметрии самолета, делало возможным в освободившемся пространстве расположить створки для выпуска МБР. Применение более совершенных модификаций двигателей НК-144А, а на ближайшую перспективу бесфорсажных РД-36-51 с увеличенной тягой и уменьшенным расходом топлива, увеличивало дальность полета и полезную нагрузку. В конце 1960-х годов на основе изделия «004» предлагалось создать авиационно-ракетный комплекс — носитель баллистических ракет. Пуск ракет должен был производиться с самолета-носителя в пределах территории СССР, с выходом на рубеж пуска на скорости 2300–2500 км/ч. Определенное количество самолетов Ту-144, оснащенных ракетами, должно было находиться на аэродромах в состоянии постоянной готовности к вылету на боевом дежурстве. При этом экипажи размещались в специальном салоне внутри самолета, готовые поднять Ту-144 в воздух в считанные минуты и лететь в зону рубежа пуска. Все это давало возможность значительно увеличить скорость реакции АРК (постоянная готовность плюс большая сверхзвуковая скорость полета носителя),



Модель самолета Т-4М



Общий вид самолета Т-4М





СХЕМА ДЕЙСТВИЯ СТРАТЕГИЧЕСКОГО АВИАЦИОННО-РАКЕТНОГО КОМПЛЕКСА



ЗОНЫ ДЕЙСТВИЯ МЕЖКОНТИНЕНТАЛЬНОГО АВИАЦИОННО-РАКЕТНОГО КОМПЛЕКСА

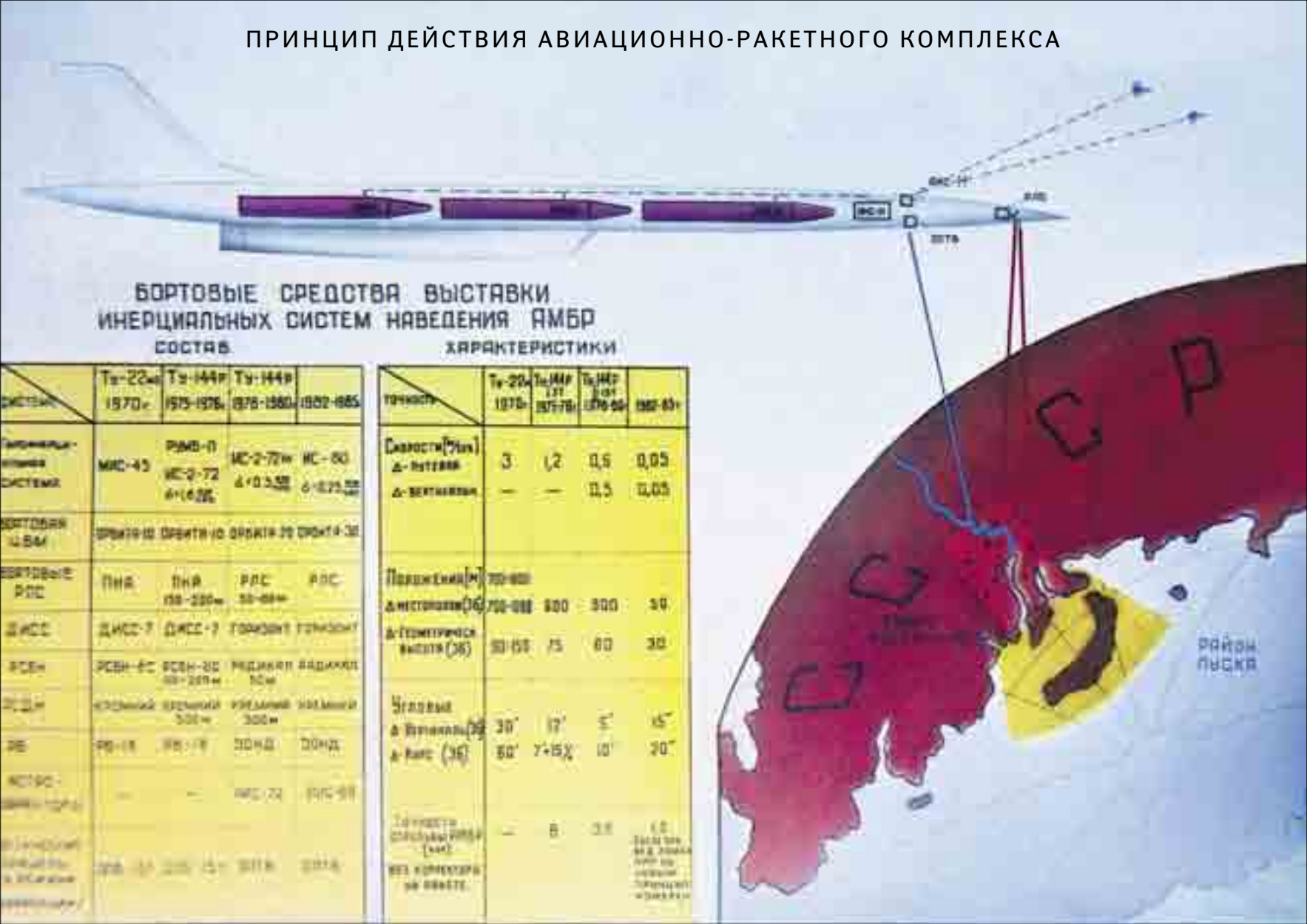


приблизив ее к скорости реакции комплексов на основе МБР наземного и морского базирования. Серьезной проблемой оставалась проблема определения точных координат самолета-носителя к моменту пуска ракеты с самолета, от этого во многом зависела точность поражения цели за многие тысячи километров от точки старта. Сочетание большой сверхзвуковой дальности полета и мобильности самолета-носителя с большой дальностью действия баллистической ракеты и возможностью пуска ракет в зонах, недоступных для ПВО противника, повышало боевую устойчивость АРК Ту-144. Летные данные АРК Ту-144 были близки к базовому «004», рубеж стрельбы определялся в 2500 км от места базирования, дальность полета ракет — 7000-9000 км.

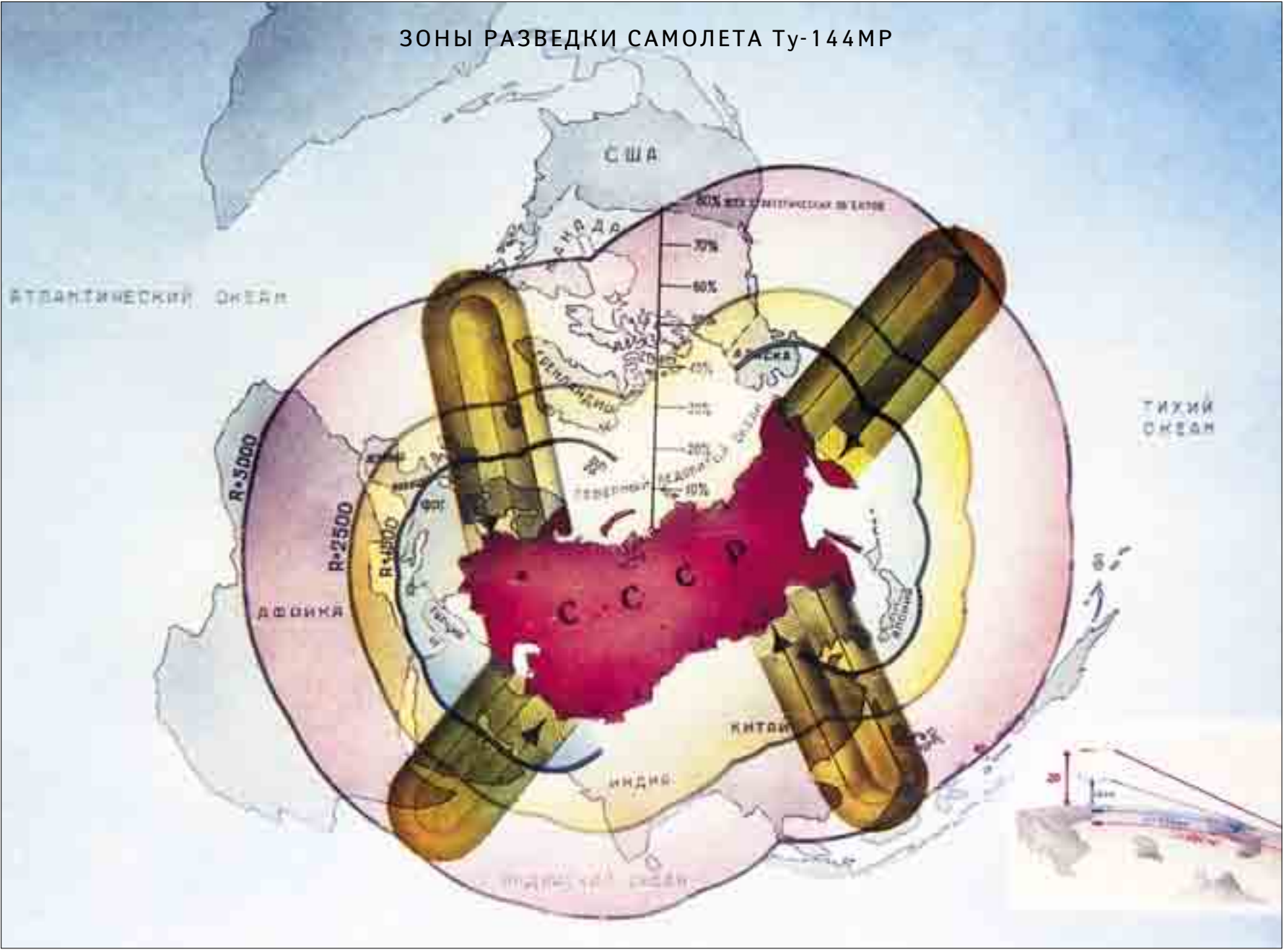
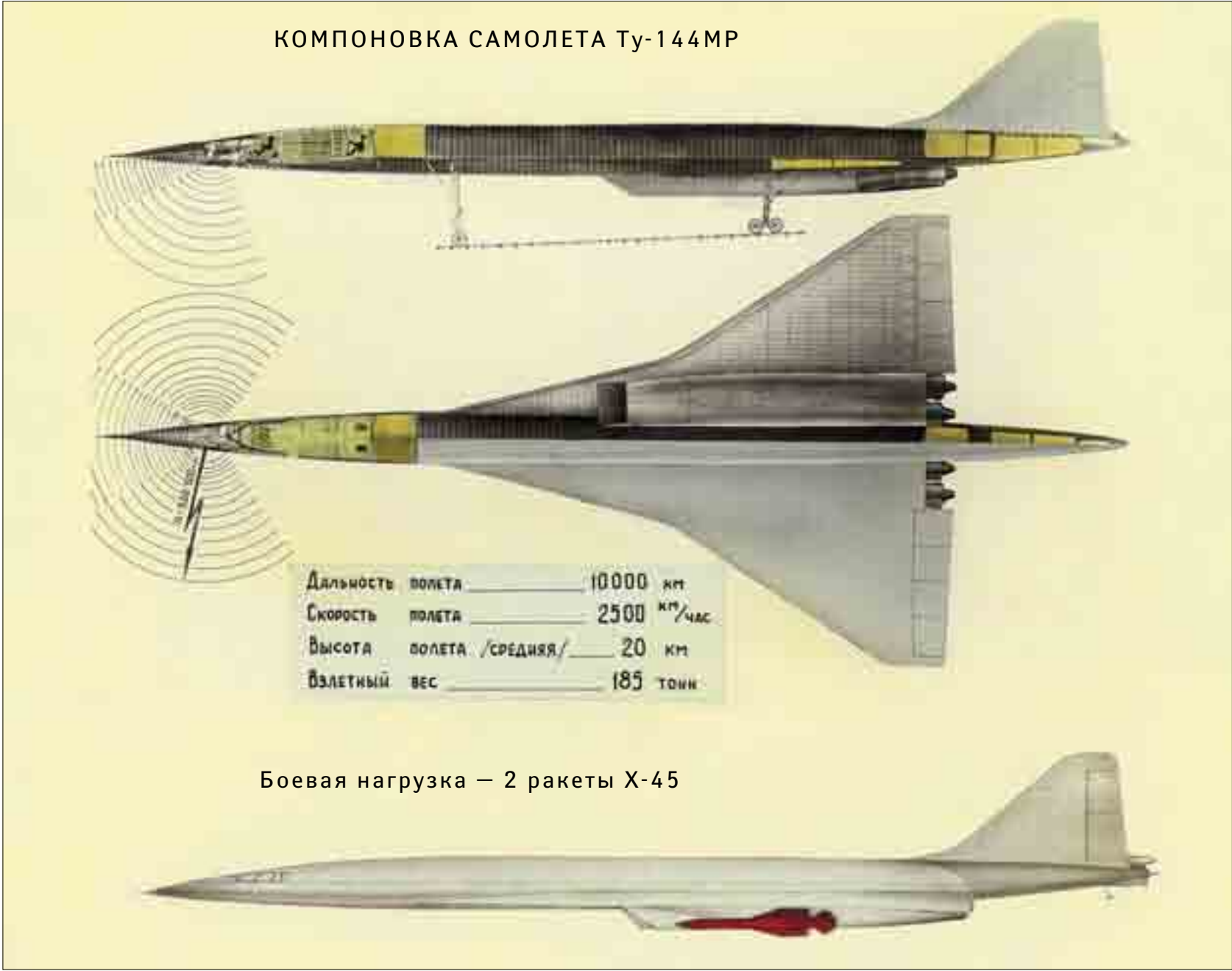
Предварительные работы стали основой для последующих проектов АРК на базе Ту-144Д с двигателями РД-36-51. В новых проектах рассматривалось использование модернизированного Ту-144Д с увеличенным запасом топлива как носителя ракет с дальностью полета 3000-5000 км. В предварительной проработке были и другие проекты АРК на базе Ту-144, в том числе и с крылатыми ракетами большой дальности.

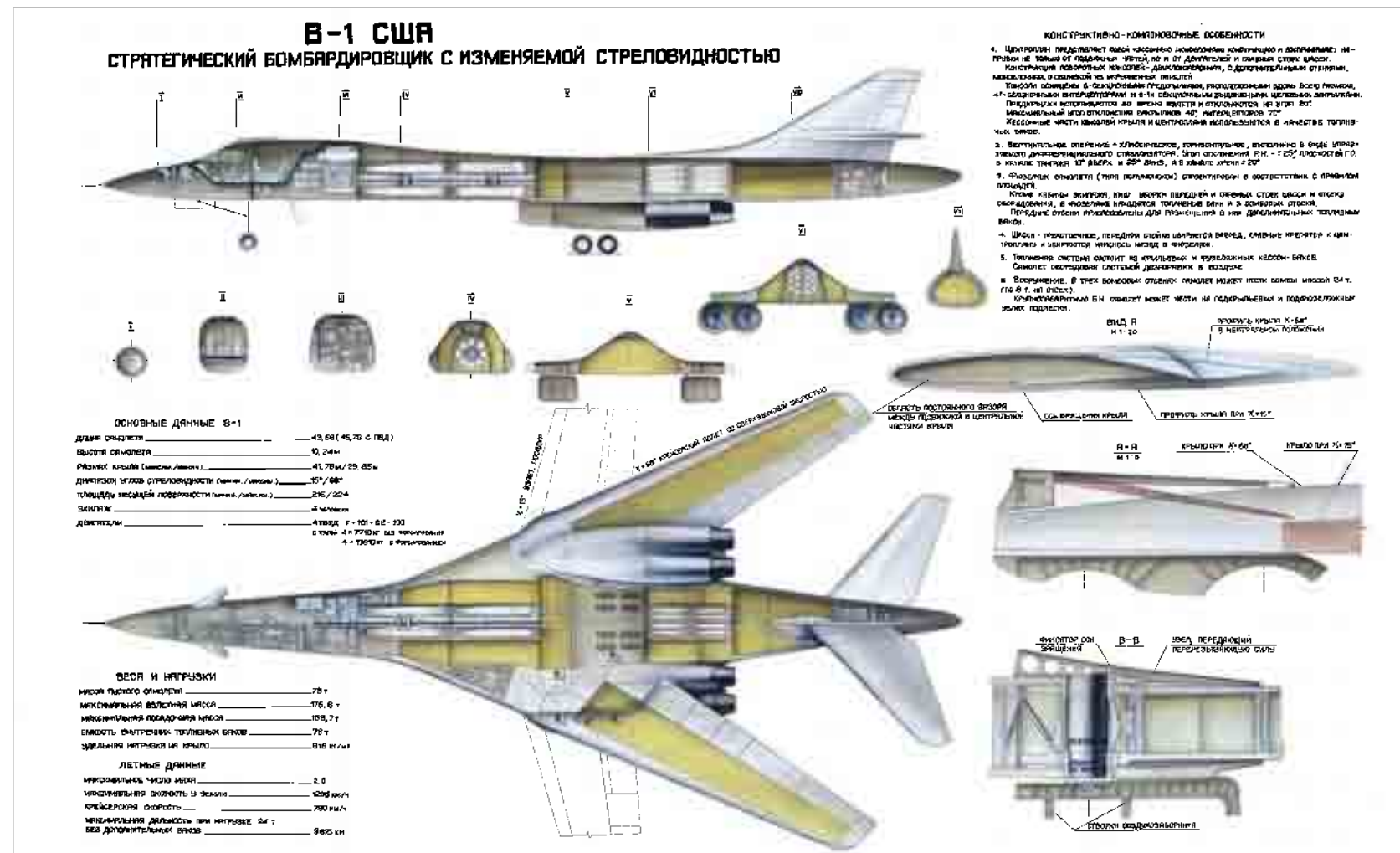
На рассмотрении был проект дальнего самолета-разведчика для авиации ВМФ, получивший обозначение Ту-144МР. Ту-144МР предназначался для ведения воздушной разведки и осуществления целеуказания ударным силам флота на морских и океанских театрах военных действий. Для расширения тактических возможностей и удешевления разработки и эксплуатации предполагалось иметь в строю два самолета: разведывательный и разведывательно-ударный с двумя ракетами типа Х-45.

ПРИНЦИП ДЕЙСТВИЯ АВИАЦИОННО-РАКЕТНОГО КОМПЛЕКСА









В 1969 году завершилась проводившаяся ВВС США с 1962 года программа «Прогнозирование», которая положила конец масштабному обсуждению, и не только в США, на тему: устарели ли стратегические бомбардировщики, и не стоит ли от них окончательно отказаться в системе вооружений страны.

ВВС США подтвердили необходимость и преимущества стратегических систем на основе пилотируемых самолетов-носителей, возможность и необходимость их использования в глобальном термоядерном конфликте (наряду с МБР и БРПЛ) и в различных локальных конфликтах с обычным вооружением. Члены ВВС нашли отклик

в МО США. Согласно пересмотренному бюджету на 1970 год, программа AMSA форсировалась. Вместо проведения конкурса проектов продолжительностью два года фирма или фирмы для разработки самолета должны были быть выбраны в течение пяти-шести месяцев. Резко увеличивались ассигнования на программу: 1970 год — 100 млн долл.

и далее по нарастающей. В 1977 году планировалось начать развертывание боевых частей на новых самолетах.

Таким образом, для американской авиапромышленности закончился период неопределенности, и она приступила к практическим работам по созданию нового стратегического авиационного самолета-носителя. В мае 1969 года программа AMSA получила официальное обозначение В-1. В ноябре того же года ВВС США выдают запрос предложений по программе разработки самолета. Свои предварительные технические предложения по будущему В-1 в короткие сроки представили известные фирмы «Боинг», «Дженерал Дайнемикс» и «Норт Американ Рокуэлл», проводившие ранее исследования по теме AMSA (всего в предварительные работы по теме было вовлечено до 30 фирм американского авиапрома). ВВС США

## ОСНОВНЫЕ ЛЕТНО-ТАКТИЧЕСКИЕ ДАННЫЕ САМОЛЕТА по ПРОГРАММЕ AMSA на 1969 г.

Экипаж ..... 4 чел.

Двигатели.....4 х ТРДДФ

### Взлетная тяга

на форсаже ..... 4 x 16 000–18 000 кг

Взлетная масса ..... 150–160 т

Максимальная скорость:

- на большой высоте ....2350-2550 км/ч

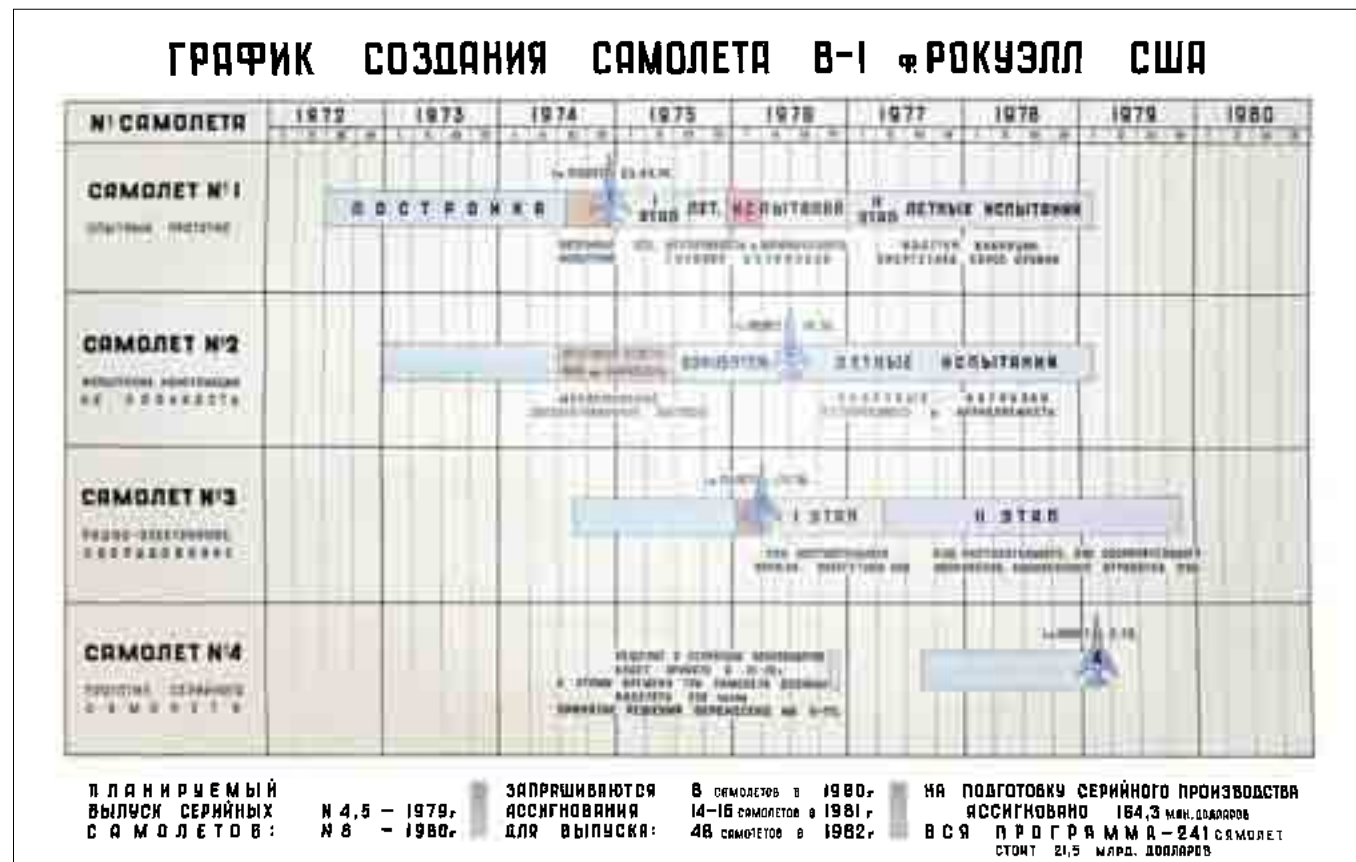
(M=2,2-2,4)

- у земли .... 1100-1470 км/ч ( $M=0,9-1,2$ )

Практический потолок .....24 000 м

Максимальная дальность ... 16 000 км

Длина ВПП..... 1850 м



выбрали генеральным подрядчиком по В-1 фирму «Норт Америкен Рокуэлл», ставшую к тому моменту «Рокуэлл Интернешнл». 5 июня 1970 года фирма получила контракт на проектирование, постройку и испытания партии опытных самолетов.

Облик В-1 определили следующие основные требования: высокая выживаемость парка бомбардировщиков в случае нанесения противником первого удара, длительный дозвуковой крейсерский полет на большую дальность, глубокое

проникновение в воздушное пространство противника.

Для преодоления существовавших и прогнозируемых на ближайший период сил и средств советской ПВО, были разработаны два расчетных профиля полета. Основной — с большой дозвуковой скоростью полета у земли и альтернативный — со сверхзвуковой скоростью полета на большой высоте. В обоих случаях предусматривалась попутная дозаправка топливом и посадка на аэродромах подскока в Европе или в Азии.



Церемония первой  
выкатки самолета В-1А  
(серийный номер  
74-0158), 26.10.1974



Самолет оптимизировался для выполнения основного расчетного профиля, альтернативный изначально рассматривался как дополнительный, повышающий гибкость применения на перспективу, на случай изменения геополитической и стратегической ситуации в мире. В дальнейшем, в ходе развития проекта, большинство конструктивных изменений, которые вносились по тем или иным причинам (финансового или стратегического порядка), были сделаны за счет способности длительного полета на сверхзвуке. Таким образом, сверхзвуковой полет для программы В-1 практически всегда был вторичным фактором, особенно это проявилось в его серийной модификации В-1В, поступившей на вооружение ВВС США. Пожалуй, в этом коренное отличие В-1 от отечественного стратегического самолета, для которого полет на сверхзвуке закладывался как один из важнейших параметров, обеспечивавший эффективность системы при борьбе с морскими подвижными целями за счет приемлемой скорости реакции самолета-носителя. Подход к созданию самолетов дальней авиации с учетом их предназначения для борьбы с соединениями и кораблями ВМФ вероятных противников был и остается традиционным для послевоенного периода развития отечественной авиации. Все послевоенные тяжелые боевые самолеты, создававшиеся для ВВС, и тем более их модификации для авиации флота могли эффективно работать по морским целям. Такой подход давал возможность нашим вооруженным силам в определенной степени компенсировать значительное превосходство западного блока по количественному и качественному составу ВМФ.

В проектное задание на В-1 закладывались следующие позиции. Основные особенности нового стратегического бомбардировщика — большие величины полезной нагрузки и дальность полета, способность летать с большой дозвуковой скоростью, соответствующей  $M=0,85$  на малой высоте с отслеживанием рельефа местности и со сверхзвуковой скоростью на крейсерской высоте, а также способность действовать в условиях применения ядерного оружия. Необходимая боевая эффективность в этих условиях должна была обеспечиваться сложным и гибким электронным оборудованием, повышенной живучестью конструкции самолета и его систем и агрегатов. Требуемая способность В-1 выполнять полеты на малой высоте с большой скоростью, при выполнении всех остальных требований к боевому применению, стала одним из основных факторов, оказавших влияние на выбор его аэродинамической компоновки и целого ряда конструктивных решений при его проектировании. Перед проектировщиками ставилась задача создания самолета-носителя, который был способен доставлять к цели боевую нагрузку, такую же как у двух В-52 (при такой же дальности полета) или шести FВ-111А, с учетом поражения целей обычным оружием (забегая вперед, можно сказать, что этот вид боевого применения для В-1 как типа стал основным в начале нашего столетия).

В-1 стал первым самолетом в США, при проектировании которого были применены специальные конструктивные мероприятия по повышению его живучести в условиях ядерной войны: повышение прочности узлов планера, защита систем от поражающих факторов ядерного оружия — экранировка всего оборудования,

меры, обеспечивавшие затухание посторонних электромагнитных импульсов, падающих в коммуникационные линии и т. д. Разработчики считали, что живучесть и способность к выполнению полетного задания должны были повиситься по сравнению с предыдущими стратегическими самолетами, такими как В-52, благодаря следующим обстоятельствам:

- рассредоточению частей и соединений САК на В-1 по большому числу аэродромов, превышающему на полторы сотни количество аэродромов, задействованных под флот В-52. Взлетная дистанция В-1 на уровне моря при условиях международной стандартной атмосферы (МСА), при взлетной массе 163 т определялась на 40% меньше, чем взлетная дистанция В-52 при взлетной массе 211 т при тех же условиях. Та же разница взлетных дистанций и при температуре окружающего воздуха  $+44,4^{\circ}\text{C}$ , а также при подъеме взлетной полосы до высоты 1220 м над уровнем моря;
- способности по тревоге уйти за 4 минуты на безопасное расстояние от аэродрома, что вдвое быстрее, чем для В-52. Анализ показывал, что в условиях ударов по местам базирования самолетов САК, когда способен уцелеть лишь один В-52, способны выжить 16 В-1;
- способности летать на скорости, соответствующей  $M=0,85$  на высоте 150–300 м с отслеживанием рельефа местности;
- сравнительно малой величине отметки от самолета на экранах РЛС систем ПВО за счет его компоновки (интегральная схема, крыло изменяемой в полете стреловидности) и специальных мер по уменьшению отраженного электромагнитного сигнала от самолета;



В полете самолет В-1А  
(серийный номер 74-160,  
бортовой номер 40160)



В-1А (серийный  
номер 74-0158,  
бортовой номер 40158)

Сборка В-1А





(Гондолы двигателей размещались так, чтобы входные и выходные устройства силовой установки частично экранировались крылом и наплывом крыла. В положении максимальной стреловидности при облучении спереди сверху В-1 имел форму острого клина, способствующую отражению луча РЛС в сторону. Предполагалось покрывать конструктивные элементы самолета, влиявшие существенно на величину ЭПР и, соответственно, интенсивности отметки на экране РЛС систем ПВО (каналы входных устройств

силовой установки, входные направляющие компрессора двигателей, лонжероны крыла и т. д.), специальными покрытиями, поглощающими электромагнитное излучение и тем самым снижающими уровень отраженного сигнала. На период создания В-1 считалось, что наибольшую опасность для него будут представлять самолеты ДРЛО типа Е-3А (советский аналог — А-50), РЛС которых будут фиксировать с большой дальности и высоты идущие на малых высотах В-1 и наводить на них истребители-перехватчики ПВО.

Считалось, что величина отметки от В-1 на экране РЛС будет в 15–25 раз меньше, чем от В-52 — примерно равной отметке от самолета-истребителя. Дальность обнаружения В-1 получалась в два-три раза меньше, чем для В-52.)

- оснащению самолета мощной системой радиоэлектронного противодействия, введение в состав экипажа оператора с функциями работы с этой системой;
- трехкратному резервированию бортовых систем;
- возможности ухода от цели на сверхзвуковой скорости.

К прогрессивным конструктивным решениям по В-1 относили насыщение его систем бортовыми цифровыми вычислительными машинами, новый подход к формированию систем передачи информации на борту, наличие разнообразного радиоэлектронного оборудования и гибкость его замены, осуществление мер по защите систем в условиях применения ядерного оружия, обеспечение повышенной надежности и живучести, применение на тяжелом самолете подобного класса крыла изменяемой в полете стреловидности.

Самым важным конструктивным отличием В-1 от предыдущих самолетов подобного класса, создававшихся ранее для ВВС США, стало крыло изменяемой стреловидности, на основе базы данных НАСА, которая использовалась ранее при создании тактического истребителя F-111 и его бомбардировочной модификации FB-111А. Крыло изменяемой стреловидности для самолетов данных программ стало рассматриваться еще с 1963 года, а с 1967 года уже считалось необходимым элементом программы AMSA. Именно тогда определился и облик

общей аэродинамической компоновки самолета: нормальная схема с однокилевым оперением и четырьмя двигателями. Существовало несколько промежуточных вариантов по схеме размещения двигателей, воздухозаборников, но общая схема оставалась практически неизменной. В проекте 1967 года рассматривался самолет с несущим фюзеляжем, с пакетным размещением двигателей в прифюзеляжной кормовой части и с попарным вертикальным размещением и двигателей, и воздухозаборников. Подвижные части высоко расположенного крыла в положении максимальной стреловидности 75° образовывали единую несущую поверхность со стабилизатором (в соответствии с популярной тогда идеей перехода от «нормальной» схемы на крайних режимах полета к схеме «бесхвостка»). В 1968 году самолет начал приобретать более традиционные очертания, двигатели сместились в центральную часть, поворотные части крыла теперь не образовывали единой поверхности со стабилизатором. В конфигурации 1969 года самолет окончательно приобрел знакомую нам теперь форму В-1. В ходе поиска оптимальной аэродинамической формы самолета и ее совершенствования всего было продумано в аэродинамических трубах 44 модели самолета. Следует отметить, что программа AMSA ставила задачу, чтобы по характеристике «боевая нагрузка/дальность полета» новый самолет превосходил находившийся на вооружении В-52. Проект 1967 года предусматривал самолет с расчетной взлетной массой около 107 т, но это требование явно не удовлетворялось: в проработках 1968–1969 годов взлетная масса поднялась до 160 т и более.

В соответствии с заданием, В-1 должен был обладать высокой точностью поражения целей различными типами оружия. Самолет предполагалось вооружить ракетами SRAM (32 ракеты, затем 24 в трех фюзеляжных отсеках вооружения), свободнопадающими ядерными и обычными бомбами, а также крылатыми ракетами воздушного базирования AGM-86А (ALCM-A). Всего ВВС США планировало получить от американской авиационной промышленности 244 В-1 (включая опытные самолеты), которые должны были заменить к 1981 году В-52. На первом этапе фирма Rockwell, выйдя победителем в конкурсе проектов по В-1, получила контракт на дальнейшие исследования по теме, разработку, постройку и испытания пяти опытных самолетов (позже это число было сокращено до трех) и двух планеров для прочностных статических и усталостных испытаний.

Как отмечалось выше, на протяжении всего периода работ по аванпроектам, проекту AMSA и, наконец, по В-1 существовало доминирующее требование — обеспечить самолету-носителю способность проникновения к цели на малой высоте, которое в основном и определило конфигурацию самолета В-1. Все это, в сочетании с другими важными требованиями (продолжительный крейсерский полет со скоростью, превышающей число М=2 на большой высоте, приблизительно на 50% большая боевая нагрузка и на 50% лучшие взлетно-посадочные характеристики, чем у В-52), подтолкнуло разработчиков проекта к созданию самолета с крылом изменяемой стреловидности — по размерам близкого к самолету Concorde и несколько превосходящего размеры дальнего советского

ракетоносца-бомбардировщика Ту-22М — первого в мире тяжелого самолета с изменяемой стреловидностью крыла.



Дозаправка В-1 от самолета-танкера KC-135 Stratotanker



Второй летный экземпляр В-1А (б/н 40159), участвовал в программе испытаний В-1В, 1984 г.





А. А. Туполев



В. И. Близнюк

В свете заокеанской программы в Советском Союзе в 1969 году военный заказчик (ВВС) сформулировал новые тактико-технические требования к перспективному многорежимному стратегическому авиационному самолету-носителю, и разработку последнего решено было вести на широкой конкурсной основе, с установлением более конкретных сроков представления аванпроектов.

В ОКБ А. Н. Туполева старт работ по СМС, который на начальных этапах создания обозначался по-разному: и как самолет «К», и как изделие «60» (со второй половины 1970-х годов — изделие «70»), и как самолет «160» (или Ту-160), — можно отнести ко второй половине 1969 года, когда в конструкторском бюро, в рамках Постановления Совета Министров СССР от 28 ноября 1967 года и выработанных ВВС тактико-технических требований к самолету, стали рассматривать возможные варианты решения проблемы. Работы по новой теме сосредоточились в отделении «К» под общим руководством А. А. Туполева. Под непосредственным руководством В. И. Близнюка, который ранее участвовал в разработках проектов стратегической сверхзвуковой межконтинентальной системы «108» и однорежимного стратегического бомбардировщика-ракетоносца «135», и А. Л. Пухова в бригадах отделения «К» прорабатывались несколько вариантов возможных компоновок будущего самолета, как с крылом изменяемой стреловидности в полете, так и с фиксированной геометрией крыла.

Важным моментом при проектировании тяжелого СМС стал выбор максимального значения скорости сверхзвукового полета. В ходе теоретических исследований была

проведена сравнительная оценка дальности полета самолета с крылом изменяемой стреловидности, рассчитанного на полет с двумя вариантами крейсерской сверхзвуковой скорости — при числах  $M=2,2$  и  $M=3$ . При скорости, соответствующей числу  $M=2,2$ , дальность полета значительно увеличивалась за счет меньшего удельного расхода топлива силовой установки и большего значения аэродинамического качества самолета. Кроме того, конструкция планера СМС, рассчитанного на скорость, соответствующую числу  $M=3$ , предполагала, как уже говорилось, использование значительного (по весу) количества титановых сплавов, что приводило к повышению стоимости изготовления самолета и к дополнительным технологическим проблемам.

Одним из самых первых был проект самолета с изменяемой стреловидностью крыла Ту-160 «ИС». Однако анализ и проработка компоновок, а также определение основных параметров и ЛТХ по этому варианту на том первоначальном этапе дали малоутешительный для ОКБ результат. Узел поворота консолей крыла требовал значительного увеличения массы конструкции самолета, что в свою очередь приводило к невозможности обеспечения заданных высоких летно-тактических данных самолета. Со всеми этими противоречивыми проблемами разработчики проекта пришли к Генеральному конструктору А. Н. Туполеву, который, быстро оценив ситуацию и взвесив все «за» и «против», предложил разрабатывать СМС по проверенной компоновочной схеме Ту-144, отказавшись от использования крыла изменяемой в полете стреловидности. Именно на этой базе конструкторы и попытались создать свой первый вариант стратегического многорежимного

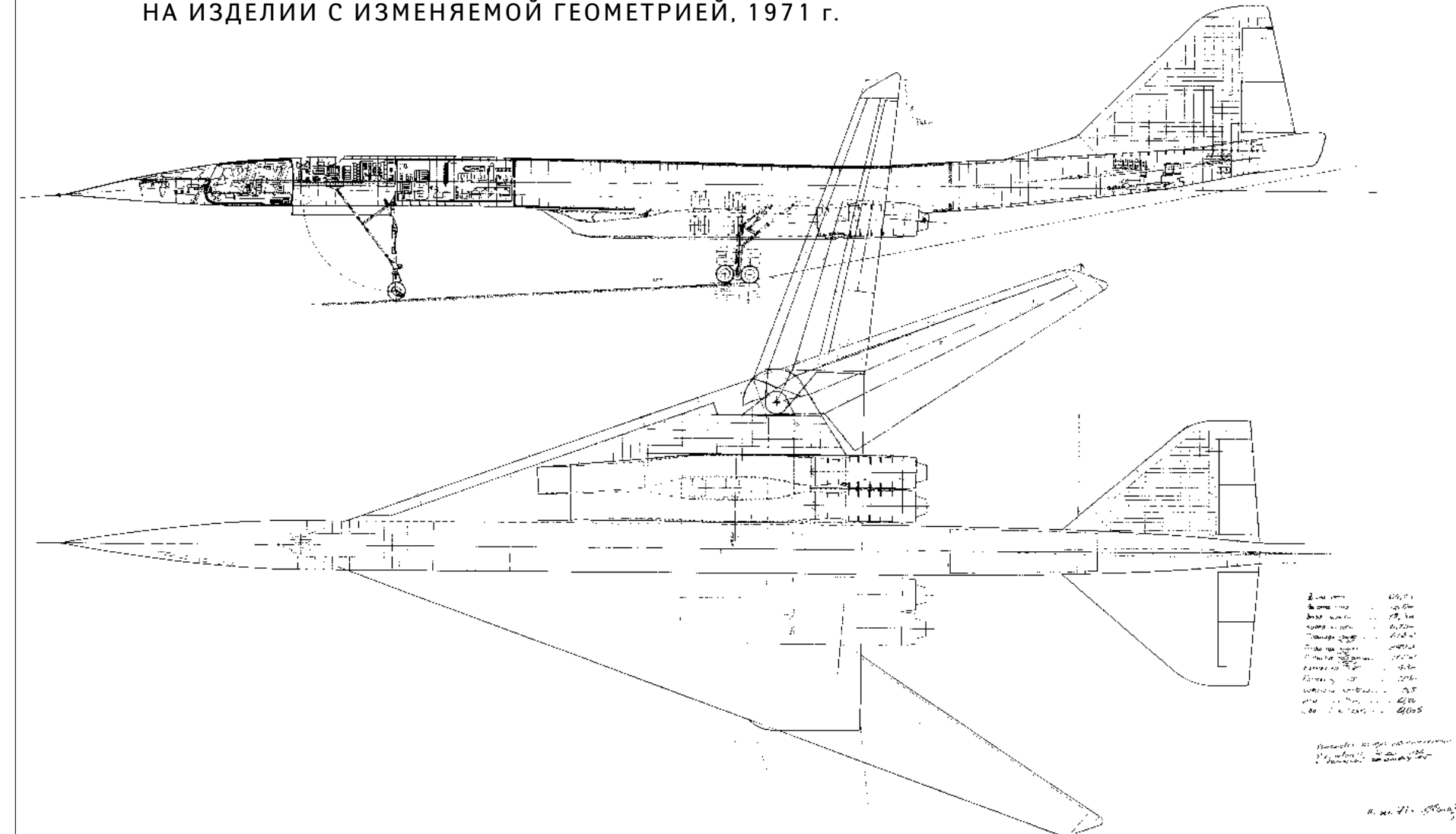
носителя, по своим техническим решениям кардинально отличавшегося от проектов Т-4МС ОКБ П. О. Сухого и М-18/М-20 ОКБ В. М. Мясищева.

Таким образом, первоначальный проект туполевского стратегического ракетоносца, представленный ОКБ в начале 1970-х годов на конкурс аванпроектов, получивший обозначение «Ту-160М» (М — «многоцелевой»), был разработан по компоновочной схеме Ту-144 практически как его дальнейшее развитие с учетом нового целевого назначения. Проект самолета, в отличие от пассажирского авиалайнера Ту-144, отличался большой интеграцией центральной части планера и введения емких отсеков вооружения в фюзеляж.

В этом проекте, разрабатываемом параллельно с альтернативным вариантом самолета с крылом изменяемой стреловидности (работы над которым были все-таки продолжены с целью поиска путей оптимизации всей конструкции и отдельных ее узлов), предполагалось достичь требуемых летно-тактических характеристик за счет более высокого уровня весовой отдачи. Однако выполнение основного требования ВВС — обеспечения межконтинентального радиуса действия самолета с теми удельными расходами топлива, которые могли реально обеспечить двигателисты, при этой схеме не обеспечивался.

На начальном этапе проектирования работы на ММЗ «Опыт» по теме «К» (или «160») велись практически в инициативном порядке и без особой огласки. О них знал весьма ограниченный круг людей ОКБ А. Н. Туполева и в Министерстве авиационной промышленности. С 1970 по 1972 годы было подготовлено несколько вариантов компоновочных схем СМС.

# КОМПОНОВКА ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОГО ОБОРУДОВАНИЯ НА ИЗДЕЛИИ С ИЗМЕНЯЕМОЙ ГЕОМЕТРИЕЙ, 1971 г.





Обложка аванпроекта стратегического многоцелевого самолета Ту-160М, 1970 г.



Титульный лист аванпроекта стратегического многоцелевого самолета Ту-160М, 1970 г.

В 1970–1971 годах под руководством А.А.Туполева в отделе «К» ОКБ, при активном участии А.Н.Туполева был разработан аванпроект стратегического многоцелевого самолета (СМС) Ту-160М. Стратегический многоцелевой самолет Ту-160М предназначался для поражения стратегических объектов на других континентах и удаленных островных территориях и для действия на океанских театрах военных действий. Помимо высоких летных данных, стратегический многоцелевой самолет должен был иметь комплекс современной бортовой аппаратуры навигации и управления, обзорно-прицельного оборудования, средств поражения и оборонительного оружия. Он должен был обладать большими боевыми возможностями, мобильностью и маневренностью. В сочетании с рациональными тактическими приемами обеспечивать успешное решение возложенных на него стратегических задач в широком диапазоне условий боевого применения, в том числе:

- в любое время суток;
- в любых метеоусловиях;
- без ограничений по географическим широтам;
- на большую глубину боевых действий;
- в условиях преодоления глубоко эшелонированной системы ПВО;
- при большом разнообразии характера и типов объектов поражения;
- в условиях ведения боевых действий с применением ядерного оружия и обычных средств поражения;
- при базировании и эксплуатации самолета на аэродромах I класса.

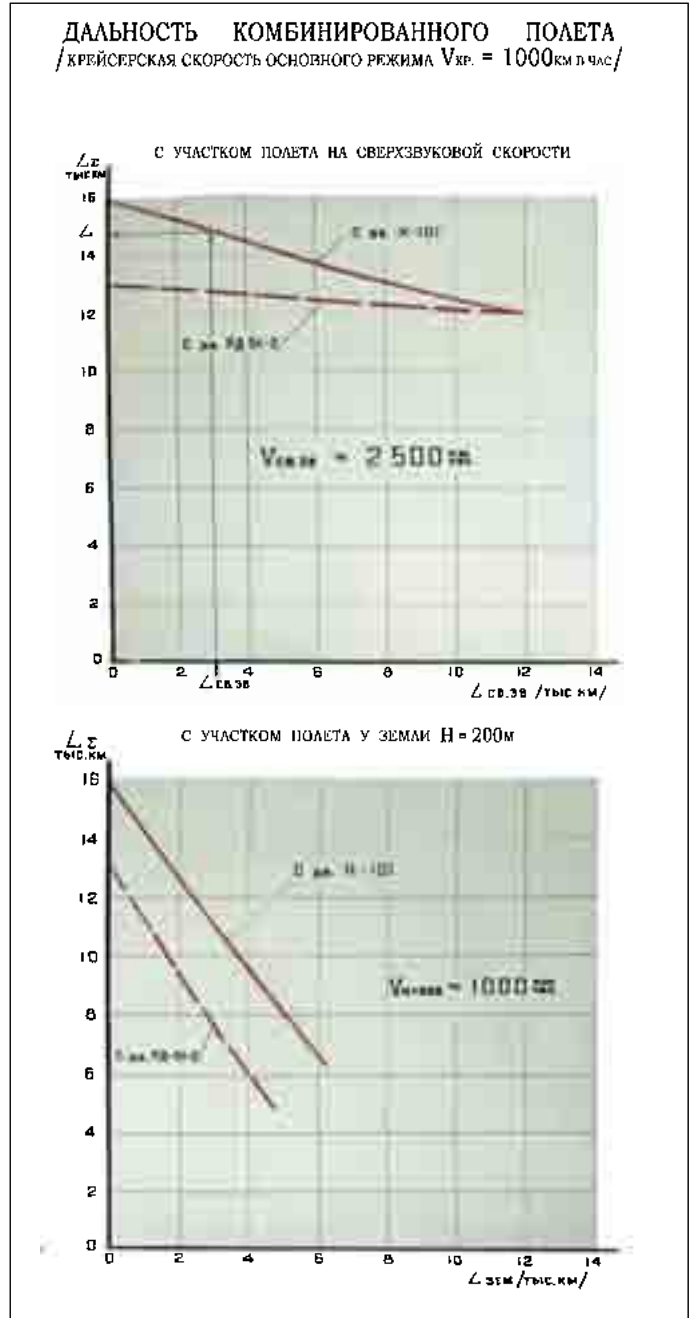
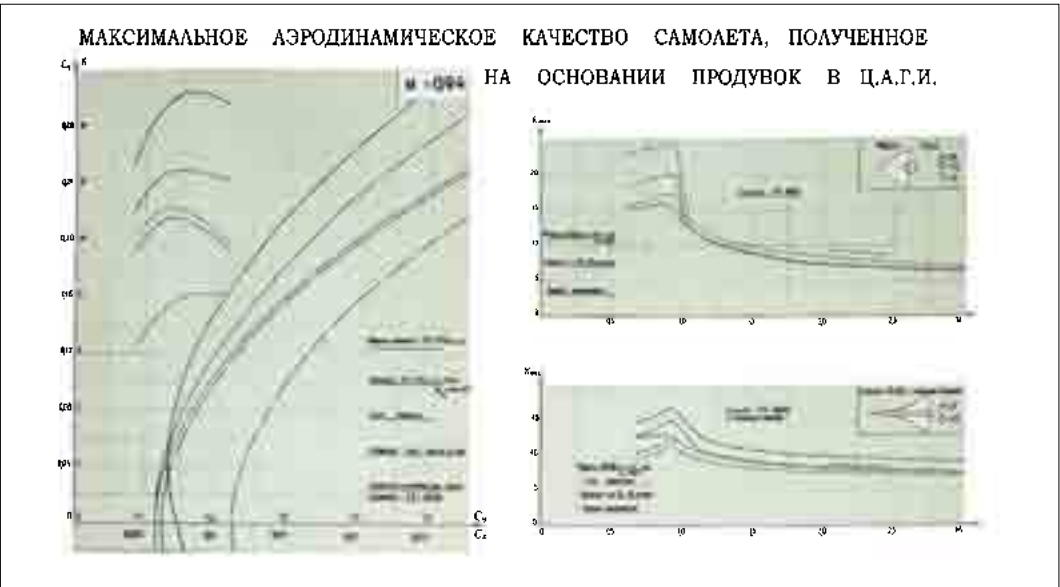
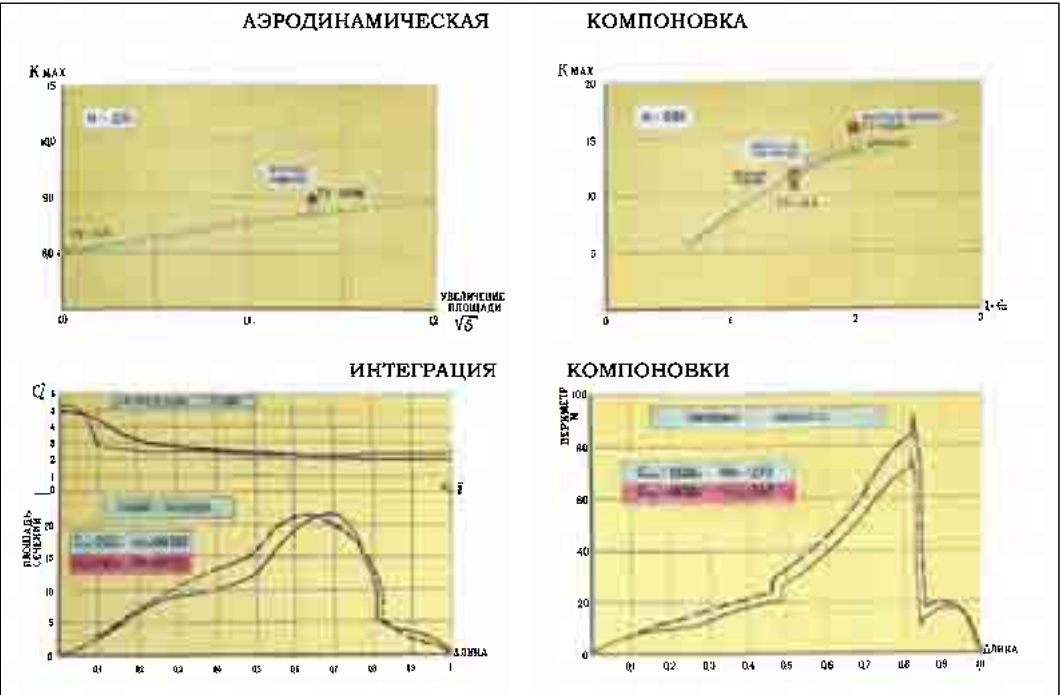
Аванпроект Ту-160М основывался на проводимых ММЗ «Опыт» совместно с ЦАГИ и с другими предприятиями авиационной

промышленности исследованиях по изысканию оптимальной компоновки СМС, обладающего комплексом летно-технических характеристик, обеспечивающих высокую боевую эффективность самолета.

Проведенные работы показали, что наиболее рациональной схемой стратегического многоцелевого самолета может быть интегральная компоновка, выполненная в виде летающего крыла. Эта схема являлась развитием аэродинамической компоновки самолета Ту-144. Она позволяла при сохранении конструктивной поверхности и миделя обеспечить размещение заданных комплексов боевой нагрузки, оборудования и потребного запаса топлива.

Размещение основной боевой нагрузки во внутренних отсеках фюзеляжа позволяло использовать самолет во всем летном диапазоне скоростей и высот полета. В этой схеме обеспечивалась максимально возможная жесткость конструкции для полетов у земли на больших дозвуковых скоростях. Разработанная аэродинамическая компоновка имела высокое аэродинамическое и весовое совершенство, была рациональной для достаточно большого диапазона скоростей полета и позволяла совершенствовать самолет за счет введения новых конструкционных материалов, улучшения двигателей и других мероприятий.

Аэродинамическая компоновка самолета Ту-160М была разработана на базе накопленного в ОКБ и ЦАГИ летного и экспериментального материала по самолету ТУ-144 путем ее оптимизации применительно к схеме и задачам СМС. Самолет был выполнен по схеме «бесхвостка» с треугольным крылом малого удлинения







Форма и конструкция самолета интегральной схемы являются логическим развитием основных компоновочных и конструктивных принципов самолета Ту-144. Принятая конфигурация самолета в плане характеризуется малым смещением фокуса при переходе от дозвукового к сверхзвуковому режиму полета. Аэродинамическая компоновка самолета, основанная на рекомендациях ЦАГИ, обеспечивает основной дозвуковой режим полета на средних высотах, полет у земли на околосвуковых скоростях и сверхзвуковой крейсерский режим на скорости полета до 3000 км/ч.



Одной из целей исследования по СМС было получение максимальной весовой отдачи при оптимальных аэродинамических характеристиках. Выполненные расчеты показали, что наилучшими возможностями в отношении повышения весовой отдачи обладает схема «летающее крыло», т. е. интегральная компоновка.

По конструктивной схеме самолет представляет собой цельнометаллический моноплан, в котором фюзеляж и треугольное крыло малого удлинения объединены в единый конструктивный агрегат. В конструкции самолета максимально использованы основные принципы, материалы и технологические процессы, апробированные в конструкции серийного самолета Ту-144.



двойной стреловидности по передней кромке. По сравнению с Ту-144, с учетом требований дозвуковой дальности полета, плановая проекция была модифицирована в сторону увеличения перепада стреловидностей от наплыва к базовому крылу (вместо 76–57° использовано 78–50°), увеличено удлинение базового крыла (вместо 1,895 принято 2,4), скорректирована деформация срединной поверхности. На основании систематических исследований ЦАГИ по оптимальному распределению объема по размаху крыла малого удлинения было изменено распределение толщин по размаху в сторону утоньшения консоли и повышения относительной толщины профиля крыла (С) в корневой части, что позволяло применить в центральной части «интеграцию» типа «летающее крыло».

При повышении качества на сверхзвуковом режиме это одновременно давало возможность разместить необходимые объемы топлива. Эта схема позволяла уменьшить смачиваемые поверхности и улучшить протекание графиков площадей с одновременным повышением весовой отдачи за счет снятия конструктивных наслоений (подфюзеляжная часть крыла, центральное тело, стык крыла с фюзеляжем и т. д.), характерных для пассажирского самолета. Отклоняемые носки крыла как на наплыве, так и на консоли повышали дозвуковое аэродинамическое качество. Смещение центра тяжести самолета достигалось перекачкой топлива в балансировочный бак. При необходимости можно было изменять кривизну профиля на дозвуковом режиме отклонением вниз элевонов.

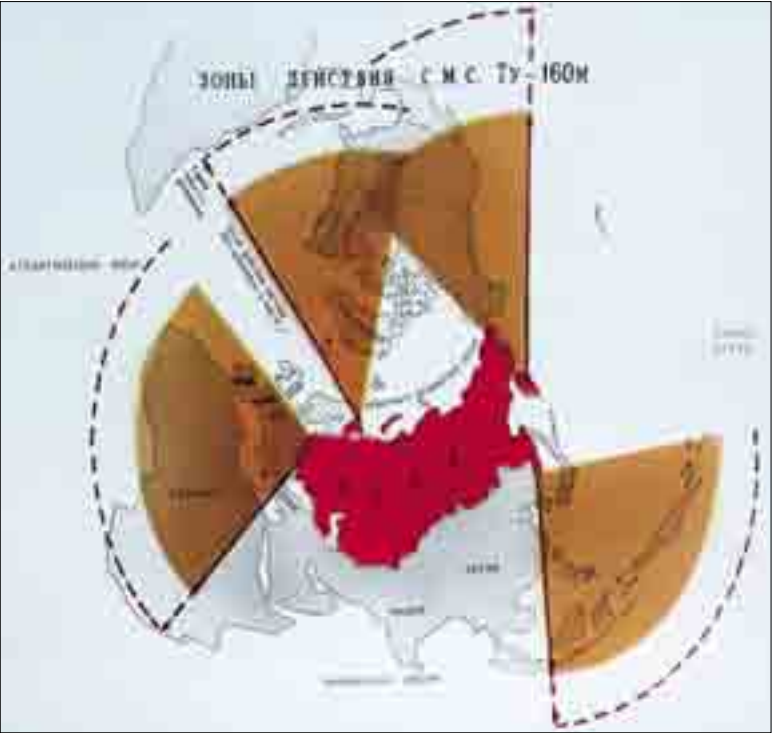


Все вышеприведенные мероприятия позволили получить следующие расчетные значения максимального аэродинамического качества самолета Ту-160М:

$K_{\max} = 15,2$  на  $M=0,94$   
 $K_{\max} = 9,0$  на  $M=2,35$

Проект Ту-160М прорабатывался под двигатели К-101 и РД 51-2. На начальном этапе эксплуатации планировалось использовать двигатели РД 51-2 с взлетной тягой 23800 т и удельным расходом на дозвуковом крейсерском режиме  $S_p=0,9-0,91$  кг/кгт·ч (при тяге 3500–4000 кг), а при полете на сверхзвуковом крейсерском режиме —  $S_p=1,23-1,3$  кг/кгт·ч (при тяге 5000–6000 кг). В дальнейшем предполагалось использовать комбинированный турбореактивный двигатель (КТРД) К-101, разрабатываемый РКБМ, обладающий преимуществом ДТРД в дозвуковом крейсерском полете и ТРД на разгоне и сверхзвуковых скоростях (иначе такой двигатель называется двигателем изменяемого цикла — ДИЦ). У двигателя К-101 на взлете, разгоне и сверхзвуковых скоростях воздух из наружного контура вентилятора поступает в турбокомпрессор, и цикл КТРД становится близким к циклу ТРД. При работе по циклу ДТРД дополнительный турбокомпрессор перекрыт и отключен.

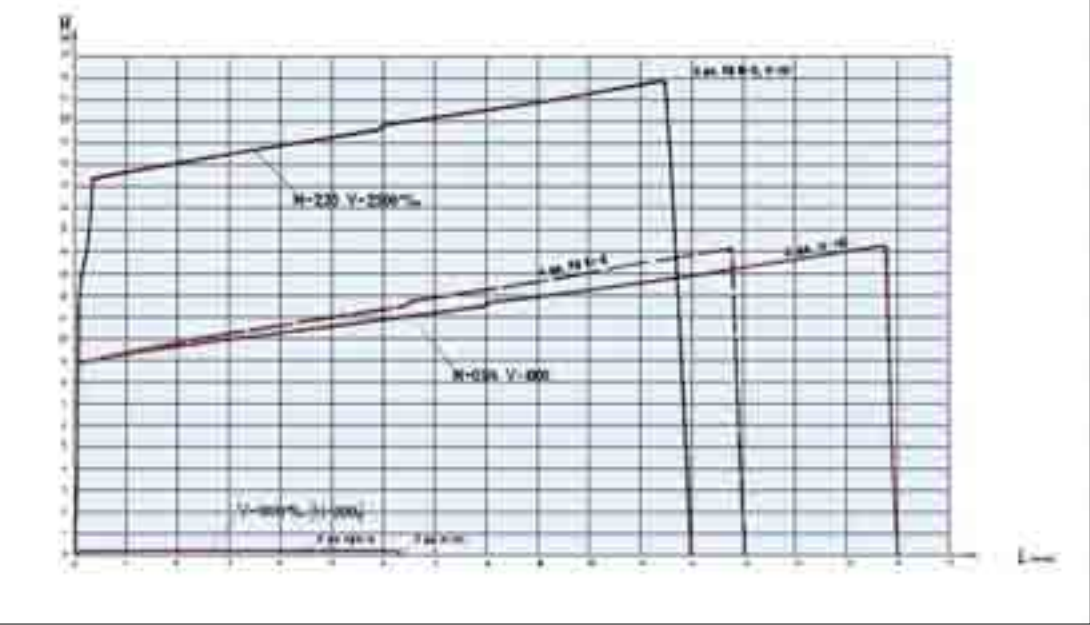
Силовая установка Ту-160М должна была состоять из четырех двигателей, установленных попарно в мотогондолах, расположенных вблизи оси симметрии самолета, с автономными многорежимными регулируемые воздухозаборниками. Регулируемая часть воздухозаборника компоновалась, как на самолете Ту-144, с аналогичной организацией слива пограничного слоя с крыла и панелей клина



Маршрут полета СМС выбирается в зависимости от поставленной задачи и конкретных условий боевых действий. Большая дальность полета СМС на основном дозвуковом крейсерском режиме при скорости 1000 км/ч, и возможность совершать полет на значительном участке маршрута на сверхзвуковой скорости (при  $V=2500\text{--}3000\text{ км/ч}$  на  $H_{\text{ср}}=20\text{ км}$ ) или на малых высотах (при  $V=\text{до } 1000\text{ км/ч}$  на  $H=100\text{--}200\text{ м}$ ) позволяют выбирать наиболее оптимальные маршруты и профили полета для решения боевых задач и преодоления ПВО противника. Тем самым расширяются возможности реализации рациональных тактических приемов в зависимости от конкретных условий боевого применения. Возможность дозаправки самолета топливом в полете еще больше повышает эффективность комплекса в целом.

Параметры КТРД К-101

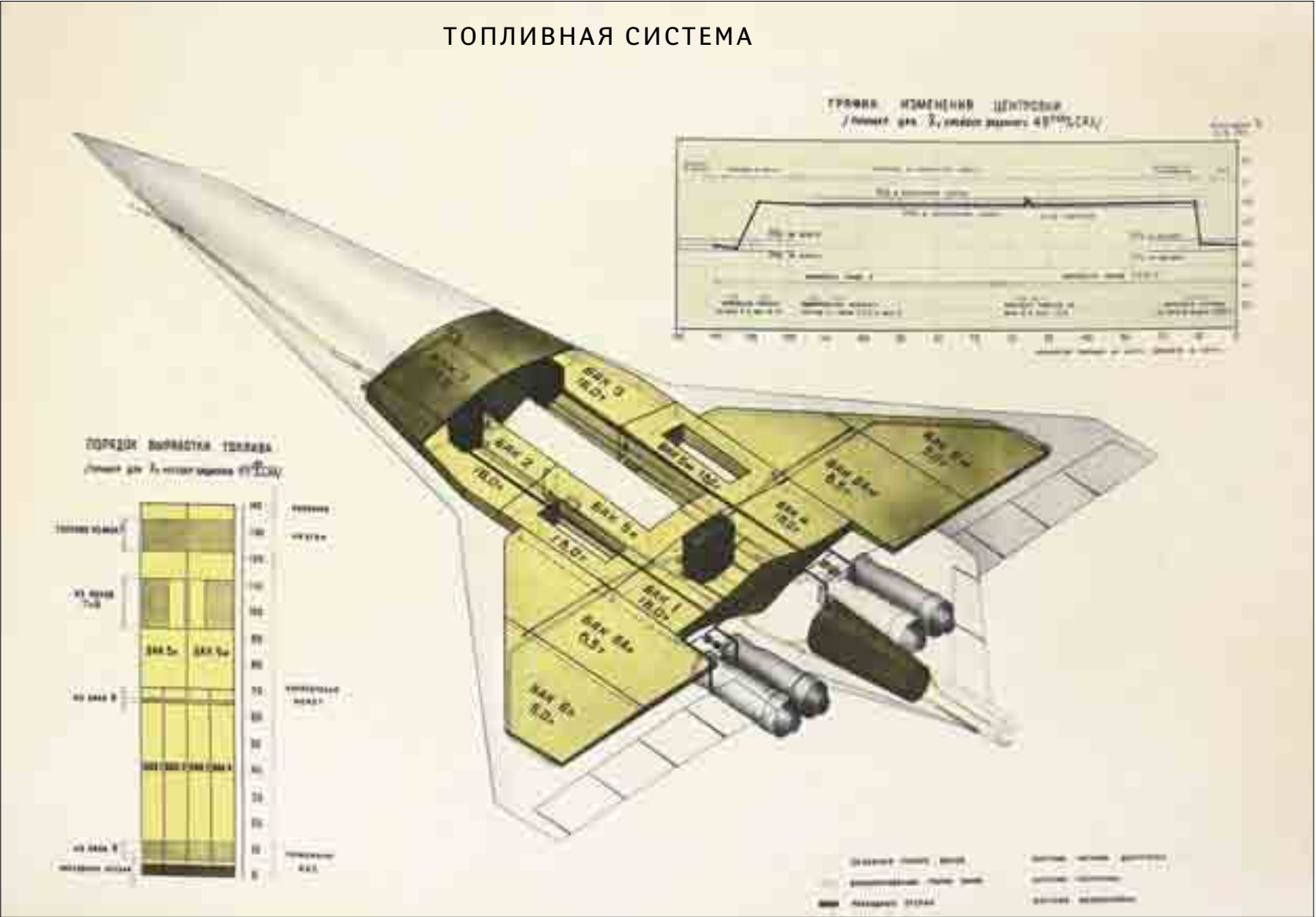
ПРОФИЛИ ПОЛЕТА САМОЛЕТА  
(взлетный вес — 230 т)



и применением в производстве той же технологии и материалов. Средняя часть воздухозаборника включала, как и на самолете Ту-144, створки подпитки большой суммарной площади и створки перепуска. Между каналами размещались основные стойки шасси. Собственно мотогондола имела конструкцию, аналогичную конструкции гондолы Ту-144, с применением тех же средств теплозащиты конструкции и орга-

низации вентиляции гондолы. Летный экипаж самолета состоял из четырех человек и размещался в передней части герметической кабины, в которой были оборудованы рабочие места с катапультными креслами типа КТ-1, обеспечивающими аварийное покидание самолета на всех режимах полета, включая взлет и посадку. Проект прорабатывался в нескольких вариантах.

|          | : $M = 0,8$ $H = II$             | : $M = 2,2$ | $H > II$                      | : | Вз л е т                                     |
|----------|----------------------------------|-------------|-------------------------------|---|--|
|          | степень двухконтурности<br>2 + 3 | без форсажа | с форсажем в наружном контуре |   | без форсажа<br>о форсажем в наружном контуре |
| $R_{уд}$ | -                                | 40 + 50     | 70                            |   | 85 95  |
| $C_x$    | 0,67 + 0,72                      | 1,23 + 1,35 | 1,45                          |   | 1,05 1,2                                     |



Топливная система самолета Ту-160М разработана на базе топливной системы самолета Ту-144 с максимальным использованием унифицированных агрегатов

и оборудования. Интегральная компоновка крыла и фюзеляжа, примененная для самолета Ту-160М, позволяет получить относительно небольшой вес топливной системы, так

как увеличенная строительная высота средней части крыла дает возможность разместить топливные баки вблизи центра тяжести самолета и уменьшить количество баков.





В аванпроекте стратегического многоцелевого самолета был детально представлен вариант самолета Ту-160М, выполненный в «интегральной» компоновке.

При создании СМС предлагаемой схемы и размерности предполагалось использование апробированных в серийном производстве конструктивно-технологических

принципов и огромного практического опыта промышленности, полученного при создании сверхзвукового пассажирского самолета Ту-144.



Основными вариантами стратегического многоцелевого самолета являются ударный авиационный комплекс и комплекс авиационной стратегической разведки.

Кроме того, на базе стратегического многоцелевого самолета в дальнейшем могут быть созданы следующие специализированные комплексы: дальний противолодочный

самолет; самолет целеуказания ракетному оружию военно-морского флота; самолет-рейдер для борьбы с трансокеанскими воздушными перевозками.

1. Индикатор обзора задней полусферы

2. Пульт управления пушечной установкой

3. Пульт контроля пушечной установки

4. Индикатор тепловеленгатора «Ромашка»

5. Пульт станции «Пароль»

6. Объединенный пульт телефонной связи

7. Объединенный пульт телеграфной связи

8. Объединенный пульт резервирования средств связи

9. Пульт управления станцией «Чайка»

10. Клавиатура станции «Чайка»

11. Информационный пульт станции «Чайка»

12. Телеграфный ключ/станции «Позитрон»

13. Кислород, герметизация люка и обогрев костюма

14. Пульт станции «Герань»

15. Пульт автомата пассивных помех

16. Приборная доска

17. Электрощиток оператора

18. Панель энергоснабжения самолета

1. Индикатор прицела «ОПБ-17»

2. Пульт управления ракетами (пассивные)

3. Пульт управления ракетами (активные)

4. Блок индикатора РЛС

5. Индикатор навигационной обстановки

6. Цифровой указатель навигационных параметров

7. Пульт контроля БЦВМ

8. Пульт станции «Вираж»

9. Пульт станции «Пароль»

10. Пульт СТУ

11. Пульт управления РСБН

12. Пульт управления системы «Альфа»

13. Пульт управления системы «Янтарь»

14. Пульт управления астрокорректором

15. Пульт управления радиационной разведки

16. Пульт управления АРК «Сура»

17. Приборная доска

18. Электрощиток управления спецгрузами

19. Электрощиток оператора

20. Пульт управления станцией «СО-72»

21. Пульт управления станцией «Куб-3»

22. Пульт управления станцией «Куб-4»

23. Командные приборы аэрофотоаппаратов

24. Кислород, вентиляция, обогрев одежды и герметизация люка

РАБОЧЕЕ МЕСТО ОПЕРАТОРА - РАДИСТА

РАБОЧЕЕ МЕСТО ШТУРМАНА - ОПЕРАТОРА

1. Приборная доска левого летчика

2. Приборная доска правого летчика

3. Средняя приборная доска

4. Прибор СППИ

5. Верхний электропульт

6. Панель противопожарной системы

7. Панель автоматики топлива

8. Электрощиток левого летчика

9. Электрощиток правого летчика

10. Нижний эл./пульт летчиков

11. Органы управления взлетом и посадкой

12. Пульт управления АБСУ

13. Пульт автомата тяги

14. Щиток слепой посадки (РСБН)

15. Пульт управления гидросистемой

16. Электропульт правого летчика

17. Обогрев костюмов и герметизация люков

18. Кислородная панель

19. Совмещенный пульт УКВ, ДЦВ и СТУ

20. Панель ручного управления заборниками воздуха

21. Пульт левого летчика

22. Панель запуска двигателей

23. Штурвальный пульт

24. Сектора газа

25. Рукоятки управления аварийными тормозами

68

СТРАТЕГИЧЕСКИЙ РАКЕТОНОСЕЦ-БОМБАРДИРОВЩИК ТУ-160

ПЕРВЫЙ ЭТАП РАБОТ ПО САМОЛЕТУ ТУ-160

САМОЛЕТ ТУ-160М В ВАРИАНТЕ УДАРНОГО АВИАЦИОННОГО КОМПЛЕКСА.

Решение боевой задачи ударным комплексом СМС (УАК СМС) должно было осуществляться следующим образом:

СМС совершает полет к району целей на крейсерском дозвуковом режиме. При входе в зону ПВО противника СМС

переходит на сверхзвуковую скорость полета на больших высотах или снижается на предельно малые высоты, за счет

КАБИНА ЭКИПАЖА

ТЕХ. ОТСЕК №1

ТОПЛИВНЫЙ БАК

ОТСЕК ВОЗДУХОВЫХ

ТОПЛИВНЫЙ БАК

СПЕЦ. АППАРАТЫ

КОРМОВЫЙ

ПУШЕЧНАЯ УСТАНОВКА

ТЕХ. ОТСЕК №2

БАЛАНСИРОВЩИЙ БАК

КОРМОВЫЙ

ПУШЕЧНАЯ УСТАНОВКА

КОРМОВЫЙ

ПУШЕЧНАЯ УСТАНОВКА

ТЕХ. ОТСЕК №2

БАЛАНСИРОВЩИЙ БАК

КОРМОВЫЙ

ПУШЕЧНАЯ УСТАНОВКА

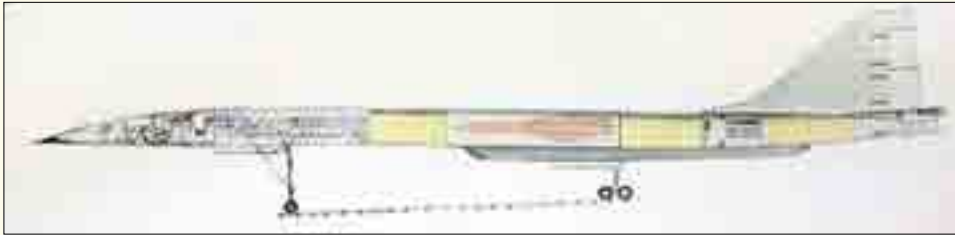
СЕЧЕНИЕ ПО КАБИНЕ

СЕЧЕНИЕ ПО ОСНОВНОЙ ШАССИ И ШАССИ

СЕЧЕНИЕ ПО ОСНОВНОМУ ШАССИ И ОТСЕКУ ВОЗДУХОВЫХ

69





ОСНОВНЫЕ ЛЕТНЫЕ ДАННЫЕ САМОЛЕТА

Летные данные определены для следующих трех основных режимов полета:

V = 2500 км/час

V = 1000 км/час

V = 1000 км/час

H = 16 ÷ 22 км

H = 10 ÷ 15 км

H = 100 ÷ 200 м

ОСНОВНЫЕ ГЕОМЕТРИЧЕСКИЕ ДАННЫЕ

Длина самолета (с ПВД)

57,145 м

Стреловидность базового крыла

50°

Высота самолета на стоянке

11,85 м

Стреловидность наплыва

78°

Ширина колеи шасси

8,5 м

Площадь элевонов

50,5 м²

Продольная база шасси

17,8 м

Угол отклонения элевонов

± 22°30´

Размеры основных колес

1000x450 (мм)

Размеры передних колес

1000x450 (мм)

КРЫЛО

ВЕРТИКАЛЬНОЕ ОПЕРЕНИЕ

Площадь базового крыла

516,7 м²

Площадь теоретическая

44,5 м²

Площадь крыла с наплывом

650 м²

Размах теоретический

6,32 м

Площадь плановой проекции

667 м²

Стреловидность

50°

Размах крыла

35,2 м

Площадь руля направления

10,27 м²

Отклонение руля направления

± 24°30´

ВЕСОВАЯ СВОДКА САМОЛЕТА

I. КОНСТРУКЦИЯ

48,2 т

Система кондиционирования

1,8 т

Крыло и фюзеляж

31,8 т

Средства спасения экипажа и тормозной парашют

0,7 т

Вертикальное оперение

1,2 т

4. СПЕЦОБОРУДОВАНИЕ

4,5 т

Шасси

7,2 т

5. СНАРЯЖЕНИЕ

1,2 т

Мотогондолы

8,0 т

Экипаж

0,4 т

2. СИЛОВАЯ УСТАНОВКА (СУ)

19,0 т

Масло, невыраб. топливо и др.

0,8 т

Двигатели

16,5 т

СНАРЯЖЕННЫЙ САМОЛЕТ

83,3 т

Топливная система

1,9 т

НАГРУЗКА

146,7 т

Прочие системы СУ

0,6 т

Топливо

137,8 т

3. ОБОРУДОВАНИЕ

10,4 т

Боевая нагрузка

8,4 т

Управление и гидросистема

3,6 т

Боезапас

0,5 т

Электрорадиооборудование

4,3 т

ВЗЛЕТНЫЙ ВЕС

230,0 т

чего значительно сокращается располагаемое время для перехвата и затрудняются действия средств ПВО. При полете в зоне ПВО противника на СМС вводятся в действие средства комплекса оборонительного вооружения, противодействие которых средствам ПВО наращивается по мере проникновения СМС вглубь зоны ПВО. Боевым порядком СМС создается мощное противодействие за счет создания помех радиолокационному полю групповыми (с самолетов обеспечения) и коллективными (с ударных СМС) средствами РПД с целью существенного уменьшения эффективности средств ПВО. Активные и пассивные помехи РЛС дальнего наведения истребителей и целеуказания ЗУР организуются путем применения коллективно-групповых средств РПД. В зоне дальнего и ближнего наведения истребителей, управляемых ракет «воздух — воздух» и «земля — воздух» практически используется весь арсенал комплекса оборонительных средств СМС: индивидуальные и коллективно-групповые средства радиоэлектронного противодействия; радиолокационные и тепловые ловушки; ложные цели; кормовая пушечная установка, способная поражать самолеты и ракеты «воздух — воздух».

Перечисленные средства в сочетании с комплексом информационно-логического оборудования обеспечивают высокую эффективность обороны СМС с передней и задней полусфер. Одним из эффективных факторов достижения СМС стратегических объектов является предварительное подавление средств ПВО с помощью СМС, что особенно важно в условиях боевых действий

РАКЕТНОЕ ВООРУЖЕНИЕ УДАРНОГО ВАРИАНТА

СХЕМА НАРУЖНОЙ ПОДВЕСКИ РАКЕТ

БОЕВАЯ НАГРУЗКА

| НОРМАЛЬНЫЙ ВАРИАНТ |              |                   |              | вариант    |              |
|--------------------|--------------|-------------------|--------------|------------|--------------|
| вариант            | наименование | кол-во на самолет | общий вес, т | количество | общий вес, т |
| I                  | X-45         | 2                 | 8,4          | 4          | 16,8         |
| II                 | X-2000T      | 1                 | 6,5          | 4          | 26           |
| III                | ТУС-2        | 4                 | 8            | 8          | 16           |

ПОДВЕСКА РАКЕТ ВО ВНУТРЕННИХ ОТСЕКАХ

без применения ядерного оружия. Поражение наиболее важных стратегических объектов и узловых объектов ПВО осуществляется СМС с применением авиационных ракет типа X-45, исключающих необходимость входа в зону действия ЗУР, а уничтожение средств ПВО и других массовых целей — с помощью ракет типа X-2000T. В условиях ослабленной или подавленной ПВО при нанесении

ударов СМС применяются снаряды типа ТУС-2 по малоразмерным и надводным (подвижным) объектам и авиабомбы — по площадным целям. При действии по авианосным ударным соединениям (АУС) СМС с ракетами типа X-45 практически не входит в зону действия как ЗУР, так и истребителей АУС. Таким образом, УАК СМС обеспечивает успешное преодоление системы ПВО противника

### БОМБОВОЕ ВООРУЖЕНИЕ УДАРНОГО ВАРИАНТА

СХЕМА НАГРУЖЕННОЙ ПОДВЕСКИ БОМБ



ФАБ-500

ПОДВЕСКА БОМБ ВО ВНУТРЕННИХ ОТСЕКАХ

ФАБ-250



ФАБ-500



ФАБ-1500



СХЕМА РАЗМЕЩЕНИЯ НАГРУЗКИ НА ДЕРЖАТЕЛЕ МБДЗ У9



ФАБ-250

| вариант | НАИМЕНОВАНИЕ БОМБ | НОРМАЛЬНЫЙ ВАРИАНТ |              | ПЕРЕГРУЗОЧНЫЙ ВАРИАНТ            |                                 |              |
|---------|-------------------|--------------------|--------------|----------------------------------|---------------------------------|--------------|
|         |                   | количество         | общий вес, т | количество во внутренних отсеках | количество на наружной подвеске | общий вес, т |
| I       | ФАБ-250           | 36                 | 9            | 120                              | 36                              | 39           |
| II      | ФАБ-500           | 18                 | 9            | 80                               | 10                              | 45           |
| III     | ФАБ-1500          | 6                  | 9            | 24                               | 6                               | 45           |
| IV      | ФАБ-3000          | 3                  | 9            | 8                                | 6                               | 42           |

путем реализации комплекса мероприятий по линии получения высоких летных данных СМС, применения рациональных средств поражения и установки оборонительных средств.

СОСТАВ ВООРУЖЕНИЯ САМОЛЕТА

Учитывая разнообразие характера и типов объектов поражения противника,

на УАК СМС при нормальной нагрузке предусматривались следующие варианты средств поражения:

- две авиационные ракеты типа Х-45 с обычной или ядерной боевой частью для поражения точечных радиолокационно-контрастных целей, работающих радиолокационных станций и площадных радиолокационно-неконтрастных объектов;

СТРАТЕГИЧЕСКИЙ РАКЕТОНОСЕЦ-БОМБАРДИРОВЩИК ТУ-160

- одна авиационная ракета типа Х-2000Т с ядерной боевой частью для поражения площадных объектов в глубине территории противника;
- четыре телевизионных управляемых снаряда типа ТУС-2 с обычной боевой частью для поражения оптически контрастных малоразмерных наземных и надводных целей, требующих большой точности попадания;
- авиабомбы различных типов (в том числе и специальные) калибром до 3000 кг с общим весом до 9000 кг для нанесения удара по площадным объектам, обладающим оптической или радиолокационной контрастностью.

На СМС в перегрузочном варианте предусматривалось значительное увеличение количества ракет и авиабомб. Указанные варианты средств поражения по своему типуажу, характеру боевой части, системам управления и наведения в комплексе с обзорно-прицельным оборудованием самолета полностью учитывали характер боевых задач УАК СМС и большое многообразие типов объектов поражения. При подготовке к полету необходимый вариант средств поражения мог выбираться в соответствии с боевым заданием и профилем полета. Система огневой обороны, состоящая из кормовой дистанционно управляемой пушечной установки под пушку калибра 30 мм и прицельно-вычислительного комплекса, являлась частью оборонительного комплекса самолета. Она предназначалась для обороны самолета в задней полусфере от атак истребителей неуправляемым оружием, управляемых ракет «воздух — воздух» и зенитных управляемых ракет типа «земля — воздух» во всем диапазоне боевого применения самолета.

СТРАТЕГИЧЕСКИЙ РАКЕТОНОСЕЦ-БОМБАРДИРОВЩИК ТУ-160

САМОЛЕТ ТУ-160М  
В ВАРИАНТЕ РАЗВЕДЧИКА

Комплекс воздушной разведки предназначался для ведения стратегической разведки на сухопутных и океанских театрах военных действий в интересах Верховного главного командования и командования видов Вооруженных сил. Целью ведения указанной разведки являлось вскрытие непосредственной подготовки противника к нападению, выявление его важнейших группировок и вероятных сроков их развертывания, определение расположения важнейших объектов, от уничтожения которых зависит успех боевых действий. Кроме установки бортового комплекса разведывательной аппаратуры, на СМС в варианте разведчика предусматривалась также подвеска двух дальних сверхзвуковых беспилотных разведчиков, что существенно расширяло его боевые возможности, в том числе по радиусу действия, эффективности преодоления средств ПВО и объему получаемых разведданных. Подвеска на СМС указанных беспилотных разведчиков могла обеспечить решение в мирное и военное время целого ряда важных задач:

- выполнение срочной детальной разведки стратегических объектов на различных операционных направлениях океанских и сухопутных театрах военных действий при запуске беспилотных разведчиков с СМС над своей территорией с возвращением их в заданный район;
- ведение срочной детальной разведки при запуске беспилотных разведчиков с СМС из нейтральных вод в направлении расположения противника с посадкой их на своей территории и территории союзных стран;

ПЕРВЫЙ ЭТАП РАБОТ ПО САМОЛЕТУ ТУ-160

### КОМПЛЕКС СТРАТЕГИЧЕСКОЙ АВИАЦИОННОЙ РАЗВЕДКИ



Основная задача - разведка  
Максимальная дальность полета - 12000 км  
Высота полета - 15000 м  
Максимальная скорость - 2400 км/ч  
Средняя скорость - 1000 км/ч

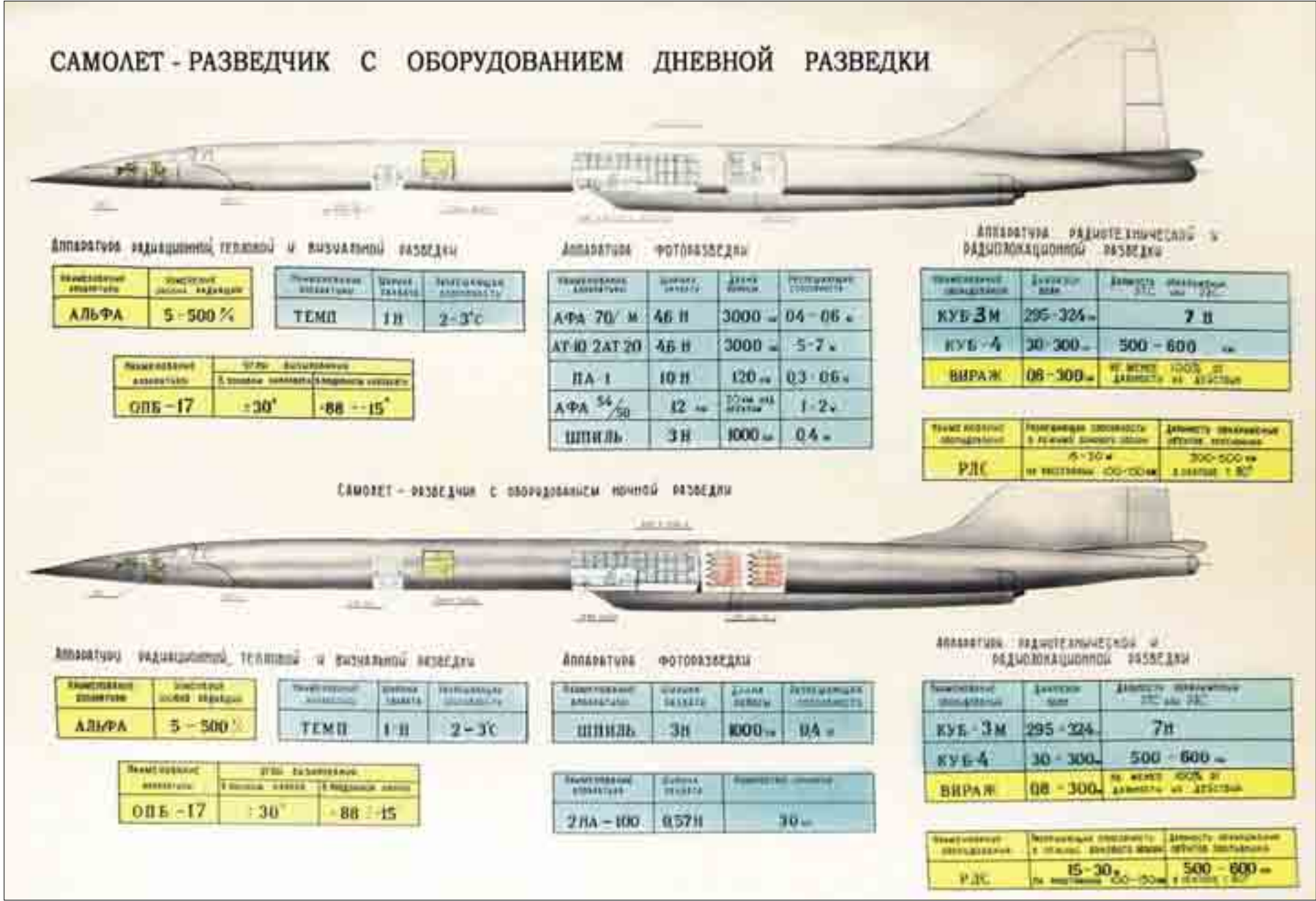


В качестве беспилотного разведчика предполагалось использовать БЛА «Ворон», разрабатывавшийся в ОКБ А. Н. Туполева как аналог американского БЛА D-21, доставшегося после его крушения над территорией МНР

72

73





- осуществление воздушной разведки стратегических объектов на территории США с посадкой беспилотного разведчика на авиабазу на острове Куба. При осуществлении разведки с применением дальних беспилотных разведчиков:
- исключалось или значительно уменьшалось время пребывания СМС над территорией противника, что повышало, в конечном счете, вероятность выполнения разведки;
- увеличивался радиус действия и сокращалось время получения разведанных соответственно за счет большой дальности и скорости полета беспилотного разведчика.



Компоновка разведчика «Ворон»



В целях унификации ударного варианта самолета и разведывательного самолета основное разведывательное оборудование размещалось в бомбовом отсеке без использования специальных контейнеров

на внешней подвеске. В этих же целях системы оборудования: навигационное, радиосвязное, обзорно-прицельное, электрооборудование и прочее — оставались без изменений.

Таким образом, один и тот же самолет в условиях строевых частей мог использоваться и как ударный самолет-ракетоносец, и как самолет-разведчик.

## ПРЕДЛОЖЕНИЯ ПО САМОЛЕТУ С КРЫЛОМ ИЗМЕНЯЕМОЙ ГЕОМЕТРИИ

В приложении к аванпроекту Ту-160М был рассмотрен стратегический многоцелевой самолет с крылом изменяемой геометрии, выполненный в соответствии с предварительными рекомендациями ЦАГИ по аэродинамической компоновке и прочности. Такой вариант самолета разрабатывался в ОКБ параллельно с основным вариантом самолета.

В приложении был сделан анализ компо-  
новок самолетов:

1. По сравнению с компоновкой самолета Ту-160М, схема с изменяемой геометрией имеет уменьшенную на 15% смачиваемую поверхность ( $1410 \text{ м}^2$  вместо  $1650 \text{ м}^2$ ), увеличенную на 2% площадь миделя ( $21,8 \text{ м}^2$  вместо  $21,3 \text{ м}^2$ ), длинный фюзеляж ( $63,5 \text{ м}$  вместо  $55,9 \text{ м}$ ), более механизированную концевую часть крыла и горизонтальное оперение площадью  $75 \text{ м}^2$ .

2. Необходимость размещения двух ракет типа X-45 в узком фюзеляже требует расположить их друг за другом с соответствующим усложнением и утяжелением системы погрузки и сброса ракет.

3. Наличие горизонтального оперения, расположенного позади обреза двигателей, заставило сильно поднять вверх хвостовую часть фюзеляжа, что ухудшило аэродинамическое качество самолета. Несмотря на то что отрицательная вогнутость по фюзеляжу составляла 1,8 %, реактивная струя двигателей могла попасть на горизонтальное оперение даже при крейсерских углах атаки.

4. Для размещения необходимого количества топлива в сравнительно небольшой корневой части крыла с умеренной стреловидностью  $70^\circ$  и для обеспечения строительных высот порядка 450 мм в зоне шарнира относительная толщина корневой части крыла довольно высокая: 7 % у борта и 5 % у точки излома передней кромки крыла. Это затрудняет получение высоких  $K_{\max}$  на сверхзвуковых скоростях и снижает  $M_{\text{кр}}$ .

По оценке ЦАГИ, компоновка СМС изменяемой геометрии крыла могла иметь:

$$K_{\max} = 17-18 \text{ при } M = 0,8;$$
$$K_{\max} = 7,5 \text{ при } M = 2,5-3.$$

Это значит, что даже при дозвуковом крейсерском полете  $K_{\max} \cdot M$  для Ту-160М и СМС изменяемой геометрии были примерно одинаковы:  $18 \cdot 0,8$  и  $15,2 \cdot 0,94$ .

Для самолета с крылом изменяемой геометрии, при весовой отдаче по топливу  $G_T = 0,5$ , были рассмотрены два основных режима полета на большой дозвуковой скорости: режим, аналогичный Ту-160М, — полет с числом  $M=0,94$  ( $V=1000$  км/ч) и режим, обеспечивающий получение максимальной дальности, — полет с числом  $M=0,8$  ( $V=850$  км/ч).

В последнем случае полная дальность полета получилась близкой к дальности полета самолета Ту-160М. На всех остальных режимах — полет на сверхзвуковой скорости у земли, комбинированный полет по сложному профилю — дальность полета самолета с крылом изменяемой геометрии получилась меньше вследствие неблагоприятного протекания аэродинамических характеристик и малой весовой отдачи.

На основании весового анализа следовало, что получение у самолета большой размерности с крылом изменяемой

стреловидности высокой весовой отдачи по топливу ( $>0.5$ ) является очень сложной задачей. Самолет изменяемой геометрии проигрывал в весовой отдаче самолету с обычным стреловидным крылом на 5 %  $G_0$ , а самолету с интегральной компоновкой — на 8–10 %  $G_0$ .

Сравнивая самолеты с крылом обычной и переменной стреловидности, разработчики проекта Ту-160М отмечали следующее:

1. Поворотный узел на крыле увеличивает вес последнего примерно на 4–4,5 %  $G_0$ .

2. У самолета с крылом изменяемой стреловидности существенно усложняются и утяжеляются система управления, трассы топливной, электрической и других систем, что вызывает увеличение веса пустого самолета примерно на 1–1,5 %  $G_0$ .

3. Облегчение силовой установки и повышение удельной нагрузки на крыло у самолета с крылом изменяемой стреловидности уменьшают вес пустого самолета примерно на 1%  $G_0$ .

При сравнении самолетов интегральной схемы и с крылом изменяемой стреловидности были сделаны следующие выводы:

1. Стреловидное крыло, как известно, тяжелее треугольного. Это обстоятельство сводит на нет весовые преимущества от большей удельной нагрузки стреловидного крыла.

2. Фюзеляж самолета со стреловидным крылом работает в менее выгодных условиях, чем в случае интегральной компоновки: он имеет более длинные носовую и хвостовую части и нагружается значительным моментом от горизонтального оперения.

3. Доля последнего в  $M_{\text{изг.мах}}$  фюзеляжа может достигать 40–50%, что ведет к увеличению веса фюзеляжа на 1,5–2%  $G_0$ .

Весовые трудности при создании крыла изменяемой стреловидности стремительно нарастали вместе с увеличением размеров и веса самолета, из-за того что моноблочная силовая схема крыла приходила во все большее противоречие с принципом сосредоточенной передачи нагрузок в месте узла поворота. Поэтому при весе более 150–160 т у самолета с поворотным крылом ожидалось более резкое, чем обычно, падение весовой отдачи, которое ограничивало размерность самолета и его боевую нагрузку. Таким образом, весовая отдача СМС с крылом изменяемой геометрии могла быть около 0,5 вместо рекомендованной ЦАГИ 0,56–0,58.

Существенный рост волнового сопротивления в околосвуковой области также ограничивал тактические возможности самолета в варианте изменяемой геометрии.

Для самолета нормальной схемы с крылом изменяемой стреловидности, имеющего большую размерность, проблемным было и обеспечение приемлемых комфортных условий для экипажа при длительном полете у земли.

Последующие более детальные исследования показали, что идея крыла с изменяемой стреловидностью для тяжелого самолета полностью себя дискредитирует в том случае, если масса узла поворота и связанных с этим агрегатов превышает 4 % от взлетной массы самолета.

Такие выводы — не в пользу самолета с изменяемой стреловидностью (на начальном этапе проектирования Ту-160) — были сделаны в приложении к аванпроекту самолета Ту-160М.



Осенью 1972 года на научно-техническом совете в министерстве авиационной промышленности были заслушаны доклады по аванпроектам самолетов Т-4МС, М-18 и М-20. Эти проекты были достаточно глубоко проработаны генеральными разработчиками: ОКБ Сухого (Т-4МС) и ОКБ Мясищева (М-18 и М-20).

Самолет Т-4МС проектировался на базе самолета Т-4 («100»), к тому моменту уже совершившего несколько полетов, с расширенными за счет большей массы конструкции возможностями. Особое внимание уделялось максимальной преемственности его конструкции с конструкцией самолета Т-4. В частности, предполагалось сохранение силовой установки, бортовых систем и оборудования, применение уже освоенных материалов, типовых конструкторско-технологических решений, а также отработанных технологических процессов.

За время работы над аванпроектом самолета Т-4МС в ОКБ П. О. Сухого исследовали несколько вариантов аэродинамических компоновок. Вначале проанализировали возможность создания стратегического бомбардировщика путем простого масштабного увеличения ранее разработанного проекта самолета Т-4М (изделия «100И») с крылом изменяемой стреловидности, но попытка реализации одного варианта в компоновочной схеме другого не дала желаемых результатов, поскольку приводила к резкому увеличению габаритов и веса самолета, не обеспечивая размещения требуемого состава вооружения. Конструкторы были вынуждены искать новые принципы построения компоновочной схемы стратегического бомбардировщика-ракетоносца, которая удовлетворяла бы следующим основным положениям:

- получение максимально возможных внутренних объемов при минимальной омываемой поверхности;
- обеспечение размещения в грузовых отсеках необходимого состава вооружения;
- получение максимально возможной жесткости конструкции с целью обеспечения полетов на больших скоростях у земли;
- исключение двигательной установки из силовой схемы самолета с целью обеспечения возможности модификации самолета по типу применяемых двигателей;
- перспективность компоновки с точки зрения возможности непрерывного улучшения летно-тактических и технических характеристик самолета.

Работая над последними вариантами интегральных компоновок самолета Т-4М, разработчики пришли к выводу, что вариант, удовлетворяющий вышеперечисленным условиям, соответствует аэродинамической компоновке с интегральной схемой типа «летающее крыло», но при этом часть крыла сравнительно малой площади должна иметь изменяемую в полете стреловидность (то есть поворотные консоли). Продувки моделей выбранной компоновки в аэродинамических трубах ЦАГИ показали возможность получения высоких значений коэффициента аэродинамического качества как на дозвуковых, так и на сверхзвуковых скоростях полета. Было получено невероятно высокое расчетное значение аэродинамического качества — 17,5 при скорости, соответствующей числу  $M=0,8$ , а при скорости, соответствующей числу  $M=3,0$ , коэффициент был равен 7,3. При новой, «интегральной», компоновке была также решена проблема упругой деформации

ЛЕТНО-ТЕХНИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ САМОЛета Т-4МС

|  |           |   |           |
|--|-----------|---|-----------|
| Количество и тип двигателей  |           | Удлинение по полной площади центроплана и поворотных консолей крыла   |           |
| - на первом этапе  | 4хРД36-41 | - при максимальном угле стреловидности  | 1,14      |
| - на втором этапе  | 4хК-101   | - при минимальном угле стреловидности   | 3,3       |
| Тяга двигателей (форсажная), кг  |           | Вес пустого самолета, кг  | 123 000   |
| - на первом этапе  | 4х16 000  | Максимальный взлетный вес, кг   | 170 000   |
| - на втором этапе  | 4х20 000  | Нормальный взлетный вес, кг   | 170 000   |
| Тяговооруженность взлетная   |           | Вес топлива во внутренних баках, кг   | 97 000    |
| - на первом этапе  | 0,38      | Боевая нагрузка, кг   |           |
| - на втором этапе  | 0,47      | - нормальная (во внутренних грузовых отсеках)   | 9000      |
| Удельная взлетная нагрузка на полную площадь центроплана и поворотной консоли, кг/м <sup>2</sup> | 335       | - максимальная, с недозаправкой топлива (во внутренних грузовых отсеках и на наружных подвесках)  | 45 000    |
| Длина самолета, м  | 41,2      | Максимальная скорость полета, км/ч  |           |
| Высота самолета, м   | 8,0       | - у земли   | 1 100     |
| Размах, м  |           | - на высоте   | 3200      |
| - центроплана  | 14,4      | Крейсерская скорость полета, км/ч   |           |
| - при стреловидности ПЧК 30°   | 40,8      | - на высоте более 18 км   | 3000-3200 |
| - при максимальном угле ПЧК 72°  | 25,0      | - на средних высотах  | 800-900   |
| Колея шасси, м   | 6,0       | - у земли   | 850       |
| База шасси, м  | 12,0      | Максимальная дальность полета с двигателями К-101 на крейсерской скорости с нормальной боевой загрузкой без дозаправки топливом в воздухе, км |           |
| Площадь поворотных консолей крыла, м <sup>2</sup>  |           | - на высотах более 18 км  | 9000      |
| - при максимальном угле стреловидности   | 73,1      | - на средних высотах  | 14 000    |
| - при минимальном угле стреловидности  | 97,5      | Длина разбега, м  | 1 100     |
| Площадь центроплана, м <sup>2</sup>  | 409,2     | Длина пробега, м  | 950       |
| Полная площадь центроплана и поворотных консолей крыла, м <sup>2</sup>                           |           | Число членов экипажа, чел.  | 3         |
| - при максимальном угле стреловидности   | 482, 3    | Вооружение:   |           |
| - при минимальном угле стреловидности  | 506, 8    | - ракеты «воздух — земля» большой дальности   | 4хХ-45    |
| Угол стреловидности по передней кромке центроплана, град.  | 72        | - ракеты «воздух — земля» малой дальности   | 24хХ-15   |
| Угол стреловидности по передней кромке поворотных консолей крыла, град.                          |           | - бомбы общим весом, кг   | 45 000    |
| - максимальный   | 72        |   |           |
| - минимальный  | 30        |   |           |

крыла. Малая площадь поворотных консолей в сочетании с жестким несущим корпусом центроплана обеспечивала возможность полета на больших скоростях у земли. Весь 1971 год в ОКБ П. О. Сухого

велись работы по доводке аванпроекта «двухсотки» до стадии, позволяющей предъявить его на конкурс. В том же году были изготовлены продувочные модели, а в аэродинамических трубах ЦАГИ

исследованы на моделях различные варианты центроплана, поворотных консолей крыла, вертикального и горизонтального оперения. Работы по теме Т-4МС были закончены в сентябре 1971 года.

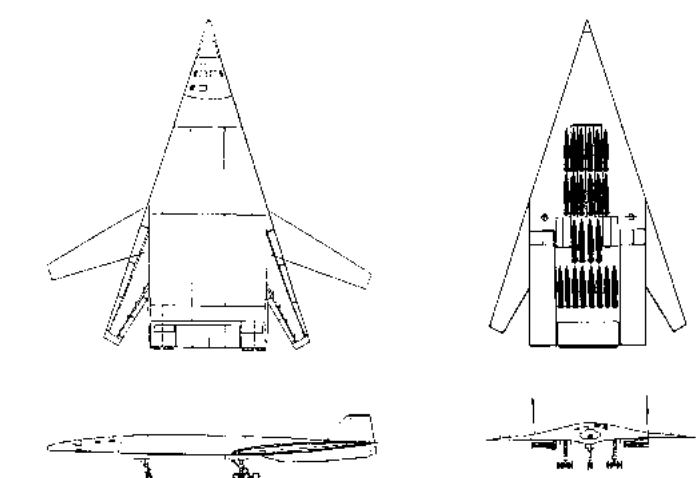
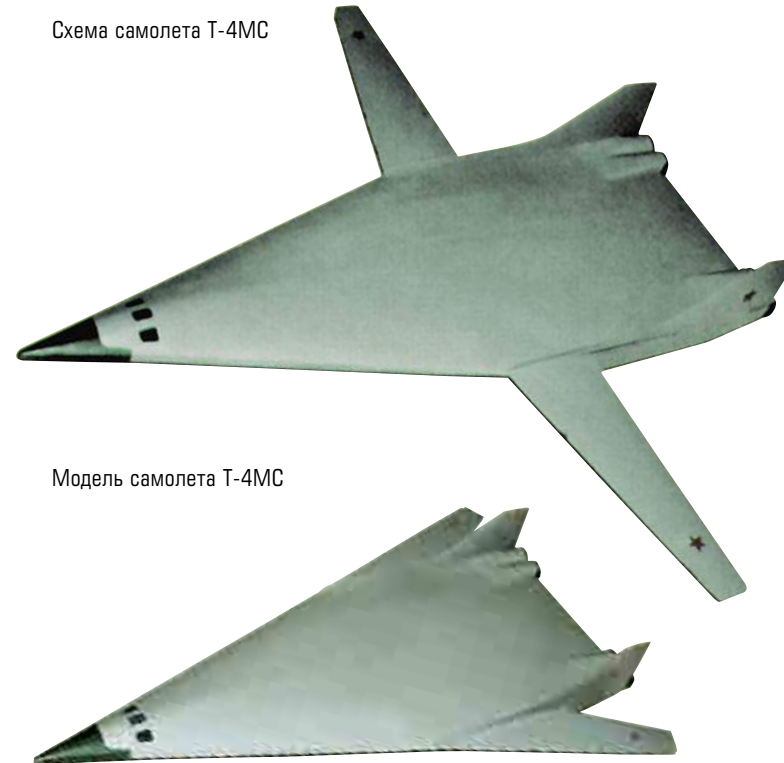


Схема самолета Т-4МС



Модель самолета Т-4МС

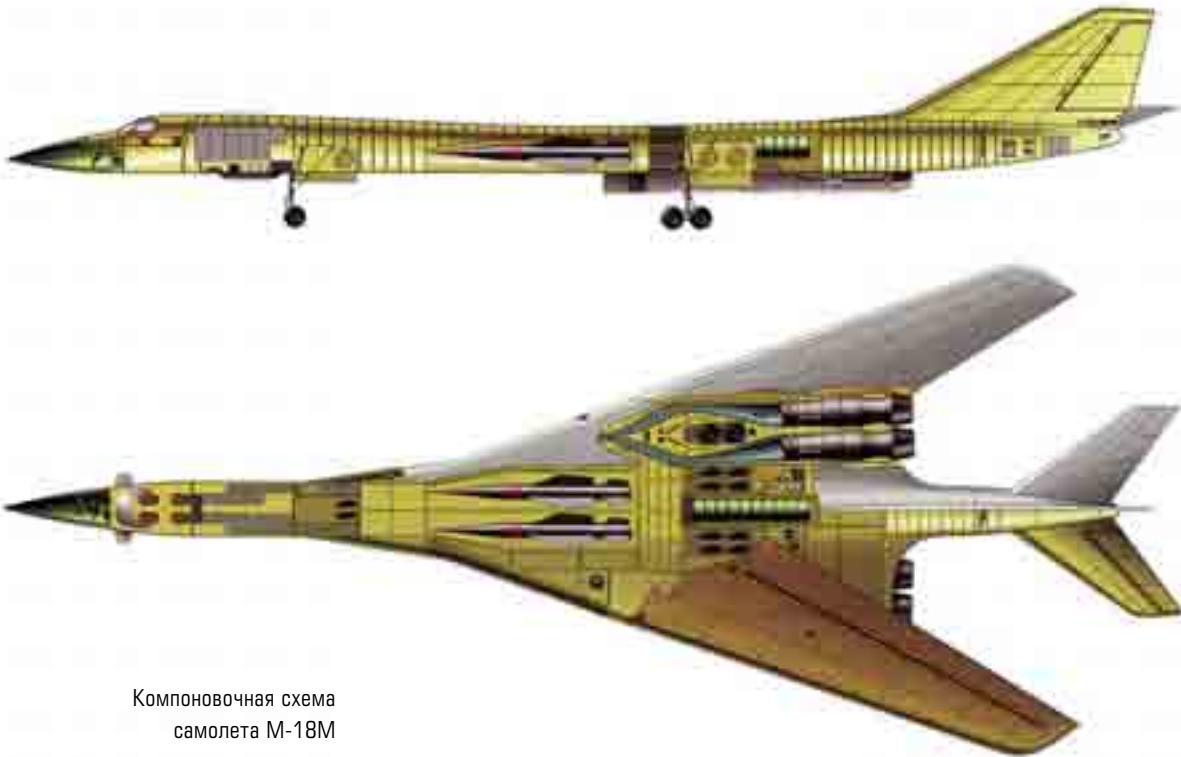
По итогам конкурса, самолет Т-4МС («200») ОКБ П.О.Сухого произвел очень благоприятное впечатление на военных и привлек большое внимание. Однако ОКБ П.О.Сухого строить опытный экземпляр «двухсотки» (а впоследствии — и серийных машин) не имело возможности из-за загрузки собственных цехов изделиями другой, не менее важной тематики. Ему необходимо было «отдать» одно из основных предприятий, производивших тяжелые бомбардировщики, — авиационный завод в Казани, а этого никто (ну, кроме самих «суховцев») не хотел. Кроме того, ОКБ П.О.Сухого и так было загружено работами по новому многофункциональному истребителю Т-10 (Су-27) и модификациям

фронтовых ударных самолетов Су-17М и Су-24 (Т-6). Переход «суховцев» в «тяжелую» авиацию ставил под угрозу все эти программы.

Проектирование самолетов М-18 и М-20 велось с учетом имеющегося опыта создания сверхзвуковых бомбардировщиков М-50 и М-52. Восстановленному в середине 1960-х годов ОКБ Генерального конструктора Владимира Михайловича Мясищева (ЭМЗ) в конце 1968 года Приказом МАП в соответствии с тактико-техническими требованиями ВВС было поручено разработать аванпроект стратегического многорежимного многоцелевого самолета-ракетоносца с возможностью его использования в трех различных по назначению вариантах.

Коллектив ЭМЗ приступил к работам, которые велись по так называемой теме «20» (или многорежимного бомбардировщика-ракетоносца М-20). Основной ударно-разведывательный вариант самолета предназначался для нанесения ракетно-ядерных и бомбовых ударов по удаленным стратегическим объектам и ведения стратегической разведки. Второй вариант должен был обеспечивать борьбу с транс-океанскими воздушными перевозками (то есть осуществлять поиск и уничтожение транспортных самолетов и самолетов дальнего радиолокационного обнаружения). Третий вариант должен был представлять собой дальний противолодочный самолет, предназначенный для поиска и уничтожения подводных крейсерских лодок на удалении до 5000–5500 км. Общая максимальная дальность полета самолета на дозвуковой скорости должна была составлять 16 000–18 000 км. Выполнив предварительную часть работы, В.М.Мясищев продолжал считать главной целью своего возрожденного ОКБ перспективную задачу создания скоростного тяжелого самолета. Имея за спиной исследования по теме «20», Генеральный конструктор добился включения ЭМЗ в конкурс по созданию сверхзвукового многорежимного стратегического самолета-носителя. Соответствующие Приказы МАП вышли 15 сентября 1969 года (№ 285), 17 сентября и 9 октября 1970 года (соответственно № 134 и № 321). Начались новые работы по теме «18» (или самолета М-18).

Коллектив ЭМЗ с большим энтузиазмом, идущим от его руководителя, взялся за очередное задание. На ЭМЗ по темам «18» и «20» исследовали одновременно целый ряд различных компоновок СМС. В итоге



Компоновочная схема самолета М-18М

разработчики пришли к убеждению, что многорежимный СМС должен иметь крыло с изменяемой стреловидностью. Отличия между различными вариантами СМС М-18 и М-20 заключались в том, что для основных вариантов М-20 конструкторы использовали схему «утка», а для М-18 — традиционную аэродинамическую схему.

Проект М-18 по своим компоновочным решениям во многом соответствовал компоновочной схеме американского бомбардировщика Rockwell B-1 и поэтому продвигался как более перспективный для дальнейшего развития. Опережающими темпами разрабатывался наиболее важный и ответственный элемент конструкции многорежимного СМС с изменяемой



Рисунок самолета М-18 (М-20)

стреловидностью крыла — оригинальный шарнир для поворота консоли (его модель проходила прочностные и динамические исследования в ЦАГИ). Были задействованы девять стендов и две летающие лаборатории. В результате проведенных работ взлетный вес «мясищевского» самолета удалось уменьшить на 10 %.

Следует отметить, что в разрабатывавшихся проектах многорежимных СМС ОКБ П.О.Сухого и В.М.Мясищева, как уже



Модель самолета М-20 (вариант «утка»)

| ХАРАКТЕРИСТИКИ САМОЛЕТОВ М-20, М-18М     |               |               |
|--|---------------|---------------|
|  | М-20          | М-18М         |
| Экипаж, чел.                             | 3             | 3             |
| <b>Силовая установка:</b>                |               |               |
| Двигатель                                | НК-54-20      | К-102         |
| Мощность взлетная, кг                    | 4x18 000      | 4x18 000      |
| <b>Размеры самолета, м:</b>              |               |               |
| Длина                                    | 60,1          | 56,0          |
| Высота                                   | 11,3          | 11,3          |
| Размах крыла, мин./макс.                 | 23/49,4       | 24,5/48,8     |
| <b>Массы и нагрузки, т:</b>              |               |               |
| Взлетная, макс.                          | 220           | 210           |
| <b>Боевая нагрузка</b>                   |               |               |
| Норм.-макс.                              | 9-39          | 9-39          |
| <b>Летно-технические характеристики:</b> |               |               |
| Дальность полета, км                     | 15 000–16 000 | 15 000–16 000 |
| Дальность полета с дозаправкой, км       | 17 000        | 18 000        |
| Скорость, км/ч                           | 3200          | до 2900       |
| Высота крейсерского полета, м            | до 24 000     | до 24 000     |
| Разбег (бетон-грунт), м                  | 1400–2400     | 1400–2400     |
| Пробег, м                                | 1400          | 1400          |





В. В. Решетников

говорилось, предполагалось использование самолета в основном варианте в качестве стратегического бомбардировщика-ракетоносца с возможностью последующей модификации в высотный разведчик или противолодочный самолет.

Проект самолета ОКБ В.М.Мясищева, хотя и был отмечен как хорошо проработанный и удовлетворяющий требованиям ВВС, тем не менее был отклонен из-за того, что вновь воссозданное конструкторское бюро не обладало необходимой научно-технической и производственной базой для его осуществления. Завод в Филях, являвшийся раньше частью бывшего ОКБ-23 В.М.Мясищева, был отдан в начале 1960-х годов ОКБ-52 В.Н.Челомея под ракетную тематику, а на новом месте у возрожденного ОКБ В.М.Мясищева в г. Жуковском, кроме летно-испытательной базы, в тот период практически ничего не было.

Кроме перечисленных проектов, в конкурсе участвовал проект на базе пассажирского сверхзвукового самолета ОКБ Туполева Ту-144Д с высокоэкономичными двигателями РД-36-51А.

Руководитель конкурсной комиссии — командующий Дальней авиацией В.В.Решетников — подверг критике этот проект (мол, вы пытаетесь всучить нам пассажирский Ту-144), после чего генеральный конструктор А.А.Туполев сорвал представительский плакат со словами: «В ближайшее время мы представим новый проект». И действительно, уже через 2 месяца был представлен аванпроект самолета Ту-160М в варианте интегральной компоновки (а в качестве запасного варианта — с изменяемой стреловидностью) крыла. В отличие от материалов ОКБ Сухого и Мясищева, проект Ту-160М не включал подробные

обоснования заявленных характеристик, а в основном отображал соответствие этих значений требованиям ВВС. Тем не менее заявленные параметры были приняты комиссией к рассмотрению.

Следует отметить, что специалисты ОКБ А.Н.Туполева в процессе исследований, испытаний и серийного производства самолетов Ту-144 приобрели неоценимый опыт решения основных проблем сверхзвукового полета, в том числе опыт проектирования конструкций с большим ресурсом работы в условиях длительного сверхзвукового полета. Был отработан набор конструктивных теплоустойчивых материалов с высокими физико-механическими характеристиками и внедрена технология их производства на серийных заводах, была разработана эффективная теплозащита конструкции планера самолета, его систем и оборудования в условиях длительного кинетического нагрева. Были освоены в производстве и в эксплуатации мощные ТРДДФ и ТРД с взлетными тягами до 20 000 кг, с приемлемыми для дальних самолетов удельными характеристиками, спроектированы и отработаны многорежимные воздухозаборники и т. д. Сюда необходимо добавить также опыт разработки и доводки сложнейших комплексов вооружения и пилотажно-навигационного оборудования, полученный туполевцами при создании самолетов серии Ту-22М и авиационно-ракетных комплексов на их базе.

Сравнительная оценка, проведенная 30 ЦНИИ МО, показала, что самолет Ту-160М по ряду критериев превосходит конкурентов, и этот проект был признан лучшим. Работа по самолету Ту-160 (буква «М» из названия «ушла») была продолжена.

**А. Ф. Правдивый**, один из ведущих разработчиков проектов самолета Ту-160 на начальном этапе, заместитель главного конструктора (1993–2010 гг.)

Работа по СМС проводилась в основном силами двух отделов подразделения К: отдела общих видов и отдела аэродинамики. Причем интенсивность работ была переменной — то полный аврал то затишье. Приходило руководство в бригаду компоновки (А.А.Туполев), здесь же проводилось совещание с привлечением специалистов (в основном отдела аэродинамики и ЦАГИ), давалось задание, оно выполнялось, и устанавливалось затишье до следующего совещания. Наиболее интенсивно работа велась при выпуске аванпроекта самолета. Необходимо отметить, что в период работы над проектом СМС была большая загрузка и по другим проектам. Возможно, сказывалось и самонимение, что эту работу никто, кроме нашего КБ, сделать не может и что основная работа начнется после получения заказа. О том, что работа по проекту СМС ведется уже более двух лет ОКБ Сухого и Мясищева, большинство сотрудников нашего КБ, участвовавших в работе над этим проектом, не знали.

С самого начала работ рассматривалась практически только одна аэродинамическая компоновка самолета — «летающее крыло».

Это — интегральная «бесхвостка» с треугольным крылом малого удлинения двойной стреловидности.

Специалистами ЦАГИ было предложено для проекта СМС новое крыло двойной стреловидности, обеспечивающее увеличение аэродинамического качества самолета как на дозвуковом, так и на сверхзвуковом режимах полета.

Примечание: Несомненно, рекомендации на крыло были выданы с учетом научного задела, полученного в ходе теоретических и экспериментальных исследований аэродинамики крыла сверхзвукового пассажирского самолета, в ходе поиска компромисса между приемлемым дозвуковым и оптимальным сверхзвуковым аэродинамическим качеством СПС. Достаточно высокое аэродинамическое качество в дозвуковом полете необходимо для СПС в случае отказа одного двигателя (происходит переход на дозвуковой режим) и при полете на запасной аэродром. Это позволяет значительно снизить АНЗ топлива на борту и повысить его эффективность.

Интегральная компоновка крыла и фюзеляжа (диаметром 2.5 м) позволяла разместить две «царь-ракеты» Х-45 в двух грузовых отсеках side-by-side с габаритами L x H x B ~ 11 x 2 x 2 м.

Примечание: Уменьшение габаритов ракеты (например, за счет складывания крыльев) на этом этапе не рассматривалось, по-видимому, из-за желания руководства не привлекать внимания к этой теме.

В компоновке самолета были использованы:

- передняя часть фюзеляжа, мотогондолы, шасси и вертикальное оперение изделия «00401»,
- кормовая пушечная установка изделия «045».

Сейчас бы, сказали, что был использован «научно-технический задел, полученный в ходе создания самолетов Ту-144 и Ту-22М».

Использование готовых агрегатов конструкции «004» и специального оборудования, разработанного для самолетов Ту-22М и Ту-95МС, позволило достаточно уверенно спрогнозировать массу пустого самолета

уже на этапе аванпроекта. Весовая отдача предложенной компоновки самолета была отличной — 0.63...0.64.

В силовой установке планировалось использовать 4 комбинированных ТРД (двигателей изменяемого цикла) К-101. Они обеспечивали самолету уникальные ЛТХ, но, по-видимому, были ахиллесовой пятой проекта СМС. Детальная проработка проекта двигателя К-101 выявила массу проблем в реализации предложенной схемы двигателя.

Особых конструктивных проработок конструкции планера самолета на этом этапе не велось. Исключение составили:

- конструкция отклоняемых носков крыла (особенно в зоне сочленения наплыва крыла с консолью),



А. Ф. Правдивый

- конструкция отклоняемых концов крыла (здесь рассматривалось два варианта: отклонение вниз или вверх; остановились на отклонении вверх как наиболее безопасном для посадки с отказом в системе отклонения концевых частей крыла).

Аэродинамическая компоновка самолета «нормальной схемы» с крылом изменяемой стреловидности была рассмотрена на заключительном этапе разработки аванпроекта как альтернативный и неприемлемый вариант, так как в ней видны многочисленные огрехи (большой стояночный угол, характерный для схемы «бесхвостка», отсутствие центроплана или какой-либо балки между шарнирами крыла и др.).

Бригада компоновки  
отдела К-О.  
А. Л. Пухов  
и А. Ф. Правдивый, 1970 г.



Модель самолета Ту-160М уменьшенной размерности. Публиковавшиеся ранее в других изданиях фотографии этой тактической модели первоначального проекта самолета с крылом изменяемой геометрии на самом деле являются моделью самолета аэродинамической схемы «бесхвостка» с размещением двигателей в «центральной пакете» по типу опытного самолета Ту-144, Т-4 или ХВ-70 (любимая компоновка двигателей А. Л. Пухова). Этот вариант компоновки самолета был предложен Пуховым с целью уменьшения размерности самолета путем размещения двух ракет Х-45 друг над другом в одном грузовом отсеке увеличенной высоты за счет совместного использования объемов фюзеляжа и «центральной» мотогондолы двигателей.

Кто-то «запилил» заднюю кромку и закруглил законцовки крыла, создав видимость крыла изменяемой геометрии. Эта модель самолета с крылом ИГ сразу вызывает много вопросов:

- где находится шарнир поворота крыла,
- почему максимальная стреловидность крыла ограничена  $50^\circ$  (с такой стреловидностью крыло должно иметь сверхзвуковую острую переднюю кромку для крейсерского числа  $M=2.0$ , что резко просаживает аэродинамическое качество в дозвуковом полете и сводит на нет весь смысл изменяемой геометрии крыла),
- зачем зализ между базовым крылом и наплывом,
- как организован «карман» для убранного положения крыла,
- на чем держится горизонтальное оперение самолета?



Модель самолета Ту-160М.  
Вариант, рассматриваемый в аванпроекте 1970 г.



Дальнейшее развитие Ту-160М.  
Модель самолета в варианте с отклоняемыми носками крыла



ВАРИАНТЫ СТРАТЕГИЧЕСКОГО МНОГОЦЕЛЕВОГО САМОЛЕТА ТУ-160М  
(проекты начала 1970-х гг.)





Ведущие специалисты подразделения «К», 1965 г.

В 1957 году Андрей Николаевич Туполев приказом по предприятию создал специальный отдел «К» для разработки беспилотных летательных аппаратов — дозвуковых, сверхзвуковых и гиперзвуковых. Отдел «К» был организован по принципу ОКБ с бригадами, дублирующими большое ОКБ, кроме моторного отделения. Руководителем подразделения стал Алексей Андреевич Туполев. В 1960-е годы, помимо беспилотной техники, отделу «К» было поручено проектирование сверхзвукового пассажирского самолета Ту-144, впоследствии его сотрудники приняли активное участие в создании самолета Ту-160 и другой авиационной техники предприятия.



Бригада общих видов — К-0





Бригада каркаса — К-1



Бригада прочности — К-4



Бригада каркаса (крыло) — К-2



Бригада кондиционирования СКВ — К-5



Бригада оборудования — К-8



Бригада вибрационных нагрузок — К-11



Бригада гидрооборудования — К-14



Бригада общих видов





## Выбор окончательной концепции самолета Ту-160, разработка проекта (1974–1977 гг.)

После подведения итогов конкурса, решившего дальнейшую судьбу советского стратегического бомбардировщика-ракетоносца, в том же 1972 году было получено официальное задание. ММЗ «Опыт», ЦАГИ, ЛИИ, ГосНИИ АС, ВИАМ, НИАТ, МИЗА, МКБ «Радуга», объединения «Труд» и «Электроавтоматика» и другие организации и предприятия советского ВПК, а также научно-исследовательские институты ВВС приступили к выполнению широкой программы по оптимизации схемы и параметров будущего самолета, силовой установки, выбору конструкционных материалов и разработке необходимых технологий, поиску оптимальной структуры и взаимосвязи комплексов и систем бортового оборудования и вооружения. В общей сложности работами по теме изделия «70» в той или иной форме занималось около 800 предприятий и организаций различного профиля.

Возвращаясь к теме выбора основных компоновочных решений по Ту-160 — «фиксированное или изменяемое в полете крыло», можно сказать, что окончательное решение было принято после детального анализа и оценки преимуществ выбранных компоновочных концепций. Работа велась ОКБ совместно с ЦАГИ, ЦИАМ,

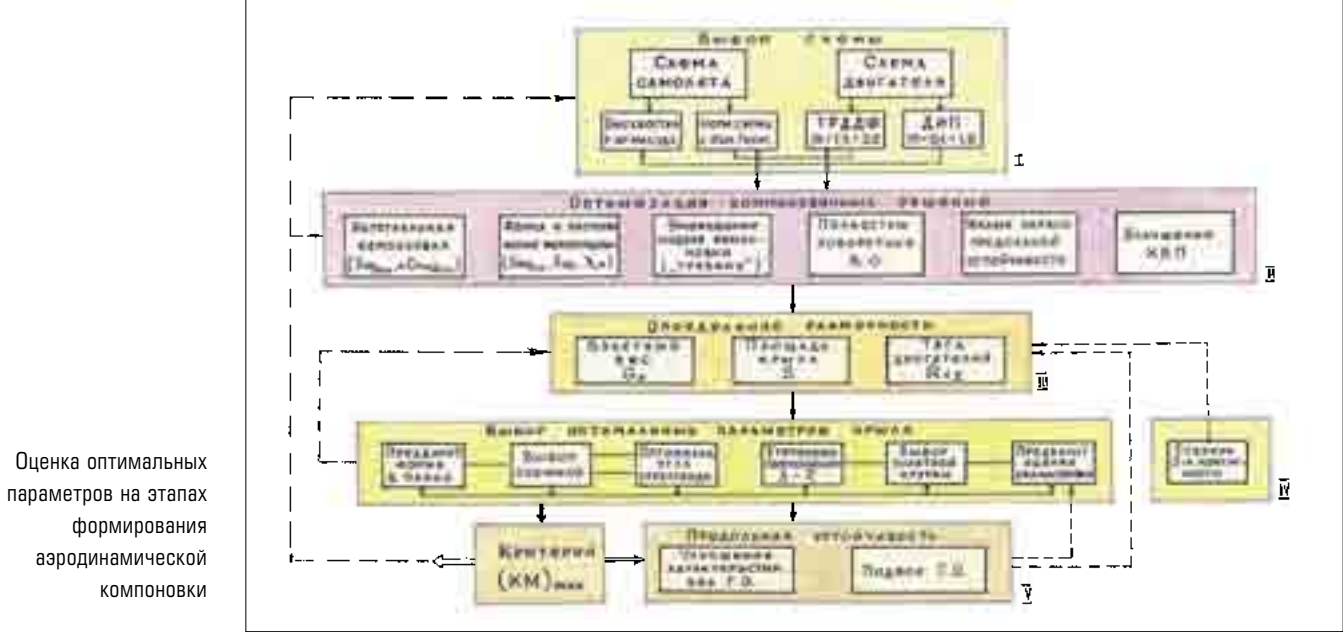
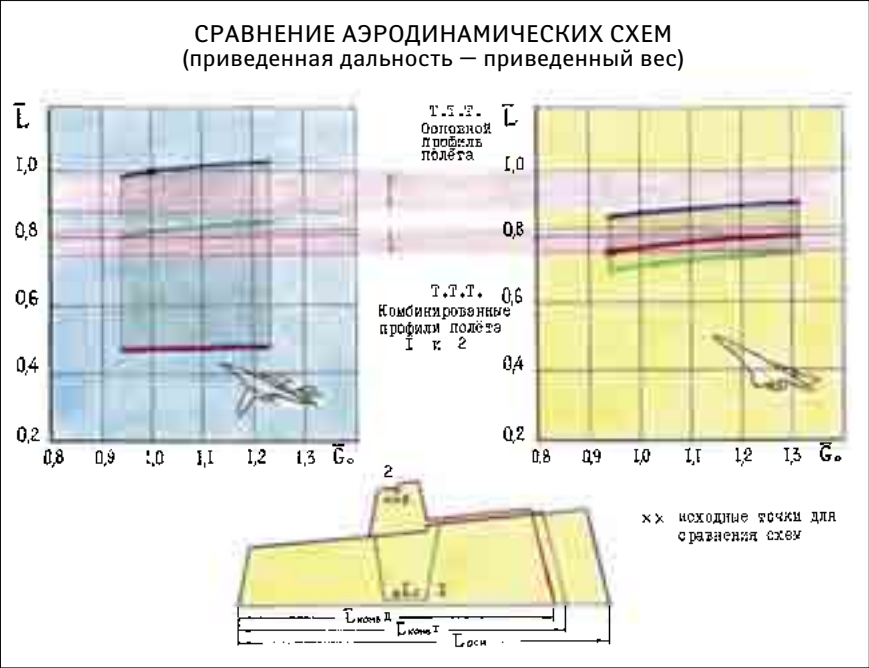
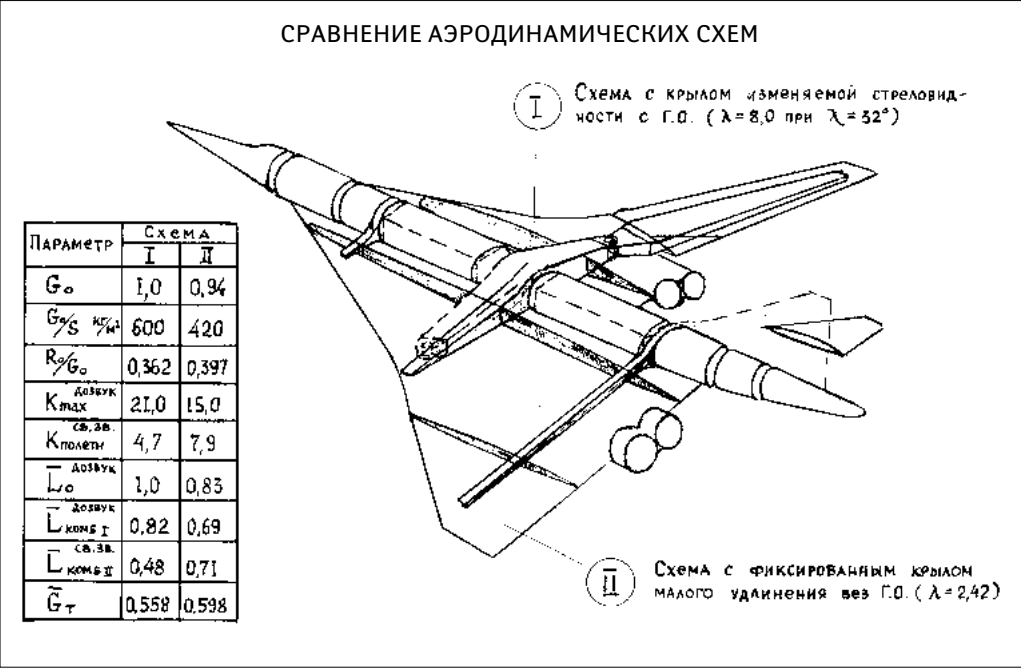
ЛИИ МАП, НИАС и другими предприятиями и организациями отрасли. Был выработан комплексный подход, охватывающий аэродинамические, весовые характеристики, данные по силовой установке и т. д., что в дальнейшем позволило создать эффективную авиационную

систему. Для обоих вариантов были проведены соответствующие расчеты основных параметров.

Дальнейший, более детальный, анализ показал, что схема с изменяемой стреловидностью крыла обеспечивала выполнение заданных требований при полете



В. И. Близнюк со своими сотрудниками

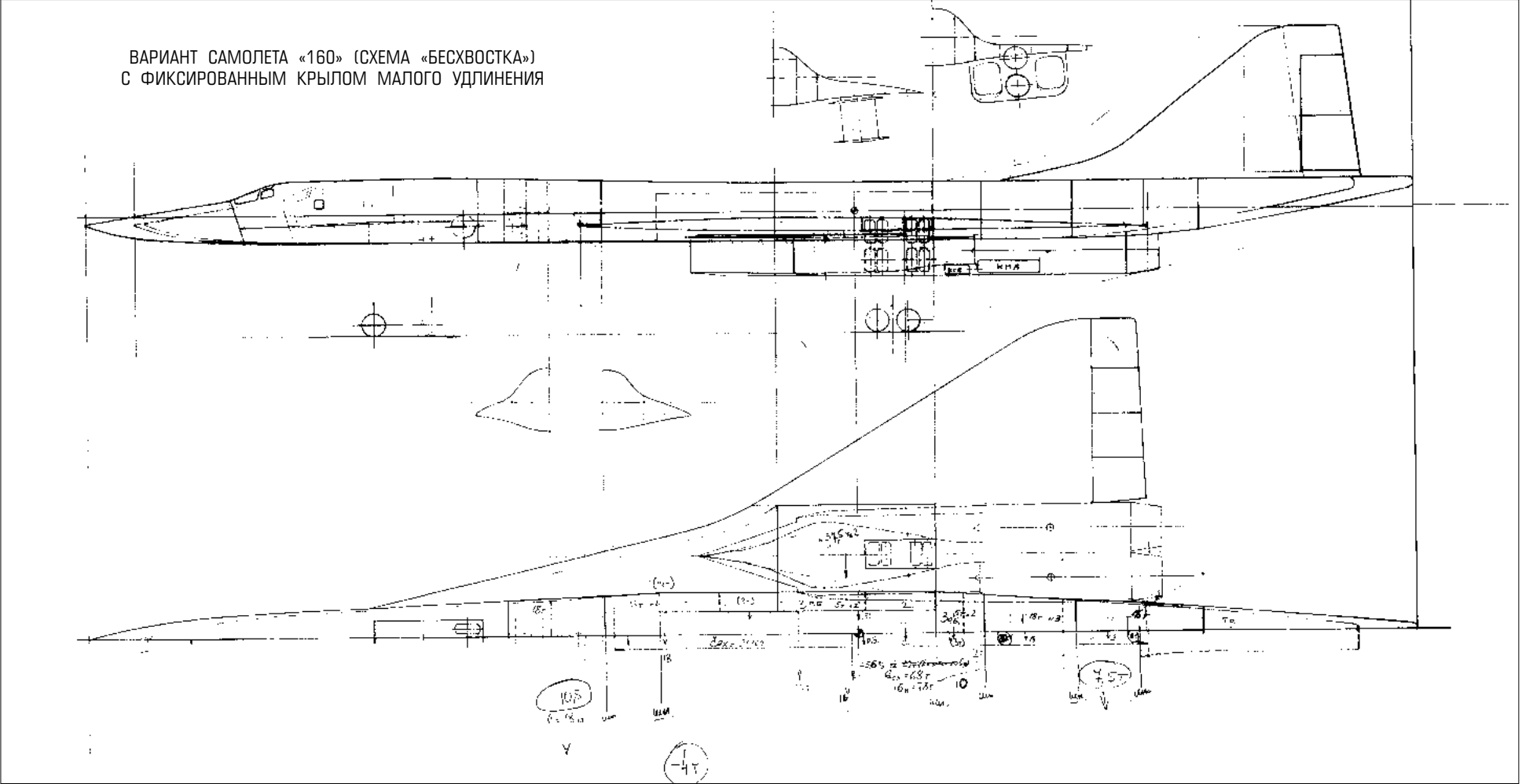


по дозвуковым профилям, в то же время сильно недобирала в режиме на сверхзвуковом участке полета. В схеме «бесхвостка» выполнение требований заказчика обеспечивалось только для одного комбинированного профиля со сверхзвуковым участком. Дальности полета для этого варианта получались по дозвуковым профилям ниже заданных требований, хотя достаточно близкими к их оговоренному нижнему уровню. При этом разница дальностей между всеми заданными режимами для компоновки «бесхвостка» получалась существенно меньше, чем для компоновки с изменяемой стреловидностью крыла. Хорошие перспективы для схемы «бесхвостка» открывались только в случае освоения нашей авиационной промышленностью технологий создания двигателей изменяемого цикла (ДИЦ).

над которыми в 1970-е годы работали как в СССР, так и за рубежом. В результате анализа преимуществ и недостатков рассмотренных схем, а также с учетом «туманных» перспектив и серьезного технического риска, связанного с проблемой создания реальных образцов ТРД по программе ДИЦ,

для дальнейшей проработки была принята схема с изменяемой стреловидностью крыла и нормальным размещением горизонтального оперения. Компоновки с фиксированным крылом в дальнейшем не рассматривались. После выбора варианта основной аэродинамической компоновки для самолета

Ту-160 в ОКБ начались работы по ее совершенствованию. Проведенный комплекс аэродинамических исследований позволил для Ту-160 выйти на дозвуковых скоростях на значение максимального аэродинамического качества в пределах 18 единиц, а на сверхзвуковом режиме — 6, что во многом обеспечило







Г. П. Свищев



И. С. Силаев

этому самолету получение высоких летных характеристик, подтвержденных на этапах испытаний и в эксплуатации.

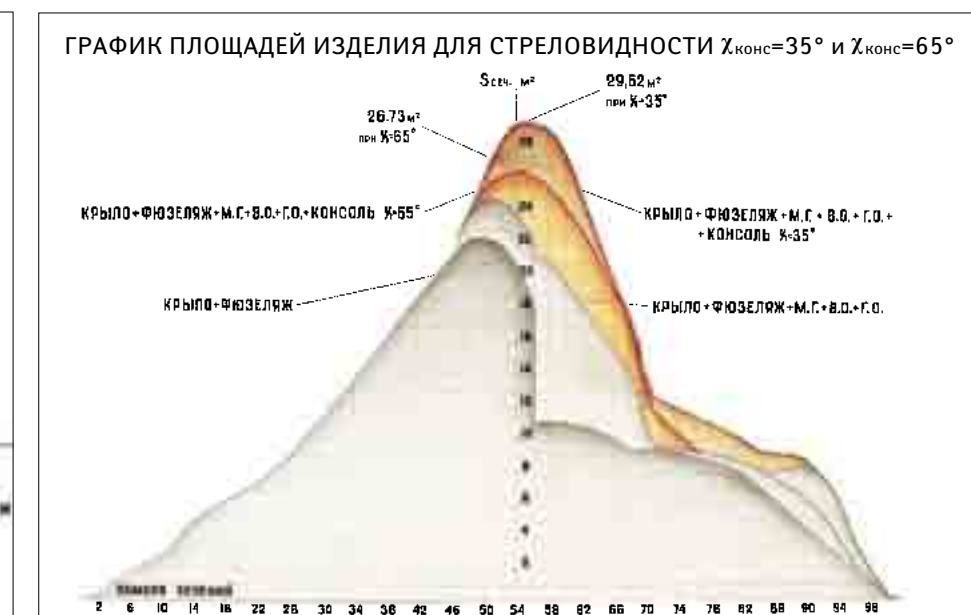
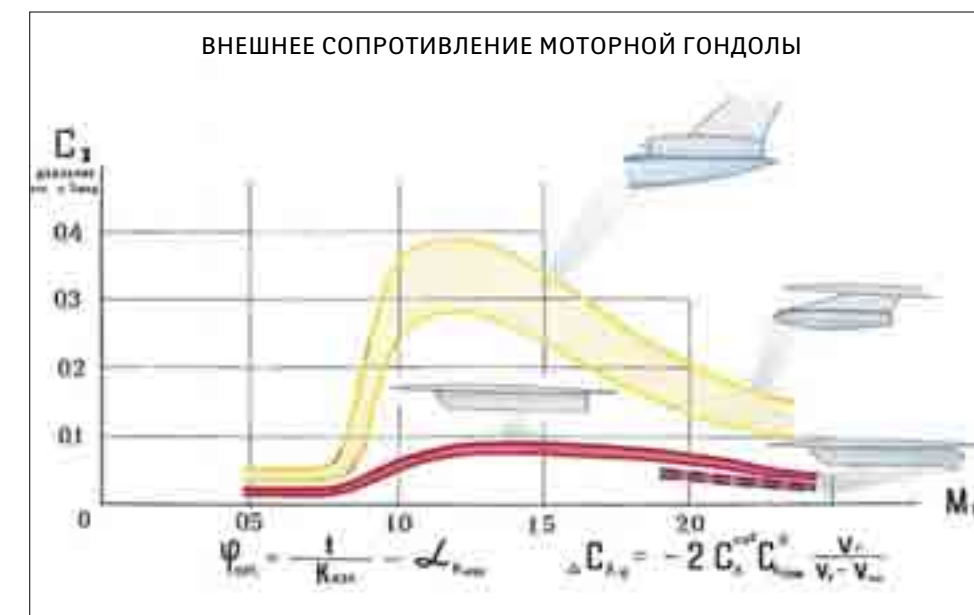
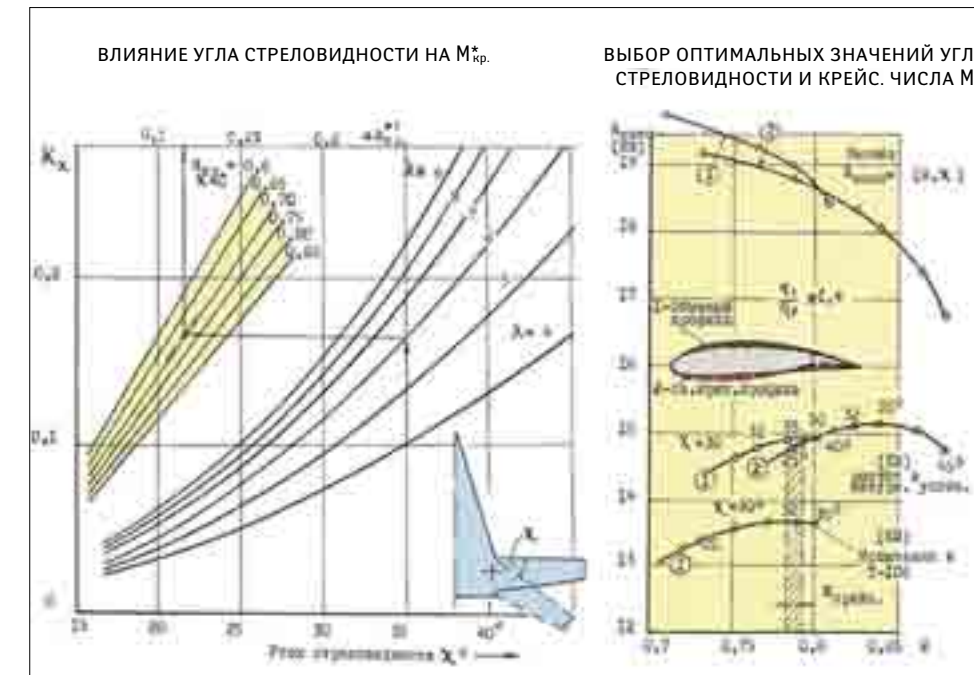
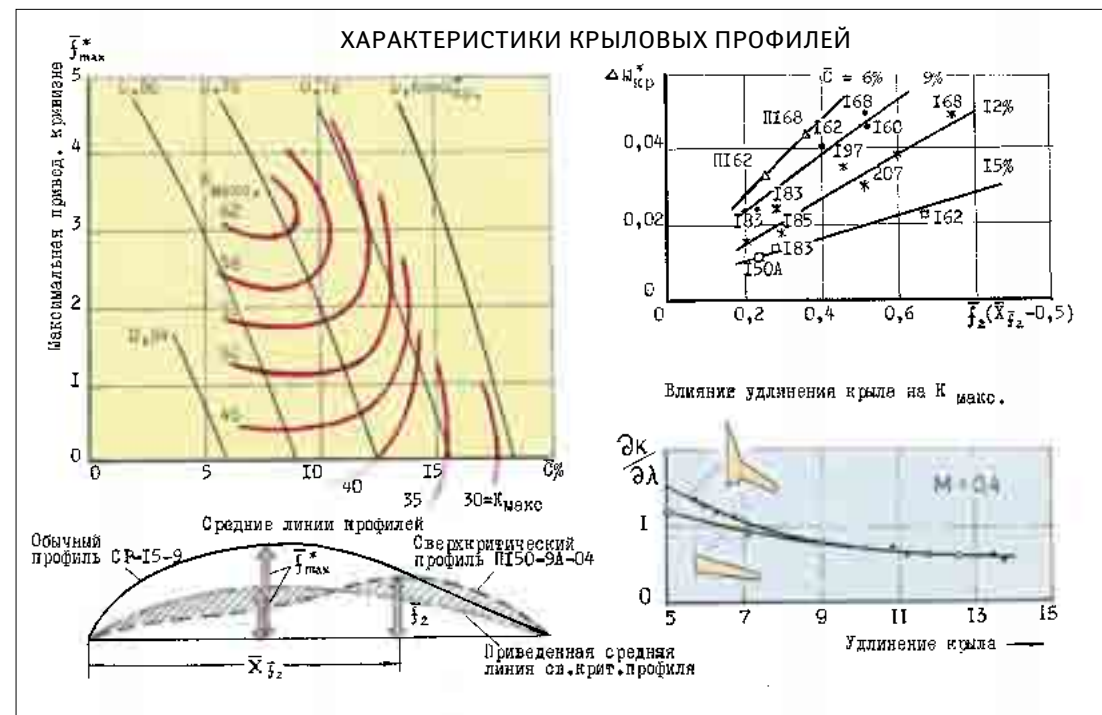
Большой вклад в создание Ту-160 внесли ученые и инженеры многих институтов авиапромышленности, в первую очередь ЦАГИ, ЛИИ и ГосНИИАС, а также многих других предприятий отрасли. Их руководители (Г. П. Свищев, К. К. Васильченко, Е. А. Федосов, Р. Е. Шалин, И. С. Селезнев, С. П. Крюков, К. К. Филипов и др.) смогли сформулировать и решить основные проблемы по своей тематике. Общее руководство программой и координацией работ по созданию новой стратегической системы с самолетом-носителем Ту-160 осуществлялось Алексеем Андреевичем

Туполевым — руководителем и Генеральным конструктором ММЗ «Опыт», а непосредственная разработка самолета велась под руководством Главного конструктора В. И. Близняка и его заместителей — Л. Н. Базенкова и А. Л. Пухова.

Учитывая сложность и масштабность задач, этой работой в отрасли руководили непосредственно министры авиационной промышленности (последовательно П. В. Дементьев, В. А. Казаков, а после них — И. С. Силаев). Ход работ по программе координировался заместителями министра И. С. Силаевым, А. В. Болботом и В. Т. Ивановым. А. В. Болбот возглавлял координационный совет по Ту-160, Г. Б. Строганов — центральную комиссию

по технологическому обеспечению серийного производства, а Ю. А. Затекин и Ю. А. Бардин координировали разработку бортового радиоэлектронного оборудования (БРЭО). Повседневную помощь и поддержку оказывал начальник главного управления МАП по тяжелым самолетам В. Т. Иванов.

Концепция и тактико-технические требования к самолету определили в конечном итоге его принципиальную схему и аэродинамическую компоновку, а дальнейшая конструкторская реализация проводилась на основе уже имевшегося научно-технического задела и практического опыта проектирования тяжелых самолетов. Разработчики самолета утверждают, что общий облик будущей машины сложился из опыта создания трех совершенно разных самолетов: дальнего стратегического дозвукового бомбардировщика Ту-95, сверхзвукового ракетносца средней дальности Ту-22М и сверхзвукового пассажирского лайнера Ту-144. От каждого из перечисленных самолетов были взяты самые необходимые свойства, которые в результате и определили облик нового ракетносца и всей новой ударной стратегической авиационной системы в целом. Так, использование на тяжелом самолете изменяемой в полете стреловидности крыла, впервые внедренное на Ту-22М, обеспечивало многорежимность боевого применения. Крыло большого удлинения на минимальных углах стреловидности, как на Ту-95, давало высокое значение аэродинамического качества на дозвуковой скорости и, соответственно, большую дальность полета. Интеграция центральной части фюзеляжа и подкрыльевые многорежимные воздухозаборники, апробированные на



Ту-144, стали основой создания совершенной конструктивно-силовой схемы и высокоэффективной многорежимной силовой установки. В системах оборудования и вооружения были использованы, как базовые, так и многие другие агрегаты и целые комплексы, отработанные на Ту-22М3 и Ту-95МС.

Опираясь на свои предыдущие разработки, в ОКБ А.Н.Туполева провели кардинальную переработку исходных систем, их оптимизацию для достижения максимальной эффективности при при-

менении на новом самолете, при этом учитывались все новейшие достижения, которые появились с момента создания предыдущих туполевских машин. Новации касались как материалов и технологий, так и применения новых агрегатов и систем.

Программа создания стратегического многорежимного самолета включала дальнейшее улучшение характеристик теплоустойчивости конструкционных материалов, освоение и производство высококачественных крупногабаритных заготовок

и полуфабрикатов, создание новейшего технологического оборудования для механической сборки, формирования и сварки.

При разработке Ту-160 проводились поиски ряда новых решений по оптимизации конструктивно-силовой схемы самолета, снижению и улучшению экономичности многорежимных ТРДДФ, выбранных для силовой установки. Реализация высокого уровня весовых характеристик, с учетом установки на самолете узлов поворота консолей крыла, была достигнута за счет оптимизации конструктивно-силовой схемы самолета, внедрения новых полуфабрикатов и высокопрочных конструкционных материалов типа В95-Т2, АК4-1ч и ВТ-6ч. Для выбора окончательной компоновочной схемы самолета Ту-160 наиболее детально были проработаны три основных варианта компоновки:

- интегральная — с горизонтальным размещением двух «спарок» двигателей и лобовыми воздухозаборниками с горизонтальным клином торможения воздушного потока (по типу воздухозаборников Ту-22М3), с каналами, проходящими через кессон и центроплан);
- «вертикальная» — с вертикальным расположением двигателей в «спарках» и подкрыльевыми воздухозаборниками с вертикальным клином торможения воздушного потока;
- «горизонтальная» — с размещением «спарок» двигателей в мотогондолах с горизонтально расположенными подкрыльевыми короткими воздухозаборниками.

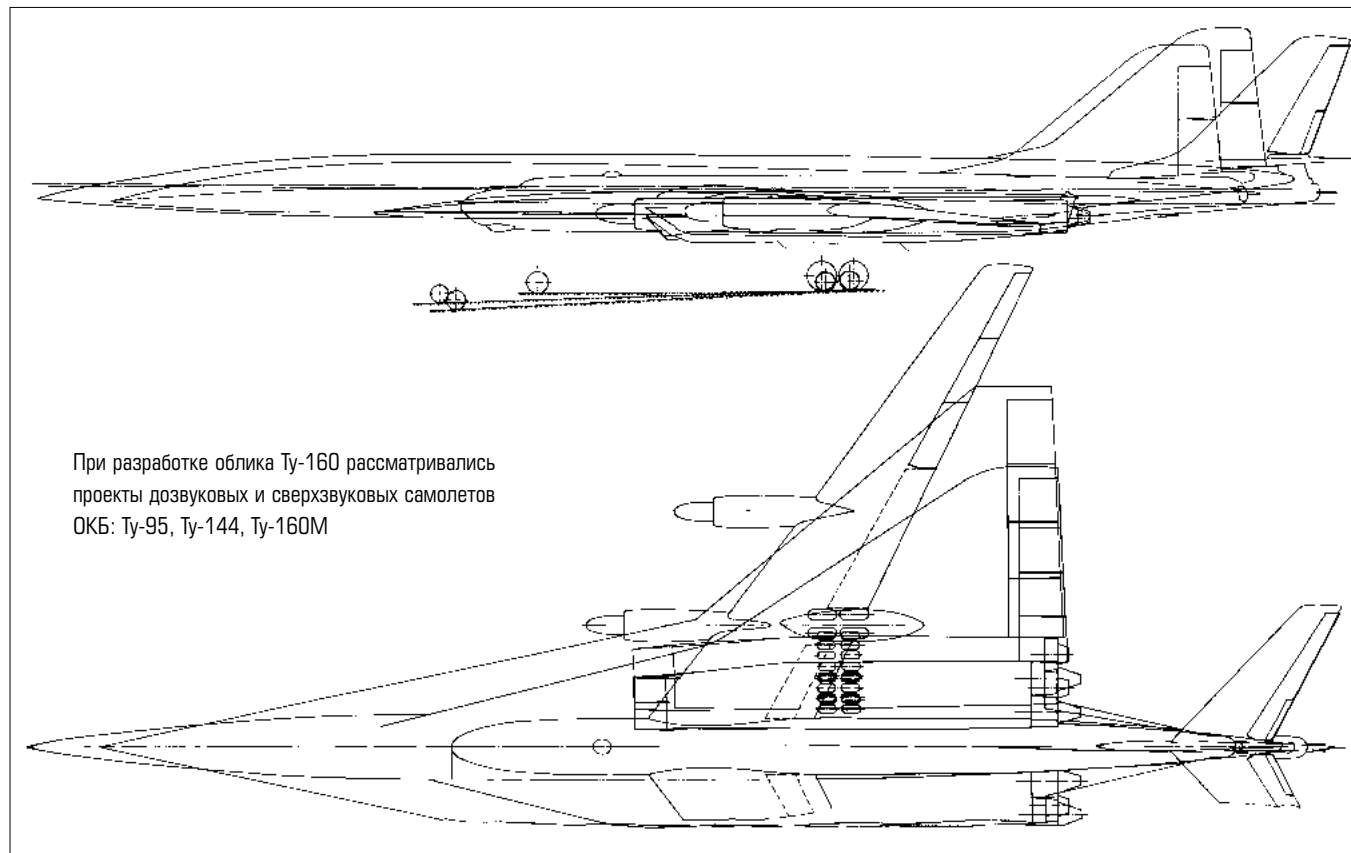
После детального анализа, сравнительной оценки вариантов, постройки натурных и масштабных макетов и моделей

главным конструктором А.А.Туполевым был принят к дальнейшей проработке третий вариант, в котором сочетались простота конструктивно-силовой схемы самолета и возможность гарантированного обеспечения объемов для размещения требуемого количества топлива. Именно при

этой схеме, с учетом применения крыла изменяемой стреловидности, оптимизации элементов силовой установки путем применения коротких подкрыльевых многорежимных воздухозаборников и экономичных на основном дозвуковом режиме двигателей можно было получить требуе-

мые характеристики для многорежимного стратегического ракетноносца в широком диапазоне скоростей полета.

После окончательного выбора компоновочной схемы самолета силы конструкторского бюро сконцентрировались на отработке конкретных элементов самолета и комплекса.



При разработке облика Ту-160 рассматривались проекты дозвуковых и сверхзвуковых самолетов ОКБ: Ту-95, Ту-144, Ту-160М



Сотрудники отдела «К», 1960-е гг. В 1970-е гг. специалисты отдела «К» вышли на ведущие роли в ОКБ А.Н.Туполева и приняли активное участие в создании Ту-160



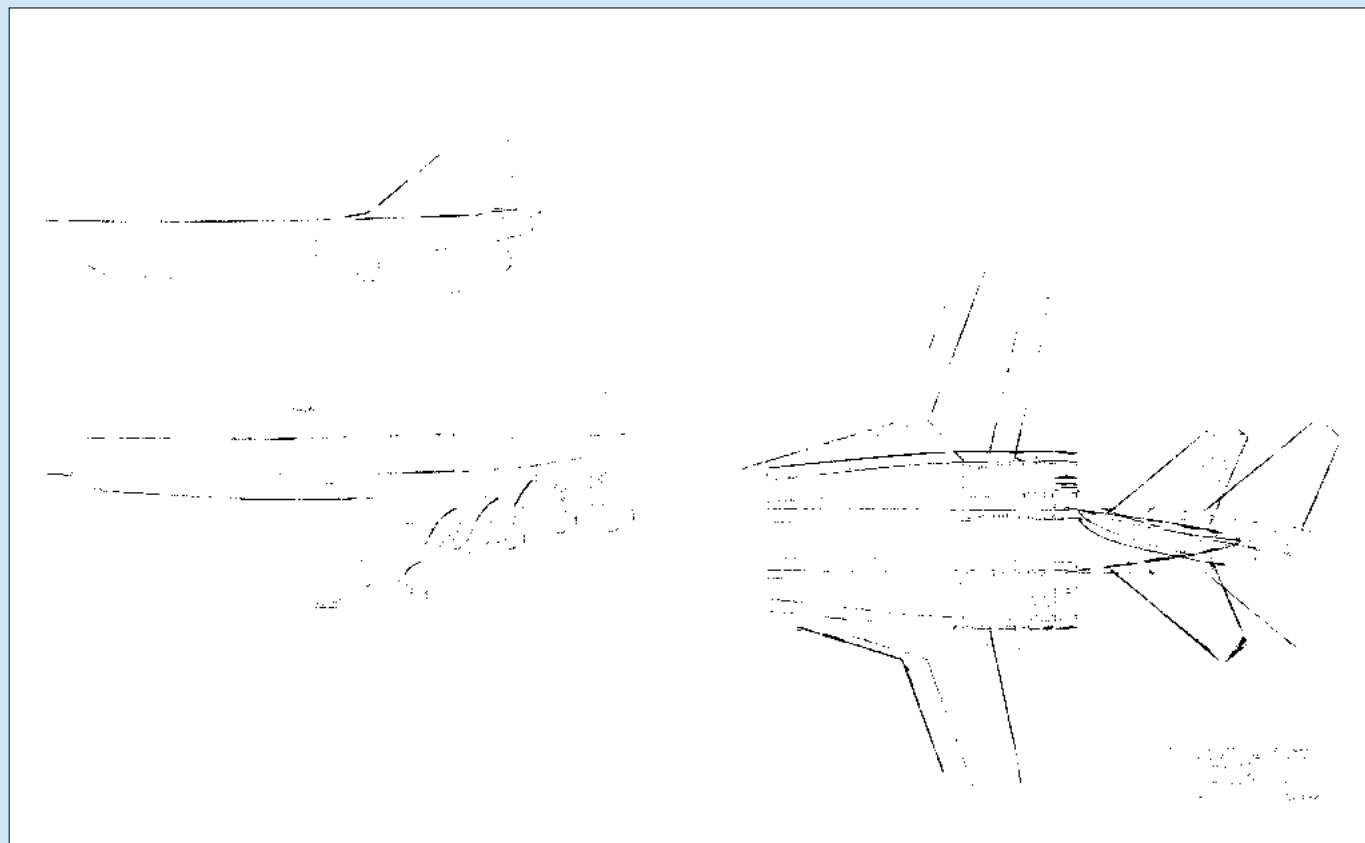
А. Ф. Правдивый, один из ведущих разработчиков проектов самолета Ту-160 на начальном этапе, заместитель главного конструктора (1993–2010 гг.)

После выпуска аванпроекта по СМС Ту-160М наступил очередной период затишья, который был прерван заявлением руководства о необходимости проработки варианта самолета с крылом изменяемой геометрии. Причем работа началась со срочного выпуска теоретических чертежей обводов продувочной модели «188МД».

Примечание: Это было очень нехарактерно для обычного процесса работы. Обычно изготовлению продувочной модели предшествовал большой объем других работ (разработка общего вида, компоновки самолета, изготовления тактической модели и др.), и бригада компоновки участвовала в такой работе ранее в виде исключения по крылу изделия «004».

В основном была сохранена компоновка с расположением грузовых отсеков «side-by-side», длинные мотогондолы с размещенными в них основными стойками шасси.

Горизонтальное оперение при палубном размещении попадало в струи двигателей



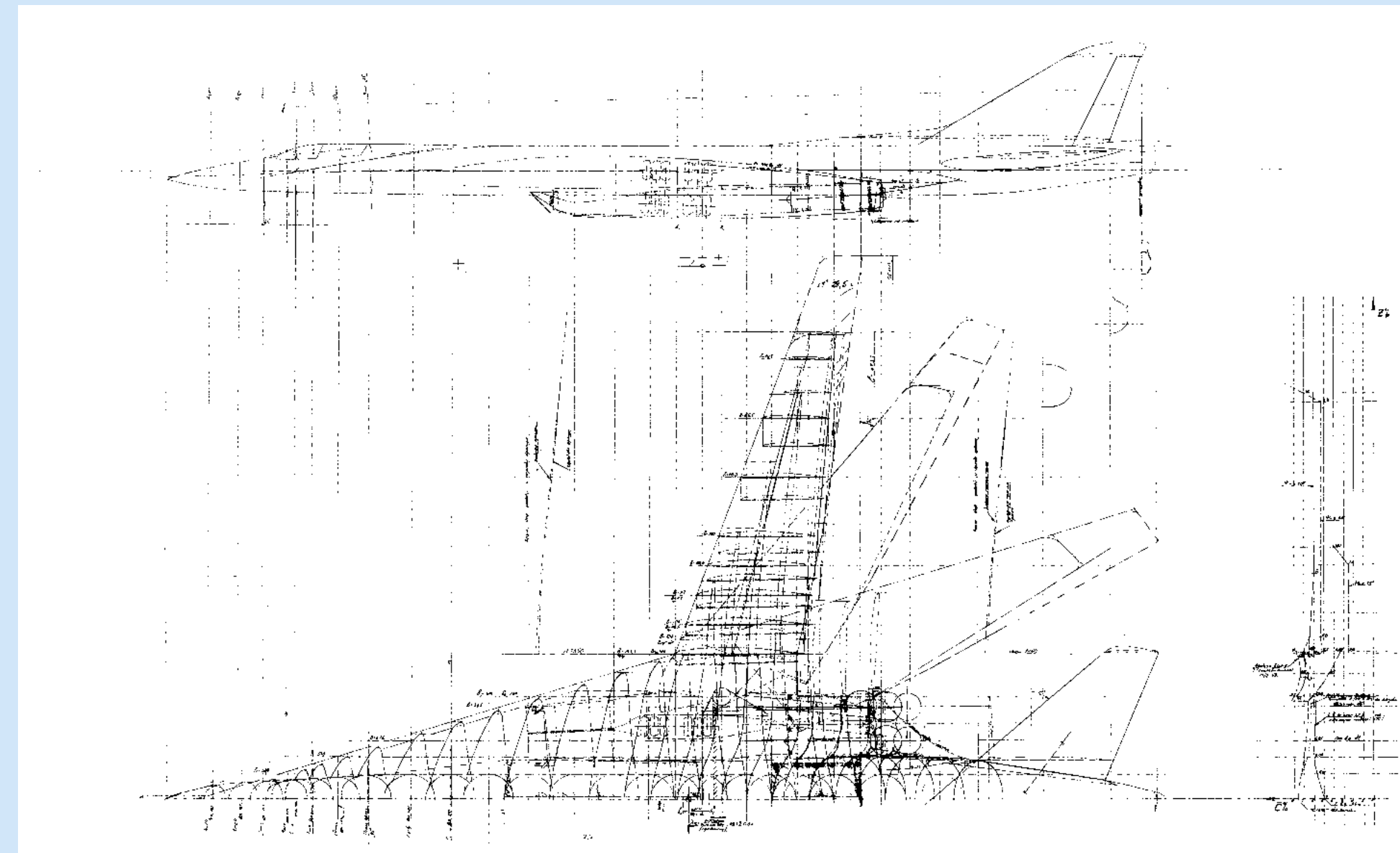
Передняя часть фюзеляжа с кабиной экипажа была позаимствована у Ту-22М, хвостовая часть удлинена с размещением на ней оперения самолета с палубной компоновкой ГО. В последующем эта компоновка самолета с крылом ИГ получила условное название «базовой». Далее это стало названием компоновки самолета с длинными мотогондолами типа изделия «004». Тактическая модель этого варианта компоновки отсутствует.

Так неофициально начался этап эскизного проектирования самолета Ту-160 с крылом изменяемой геометрии.

«Базовая» компоновка, в силу «быстроты» ее создания, обладала рядом недостатков:

- взаимное расположение отсеков и балки шарниров поворота крыла (в компоновке грузовых отсеков «side-by-side») требовало смещения отсеков вперед; это еще было приемлемо с точки зрения центровки для двух ракет Х-45, но при максимальной бомбовой нагрузке (40 т) приводило к недопустимому смещению центровки снаряженного самолета вперед, к тому имелись проблемы с жесткостью и прочностью продольной балки между отсеками, которые можно было решить только за счет увеличения массы конструкции фюзеляжа,
- горизонтальное оперение при палубном размещении (на фюзеляже) попадало в струи двигателей,
- переход на изменяемую геометрию крыла (шарниры поворота крыла), появление мощного хвоста с горизонтальным оперением привели к значительному росту массы пустого самолета, что сразу сделало длинные мотогондолы по типу изделия «004» (с их массой) менее привлекательными.

# ТЕОРЕТИЧЕСКИЙ ЧЕРТЕЖ САМОЛЕТА «БАЗОВОЙ КОМПОНОВКИ» С КРЫЛОМ ИЗМЕНЯЕМОЙ ГЕОМЕТРИИ (первый вариант) НА ОСНОВЕ ПРОДУВОЧНОЙ МОДЕЛИ «188МД», 1972–1973 гг.





Три возможных  
варианта размещения  
оперения (в средней  
части киля, палубное  
и Т-образное)

В дальнейшем это привело к разработке альтернативных вариантов компоновки самолета.

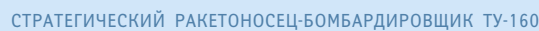
Вопрос с попаданием ГО в струю от двигателей быстро решил А.А.Туполев. Он сказал: «Чего вы мучаетесь, сделайте, как на В-1». Впоследствии этот вопрос больше не возникал.

Проблема размещения грузовых отсеков решалась дольше и сложнее. Альтернативой было «тандемное» расположение отсеков. Следствием такого размещения стало увеличение длины фюзеляжа.

Сторонником «тандемной» компоновки был В.И.Близнюк. Под его руководством В.Змеев нарисовал компоновку самолета с короткими мотогондолами и грузовыми отсеками «tandem» по мотивам компоновки B-1 «Lancer».

Поверхности торможения регулируемых сверхзвуковых воздуховортовок двигателей были горизонтальными, по типу изделия «004», а их довольно короткие каналы не вызвали энтузиазма у наших мотористов.

В отличие от компоновки В-1 основные опоры шасси убирались не в центральную часть фюзеляжа, а в отсеки, расположенными между мотогондолами и задним



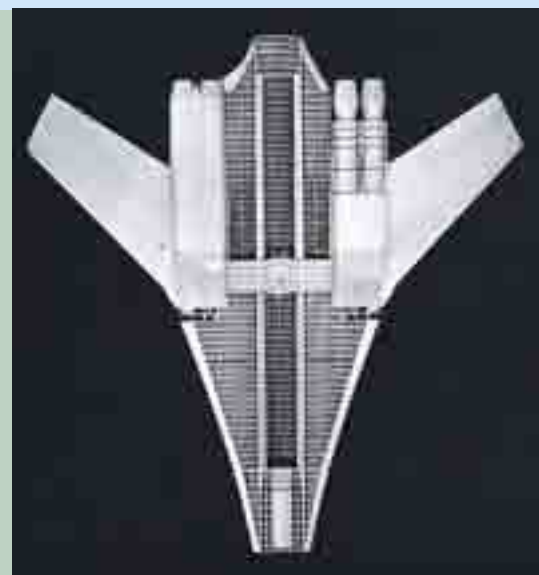
грузовым отсеком. Следствием этого было увеличение миделя самолета и большое разнесение шарниров поворота консолей крыла, снижающее эффект от применения изменяемой геометрии крыла.

Впоследствии этот вариант компоновки стал основным, и дальнейшая работа велась по его улучшению, хотя тщательно прорабатывались и другие варианты.

После длительных обсуждений был принят вариант «тандемного» расположения отсеков для всех рассматриваемых вариантов компоновки самолета.

*Примечание: Работа над различными вариантами компоновки самолета велась как параллельно, так и последовательно. Поэтому нельзя сказать, какой вариант был первым, а какой вторым.*

В таблице сравнения вариантов компоновок самолета этот вариант назван «короткая м.г.».



Каркасная модель  
центральной части  
самолета. Вариант  
компоновки «короткая  
мотогондola»

## ВАРИАНТЫ РАЗМЕЩЕНИЯ ПОЛЕЗНОЙ НАГРУЗКИ

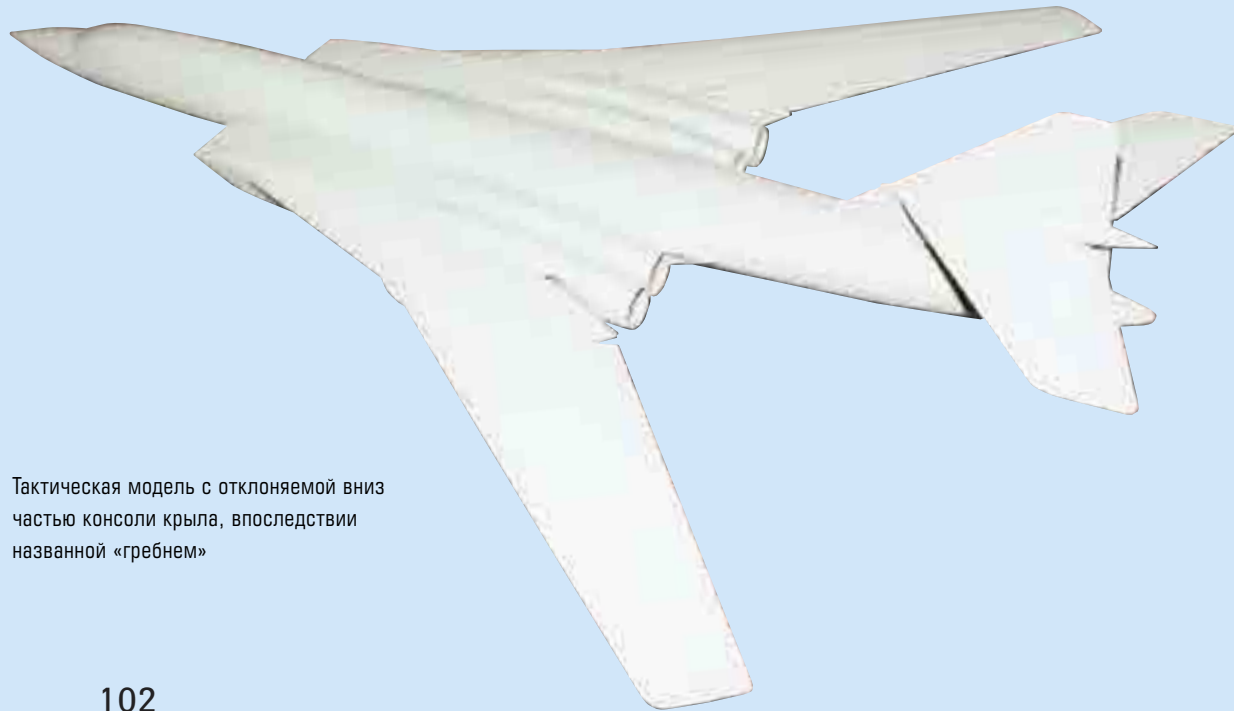
(А. Длинная мотогондола и компоновка грузовых (боевых) отсеков «side-by-side», Б. Длинная мотогондола и компоновка грузовых (боевых) отсеков «tandem», В. Короткая мотогондола и компоновка грузовых (боевых) отсеков «tandem»)

|  |  |   |   |   |
|--|--|---|---|---|
| 1  | КОМПОНОВКА   | А   | Б   | В   |
| 2  | ВЕС ПУСТОГО В-ТА, кг                                   | 94 250  | 95 150  | 93 450  |
| 3  | ЦЕНТРОВКИ  | <p>1.0) 0,0 мм (центр) от центра тяжести (ЦТ) на <math>T=16</math> мм, <math>0,5</math> мм, <math>0,05</math> мм</p> <p>2.0) Проверка центровки: 0,0 мм (ЦТ) на <math>T=16</math> мм, <math>0,5</math> мм, <math>0,05</math> мм</p> <p>3.0) Проверка центровки: 0,0 мм (ЦТ) на <math>T=16</math> мм, <math>0,5</math> мм, <math>0,05</math> мм</p> <p>4.0) Проверка центровки: 0,0 мм (ЦТ) на <math>T=16</math> мм, <math>0,5</math> мм, <math>0,05</math> мм</p> | <p>1.0) 0,0 мм (центр) от центра тяжести (ЦТ) на <math>T=16</math> мм, <math>0,5</math> мм, <math>0,05</math> мм</p> <p>2.0) Проверка центровки: 0,0 мм (ЦТ) на <math>T=16</math> мм, <math>0,5</math> мм, <math>0,05</math> мм</p> <p>3.0) Проверка центровки: 0,0 мм (ЦТ) на <math>T=16</math> мм, <math>0,5</math> мм, <math>0,05</math> мм</p> <p>4.0) Проверка центровки: 0,0 мм (ЦТ) на <math>T=16</math> мм, <math>0,5</math> мм, <math>0,05</math> мм</p> | <p>1.0) 0,0 мм (центр) от центра тяжести (ЦТ) на <math>T=16</math> мм, <math>0,5</math> мм, <math>0,05</math> мм</p> <p>2.0) Проверка центровки: 0,0 мм (ЦТ) на <math>T=16</math> мм, <math>0,5</math> мм, <math>0,05</math> мм</p> <p>3.0) Проверка центровки: 0,0 мм (ЦТ) на <math>T=16</math> мм, <math>0,5</math> мм, <math>0,05</math> мм</p> <p>4.0) Проверка центровки: 0,0 мм (ЦТ) на <math>T=16</math> мм, <math>0,5</math> мм, <math>0,05</math> мм</p> |
| 4  | ЗАПАС ТОВАРИЯ НА БОРТУ кг                              | 165 000 кг  | 155 000 → 165 000   | 155 000 кг  |
| 5  | АЭРОДИНАМИЧЕСКАЯ КОМПОНОВКА КРЫЛА ИЗМЕНЯЕМОЙ ГЕОМЕТРИИ | <p>1.0) Соотношение <math>S_{max}/S_{min}</math> крыла, т.е. <math>S_{max}/S_{min} = 20/10 = 2</math> (рис. 1)</p> <p>2.0) Проверка центровки: 0,0 мм (ЦТ) на <math>T=16</math> мм, <math>0,5</math> мм, <math>0,05</math> мм</p> <p>3.0) Проверка центровки: 0,0 мм (ЦТ) на <math>T=16</math> мм, <math>0,5</math> мм, <math>0,05</math> мм</p> <p>4.0) Проверка центровки: 0,0 мм (ЦТ) на <math>T=16</math> мм, <math>0,5</math> мм, <math>0,05</math> мм</p>   | <p>1.0) Соотношение <math>S_{max}/S_{min}</math> крыла, т.е. <math>S_{max}/S_{min} = 20/10 = 2</math> (рис. 1)</p> <p>2.0) Проверка центровки: 0,0 мм (ЦТ) на <math>T=16</math> мм, <math>0,5</math> мм, <math>0,05</math> мм</p> <p>3.0) Проверка центровки: 0,0 мм (ЦТ) на <math>T=16</math> мм, <math>0,5</math> мм, <math>0,05</math> мм</p> <p>4.0) Проверка центровки: 0,0 мм (ЦТ) на <math>T=16</math> мм, <math>0,5</math> мм, <math>0,05</math> мм</p>   | <p>1.0) Соотношение <math>S_{max}/S_{min}</math> крыла, т.е. <math>S_{max}/S_{min} = 20/10 = 2</math> (рис. 1)</p> <p>2.0) Проверка центровки: 0,0 мм (ЦТ) на <math>T=16</math> мм, <math>0,5</math> мм, <math>0,05</math> мм</p> <p>3.0) Проверка центровки: 0,0 мм (ЦТ) на <math>T=16</math> мм, <math>0,5</math> мм, <math>0,05</math> мм</p> <p>4.0) Проверка центровки: 0,0 мм (ЦТ) на <math>T=16</math> мм, <math>0,5</math> мм, <math>0,05</math> мм</p>   |
| 6  | КОМПОНОВКА ШАССИ                                       | <p>1.0) Проверка центровки: 0,0 мм (ЦТ) на <math>T=16</math> мм, <math>0,5</math> мм, <math>0,05</math> мм</p> <p>2.0) Проверка центровки: 0,0 мм (ЦТ) на <math>T=16</math> мм, <math>0,5</math> мм, <math>0,05</math> мм</p> <p>3.0) Проверка центровки: 0,0 мм (ЦТ) на <math>T=16</math> мм, <math>0,5</math> мм, <math>0,05</math> мм</p> <p>4.0) Проверка центровки: 0,0 мм (ЦТ) на <math>T=16</math> мм, <math>0,5</math> мм, <math>0,05</math> мм</p>       | <p>1.0) Проверка центровки: 0,0 мм (ЦТ) на <math>T=16</math> мм, <math>0,5</math> мм, <math>0,05</math> мм</p> <p>2.0) Проверка центровки: 0,0 мм (ЦТ) на <math>T=16</math> мм, <math>0,5</math> мм, <math>0,05</math> мм</p> <p>3.0) Проверка центровки: 0,0 мм (ЦТ) на <math>T=16</math> мм, <math>0,5</math> мм, <math>0,05</math> мм</p> <p>4.0) Проверка центровки: 0,0 мм (ЦТ) на <math>T=16</math> мм, <math>0,5</math> мм, <math>0,05</math> мм</p>       | <p>1.0) Проверка центровки: 0,0 мм (ЦТ) на <math>T=16</math> мм, <math>0,5</math> мм, <math>0,05</math> мм</p> <p>2.0) Проверка центровки: 0,0 мм (ЦТ) на <math>T=16</math> мм, <math>0,5</math> мм, <math>0,05</math> мм</p> <p>3.0) Проверка центровки: 0,0 мм (ЦТ) на <math>T=16</math> мм, <math>0,5</math> мм, <math>0,05</math> мм</p> <p>4.0) Проверка центровки: 0,0 мм (ЦТ) на <math>T=16</math> мм, <math>0,5</math> мм, <math>0,05</math> мм</p>       |
| 7  | ОСОБЕННОСТИ СВАДОВОЙ СХЕМЫ                             | <p>1.0) Проверка центровки: 0,0 мм (ЦТ) на <math>T=16</math> мм, <math>0,5</math> мм, <math>0,05</math> мм</p> <p>2.0) Проверка центровки: 0,0 мм (ЦТ) на <math>T=16</math> мм, <math>0,5</math> мм, <math>0,05</math> мм</p> <p>3.0) Проверка центровки: 0,0 мм (ЦТ) на <math>T=16</math> мм, <math>0,5</math> мм, <math>0,05</math> мм</p> <p>4.0) Проверка центровки: 0,0 мм (ЦТ) на <math>T=16</math> мм, <math>0,5</math> мм, <math>0,05</math> мм</p>       | <p>1.0) Проверка центровки: 0,0 мм (ЦТ) на <math>T=16</math> мм, <math>0,5</math> мм, <math>0,05</math> мм</p> <p>2.0) Проверка центровки: 0,0 мм (ЦТ) на <math>T=16</math> мм, <math>0,5</math> мм, <math>0,05</math> мм</p> <p>3.0) Проверка центровки: 0,0 мм (ЦТ) на <math>T=16</math> мм, <math>0,5</math> мм, <math>0,05</math> мм</p> <p>4.0) Проверка центровки: 0,0 мм (ЦТ) на <math>T=16</math> мм, <math>0,5</math> мм, <math>0,05</math> мм</p>       | <p>1.0) Проверка центровки: 0,0 мм (ЦТ) на <math>T=16</math> мм, <math>0,5</math> мм, <math>0,05</math> мм</p> <p>2.0) Проверка центровки: 0,0 мм (ЦТ) на <math>T=16</math> мм, <math>0,5</math> мм, <math>0,05</math> мм</p> <p>3.0) Проверка центровки: 0,0 мм (ЦТ) на <math>T=16</math> мм, <math>0,5</math> мм, <math>0,05</math> мм</p> <p>4.0) Проверка центровки: 0,0 мм (ЦТ) на <math>T=16</math> мм, <math>0,5</math> мм, <math>0,05</math> мм</p>       |
| 8  | ОРГАНИЗАЦИЯ ПУТОВОГО ОТСЕКА                            | <p>1.0) Проверка центровки: 0,0 мм (ЦТ) на <math>T=16</math> мм, <math>0,5</math> мм, <math>0,05</math> мм</p> <p>2.0) Проверка центровки: 0,0 мм (ЦТ) на <math>T=16</math> мм, <math>0,5</math> мм, <math>0,05</math> мм</p> <p>3.0) Проверка центровки: 0,0 мм (ЦТ) на <math>T=16</math> мм, <math>0,5</math> мм, <math>0,05</math> мм</p> <p>4.0) Проверка центровки: 0,0 мм (ЦТ) на <math>T=16</math> мм, <math>0,5</math> мм, <math>0,05</math> мм</p>       | <p>1.0) Проверка центровки: 0,0 мм (ЦТ) на <math>T=16</math> мм, <math>0,5</math> мм, <math>0,05</math> мм</p> <p>2.0) Проверка центровки: 0,0 мм (ЦТ) на <math>T=16</math> мм, <math>0,5</math> мм, <math>0,05</math> мм</p> <p>3.0) Проверка центровки: 0,0 мм (ЦТ) на <math>T=16</math> мм, <math>0,5</math> мм, <math>0,05</math> мм</p> <p>4.0) Проверка центровки: 0,0 мм (ЦТ) на <math>T=16</math> мм, <math>0,5</math> мм, <math>0,05</math> мм</p>       | <p>1.0) Проверка центровки: 0,0 мм (ЦТ) на <math>T=16</math> мм, <math>0,5</math> мм, <math>0,05</math> мм</p> <p>2.0) Проверка центровки: 0,0 мм (ЦТ) на <math>T=16</math> мм, <math>0,5</math> мм, <math>0,05</math> мм</p> <p>3.0) Проверка центровки: 0,0 мм (ЦТ) на <math>T=16</math> мм, <math>0,5</math> мм, <math>0,05</math> мм</p> <p>4.0) Проверка центровки: 0,0 мм (ЦТ) на <math>T=16</math> мм, <math>0,5</math> мм, <math>0,05</math> мм</p>       |
| ПРЕИМУЩЕСТВЕННОСТЬ РЕШЕНИЙ, ИСПОЛЗОВАНИЕ ОТРАБОТАННЫХ ЧИСЛОВ |  | <p>1. Каналы управления: 0,004" (отработана 10 лет)</p> <p>2. Регулируемая часть: 0,004" (отработана 10 лет)</p> <p>3. Шасси: 0,004"</p> <p>4. Тип двигателя: 0,004"</p>  |   |   |





Вариант компоновки самолета с размещением мотогондол двигателей по бортам фюзеляжа («лобовые воздухозаборники»)



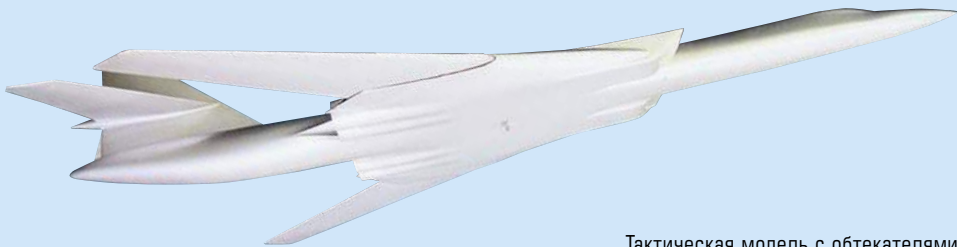
Тактическая модель с отклоняемой вниз частью консоли крыла, впоследствии названной «гребнем»



Фрагмент тактической модели с «гребнем» с консолью крыла в положении максимальной стреловидности



Тактическая модель с «лобовыми воздухозаборниками»



Тактическая модель с обтекателями-«лопухами»

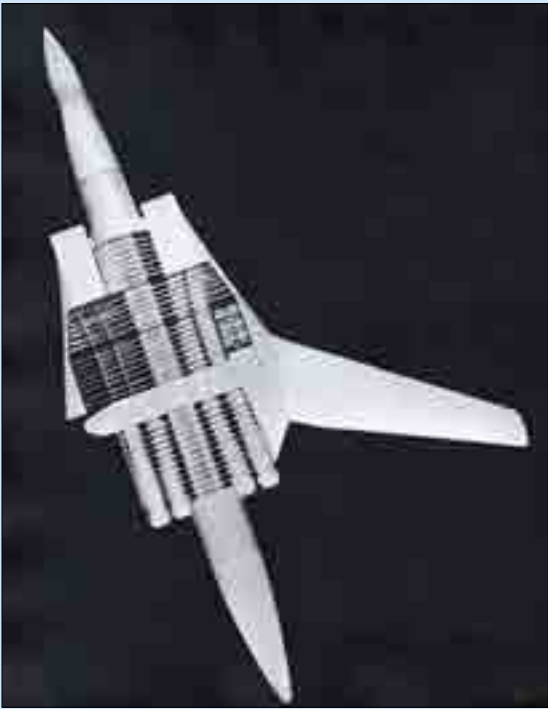
Одной из попыток радикального снижения миделя самолета был вариант компоновки самолета с размещением мотогондол двигателей по бортам фюзеляжа (отказ от интегральной компоновки крыла и фюзеляжа). Этот вариант компоновки приведен под названием — «лобовые в.з.».

Этот вариант компоновки был отклонен в силу:

- проблем с нагревом хвостовой части фюзеляжа выхлопными струями двигателей,
- сложности размещения тележки основных опор шасси в наплывной части крыла,

- отсутствия необходимых объемов для размещения топлива (практически вся центральная часть самолета была занята «воздухом», и для получения заданного запаса топлива на борту самолета необходимо было увеличить длину фюзеляжа),
- значительной величины массы центральной части фюзеляжа и силовой установки.

Свою задачу этот вариант компоновки выполнил, показав, что это не лучший вариант размещения силовой установки из 4 двигателей на борту СМС. Хотя у него было много сторонников.



Каркасная модель с обтекателями — «лопухами» убранного положения консоли крыла

Следующей возможностью сокращения площади и «размаха» центральной части самолета являлась компоновка силовой установки с размещением двигателей друг над другом.

Для демонстрации возможных вариантов компоновки силовой установки была изготовлена разборная тактическая модель самолета.

Здесь следует отдельно остановиться на компоновке самолета с тремя двигателями.

Не знаю, по собственной инициативе или по запросу от нашего предприятия, но КБ Кузнецова проработало двигатель с взлетной тягой 30 т и прислало отчет на наше предприятие. Три таких двигателя обеспечивали требуемые ЛТХ СМС при меньшей размерности самолета.

Такая компоновка самолета решала все проблемы центральной части самолета и выглядела очень элегантно. Два двигателя размещались на крыле, а третий — в корневой части вертикального оперения.

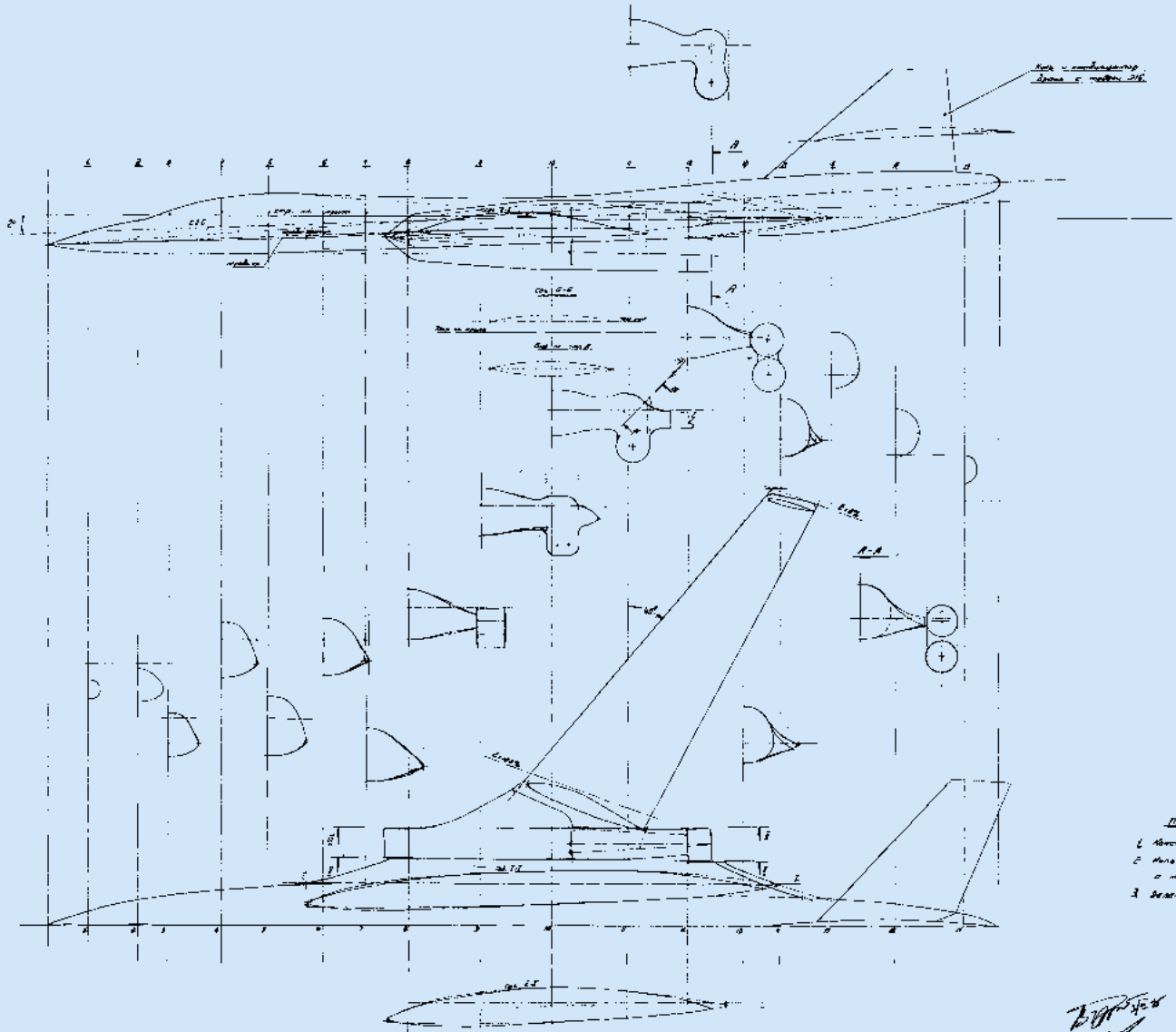


Тактическая модель с «лобовыми» воздухозаборниками

Но работы по двигателю НК-32 зашли уже далеко, имелся огромный экспериментальный задел на базе двигателей НК-144 и НК-22, а разработка нового двигателя требовала времени и ресурсов («коней на переправе не меняют»). К тому же необходимо было:

- решить вопросы обслуживания и замены среднего двигателя, расположенного на высоте > 5 метров (хотя опыт эксплуатации самолетов с таким расположением двигателей был — Ту-22),
- более тщательно подходить к расчетам и прогнозированию центровки пустого самолета в ходе проектирования (из-за заднего положения центра тяжести силовой установки),
- иметь увеличенную на 10...15% площадь входа воздухозаборника, размещенного над фюзеляжем, по сравнению с площадью воздухозаборников, расположенных под крылом,
- провести экспериментальные исследования для оценки работы воздухозаборника среднего двигателя на больших углах атаки.

ВАРИАНТ КОМПОНОВКИ С РАЗМЕЩЕНИЕМ ДВИГАТЕЛЕЙ ДРУГ НАД ДРУГОМ



Тактическая модель с «лобовым» размещением воздухозаборников в зоне передней кромки

Согласно К-20...

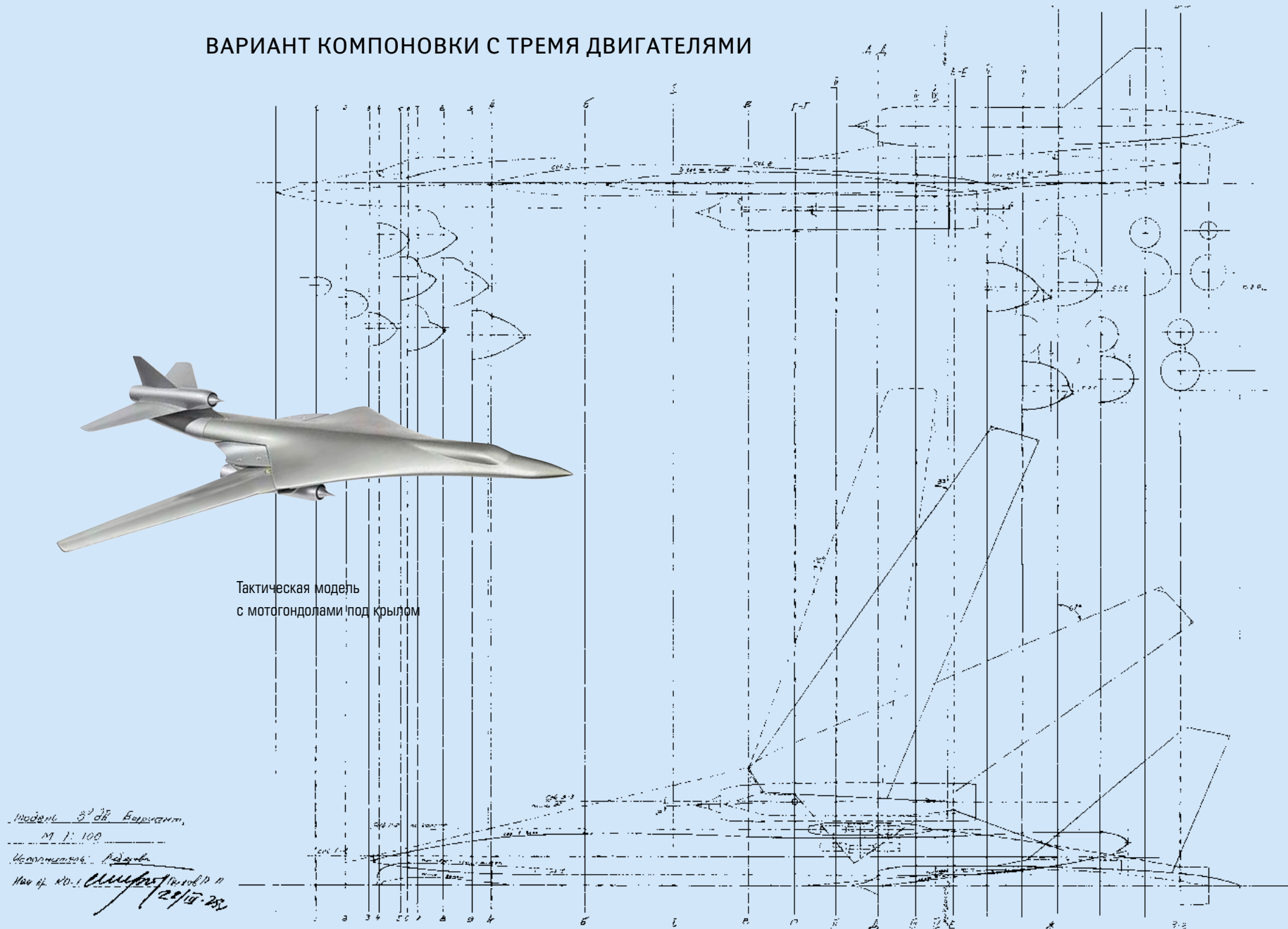
- 1. Высота...
- 2. ...
- 3. ...

Модель 218 М 1:100

Нач. до КД-1...



ВАРИАНТ КОМПОНОВКИ С ТРЕМЯ ДВИГАТЕЛЯМИ



Тактическая модель  
с мотогондолами под крылом

Заключительным вариантом компоновки с размещением двигателей друг над другом стал вариант «вертикаль», в простонародье — «двухстволка».

Отличительными особенностями компоновки являлись:

- оригинальная компоновка двухдвигательной силовой установки (на борт), включающая в себя:
  - регулируемый воздухозаборник типа «вертикальный клин», расположенный горизонтально под нижней поверхностью наплыва крыла,
  - «винтовые» воздушные каналы от воздухозаборника к двигателям, с проходом одного из каналов через центроплан балки шарниров поворота крыла,

– двигатели, расположенные в вертикальной плоскости друг над другом за центропланом балки шарниров поворота крыла,

• шарнир поворотной консоли крыла — «катушка», по типу шарнира проекта Т-4МС (впервые был «опробован» на варианте «лобовые в.з.»),

• отклоняемая вверх часть консоли крыла (при стреловидности крыла > 35°) — так называемый «гребень».

Для А. Л. Пухова вариант «вертикаль» в работе над Ту-160 стал «лебединой песней», хотя он проделал огромную работу и приложил много усилий для того, чтобы этот вариант компоновки стал основным.

В. И. Близнюк на протяжении всей работы над обликом Ту-160 пестовал вариант «короткая м.г.» и брал в него все ценное, что позволяло улучшить эту компоновку, например воздухозаборники с вертикальным клином и «гребень».

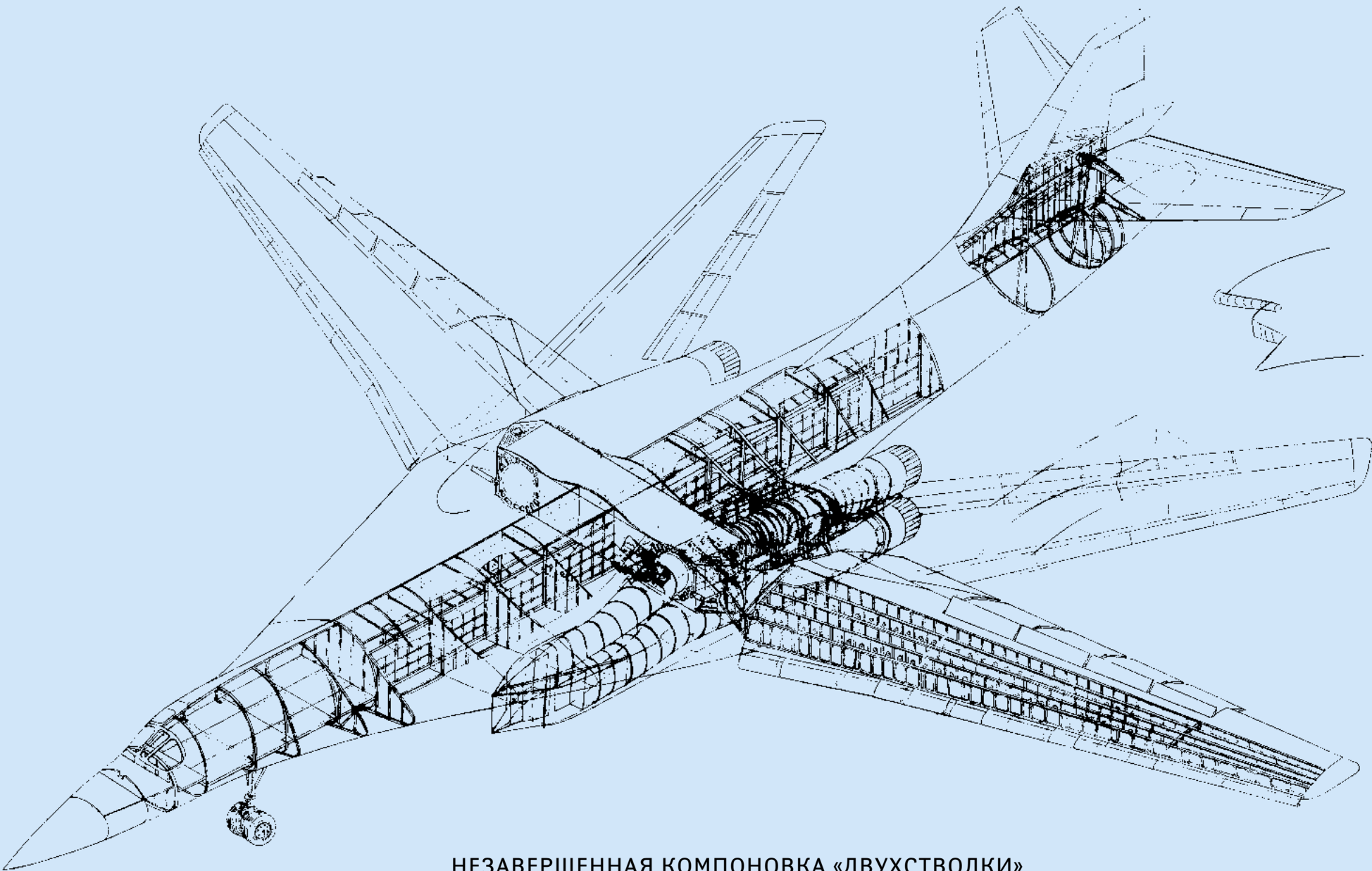
Для разработки эскизного проекта самолета Ту-160 окончательно был принят вариант с короткими мотогондолами.



А. Л. Пухов



КАРКАСНАЯ МОДЕЛЬ «ДВУХСТВОЛКИ»



НЕЗАВЕРШЕННАЯ КОМПОНОВКА «ДВУХСТВОЛКИ»



Модель «ребра» — отклоняемой  
вверх части консоли крыла  
в положениях крыла: максимальной  
стреловидности — 65°(вверху)  
и дозвукового крейсерского  
полета — 35°



Тактическая модель варианта «вертикаль» («двухстволка»)



Каркасная модель варианта «вертикаль»



СРАВНЕНИЕ ВАРИАНТОВ КОМПОНОВКИ САМОЛЕТА ТУ-160 И ЭКСПЕРТНЫЕ ОЦЕНКИ ВАРИАНТОВ КОМПОНОВОК ВЕДУЩИМИ СПЕЦИАЛИСТАМИ ОКБ И ЦАГИ (ИСПОЛНИТЕЛЬ А. Л. ПУХОВ)

Сравнение компоновок К-32 от 20.03.1975

| Варианты компоновки   | Базовый                           |     | Лобовые в.з.  |       | Вертикаль                            |       | Короткая м.г.   |       |
|---|-----------------------------------|-----|---------------|-------|--------------------------------------|-------|-----------------|-------|
|   |                                   |     |               |       |                                      |       |                 |       |
| <b>Исходные параметры (const) для всех вариантов</b>  |                                   |     |               |       |                                      |       |                 |       |
| Площадь базового крыла — 275.8 м². Размах крыла при стреловидности $\chi=20^\circ$ — 51.3 м. Запас топлива на борту — 140 т |                                   |     |               |       |                                      |       |                 |       |
| <b>Геометрия</b>  |                                   |     |               |       |                                      |       |                 |       |
| Расстояние между шарнирами, мм  | 10 780                            |     | 11400         |       | 9900                                 |       | 12400           |       |
| Площадь миделя ( $\chi=35^\circ$ ), м²  | 32.0                              |     | 27.4          |       | 27.8                                 |       | 28.7            |       |
| Смачиваемая поверхность( $\chi=35^\circ$ ), м²  | 1484                              |     | 1404          |       | 1385                                 |       | 1423            |       |
| Площадь плана, м²   | 594                               |     | 580           |       | 570                                  |       | 600             |       |
| Относительный размах механизации  | 0.585                             |     | 0.527         |       | 0.562                                |       | 0.488           |       |
| Длина НЧФ от шарнира, мм  | 27 600                            |     | 30 750        |       | 26 300                               |       | 28 800          |       |
| Завязка Хг и Хт   | Хг ~ Хт                           |     | Хг > Хт       |       | Хг > Хт                              |       | Хг ≤ Хт         |       |
| Расположение двигателей и ХЧФ   | Струя обдувает ХЧФ                |     |               |       | ХЧФ вне зоны факела                  |       |                 |       |
| Расположение сопел двигателей   | «Обдувка» внутр. сопла затруднена |     |               |       | Изолированные сопла с $F_{днa\ min}$ |       |                 |       |
| <b>Масса планера, т</b>   |                                   |     |               |       |                                      |       |                 |       |
| Крыло, включая  | 29.16                             |     | 28.82         |       | 28.54                                |       | 28.38           |       |
| • поворотную часть крыла  | 13.36                             |     | 12.38         |       | 13.5                                 |       | 11.82           |       |
| • узел поворота крыла   | 5.5                               |     | 6.7           |       | 7.2                                  |       | 6.5             |       |
| • центроплан  | 4.0                               |     | 4.5           |       | 3.4                                  |       | 5.3             |       |
| • наплыв  | 3.2                               |     | 3.0           |       | 2.2                                  |       | 1.92            |       |
| • обтекатели  | 1.8                               |     | 0.94          |       | 0.94                                 |       | 0.94            |       |
| • усиление под шасси  | 1.3                               |     | 1.3           |       | 1.3                                  |       | 1.8             |       |
| Фюзеляж   | 15.0                              |     | 17.87         |       | 14.57                                |       | 15.0            |       |
| Оперение  | 4.05                              |     | 4.05          |       | 4.05                                 |       | 4.05            |       |
| Мотогондолы   | 7.6                               |     | 6.0           |       | 5.9                                  |       | 5.9             |       |
| Усиление под навеску мотогондол   | 0                                 |     | -0.7          |       | 0                                    |       | 0.6             |       |
| Всего, т  | 55.81                             |     | 56.04         |       | 53.06                                |       | 53.85           |       |
| <b>Параметры силовой установки</b>  |                                   |     |               |       |                                      |       |                 |       |
| $F_0$ м² (одного двигателя)   | 1.44                              |     | 1.54          |       | 1.48                                 |       | 1.48            |       |
| $C_{0вх}$ (M=0.8/M=2.2)   | 0.97/0.88                         |     | 0.97/0.86     |       | 0.97/0.89                            |       | 0.975/0.9       |       |
| $\Delta C_{xрасх}$ (M=0.8/M=2.2)  | 0.001/0.00075                     |     | 0.0013/0.0007 |       | 0.0012/0.00077                       |       | 0.00115/0.00075 |       |
| <b>Дополнительные потери тяги в сопле, %</b>  |                                   |     |               |       |                                      |       |                 |       |
| N=11 км, M=0.8, кр.б/ф, $\Theta=12^\circ$   | 4.9                               |     | 5.4           |       | 4.5                                  |       | 4.5             |       |
| N=11 км, M=0.8, макс.б/ф, $\Theta=12^\circ$   | 5.6                               |     | 6.1           |       | 5.3                                  |       | 5.3             |       |
| N=11 км, M=1.2, макс. ф, $\Theta=2^\circ$   | 1.0                               |     | 1.4           |       | 0.7                                  |       | 0.7             |       |
| N=18 км, M=2.2, макс./ф, $\Theta=2^\circ$   | 1.7                               |     | 2.2           |       | 1.3                                  |       | 1.3             |       |
| N=18 км, M=2.2, кр. ф, $\Theta=2^\circ$   | 0.7                               |     | 1.2           |       | 0                                    |       | 0               |       |
| Неоднородность потока 2A+Д %  | 30–35                             |     | 30=35         |       | 40–45                                |       | ~50             |       |
| <b>Аэродинамика</b> (изменение $K_{MAX}$ по сравнению с «базовым» вариантом)  |                                   |     |               |       |                                      |       |                 |       |
| Число M полета  | 0.8                               | 2.2 | 0.8           | 2.2   | 0.8                                  | 2.2   | 0.8             | 2.2   |
| $K_{MAX}$   | 16.2                              | 5.8 | 17.4          | 6.25  | 16.55                                | 6.55  | 17.3            | 6.35  |
| $\pm \Delta K_{MAX}$ вариантов II, III и IV по сравнению с вариантом I («базовым»)  |                                   |     |               |       |                                      |       |                 |       |
| Изменение $F_{мид}$   |                                   |     | +0.4          | +0.4  | +0.4                                 | +0.5  | +0.3            | +0.3  |
| Компоновка силовой установки  |                                   |     | +0.6          | +0.4  | +0.2                                 | +0.3  | +0.2            | +0.3  |
| Изменение $S_{омыв}$  |                                   |     | +0.4          | +0.1  | +0.4                                 | +0.1  | +0.3            | +0.05 |
| Увеличение $\lambda_{эф}$   |                                   |     |               |       | +0.4                                 | +0.2  | +0.1            | +0.05 |
| $\Delta C_x$ «ребня»  |                                   |     |               | -0.05 |                                      | -0.05 |                 | -0.05 |
| Отсутствие щели   |                                   |     | +0.05         | 0     | +0.05                                |       | +0.05           |       |
| Изменение отвала поляры при $-\Delta S_{напл}$  |                                   |     | +0.1          |       | +0.15                                |       | +0.25           |       |
| Изменение распределения циркуляции  |                                   |     | -0.2          | -0.3  |                                      |       | -0.2            |       |
| Выигрыш от деформации при $-\Delta S_{напл}$  |                                   |     | +0.1          | -0.2  |                                      |       | +0.1            | -0.1  |
| Ухудшение обтекания ПК наплыва  |                                   |     | -0.3          | -0.05 | -0.1                                 | -0.05 |                 |       |
| Сопrotивление клина слива ПС  |                                   |     | +0.05         | +0.15 | +0.1                                 | +0.15 |                 |       |
| Снижение полезной интерференции за счет вертикального клина ВЗ  |                                   |     |               |       | -0.1                                 | -0.1  |                 |       |
| Ухудшение обтекания кормовой части центроплана  |                                   |     |               |       | -0.2                                 | -0.2  |                 |       |
| Влияние $\chi_{ПК}$ на сопротивление наплыва крыла  |                                   |     |               |       | +0.05                                | -0.1  |                 |       |
| $\chi \Delta K_{MAX}$ варианта  |                                   |     | +1.2          | +0.45 | +1.35                                | +0.75 | +1.1            | +0.35 |
| <b>Дальность полета, км</b>   |                                   |     |               |       |                                      |       |                 |       |
| M=0.8, N=11 км  | 11 510                            |     | 12 195        |       | 13 100                               |       | 12 620          |       |
| M=2.2, N=18 км  | 5410                              |     | 5590          |       | 6300                                 |       | 5940            |       |

Экспертная оценка вариантов компоновок

| Эксперт                | Оценка вариантов (суммарная = 4.0)  |              |           |               |
|------------------------|---|--------------|-----------|---------------|
|                        | Базовый   | Лобовые в.з. | Вертикаль | Короткая м.г. |
|                        |   |              |           |               |
| <b>Васильев В. Н.</b>  | Поскольку сил у нас у всех мало, то надо сосредоточить их на одном варианте, только тогда мы обеспечим глубину проработки. Для короткого канала у нас пока нет двигателей. «Вертикаль» по устойчивости работы лучше «короткой м.г.». Надо все силы сосредоточить на «вертикали», наружный канал которой — частный случай «короткой м.г.». Нужно срочно запустить упрощенную модель, чтобы оценить кривой канал внутреннего двигателя. |              |           |               |
| <b>Николаев А. В.</b>  | Компоновка «вертикаль» нам по душе. Но надо встречаться с НК на предмет неравномерностей 40...50% (Соловьев держит 50...60%). Надо стараться разыграть кривизну равномернее между двигателями.  |              |           |               |
| <b>Штейнберг Р. Н.</b> | Я думаю, «вертикаль» — обещающий вариант, хотя и «базовый» вариант — не безнадежный.  |              |           |               |
| <b>Микеладзе В. Г.</b> | Нахлобучка верхнего двигателя портит обтекание верхней поверхности «вертикали». В «короткой м.г.» нет возврата X <sub>г</sub> на M>>1.0   |              |           |               |
| <b>Бюшгенс Г. С.</b>   | Закрылок — гребень? Это экзотика! Надо проще, надежнее! А чем «вертикаль» лучше «лобовых в.з.», которые вы так хвалили?   |              |           |               |
| <b>Свищев Г. П.</b>    | Мне больше нравится вариант «лобовые в.з.».   |              |           |               |
| <b>Сергеев Е. В.</b>   | Работа в/з в «базовом» варианте исследована, поля несколько хуже чем на «004». Но «лобовые в.з.» должны быть хуже: каналы кривые, НЧФ вносит неравномерности, влияние Δα в два раза больше. Короткие каналы можно исследовать на тематической модели «Concorde».  |              |           |               |
|                        | 1.5   | 0.8          | 1.2       | 0.5           |
| <b>Ворошилин Е. В.</b> | Эффективность работы сопел у «вертикали» и «короткой м.г.» наивысшая, у «лобовых в.з.» — наиминизшая. Нужно оголять сопловую часть. «Вертикаль» неудобна по монтажу и обслуживанию.   |              |           |               |
|                        | 0.8   | 0.6          | 1.2       | 1.4           |
| <b>Губарь Е. Р.</b>    | Для мотористов самый тяжелый вариант -- «короткая м.г.». Он просто не проходной. Для нас самый хороший — «лобовые в.з.»: он работоспособен и нет влияния отсека на воздухозаборник. Без модели нельзя оценить работоспособность «вертикали».  |              |           |               |
|                        | 1.0   | 1.3          | 1.2       | 0.5           |
| <b>Вуль В. М.</b>      | Если мы освоим трудности «вертикали» (кривой канал, пожароопасность нижнего двигателя от верхнего, демонтаж и обслуживание верхнего двигателя), то ее несомненным плюсом будет оригинальность.  |              |           |               |
|                        | 1.4   | 1.2          | 0.8       | 0.6           |
| <b>Кощеев А. Б.</b>    | Аэродинамически наиболее «чистая» несущая поверхность и больше возможностей.  |              |           |               |
|                        | 0.7   | 1.3          | 0.9       | 1.1           |
| <b>Рулин В. Н.</b>     | На данный момент, когда нет продувок, более безопасный вариант — «короткая м.г.», из-за моментных характеристик. Если будут продувки «вертикали» с хорошей m <sub>2</sub> =f(cy), то оценка может поменяться.   |              |           |               |
|                        | 0.8   | 0.5          | 1.2       | 1.5           |
| <b>Черемухин Г. А.</b> | Наиболее легкие по конструкции — Ту-16 и Авро «Вулкан». По качеству можно все довести до одного уровня.   |              |           |               |
|                        | 0.65  | 1.25         | 0.95      | 1.15          |
| <b>Вигдорчик С. А.</b> | Большим достоинством схемы «вертикаль» является min нагрев ХЧФ, min длина центроплана (больше выигрыш от Ti), но меньше возможностей для диффузионной сварки ПЧВЗ.  |              |           |               |
|                        | 0.9   | 0.75         | 1.25      | 1.1           |
| <b>Гапеев Д. И.</b>    | Привлекает очень оригинальный переход с вертикального клина на входе воздухозаборника под крылом на вертикальное расположение двигателей, уменьшает размах центроплана и улучшает компоновку в целом.   |              |           |               |
|                        | 0.7   | 1.2          | 1.6       | 0.5           |



ОПТИМИЗАЦИЯ ВЕСОВЫХ ХАРАКТЕРИСТИК КОНСТРУКЦИИ

Улучшение силовой схемы

|                                   |                    | Базовый вариант | Короткая м/г | Лобовые в/з | Вертикаль |
|-----------------------------------|--------------------|-----------------|--------------|-------------|-----------|
| Крыло                             | Поворотное крыло   | 13,36           | 11,82        | 12,38       | 13,5      |
|                                   | Узел, т            | 5,5             | 6,5          | 6,7         | 7,2       |
|                                   | Центроплан, т      | 4,0             | 5,3          | 4,5         | 3,4       |
|                                   | Напавыб, т         | 3,2             | 1,92         | 3,0         | 2,2       |
|                                   | Обтекатели, т      | 1,8             | 0,94         | 0,94        | 0,94      |
|                                   | Усиление под шасси | 1,3             | 1,8          | 1,3         | 1,3       |
|                                   | Σ                  | 29,16           | 28,2         | 28,82       | 28,54     |
| Фюзеляж                           |                    | 15,0            | 15,0         | 17,17       | 14,57     |
| Оперение                          |                    | 4,05            | 4,05         | 4,05        | 4,05      |
| Моторгондоль                      |                    | 7,6             | 5,9          | 6,0         | 5,9       |
| Усиление под навеску моторгондолы |                    | —               | 0,8          | —           | —         |
| Σ Σ                               |                    | 55,81           | 53,83        | 56,04       | 53,06     |

Снижение веса шасси

|                                      |                   |
|--------------------------------------|-------------------|
| Углеродные теплопоглотители тормозов | Снижение веса     |
| Колес                                | — 300 кг.         |
| Оптимизация схемы шасси              | — 2000 ÷ 3000 кг. |

Новые конструкционные сплавы и технологические процессы

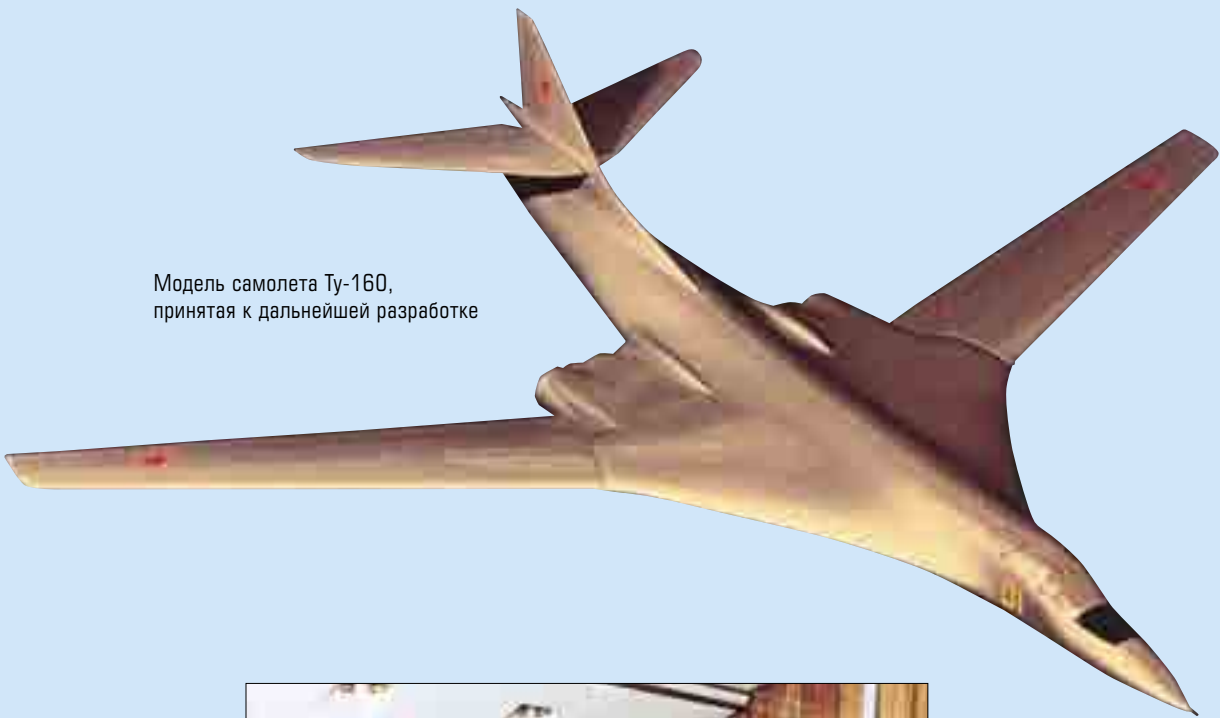
|  |               |
|--|---------------|
| Титановые сплавы (эл.с., д.с.)             | Снижение веса |
| — центроплан (с узлом)                     | 7600 кг.      |
| — шпангоуты, фитинги, элементы механизации | 5000 кг.      |
| — ПЧВЗ (сотовые панели) ~100м²             | 1400 кг.      |
| — ПЧВЗ (сотовые панели) ~100м²             | 1200 кг.      |
| Композиционные материалы                   | 2050 кг.      |
| — усиление бимсов и балок фюзеляжа         | 700 кг.       |
| — сотовые конструкции                      | 1350 кг.      |
| Крупногабаритные полуфабрикаты             | 1780 кг.      |

Улучшение характеристик материалов /на5%/

|  |          |
|--|----------|
| Заготовки и полуфабрикаты повышенной весовой и геометрической точности | 1500 кг. |
|--|----------|

|  |         |
|--|---------|
| Новые технологические процессы /формовка в состоянии сверхпластичности/, высокопрочный и специальный крепеж. | 650 кг. |
|--|---------|

Σ 15080



Модель самолета Ту-160, принятая к дальнейшей разработке



Генеральный конструктор А. А. Туполев, под общим руководством которого были проведены все основные работы по проектированию и внедрению в серийное производство и по эксплуатации самолета Ту-160



Алексей Андреевич Туполев (1925–2001 гг.) — известный советский авиаконструктор. Генеральный конструктор, Герой Социалистического Труда, академик АН СССР. Трудовую деятельность начал в 1942 году в ОКБ А.Н.Туполева. После окончания МАИ работал инженером-расчетчиком, ведущим конструктором, начальником отдела, зам. Главного конструктора, Главным конструктором, зам. Генерального конструктора, а с 1973 года — Генеральным конструктором. До 1992 года был ответственным руководителем предприятия АНТК им. А.Н.Туполева.





Гиперзвуковая ракета  
большой дальности Х-45



Г. А. Черемухин



И.С. Калыгин

ТРДДФ НК-32

26 июня 1974 года вышло Постановление Совета Министров СССР, согласно которому ОКБ А. Н. Туполева поручалась разработка стратегического многоцелевого бомбардировщика-ракетоносца Ту-160 с четырьмя мощными ТРДДФ. Первоначально речь шла о применении НК-25, затем ставку сделали на НК-32, имевшие меньшие удельные расходы топлива на крейсерском дозвуковом режиме. Рассматривалась возможность использования пермских двигателей Д30Ф-6-7 (модификация двигателя, устанавливавшегося на Е-155МП — МиГ-31), а также перспективных двигателей ОКБ Колесова. Очередное «уточняющее» Постановление правительства № 1040-348 вышло 19 декабря 1975 года, в нем ставка окончательно делалась на НК-32.



**Основные летно-тактические характеристики самолета Ту-160, заданные постановлением правительства от 19.12.1975**

Дальность полета на дозвуковом крейсерском режиме с двумя ракетами типа Х-45 (9000 кг), км 14000–16000  
Дальность полета по комбинированному профилю полета, включающему участок 2000 км на малой высоте (50–200 м), или на высоте на сверхзвуке, км 12 000–13 000  
Максимальная скорость на большой высоте, км/ч 2300–2500  
Максимальная скорость у земли, км/ч 1000  
Масса боевой нагрузки, кг  
– максимальная 40 000  
– нормальная 9000

Ракетное вооружение самолета должно было обеспечивать транспортировку и применение следующих вариантов ракет: 2 x Х-45М, или 24 x Х-15, или 10-12 x Х-55, или 10-12 x Х-55М.

Бомбардировочное вооружение должно было обеспечивать применение обычных и специальных свободнопадающих бомб, корректируемых авиабомб с лазерной и телевизионно-командной системами наведения.

На самолете должны были устанавливаться двигатели типа НК-32 с максимальной взлетной тягой на форсаже — 25 тс, с удельным расходом топлива на крейсерском дозвуковом режиме — 0,72–0,73 кг/кг•ч.

После получения задания и решения основных компоновочных и системных

вопросов конструкторское бюро приступило к практической разработке аванпроекта самолета Ту-160 в окончательной конфигурации. Большинство сложнейших инженерно-проектных задач на начальном этапе проектирования ракетоносца было решено коллективами под руководством ведущих специалистов ОКБ: Г. А. Черемухина, В. И. Корнеева, А. Л. Пухова, В. И. Рулина, Е. И. Шехтермана, И. С. Калыгина, В. Т. Климова, Е. И. Холопова, В. В. Бабакова, А. С. Семенова и З. А. Приоровой. Решением проблем по обеспечению прочности и по оптимизации конструктивно-силовой схемы Ту-160 занимался В. В. Сулименков, который одним из первых разобрался в сложных вопросах сочетания нагрузок на дозвуковых и сверхзвуковых скоростях для самолетов нового поколения, что открывало дорогу к значительному повышению их ресурсов и сроков службы. Под его руководством ведущие прочнисты ОКБ И. Б. Гинко, В. П. Шунаев, В. А. Игнатушкин, И. К. Куликов и возглавляемые ими коллективы обеспечили выполнение прочностных расчетов, обоснование нагрузок, а также разработали методики расчетов на прочность для специалистов всех направлений. Этот коллектив совместно с сотрудниками ряда подразделений ЦАГИ и СибНИА провел огромную работу по программе прочностных и ресурсных испытаний целого ряда натурных агрегатов и полноразмерного планера самолета. Испытания проводились для оценки и подтверждения ресурса самолета. Учитывая сложность и необычность его силовой схемы, типовым статическим испытаниям предшествовала большая программа испытаний образцов, узлов и элементов конструкции, в том числе и конструктивно подобной модели

**ПОЛЯРИЗАЦИОННО-ОПТИЧЕСКИЙ МЕТОД ОПРЕДЕЛЕНИЯ НАПРЯЖЕНИЙ**

**МЕТОДЫ ИССЛЕДОВАНИЯ**

- МАЛОБАЗНАЯ ТЕНЗОМЕТРИЯ
- МЕТОД ФОТУПРУГОСТИ
- МЕТОД ФОТУПРУГХ ЛОКРЫТИЙ
- МЕТОД МУАРОВЫХ ПОЛОС
- МЕТОД СЕТОК
- МЕТОД ГОЛОГРАФИЧЕСКОЙ ИНТЕРФЕРОМЕТРИИ

**МАТЕРИАЛЫ МОДЕЛЕЙ**

- ОРГАНИЧЕСКОЕ СТЕКЛО
- АЛЮМИНИЕВЫЕ СПЛАВЫ
- ОПТИЧЕСКИ АКТИВНОЕ СЕРИЙНОЕ ОРГАНИЧЕСКОЕ СТЕКЛО
- ЗАКРЕПЛЯЮЩАЯ СМОЛА
- ПОЛИУРЕТАН СКУ-10



**РАЗРАБОТКА НОВЫХ УЗЛОВ, ДЕТАЛЕЙ**

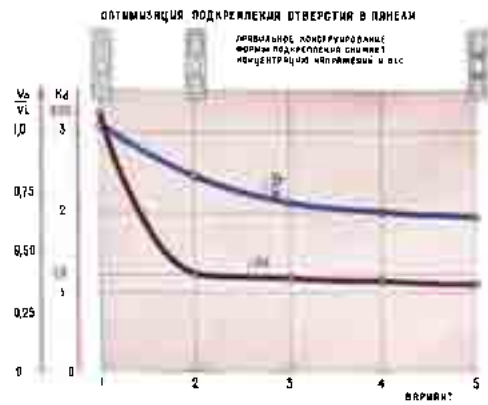
**МОДЕЛИ ЛАНЖЕРОНОВ**



Применяются методы расчета напряженно-деформированного состояния. Малочислый метод конечного элемента необходимо развивать для решения задач остаточной прочности, скорости развития усталостных трещин

**ЭФФЕКТИВНОСТЬ ИССЛЕДОВАНИЯ НА МОДЕЛЯХ**

- УМЕНЬШЕНИЕ ТРУДОЕМКОСТИ ИЗГОТОВЛЕНИЯ МОДЕЛИ ПО СРАВНЕНИЮ С НАТУРОЙ
- СЖАТИЕ СРОКОВ ПРИБЛИЖИТЕЛЬНОЙ СИЛОВОЙ СХЕМЫ
- ПОВЫШЕНИЕ КАЧЕСТВА ПРОЕКТИРОВАНИЯ ПО УСТАЛОСТНОЙ ПРОЧНОСТИ И ВЕСУ
- ПРОВЕРКА КОНЦЕПЦИЙ РАСЧЕТОВ КОНСТРУКЦИЙ НА МОДЕЛЯХ МЕТОДАМИ КОНЕЧНЫХ ЭЛЕМЕНТОВ



**ДОРАБОТКА ЭЛЕМЕНТОВ КОНСТРУКЦИЙ**



**ПРИМЕРЫ МОДЕЛИРОВАНИЯ ЗА РУБЕЖОМ**

| ПРОЕКТ   | НАЗВАНИЕ | МОДЕЛИРОВАНИЕ                             | СРОК | ОБЪЕКТ                           |
|----------|----------|---|------|----------------------------------|
| МЕТЕО-1  | МЕТЕО-1  | ЦЕНТРАЛЬНАЯ ЧАСТЬ ФУСЛАЖА И ДВУХКОМПОНЕНТ | 2    | М. П. - ВОЗДУШНАЯ М. П. - МЕТАЛЛ |
| ВМД-2007 | ВМД-2007 | ЦЕНТРАЛЬНАЯ ЧАСТЬ ФУСЛАЖА И ДВУХКОМПОНЕНТ | 2    | 1 - ВОЗДУШНАЯ 1 - МЕТАЛЛ         |
| ВМ       | ВМ       | ЦЕНТРАЛЬНАЯ ЧАСТЬ ФУСЛАЖА И ДВУХКОМПОНЕНТ | 2    | 1 - ВОЗДУШНАЯ 1 - МЕТАЛЛ         |





В. М. Разумихин



Г. А. Стерлин



И. Б. Гинко



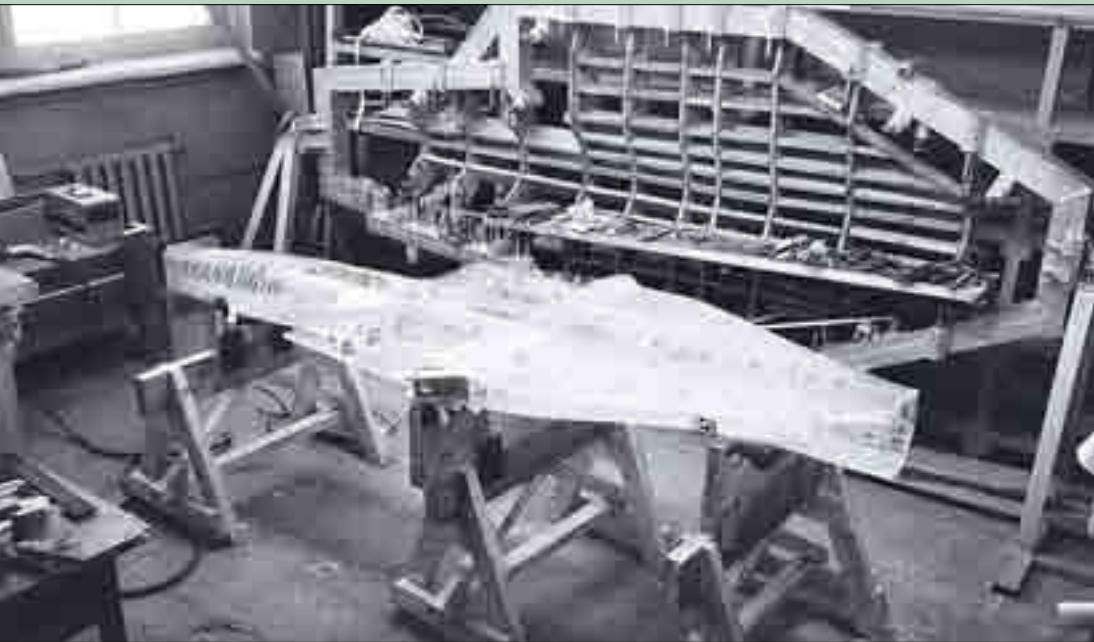
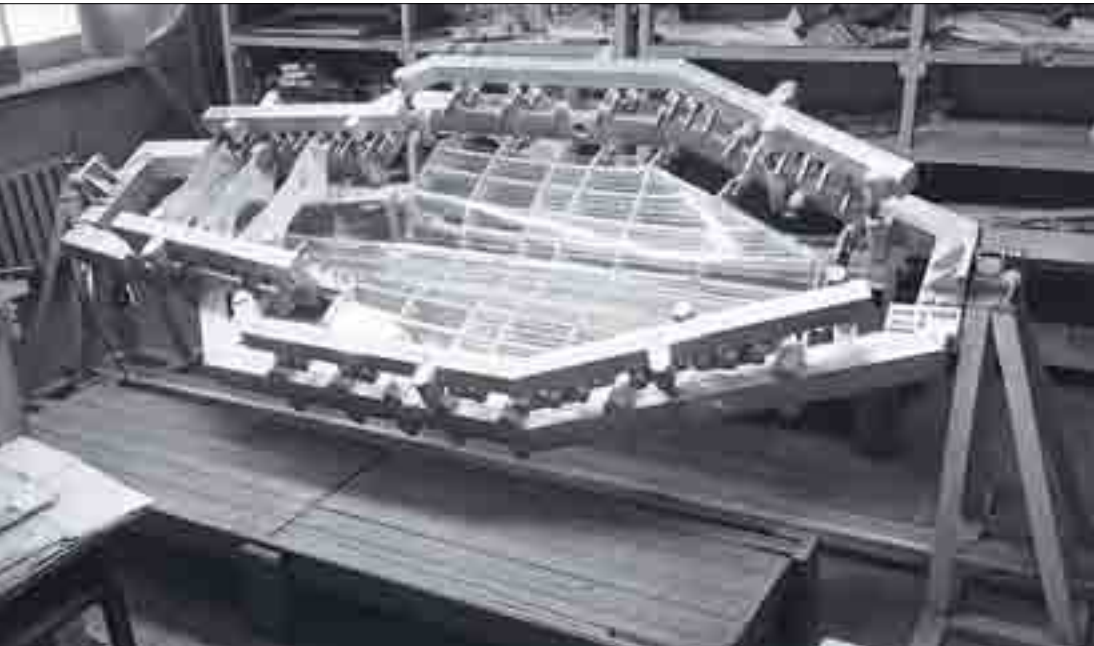
самолета в  $\frac{1}{3}$  натуральной величины. Работы по проектированию модели и изготовлению стенда для ее испытаний велись под руководством Д. И. Гапеева. Общее руководство разработкой конструкции Ту-160 осуществлял И. Ф. Незваль (бывший руководитель и главный

конструктор таких известных самолетов, как ТБ-7 и Ту-128). Разработку чертежей планера самолета вели бригады О. Н. Головина, В. М. Барина, Н. Т. Козлова, А. С. Прыткова, С. И. Петрова, В. Г. Резвова, И. С. Лебедева, Д. И. Гапеева и Ю. Л. Лапона. Проектирование шасси велось под руководством талантливого инженера

и руководителя Я. А. Лившица, который был «автором» конструкции шасси одного из самых удачных и знаменитых туполевских самолетов Ту-16. Активную помощь ему оказывали М. Т. Иванов и В. Н. Волков. Разработанные ими оригинальные конструктивные решения позволили обеспечить выполнение целого ряда противоречивых условий

(как на Ту-144, так и на Ту-160). Разработкой систем управления, механизации и гидрооборудования руководил начальник подразделения А. С. Кочергин. Разработку схем системы управления, идеологии автоматического и штурвального управления обеспечивали ведущие специалисты В. М. Разумихин, В. И. Гониодский и М. И. Лейтес со своими коллегами. Следует отметить, что Ту-160 стал первым советским серийным тяжелым самолетом, на котором применили эпектродистанционную систему управления (ЭДСУ) и передачи информации на приводы органов управления с использованием не штурвала, а обычной «истребительной» ручки. Применение ЭДСУ позволяло реализовать «электронную устойчивость» с полетной центровкой, близкой к нейтральной, в результате чего возрастала дальность полета, улучшалась управляемость и снижались нагрузки на экипаж в сложных ситуациях. Высотное оборудование проектировалось в подразделении С. В. Дроздова. Ведущие специалисты Л. Д. Дубровин, В. Н. Фадеев, А. В. Бабочкин, Г. А. Стерлин, В. С. Зоншайн и В. Г. Дудик, имевшие большой опыт создания систем кондиционирования воздуха для самолетов Ту-22, Ту-22М и Ту-144, использовали эффективную систему охлаждения и наддува оборудования, а также систему обеспечения нормальной жизнедеятельности экипажа.

Для Ту-160 удалось разработать и впоследствии внедрить современные методы диагностики оборудования и систем как в полете, так и при проведении наземных технических работ. Большую работу по внедрению новых систем регистрации, в том числе боевого документирования, выполнил коллектив под руководством В. А. Саблева.



И. Ф. Незваль



Д. И. Гапеев



Я. А. Лившиц

Оптическая модель для определения напряжений





В. М. Вуль



В. А. Андреев

Сотрудники отделения  
силовых установок

С использованием опыта разработки и результатов испытаний сверхзвукового пассажирского авиалайнера Ту-144 были решены многие вопросы тепловой защиты Ту-160. Коллективы В. А. Андреева и Г. Т. Кувшиновой выполнили необходимые расчеты для основных рабочих зон планера самолета в зависимости от режима и условий полета.

Проектированием силовой установки занимался коллектив моторного подраз-

деления ОКБ под руководством В. М. Вуля. Огромный вклад в разработку этого важнейшего для самолета комплекса внесли ведущие специалисты конструкторского бюро В. В. Малышев, Е. Р. Губарь, Н. Н. Фуряева, В. А. Леонов, В. М. Дмитриев. В качестве двигателей для силовой установки первоначально были выбраны НК-25, однотипные с теми, что предназначались для Ту-22М3. По тяговым характеристикам двигатель в основном удовлетворял

разработчиков бомбардировщика, но удельные расходы топлива необходимо было снижать, иначе не удавалось получить межконтинентальную дальность даже при самой идеальной аэродинамике. В это время ОКБ Генерального конструктора Н. Д. Кузнецова приступило к проектированию нового трехвального двухконтурного турбореактивного двигателя НК-32, который создавался как развитие двигателей НК-144, НК-144А,



### ИССЛЕДОВАНИЯ ПО ВОЗДУХОЗАБОРНИКУ ( $\lambda=40$ )

#### ДЛЯ СНИЖЕНИЯ УРОВНЯ НЕОДНОРОДНОСТИ $W = \Delta C_p + \epsilon$

#### ВЫБОР КОНФОРМКИ СУ

ВОЗДУХОЗАБОРНИК С ГОРИЗОНТАЛЬНЫМ КЛИНОМ



ИСПОЛЬЗУЕТСЯ ОПЫТ ТУ-144. (конструкция, размеры, схемы, расчеты)

ВОЗДУХОЗАБОРНИК С ВЕРТ. КЛИНОМ



ПРИНЦИП ДЛЯ ОБЪЕКТА С НЕОДНОРОДНОСТЬЮ  $W$  ПРИ МАНЕВРЕ НА СКОРОСТИ НА 30% НИЖЕ, ЧЕМ С ГОР. КЛИНОМ

#### ОТРАБОТКА СХЕМЫ ВОЗДУХОЗАБОРНИКА



1. МАКС. СПРИМЛЕНИЕ КОНТУРА, ПЛАВНЫЙ ПЕРЕХОД ПОДПОРЫ, ПЛАВНЫЙ ПЕРЕХОД К ПОДПОРЫ.  
2. УСТРАНЕНИЕ «РАЗРЫВ» КОНТУРА В ДОЗВУКОВОМ ПОЛОЖЕНИИ ВВЕДЕНИЕМ ПРОСТАВКИ.  
3. УВЕЛИЧЕНИЕ СЛИВА ПОГРЯН. СЛОЯ ЧЕРЕЗ ШИРОКУЮ ЩЕЛЬ В ГОРЛЕ С РЕГУЛИРОВАНИЕМ КОЛ-ВА СЛИВАЕМОГО ВОЗДУХА ЧЕРЕЗ ОТВОРКИ В ПОДПОР. НЕПЛОТНОМ ПРОСТРАНСТВЕ.  
4. РАЗВИТЫЕ ОТВОРКИ ПОДПОРКИ НА ВЗЛЕТЕ.

ЦАГИ И ММЗ ОПЫТ ВЫДАЛИ КНИГО ТРУД В 1978 Г. ОЖИДАЕМЫЕ НЕОДНОРОДНОСТИ  $W$  НА ВСЕХ РЕЖИМАХ РАБОТЫ

#### СПЕЦ. ДОПОЛНИТЕЛЬНЫЕ МЕРОПРИЯТИЯ - УСЛОЖНЕННАЯ СИСТЕМА РЕГУЛИРОВАНИЯ

ПО РЕЗУЛЬТАТАМ ИССЛЕДОВАНИЙ НА МОДЕЛЯХ ОПРЕДЕЛЕНЫ ВОЗМОЖНОСТИ СНИЖЕНИЯ  $W$  ПУТЕМ ВВЕДЕНИЯ ДОПОЛНИТЕЛЬНЫХ ФУНКЦИЙ РЕГУЛИРОВАНИЯ ВОЗДУХОЗАБОРНИКА И ДВИГАТЕЛЯ

- КОРРЕКЦИЯ ОБОРОТОВ ПО УГЛУ АТТАКИ,
- ОГРАНИЧЕНИЕ ОБОРОТОВ ПРИ  $T_{04} < 0.9 - 3$ ,
- ВВЕДЕНИЕ «ЗАМКНУТОГО» КОНТУРА,
- СВОРОТ ОБОРОТОВ ПО СИГНАЛУ «СПЕЦ. РЕЖИМ».

ВЫПУЩЕНА 2-я РЕДАКЦИЯ ОЖИДАЕМЫХ НЕОДНОРОДНОСТЕЙ (ЦАГИ, ЦИАМ, ОПЫТ - МАРТ 80 Г.)

#### ОСНОВНЫЕ ВЫВОДЫ

НА ДОЗВУКОВЫХ РЕЖИМАХ  $W_{\lambda=40} = 4 \pm 6\%$   
ОПРЕДЕЛЯЮЩИМИ ЯВЛЯЮТСЯ СВЕРХЗВУКОВЫЕ РЕЖИМЫ УКАЗАННЫЕ В ТАБЛИЦЕ

| ОЖИДАЕМЫЕ НЕОДНОРОДНОСТИ      | ПОТЕНЦИАЛЬНЫЙ ДОПОЛНИТЕЛЬНЫЙ ЭФФЕКТ | ПОТЕНЦИАЛЬНЫЙ ДОПОЛНИТЕЛЬНЫЙ ЭФФЕКТ | ПОТЕНЦИАЛЬНЫЙ ДОПОЛНИТЕЛЬНЫЙ ЭФФЕКТ | ПОТЕНЦИАЛЬНЫЙ ДОПОЛНИТЕЛЬНЫЙ ЭФФЕКТ |          |      |     |          |
|-------------------------------|-------------------------------------|-------------------------------------|-------------------------------------|-------------------------------------|----------|------|-----|----------|
| РЕЖИМЫ                        | КОЭФФИЦИЕНТ НЕОДНОРОДНОСТИ $W$ В %  | УГЛУ АТТАКИ $\alpha$ В ГРАДУСАХ     | СКОРОСТЬ $M$ В МАХ                  | УГЛУ АТТАКИ $\alpha$ В ГРАДУСАХ     |          |      |     |          |
| РЕЖИМЫ                        |                                     |                                     |                                     |                                     |          |      |     |          |
| $W_{\lambda=50} \pm \epsilon$ | 7.6                                 | 5.8                                 | 11.1                                | 9.3                                 | 48°-18.0 |      |     |          |
| ОПЫТ                          | $W_{\lambda=60} \pm \epsilon$       | 13.0                                | 7.2                                 | +3.0<br>0.5                         | 16.5     | 11.0 | 7.5 | 86°-13.0 |
| ОПЫТ                          | $W_{\lambda=60} \pm \epsilon$       | 11.4                                | 8.5                                 | 14.9                                | 12.0     |      |     | 99°-13.0 |

#### ПО ЗАКЛЮЧЕНИЮ ЦИАМ:

- Г.Д. Ч. ИЗД. Р. ОБРАЗЦА Г.И. ОБЕСПЕЧЕНА ДО РЕЖИМА 1.6 (ПРИ МАНЕВРЕ)
- ВВЕДЕНИЕ ПЕРЕПЬСКА 5% ВОЗДУХА ЗА КОМПРЕССОРОМ С.Д. СУЩЕСТВЕННО УВЕЛИЧИВАЕТ РАСПОЛАГАЕМЫЕ ЗАПАСЫ ( $\Delta K_u$  НА - 7%)

#### МОДЕЛИ ВОЗДУХОЗАБОРНИКОВ



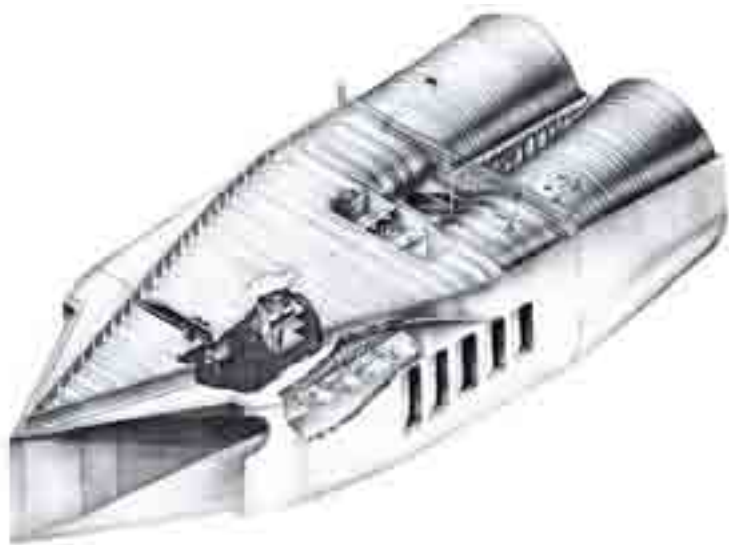
С 1976 г. ПО 1981 г. ПРОВЕДЕНО 45 ЭТАПОВ ИСПЫТАНИЙ - 1300 ЧАС. РАБОТЫ В ТРУБАХ ЦАГИ Т-109, Т-103, СВ-2, ТПД, Т-30, Т-112 НА МЕХАНИЗИРОВАННЫХ МОДЕЛЯХ ИЗОЛИРОВАННЫХ ЗАБОРНИКОВ И В КОМПОНОВКЕ С ПЛАНЕРОМ



Доклад Н. Д. Кузнецова  
на заседании научно-  
технического совета  
ОКБ А. Н. Туполева



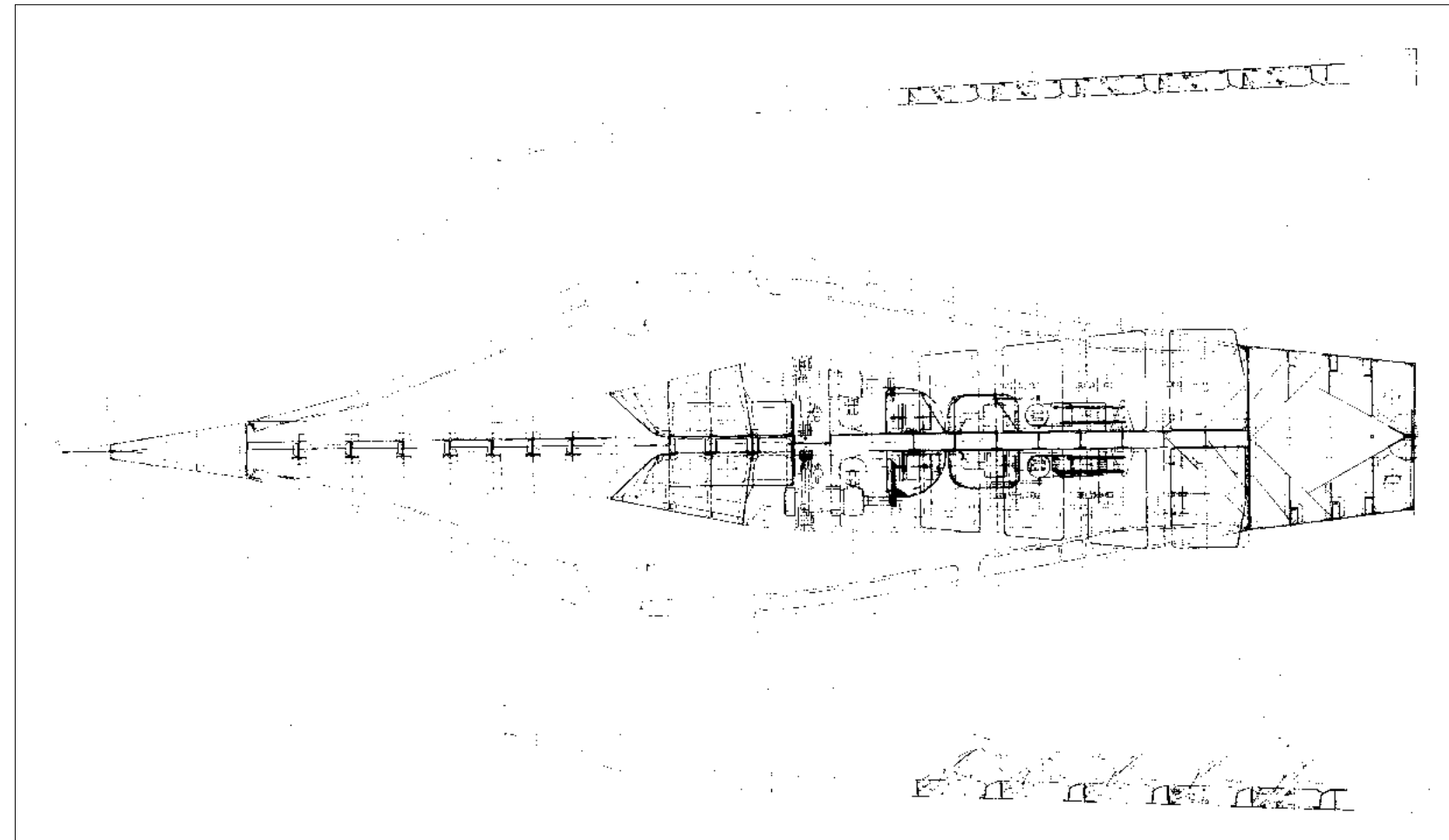
Многорегимный воздухо-  
заборник с вертикальным  
клином торможения  
воздушного потока



НК-144-22, НК-22 и НК-25. ТРДД НК-32 при той же взлетной форсажной тяге 25 000 кг и бесфорсажной тяге 13 000 кг должен был иметь удельный расход топлива на дозвуковом режиме 0,72–0,73 кг/кг·ч и на сверхзвуковом — 1,7 кг/кг·ч, причем в его конструкции планировалось использовать многие основные узлы, идентичные с НК-25. Это давало возможность туполевским мотористам благодаря большому накопленному опыту избежать многих проблем, постоянно возникавших при проектировании двигательной силовой установки сверхзвукового пассажирского лайнера Ту-144. В тесном взаимодействии с ОКБ Н. Д. Кузнецова была в короткие сроки

успешно разработана силовая установка Ту-160, которая по весовым и тяговым характеристикам не имела себе равных в мире. Н. Д. Кузнецов лично внес огромный творческий вклад в создание двигателя НК-32, а также в решение сложных задач его стыковки с самолетными системами.

В отличие от Ту-144, процесс проектирования двигателя, мотогондол, воздухозаборников и выбор места размещения их на самолете Ту-160 рассматривался конструкторами и двигателями взаимосвязано, что позволило уйти от многих недостатков, присущих силовой установке Ту-144. «Мясцевцы» в своем проекте М-18 остановились на компоновке двигателя и мотогондол, близкой к компоновке силовой установки американского В-1. Несмотря на это, на ММЗ «Опыт» решили все-таки провести цикл работ по поиску более оптимального варианта. Компонуя двигатели для нового самолета, конструкторы начали со схемы, принятой на Ту-144 (четыре двигателя в едином пакете под задней частью центроплана, что позволяло использовать возникающие под крылом косые скачки уплотнения для увеличения аэродинамического качества сверхзвукового полета). Однако такая схема приводила к чрезмерным потерям полного давления в длинных воздушных каналах, а индивидуальное регулирование воздухозаборников в некоторых случаях вызывало их негативное взаимовлияние. Невысокой оказалась и надежность «плотной связки» двигателей — при аварии или пожаре одного из них могли быть выведены из строя и остальные. Совместно с ЦАГИ на 14 моделях провели множество продувок различных вариантов компоновок силовой установки. Был даже построен натурный макет воздухозаборника с двумя



Конструкция  
регулируемой части  
воздухозаборника

каналами, огибавшими балку центроплана сверху и снизу. Такое решение обеспечивало достижение лучших аэродинамических параметров и наибольшее снижение заметности, но технологические трудности и сомнения в уровне боевой живучести не позволили реализовать этот вариант. В результате поиска, как уже говорилось ранее, был выбран

вариант попарного размещения двигателей в горизонтальной плоскости под интегральным центропланом в двухмерных многорегимных подкрыльевых воздухозаборниках с вертикальным клином регулирования воздушного потока (аналогичные воздухозаборники прошли всестороннюю летную проверку на Ту-144). Одной из главных причин разноса

их по бокам в две отдельные гондолы стала необходимость освобождения места для грузоотсека, по праву занявшего положение вблизи центра масс. В этом варианте сочетались ясность и простота конструктивно-силовой схемы самолета и возможность гарантированного обеспечения объемов для размещения требуемого количества топлива.





Д. А. Горский



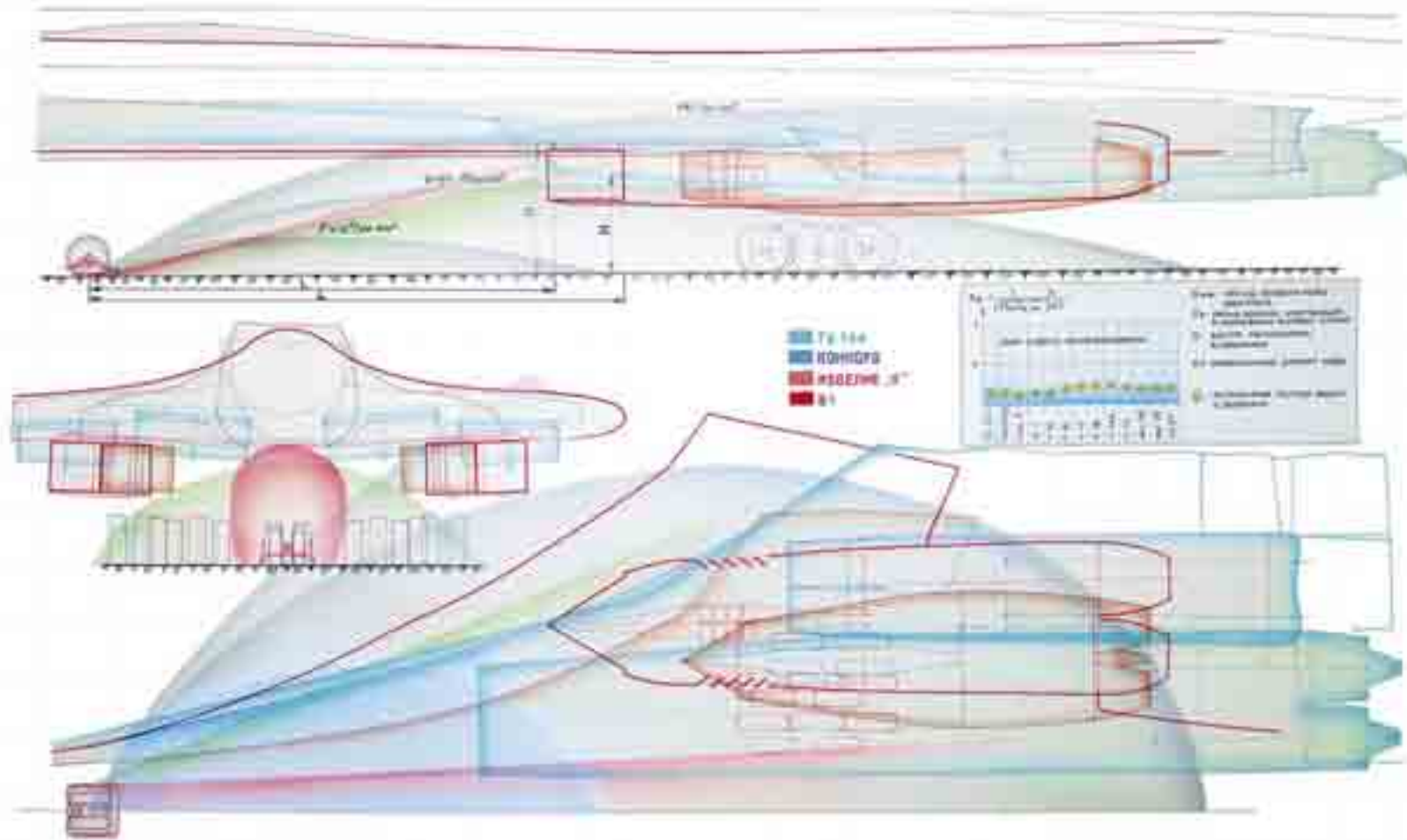
Ю. Н. Каштанов

Именно в этой схеме, с учетом применения крыла изменяемой стреловидности, при оптимизации элементов силовой установки за счет разработки коротких подкрыльевых многорежимных воздухозаборников, в сочетании с использованием

экономичных на основном дозвуковом режиме двигателей типа НК-32, можно было реализовать оптимальное сочетание характеристик многорежимного стратегического самолета в требуемом широком диапазоне скоростей полета.

Серьезные исследования в области авиационного вооружения и работа по внедрению современных методов его применения были проведены на ММЗ «Опыт» под руководством Д. А. Горского ведущими специалистами в этой области

## ЗАЩИТА ДВИГАТЕЛЯ ОТ ПОПАДАНИЯ ПОСТОРОННИХ ПРЕДМЕТОВ



И. И. Третьяковым, В. С. Демченко, А. С. Смирновым и их коллективами. А выбор состава бортового радиоэлектронного оборудования проектируемого самолета осуществлялся, как уже упоминалось ранее, под руководством Л. Н. Базенкова.

Работами по комплектации БРЭО и другого специального оборудования руководили начальник подразделения Ю. Н. Каштанов, ведущие специалисты И. А. Рапопорт, В. А. Вишневский и ряд других работников конструкторского бюро. Работы велись в тесном контакте с ведущими предприятиями страны в области авиационного вооружения, авионики и радиоэлектронной техники.

По просьбе Генерального конструктора А. А. Туполева сборка и комплексирование бортовой аппаратуры осуществлялись на базе Государственного НИИ авиационных систем (ГосНИИАС). На этот головной институт, определявший в целом облик всего авиационного ударного комплекса, выпала огромная доля ответственности. ГосНИИАС еще с 1969 года занимался выработкой технической концепции разрабатываемого на конкурсной основе стратегического межконтинентального самолета (СМС), анализом основных параметров и оценкой эффективности различных вариантов проектов СМС, разработанных ОКБ-конкурсантами.

При этом параллельно подразделениями института проводилось обоснование состава вооружения и бортового оборудования. Работы выполнялись Б. П. Топоровым, О. С. Коротиним, Г. К. Колосовым, А. М. Жеребиным, Ю. А. Волковым и другими сотрудниками.

После того, как конкурсная комиссия приняла решение о продолжении работ

в ОКБ А. Н. Туполева, институт начал заниматься вопросами определения технического облика самолета и его боевой эффективности. В выборе варианта самолета-носителя с изменяемой стреловидностью крыла для последующей реализации значительную роль сыграло заключение института, подготовленное в основном на базе расчетов и оценок его отделения № 1.

Еще на начальном этапе работ ГосНИИАС отстаивал переход на мультиплексные каналы связи в структуре бортового комплекса и установку на борт самолета новейшего оборудования. Следствием этого стало появление в комплексе такой составляющей, как СУРО (системы управления ракетным оружием), которая позволяла «перекачивать» с борта самолета на ракету большое количество информации. Была также доказана необходимость

Д. А. Горский и сотрудники отдела вооружения







Начальник ГосНИИАС  
академик Е. А. Федосов

создания наземной системы подготовки полетной информации. Вся работу ГосНИИАС вел в тесном сотрудничестве с подразделениями предприятий-разработчиков, которые возглавляли Л.Н.Базенков (на ММЗ «Опыт»), а также О.Н.Некрасов и В.Ф.Худов (в МИЭА). С 1972 года началось научно-техническое сопровождение институтом разработки аванпроекта самолета. В августе

1974 года начальник института академик Е.А.Федосов, предвосхитив предстоящий большой объем работ по дальней авиации, создал своим приказом на базе нескольких подразделений и лабораторий новое отделение № 14 (его начальником был назначен В.И.Червин), которое занималось непосредственной разработкой стратегических авиационных ударных систем.

Благодаря тому, что работы по стратегическим ударным авиационным системам возглавил лично Федосов, из небольшого коллектива, в котором первоначально числилось около 60 человек, отделение № 14 превратилось в крупнейшее научное подразделение института численностью в 290 человек с самой большой лабораторной базой. Работа по самолету Ту-160



Министр обороны Д. Ф. Устинов беседует с начальником ЦАГИ Г. П. Свищевым во время посещения ОКБ Туполева. Впечатляющий успех, достигнутый авиапромом, туполевцами и всем оборонным комплексом страны при создании Ту-160, в значительной степени объясняется высоким уровнем компетентности и эффективности руководства процессом создания этого самолета со стороны Министерства авиационной промышленности и со стороны Министерства обороны.

была для отделения главной. К этому времени отделение переселилось в новый корпус, специально построенный под работу над этой темой. Началось освоение новых лабораторных залов и нового оборудования, работы часто велись в три смены. Сотрудникам отделения № 14 ГосНИИАС впервые пришлось решать задачи точного согласования осей инерциальных навигационных систем самолета-носителя и крылатой ракеты, трансляции цифровой карты местности вдоль выбранных маршрутов с борта самолета на борт ракеты, подготовки бортовой автоматики ракеты к пуску, управления разгрузкой ракет на внешних и внутренних подвесках, а также совместно с отделением № 5 института создавать алгоритмы корреляционно-экстремальной системы автономного наведения ракет, отрабатывать результаты летных испытаний и т. п.

Предложения по созданию достаточно простых и дешевых крылатых ракет с большой дальностью полета были сформулированы (причем задолго до начала работ по стратегическим крылатым ракетам в США!) в результате проведения НИР в отделении № 5 института, которым руководил К.А.Сарычев (ответственным исполнителем НИР еще до образования отделения № 14 был В.И.Червин). Однако они не нашли поддержки у руководства Министерства обороны. Серьезные исследования в институте начались лишь после появления соответствующих сообщений из США и выполнялись в режиме высочайшего напряжения в кратчайшие сроки.

В 1970-е годы значительную остроту приобрели вопросы повышения выживаемости комплексов ударной авиации в условиях непрерывного совершенствования систем

ПВО вероятного противника. В связи с возникновением этих проблем в ГосНИИАС был образован специальный сектор во главе с О.С.Коротыным (с 1984 года — лаборатория), занимавшийся вопросами эффективности и облика бортовых комплексов обороны (БКО). Этим коллективом была проведена оценка эффективности и обоснование рационального состава комплекса обороны «Байкал» для разрабатываемого самолета Ту-160.

Следует отметить, что впоследствии, в 1981 году, для исследований и отработки бортового радиоэлектронного оборудования Ту-160 в ГосНИИАС была построена самая большая барокамера (размерами 40,0 x 18,0 x 9,8 м). Высокое



Сотрудники отделения  
вооружения

качество наземной отработки электронных систем самолета ускорило в дальнейшем переход к летным испытаниям.

На начальном и последующем этапах создания самолета Ту-160 огромную роль сыграл ЦАГИ (с которым туполевцы имели традиционно тесные связи), в первую очередь Г.С.Бюшгенс и Г.П.Свищев, которые в 1975 году за работы по этой теме были удостоены Государственной премии СССР.

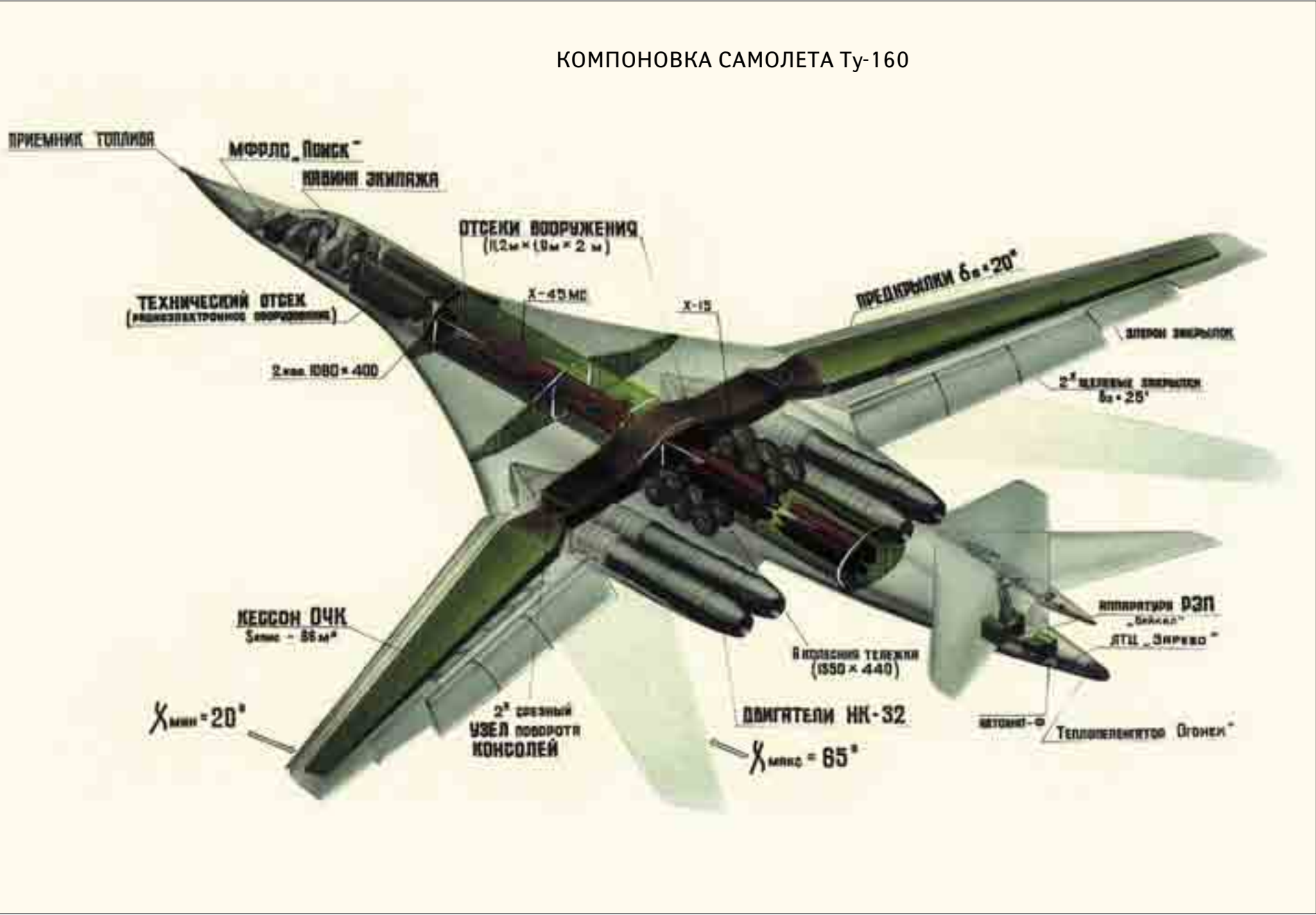
Работа по новому стратегическому авиационному ударному комплексу была в то время самой приоритетной для МАП, по ней постоянно проводились совещания у министра и даже выделялись специальные премии. Все понимали,



Л. Н. Базенков



КОМПОНОВКА САМОЛЕТА Ту-160



что успех стратегического комплекса на базе самолета Ту-160 зависит от усилий многих предприятий. Забегая вперед, следует отметить, что в итоге все работы по комплексу, включавшему самолет-носитель Ту-160, прицельно-навигационный комплекс «Бук-К», крылатую ракету Х-55СМ, РЛС «Обзор-К» и систему «Спрут-СМ», были закончены в установленные сроки.

На всех этапах создания Ту-160 активные консультации и практическую помощь оказывали представители заказчика, как Главного штаба ВВС, так и Дальней авиации (ДА). Командующий ДА (на этапе проектирования самолета) В. В. Решетников, командиры дивизий, технические специалисты ВВС всех уровней с большой заинтересованностью решали возникавшие вопросы на всех этапах создания машины. В частности, именно В. В. Решетников помог отстоять «ручку управления», заменившую на тяжелом самолете привычный штурвал, применение которой в сочетании с характеристиками электродистанционной системы управления позволило обеспечить легкое и точное управление самолетом.

Практически одновременно с проектированием Ту-160 велись работы по созданию мощной лабораторной базы для опережающей отработки различных агрегатов и систем. В общей сложности было построено 112 стендов и установок, которые позволили не только решить многочисленные задачи по совершенствованию конструкции, но и сократить время для его доводки и летных испытаний. В их числе: стенд узла поворота консолей крыла, натурный стенд управления, стенд аварийного покидания (на ракетной дорожке),

стенд электроснабжения, комплексный стенд полунатурного моделирования КПМ-1600, комплекс стендов топливной системы, стенд воздухозаборника, летающая лаборатория на базе первого прототипа самолета Ту-142М для отработки двигателя НК-32, стенд шасси, стенд грузовых отсеков и многие другие. Организацией работ по стендам на ММЗ «Опыт» руководили А. В. Мещеряков и В. П. Воронков.

В процессе разработки различных систем Ту-160 получили дальнейшее развитие программно-математические методы проектирования (и впоследствии изготовления)

деталей. Внедрение новых технологических методов на практике проводилось под руководством И. Л. Миндрула, Б. П. Белоглазова, И. П. Сандрыкина и А. С. Маркова. В значительной степени совершенство и изящество форм нового ракетоносца было связано с тем, что впервые в практике ОКБ его внешняя поверхность была описана математически. Позднее по программам изготавливались шаблоны, большое количество деталей и узлов как производственной оснастки, так и самого самолета.

Что же представлял собой по конструктивно-компоновочной схеме новый туполевский стратегический ракетоносец?



Г. С. Бюшгенс



И. М. Миндрул

Вопросы, связанные с общей аэродинамической компоновкой самолета, решались в неразрывной связи с конструктивными и технологическими проблемами. Несмотря на отказ от прямого развития схемы Ту-144, некоторые использованные на нем конструктивно-технологические решения нашли применение и на Ту-160. К их числу относятся элементы интегральной аэродинамической компоновки, объединившей фюзеляж и наплывную часть крыла в единый агрегат. Такая компоновка решила три важные задачи сразу — обеспечила высокое весовое совершенство, улучшила несущие свойства и позволила, благодаря большому внутренним объемам, разместить значительное количество боевой нагрузки и топлива. В итоге при близких к Ту-95 габаритах Ту-160 оказался на 50% тяжелее.

Общую схему крыла разрабатываемое изделие «70» унаследовало от Ту-22М. Поворотные части крыла, узлы поворота

и привода по схеме и техническим решениям во многом повторяли решения, принятые для Ту-22М, однако значительное увеличение размеров и нагрузок на них потребовало существенных доработок конструкции и увеличения мощности приводов. В частности, конструкция основных силовых элементов втрое более тяжелой машины отличалась следующим. Пятилонжеронные консоли крыла нового бомбардировщика, собранные из семи монолитных панелей (четыре снизу и трех сверху), навешивались на шарнирные узлы мощной центропланной балки, вокруг которой и «собирался» весь самолет. Центральная титановая балка воспринимала все основные нагрузки, а вокруг нее группировались остальные элементы планера. Для изготовления столь большого конструктивного элемента, как титановая балка, был разработан технологический процесс электронно-лучевой сварки в нейтральной среде, который и до настоящего времени относится к уникальным технологиям. Разработать крыло изменяемой стреловидности и узлы его поворота для столь тяжелого самолета оказалось весьма сложной задачей. Его применение на стратегическом бомбардировщике требовало качественных изменений технологии производства.

Для этой цели была сформирована специальная Государственная программа новых технологий в металлургии, которую координировал министр авиапромышленности П.В.Дементьев. Для упрощения схемно-конструктивной завязки крыла и центральной части планера была разработана оригинальная конструкция, позволяющая образовывать хорошее сочетание агрегатов и рационально необходимую

аэродинамическую схему при различных положениях крыла. Основным элементом этого решения стали так называемые «гребни» — отклоняемые корневые части закрылков, синхронно отслеживающие поворот консолей от крейсерской до максимальной стреловидности. «Гребни», установленные на двигательных обтекателях, создавали плавные переходные зоны между агрегатами при изменении стреловидности крыла. При выборе схемы хвостового оперения рассматривались варианты с цельноповоротным стабилизатором, расположенным на вершине киля, и киль с нормальным рулем поворота, а также среднее расположение стабилизатора с разделением руля поворота на две секции. В окончательном варианте приняли оригинальную схему с двухсекционным килем, состоявшим из нижней неподвижной части, к которой крепился цельноповоротный стабилизатор, и верхней подвижной части киля. Подобное решение позволило в условиях ограниченных объемов разместить мощные рулевые электрогидроусилители и шарнирные приводы отклоняемых плоскостей хвостового оперения.

Как уже упоминалось ранее, совместно с ГосНИИАС и другими организациями «вооруженцы» ММЗ «Опыт» вели поиск наиболее эффективной системы ракетного вооружения. Исходя из неопределенности геополитической и военной ситуации в будущем, вопрос о системе вооружения самолета Ту-160 предполагалось решать с учетом его многофункциональности. Планировалось вооружать самолет сверхдальними, дальними и средней дальности ракетами, управляемым и неуправляемым оружием ближнего действия, а также

иметь ракетную огневую оборону. Приоритет отдавался оружию, обеспечивающему поражение любых, в том числе слабоконтрастных, целей без входа в зону ПВО вероятного противника, размещаемому только во внутренних отсеках самолета. Бортовой комплекс оборудования должен был обеспечивать навигацию и применение широкой номенклатуры бортового вооружения.

Первоначально в качестве основного ракетного вооружения Ту-160 предполагалось применение двух ракет большой дальности Х-45 (по одной в каждом из двух грузоотсеков) либо 24 ракет малой дальности Х-15 (по шесть на каждой из четырех револьверных установок). Эти варианты вооружения и определили габариты грузоотсеков, причем главную роль сыграли большие размеры крылатой ракеты Х-45 (ее длина составляла 10,8 м, высота в конфигурации со сложенными крыльями — 1,92 м, стартовый вес достигал 4500 кг, расчетная дальность полета составляла 1000 км). (В процессе первоначального проектирования рассматривался вариант ракетного вооружения из четырех Х-45, по две ракеты в каждом грузоотсеке, с размещением по две в каждом грузоотсеке по диагонали в фронтальной плоскости грузоотсека). Объем каждого из двух грузоотсеков получался примерно таким же, как объем грузоотсека Ту-95. Помимо сверхзвуковых маловысотных ракет предлагалось создать для самолетов подобного класса дозвуковые маловысотные крылатые ракеты с корреляционной системой навигации по рельефу местности.

В процессе эскизного проектирования самолета возможность применения ракет

Х-45, как уже было сказано, отошла на второй план, разработчики оружия и заказчик отдали предпочтение (теперь уже вслед за США!) новому оружию — крылатым ракетам. Совместно с коллегами из ММЗ «Опыт» «вооруженцы» ММЗ «Опыт» подготовили технические предложения по крылатой ракете в нормальном и стратегическом вариантах с обычной и ядерной боевыми частями для поражения слабоконтрастных наземных и морских целей (крылатая ракета Х-55 и ее модификация Х-55СМ). На начальном этапе руководством МАП и ВВС было принято решение стратегическим вариантом ракеты не заниматься. Это положение сохранялось до 1976 года, когда стало ясно, что США усиленно разрабатывают ракету такого же назначения (ALCM-B), и работы по Х-55СМ продолжились. Ракета имела большую, чем Х-15, длину, что потребовало создания новой револьверной пусковой установки. Появление ракеты типа Х-55 и ставка на нее и ее модификации во многом способствовали тому, что комплекс Ту-160 смог стать эффективной боевой единицей.

Достаточно долго решался вопрос со схемой расположения грузоотсеков в фюзеляже. На раннем этапе в качестве варианта рассматривалось расположение двух грузоотсеков в центральной части фюзеляжа рядом, что давало минимальный разброс центровок при сбросе боевых грузов, но одновременно увеличивало мидель фюзеляжа и добавляло сложностей с проектированием оптимальных мотогондол. В дальнейшем от «спаренных» грузоотсеков отказались и расположили их друг за другом.



Модель ракеты ММЗ «Радуга» типа Х-55

По системе обороны самолета заказчик первоначально традиционно настаивал на оснащении бомбардировщика кормовой стрелково-пушечной установкой с шестиствольной пушкой ГШ-6-30 калибра 30 мм, однако разработчикам удалось убедить военных отказаться от этого требования и за счет экономии веса и свободных внутренних объемов усилить бортовую систему постановки радиоэлектронных помех.



Аэробаллистическая ракета малой дальности Х-15

Ракета большой дальности Х-45





Кроме того, для организации коллективной системы радиоэлектронного противодействия на базеломбардировщика-ракетоносца Ту-160 предлагалось создать специализированную модификацию Ту-160ПП (поставщик-перехватчик), способную прикрывать группы Ту-160 на боевом задании, а также выполнять функции рейдера — сверхдальнего истребителя, предназначенного для борьбы с военно-транспортными самолетами, самолетами ДРЛО и ударными самолетами вероятного противника на больших удалениях от наших границ.

Возвращаясь к общему виду самолета, следует отметить, что снижению аэродинамического сопротивления способствовало большое удлинение фюзеляжа и плавные обводы его носовой части с сильно скошенными лобовыми стеклами. Здесь следует упомянуть, что на начальном этапе проектирования прорабатывалась установка отклоняемого носового обтекателя по типу установленных на самолетах Ту-144 и Т-4 («100»), но затем от такой конструкции отказались. Изящная форма Ту-160 в целом была достигнута прежде всего за счет рациональной конструктивной компоновки. Так, например, для уменьшения миделя фюзеляжа отсек передней стойки шасси разместили за кабиной экипажа, а не под ней (как на В-1), основные стойки при уборке шасси укорачивались. Все эти меры облегчили достижение заданных характеристик и придали самолету изящную форму (как тут не вспомнить крылатое изречение основоположника ОКБ и российской «тяжелой» авиации Андрея Николаевича Туполева о том, что красивый самолет будет и летать хорошо!).

Бомбардировщик предполагалось строить с широким использованием современных

материалов: 38% конструкции выполнялось из титановых сплавов, 58% — из алюминиевых, 15% — из высококачественных стальных сплавов и 3% — из композиционных материалов.

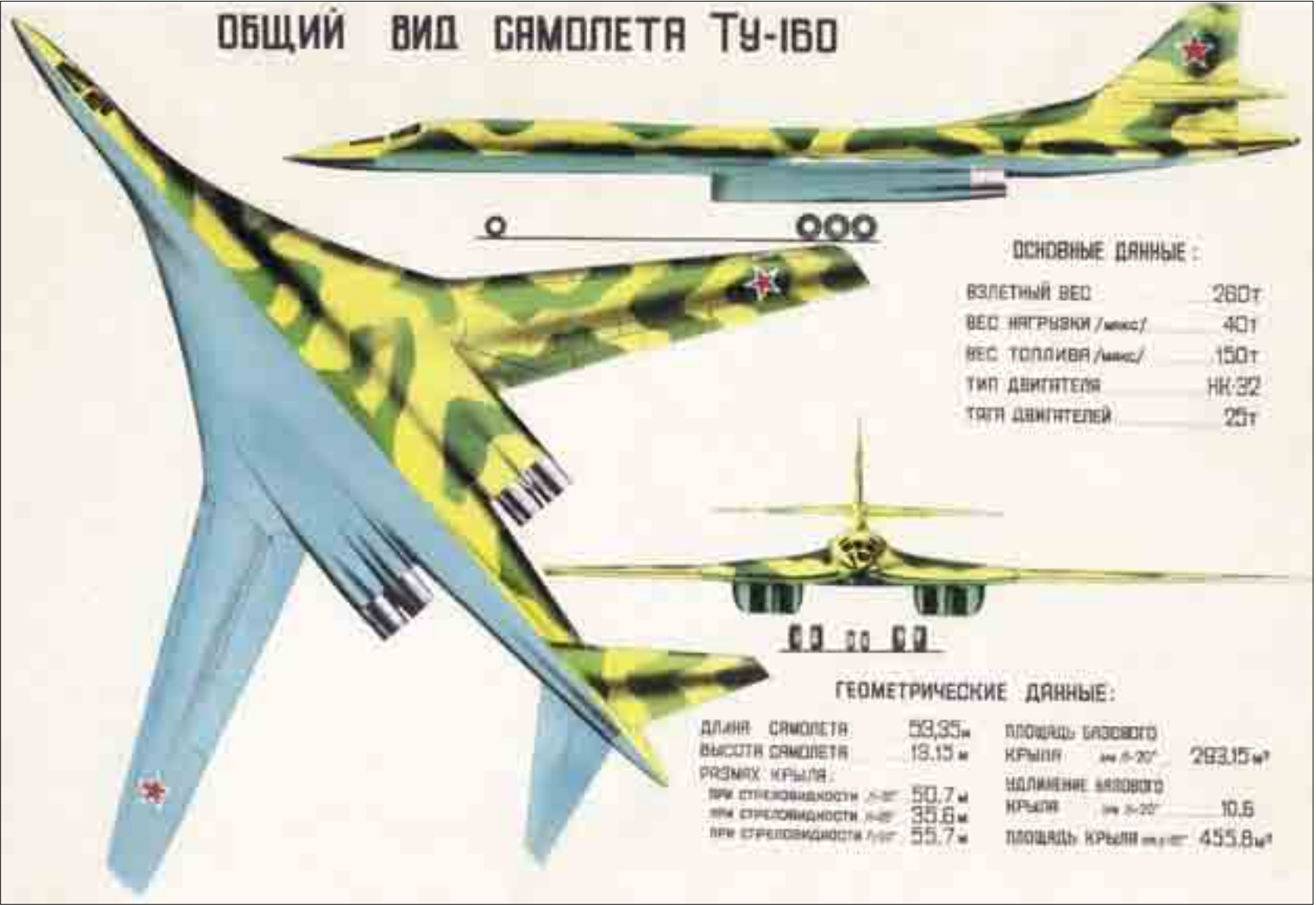
В ходе проектирования постепенно уточнялись ожидаемые ЛТХ и ударные возможности. При оговоренных вариантах боевой нагрузки от комплекса предполагалось получить: радиус действия с 24 ракетами типа Х-15 — 6100–7100 км; с двумя ракетами типа Х-45 — 7300–8000 км; с 12 ракетами типа Х-55 — 8500–9400 км. С перспективными 12 ракетами, аналогами американских АLCM (будущие Х-55СМ) — 10500–11400 км. При этом сверхзвуковой участок полета самолета должен был достигать 2300–2500 км. С девятью тоннами бомбовой нагрузки максимальная дальность полета ожидалась 14000–16000 км.

В 1976–1977 годах были подготовлены эскизный проект и полноразмерный макет самолета, которые в 1977 году были с замечаниями приняты и утверждены заказчиком. Насколько тяжело проходила защита эскизного проекта Ту-160, видно из нижеприведенных воспоминаний генерал-полковника авиации В.В. Решетникова, который, как уже упоминалось, командовал в 1970-е годы советской Дальней авиацией.

«В овальном зале ОКБ Туполева Алексей Андреевич, весь собранный и чуть торжественный, представлял аванпроект нового бомбардировщика, нареченного Ту-160. Минуту-другую мы молча всматривались в расчетные данные таблиц и графиков, рассматривали изображения технологических расчленений, мысленно соединяя их в единый облик корабля. В новых, непривычных

очертаниях был он строг и суров, хотя имел некое «портретное» сходство с американским В-1... В докладах, казалось, снималась всякая возможность возникновения вопросов, но они горохом посыпались и на генерального, и на его помощников. Чувствовалось и виделось — в расчетах все на пределе. Но все поползет неизбежно и крупно, а за ним — и все остальное. Что тогда? Где окажется сверхзвуковая скорость? На каких рубежах оборвется дальность? А зашатается аэродинамическое качество, не станет ли изменяемая геометрия крыла весовой обузой? Вопросы громоздились, цепляясь друг за друга и порождая новые, а ответы на них приходили не сразу. Я со своей командой, переросшей в макетную, а затем и в госкомиссию по созданию Ту-160, много и часто работал в КБ. Почти каждое утро уточнялась весовая сводка: проклятый вес сначала единицами, а потом объединяясь в десятки тонн, полз, как температура у обреченного больного, а смежники, во всяком случае, большинство из них, создавшие бортовую «начинку» и системы вооружения, не стыдясь и не каясь, вправляли в самолетные объемы свой фирменный отяжелевший конгломерат вчерашнего дня. И нет преград им, поскольку нет и конкурентов. Скользя и балансируя, как над бездной, ЦАГИ спасал первоначальные расчеты, считал и пересчитывал аэродинамические характеристики, выдавая очередные рекомендации, но они под тяжестью нарастающего веса снова рушились».

Согласно эскизному проекту, расчетный взлетный вес Ту-160 составлял 260 т, вес снаряженного самолета — 103 т, вес топлива — 148 т при нормальной боевой нагрузке 9 т. Бомбардировщик по своим размерам получался несколько более



крупным, чем его американский аналог Rockwell B-1A. Состав вооружения в дальнейшем был несколько изменен: как уже говорилось ранее, от применения ракет Х-45 отказались, оставив лишь авиационные варианты Х-55 на двух многопозиционных катапультных установках (МКУ) барабанного типа или Х-15 на четырех МКУ, а также варианты с подвесками различных бомб. В дальнейшем вообще ограничились лишь вариантом с двумя МКУ под 12 ракет типа Х-55СМ. В том же 1977 году



Ю. Н. Попов

в ОКБ Н.Д. Кузнецова началась непосредственная разработка двигателя НК-32 (изделия «Р») для создаваемого самолета. Его летные испытания были начаты в 1980 году на летающей лаборатории Ту-142М (испытываемый двигатель размещался в обтекаемой гондole под грузотсекотом носителя).

В ходе работ по комплексу Ту-160 серьезное внимание было уделено комплексу вопросов, связанных с реальным боевым применением и эксплуатационной технологичностью. То есть с теми вопросами, от которых напрямую зависит сама возможность использования авиационного комплекса в реальных боевых условиях. При создании Ту-160 впервые за время разработки авиационной продукции генеральный разработчик усомнился в обоснованности ряда требований, выданных военными в техническом задании. Суть заключалась в том, что с увеличением напряженности международной обстановки, вызванной все нараставшей конфронтацией между СССР и США и наращиванием гонки вооружений, военные предъявляли жесткие требования не только к летно-техническим характеристикам, но и к автономности базирования, эксплуатационной технологичности, мобильности, надежности, срокам подготовки авиационного комплекса к применению, в том числе и к повторному вылету. Удельные затраты на все виды подготовки самолета к полетам, не должны были превышать 40 человекочасов на час полета. Время подготовки к повторному вылету — 3 часа, выхода из-под удара — 5 минут, продолжительность полной заправки — не больше 40 минут, вероятность выполнения боевой задачи — 0,95 и др. Действительно, сроки

подготовки к полетам строевых самолетов стратегического назначения достигли 6 и более часов, превысив все мыслимые показатели. Перебазирование комплексов средств наземного обслуживания и личного состава одного только полка Дальней авиации требовало несколько эшелонов железнодорожного транспорта или десятков рейсов самолетов военно-транспортной авиации типа Ан-12. То есть добрая четверть парка самолетов Ан-12 должна была использоваться для перебазирования имущества и специалистов только одного из авиационных полков. Заправка нейтральным газом (по технологии порциями со взвешиванием) могла продолжаться более 3 часов. Полная заправка топливом занимала 1,5 часа, а снаряжение бомбами — свыше 6 часов. Одновременно, по полученным тогда сведениям, время полной заправки самолета наиболее вероятного противника — В-1 (речь шла о 108 000 л) — обеспечивалось в течение 5 минут, за такое же время производился выход из-под удара, а показатели надежности реализовывались на недостижимой высоте.

Потом-то стало понятно, что полученные показатели оказались явно завышенными, по-видимому, с целью дезориентации отечественного разработчика. Например, такие скорости заправки влекут накопление зарядов статического электричества и появление мощных гидроударов. В отличие от отечественного подхода к надежности, который предусматривал учет всех отказов, США в оценку включали отказы только тех бортовых устройств, которые вызвали необходимость прекращения полета. И так во многом. В то же время такая дезинформация сыграла положительную

роль в обеспечении высоких эксплуатационных параметров Ту-160.

Учитывая важность проекта, 30 ЦНИИ МО и генеральный разработчик для решения вопросов по реализуемости предъявленных требований объединили усилия и выполнили ряд совместных работ, результаты которых были изложены в специальных отчетах, вошедших разделами в материалы аванпроекта и эскизно-технического проекта. Главными исполнителями от предприятия были главный конструктор В.И. Близнюк, его заместители Д.Г. Деменко, Ю.Н. Попов, заместитель главного конструктора по криогенной тематике В.В. Малышев, заместитель главного конструктора М.И. Казаков и др. К работам удалось подключить 25 ЦНИИ МО и ГосНИИАС. Основными результатами явились:

- нижнее расположение многих агрегатов двигателей НК-32, обеспечивающих удобство обслуживания;
- увеличение минимальной периодичности регламентных работ;
- оснащение элементов конструкции и ряда агрегатов самолета встроенными средствами контроля;
- разработка и создание новых средств заправки топливом: автотопливозаправщиков ТЗ-90 (в т. ч. и для Ан-124), ТЗ-60, ТЗ-45 (в серию не поступил) и ТЗ-30, а также модульной системы централизованной заправки ЦЗТ-4М;
- разработка и создание новых средств энергоснабжения и установки гидросистем: соответственно АЛА-100 и У1Д-300/400;
- разработка и создание новых средств заправки водоспиртовой смесью и спецжидкостями типа ВСЗ-66, ЗСЖ-66 и АМЗ-53М;

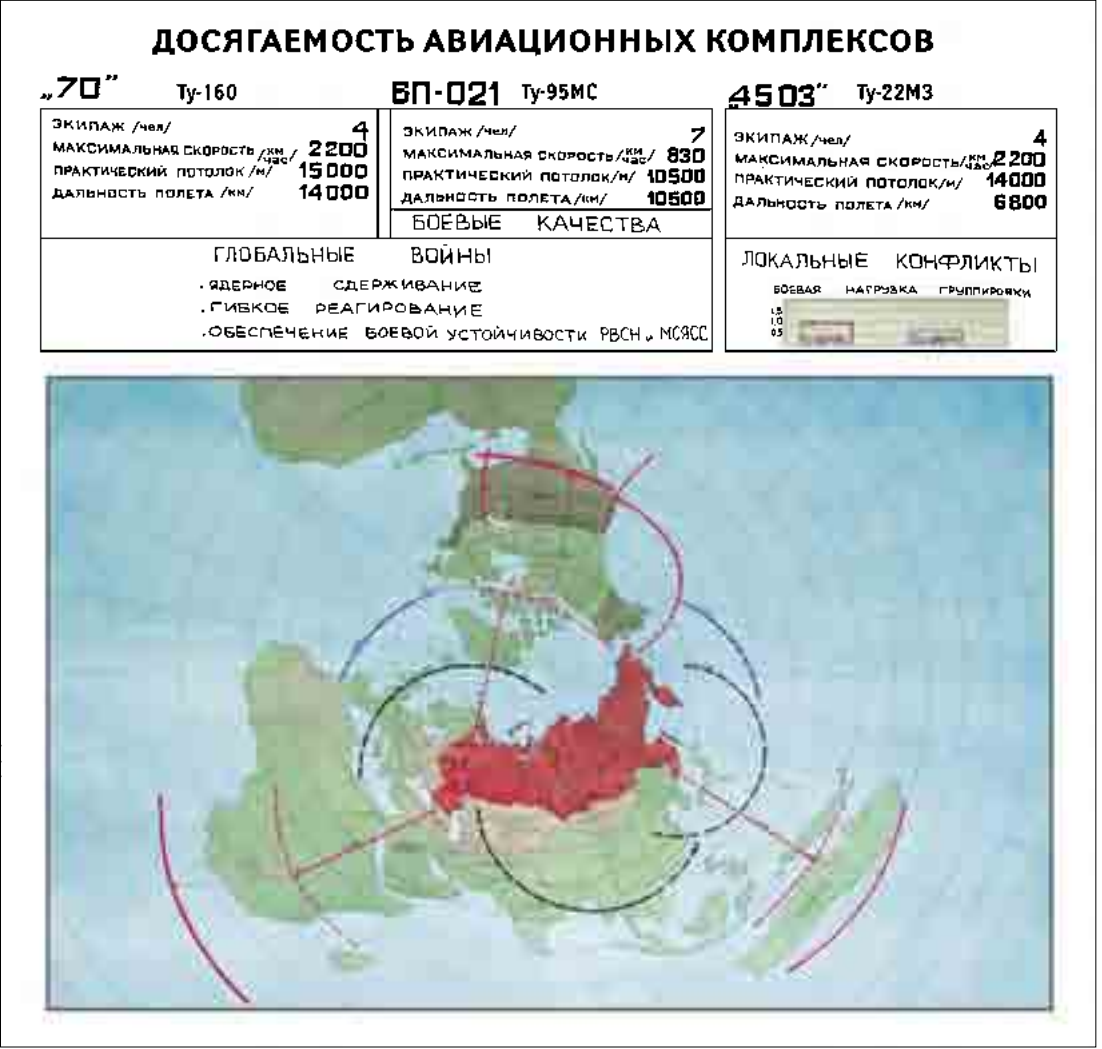
- разработка и создание новых средств заправки и зарядки газами и др.;
- групповая система подъема вооружения, включающая средства групповой транспортировки и снаряжения боеприпасами транспортных средств доставки: А-2212 (авиабомбы) и А-2213 (ракеты), а также стенда снаряжения ракетами многопозиционных катапультных установок (МКУ) А-2218;
- оборудование полувстроенными средствами подъема вооружения, выразившееся в монтаже лебедок типа БЛ-56 и т. н. «прилипалы» с лебедками подъема вооружения;
- система нейтрального газа на жидком азоте вкуче с азотированием топлива;
- оснащение встроенными средствами запуска двигателей, энергоснабжения и кондиционирования;
- возможность одновременного запуска 2 двигателей от ВСУ и УВЗ, что обеспечивало выход на максимальный режим 4 не прогретых двигателей самолета Ту-160 за 3,5 минуты (не более 2 раз за жизненный цикл двигателей) и выход из-под удара в течение не более 5 минут (одно из ключевых требований заказчика).

Большой вклад в создание Ту-160 внесли ученые и инженеры институтов промышленности, и в первую очередь ЦАГИ, ЛИИ, НИИАС, ВИАМ, НИАТ, а также многих предприятий отрасли. На всех этапах создания Ту-160 вели активные консультации и оказывали практическую помощь представители ВВС, заинтересованные в скорейшем появлении этого уникального самолета.

В ходе совместных работ был сделан серьезный вклад в авиационную науку в виде патентов на изобретения, печатных статей и рацпредложений.

Выполнение программы Ту-160 потребовало от отечественного авиапрома решения комплекса проблем, связанных с очередным этапом технического перевооружения отечественной авиационной

промышленности, разработкой и освоением новых конструкционных материалов, созданием уникального технологического и станочного оборудования.







## Производство, испытания и доводка первых опытных образцов самолета Ту-160

Первый летный экземпляр самолета Ту-160 (изделие «70-01», самолет «01» или, как его еще неофициально называли — «нулевка»), как и все предыдущие опытные самолеты ОКБ, заложили в постройку на ММЗ «Опыт» в 1977 году с привлечением к этой работе всех его филиалов. Работы, в частности, велись в тесной кооперации с серийным авиационным заводом в Казани (КАПО), где одновременно шла подготовка к полномасштабному производству бомбардировщика. Чуть позже начали строить второй экземпляр самолета (изделие «70-02»), который представлял собой натурный планер для статических прочностных испытаний, и третий опытный самолет (изделие «70-03», самолет «02», он же — второй летный). Изготовление опытных самолетов позволило совместить отработку технологий сборки нового бомбардировщика и огромный комплекс работ по организации выпуска новых крупногабаритных деталей, полуфабрикатов и заготовок из высокопрочных титановых и алюминиевых сплавов, ввести комплекс новейшего технологического оборудования, а также внедрять на серийных заводах уже отработанную в опытном производстве технологию. Разработанные под руководством С. А. Вигдорчика, Э. М. Румянцева

и В. В. Садкова технологические процессы успешно применялись на серийных заводах. Одновременно осваивались и новые неметаллические материалы, внедрение в производство которых координировал коллектив под руководством Б. А. Пешехонова и В. П. Ажажи.

Технология производства самолета, полностью апробированная на ММЗ «Опыт», включала наиболее современные технологические процессы, такие как сварка титана, механическая обработка крупногабаритных панелей и узлов, клейка трехслойных панелей и т. д.

В конструкции мотогондол были использованы сварные тонкостенные титановые и трехслойные алюминиевые панели. Воздухозаборники собирались в основном из клепаных панелей из материала АК4-1ч.

Много внимания уделялось выбору и налаживанию производства полуфабрикатов из алюминиевых и титановых высокопрочных сплавов, основную часть которых составляли изделия, уже прошедшие проверку на СПС Ту-144. Основными, наиболее применяемыми теплостойкими материалами стали алюминиевый сплав АК4-1ч, титановый сплав ОТ-4, а также новые, освоенные металлургической промышленностью высокопрочные сплавы с большой вязкостью разрушения В-95пч-Т2 и ВТ-6ч.

В качестве полуфабрикатов из алюминиевых сплавов использовали крупногабаритные ковано-катаные плиты и прессованные профили, крупногабаритные шестимиллиметровые листы для обшивки; крупногабаритные поковки и штамповки. Широко применялись и титановые полуфабрикаты в виде плит, прессованных панелей, штамповок и поковок.



Л. В. Смирнов

На показе авиационной техники. Справа налево: министр авиационной промышленности П. В. Дементьев, председатель ВПК Л. В. Смирнов, Генеральный секретарь ЦК КПСС Л. И. Брежнев



## НЕМЕТАЛЛИЧЕСКИЕ КОНСТРУКЦИИ НА САМОЛЕТЕ

**ЭКОНОМИЯ ВЕДЯ  
ОТ ПРИМЕНЕНИЯ**  
УПЛЕГНУЮЩЕГО —  
ОРИГИНАЛЬНОГО —  
КЛЕЙКА АНТИПРИКОС-  
СЛОННОЙ КОНСТРУКЦИИ



## ПРИМЕНЯЕМЫЕ МАТЕРИАЛЫ

| №  | Инициалы<br>фамилия (полностью) | Т.п. | Дата рождения<br>(дд.мм.гг.) | Дата смерти<br>(дд.мм.гг.) | Место рождения | Место смерти |
|----|---------------------------------|------|------------------------------|----------------------------|----------------|--------------|
| 1  | Иванов Иван Иванович            | 1910 | 10.01.1910                   | 1980                       | Москва         | Москва       |
| 2  | Петров Петр Петрович            | 1920 | 15.05.1920                   | 1990                       | Ленинград      | Ленинград    |
| 3  | Сидоров Сергей Сергеевич        | 1930 | 20.08.1930                   | 2000                       | Новосибирск    | Новосибирск  |
| 4  | Климов Алексей Алексеевич       | 1940 | 05.12.1940                   | 2010                       | Самара         | Самара       |
| 5  | Васильев Владимир Владимирович  | 1950 | 12.03.1950                   | 2020                       | Казань         | Казань       |
| 6  | Михайлов Михаил Михайлович      | 1960 | 25.07.1960                   | 2015                       | Томск          | Томск        |
| 7  | Попов Павел Павлович            | 1970 | 01.09.1970                   | 2022                       | Владивосток    | Владивосток  |
| 8  | Смирнов Александр Александрович | 1980 | 18.11.1980                   | 2023                       | Иркутск        | Иркутск      |
| 9  | Кузнецов Николай Николаевич     | 1990 | 03.04.1990                   | 2024                       | Хабаровск      | Хабаровск    |
| 10 | Лебедев Евгений Евгеньевич      | 2000 | 10.06.2000                   | 2025                       | Омск           | Омск         |
| 11 | Зайцев Алексей Алексеевич       | 2010 | 22.02.2010                   | 2026                       | Уфа            | Уфа          |
| 12 | Иванов Иван Иванович            | 2020 | 05.01.2020                   | 2027                       | Красноярск     | Красноярск   |
| 13 | Петров Петр Петрович            | 2030 | 10.03.2030                   | 2028                       | Волгоград      | Волгоград    |
| 14 | Сидоров Сергей Сергеевич        | 2040 | 15.05.2040                   | 2029                       | Брянск         | Брянск       |
| 15 | Климов Алексей Алексеевич       | 2050 | 20.08.2050                   | 2030                       | Челябинск      | Челябинск    |
| 16 | Васильев Владимир Владимирович  | 2060 | 25.10.2060                   | 2031                       | Тюмень         | Тюмень       |
| 17 | Михайлов Михаил Михайлович      | 2070 | 30.12.2070                   | 2032                       | Ярославль      | Ярославль    |
| 18 | Попов Павел Павлович            | 2080 | 05.01.2080                   | 2033                       | Иваново        | Иваново      |
| 19 | Смирнов Александр Александрович | 2090 | 10.02.2090                   | 2034                       | Воронеж        | Воронеж      |
| 20 | Кузнецов Николай Николаевич     | 2100 | 15.03.2100                   | 2035                       | Пенза          | Пенза        |

## АГРЕГАТЫ

| Category  | Item          | Unit           | Quantity       | Price      |             | Remarks            |                    |                    |
|-----------|---------------|----------------|----------------|------------|-------------|--------------------|--------------------|--------------------|
|           |               |                |                | Unit Price | Total Price |                    |                    |                    |
| Materials | Concrete      | m <sup>3</sup> | 100            | 1.20       | 120.00      | Foundation & walls |                    |                    |
|           | Bricks        | no.            | 1000           | 0.10       | 100.00      |                    |                    |                    |
|           | Gravel        | m <sup>3</sup> | 50             | 0.80       | 40.00       |                    |                    |                    |
|           | Sand          | m <sup>3</sup> | 50             | 0.60       | 30.00       |                    |                    |                    |
|           | Reinforcement | kg             | 100            | 0.50       | 50.00       |                    |                    |                    |
|           | Labor         | Excavation     | m <sup>3</sup> | 100        | 0.20        | 20.00              | Foundation & walls |                    |
|           |               | Foundation     | m <sup>3</sup> | 100        | 0.30        | 30.00              |                    |                    |
|           |               | Walls          | m <sup>2</sup> | 100        | 0.40        | 40.00              |                    |                    |
|           |               | Roof           | m <sup>2</sup> | 100        | 0.50        | 50.00              |                    |                    |
|           |               | Finishing      | m <sup>2</sup> | 100        | 0.60        | 60.00              |                    |                    |
|           |               | Transportation | Truck          | hr         | 100         | 0.10               | 10.00              | Foundation & walls |
|           |               |                | Truck          | hr         | 100         | 0.10               | 10.00              |                    |
|           |               |                | Truck          | hr         | 100         | 0.10               | 10.00              |                    |
|           |               |                | Truck          | hr         | 100         | 0.10               | 10.00              |                    |
|           |               |                | Truck          | hr         | 100         | 0.10               | 10.00              |                    |
| Other     | Water         | m <sup>3</sup> | 100            | 0.05       | 5.00        | Foundation & walls |                    |                    |
|           | Electricity   | kWh            | 100            | 0.05       | 5.00        |                    |                    |                    |
|           | Gas           | m <sup>3</sup> | 100            | 0.05       | 5.00        |                    |                    |                    |
|           | Oil           | l              | 100            | 0.05       | 5.00        |                    |                    |                    |
|           | Other         | l              | 100            | 0.05       | 5.00        |                    |                    |                    |
|           | Total         |                |                |            |             |                    |                    |                    |
|           |               |                |                |            |             |                    |                    |                    |
|           |               |                |                |            |             |                    |                    |                    |
|           |               |                |                |            |             |                    |                    |                    |
|           |               |                |                |            |             |                    |                    |                    |

Для производства агрегатов самолета был разработан и изготовлен целый комплекс технологического оборудования, включавший линии крупногабаритных металлообрабатывающих станков, обтяжных прессов, закалочных, сварочных и термообрабатывающих печей и установок, многие из которых были уникальны (такие, например, как ЭЛУ-24 и УВН-4500м). Удалось освоить производство сварного центроплана совместно с узлами поворота консолей крыла.

В конструкции крыла широко применялись моноблочные кессоны, собранные из монолитных панелей и профилей длиной 20 м. Фюзеляж собирался из крупногабаритных листов, профилей и штамповок с использованием специальной клепки. Агрегаты управления и механизация крыла (стабилизатор, киль, флапероны, закрылки и т. д.) изготавливались с широким использованием композиционных и металлических клеевых панелей с сотовым наполнителем.

### КОНСТРУКТИВНО-ТЕХНОЛОГИЧЕСКАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА ИЗДЕЛИЯ

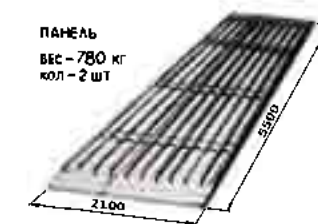
| МАССА ПЛАНАРА   |  | 10 | 62.0  |
|---|--|----|-------|
| <b>СООТНОШЕНИЕ МАТЕРИАЛЫВ, ПРИМЕНЯЕМЫХ В КОНСТРУКЦИИ ИЗДЕЛИЯ:</b> (%) |  |    |       |
| • КОНСТРУКЦИОННЫЕ СТАЛИ   |  |    | 7.28  |
| • НЕЖИЛИЩНЫЕ СТАЛИ  |  |    | 0.64  |
| • ЖИЛИЩНЫЕ СТАЛИ  |  |    | 0.97  |
| • ТИТАНОВЫЕ СПЛАВЫ, В ТОМ ЧИСЛЕ                                       |  |    |       |
| • BT 6  |  |    | 24.19 |
| • BT 16   |  |    | 3.23  |
| • BT 22   |  |    | 0.58  |
| • АЛЮМИНИЕВЫЕ И МАГНИЕВЫЕ СПЛАВЫ                                      |  |    | 50.0  |
| • КОМПОЗИЦИОННЫЕ МАТЕРИАЛЫ, В ТОМ ЧИСЛЕ                               |  |    |       |
| • СТЕКОПЛАСТИКИ   |  |    | 2.42  |
| • ОПТОПЛАСТИКИ  |  |    | 1.13  |
| • КЛЕПАНТИКИ  |  |    | 7.28  |
| • ПРОЧЕЕ МАТЕРИАЛЫ  |  |    | 2.28  |
| <b>СООТНОШЕНИЕ ПЛОЩАДИ ОТВЕРСТИЙ ПОВЕРХНОСТИ ЗАНЯТОЙ:</b> (%)         |  |    |       |
| • МОНОЛИТИВНЫМИ КОНСТРУКЦИЯМИ   |  |    | 16.0  |
| • КЛЕПАННЫМИ КОНСТРУКЦИЯМИ, В ТОМ ЧИСЛЕ                               |  |    |       |
| • КЛЕПКА НА ПРЕССЕ  |  |    | 36.0  |
| • КЛЕПКА ВРУЧНУЮ  |  |    | 11.0  |
| • СВАРНЫМИ КОНСТРУКЦИЯМИ  |  |    | 3.5   |
| • СВАРНЫМИ КОНСТРУКЦИЯМИ  |  |    | 24.0  |
| • КЛЕПНЫМИ КОНСТРУКЦИЯМИ  |  |    | 9.5   |
| • БОЛТОВЫМИ КОНСТРУКЦИЯМИ   |  |    | 0.6   |

## ПРИМЕНЕНИЕ ТИТАНОВОГО СПЛАВА ВТ6ч В КОНСТРУКЦИИ САМОЛЕТА ТУ-160

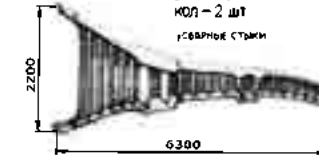
**ПРОУШИНА**  
вес - 710кг  
кол. - 4шт.



ПАНЕЛЬ  
ВЕС - 780 кг  
КОД - 3 шт



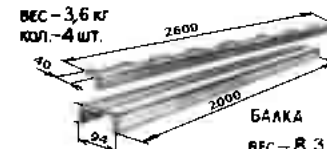
ЩПАМГОУТ  
вЕС - 116 кг  
КОЛ - 2 шт  
СБОРНЫЕ СТЫКИ



ПОЯСА АДНЖЕРОНА  
ВЕС — 205 кг  
КОЛ — 6 шт

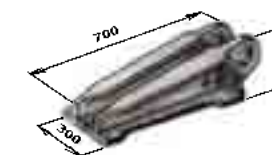


ПРОФИЛЬ  
ВЕС - 3,6 кг  
КОЛ. - 4 шт.

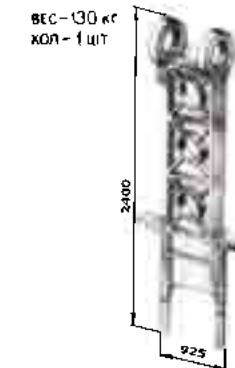


БАЛКА  
ВЕС — 8,3 кг  
КОЛ. — 4 шт

КРОНШТЕЙН  
ВЕС — 40 кг  
КОЛ. — 2 шт.



ШПАНГОУТ  
ВЕС-130 кг  
КОД-1 шт



КРОНШТЕЙН  
вес - 45кг  
кол. - 2шт.



КРОНШТЕЙН



ВЕС - 55 кг  
КОЛ. - 2 шт.





Установка для электронно-лучевой сварки в вакууме ЗЛУ-24х8

Цифра «8» обозначает максимальную длину свариваемого изделия с оснасткой. Для КАПО была создана установка ЗЛУ-24-16. Эти установки оснащены системами программного управления режимами сварки,

наведения и слежения (в т. ч. телевизионного) за свариваемым стыком, перемещением изделия и электронно-лучевыми сварочными пушками. На установках можно сваривать стыки из титановых (и не только) сплавов

толщиной до 150 мм: прямолинейные и криволинейные, постоянной и переменной толщины в различных их пространственных положениях.

Схема перемещений. ЗЛУ-24х8

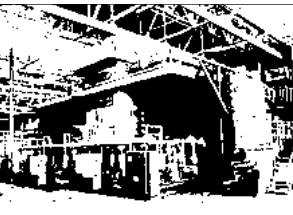
СКОРОСТЬ ПЕРЕМЕЩЕНИЯ ... 10-50 м/ч  
ПЕРЕМЕЩЕНИЕ ИЗДЕЛИЯ X ..... 9 м  
ПЕРЕМЕЩЕНИЯ ЭЛЕКТРОННО-ЛУЧЕВЫХ ПУШЕК:  
Y ..... 1 м  
Z ..... 2,2 м  
A ..... 270 град  
B ..... 90 град  
C ..... 90 град

Схема установки для электронно-лучевой сварки ЗЛУ-24х8

ОСНОВНЫЕ ТЕХНИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ УСТАНОВОК

| #  | НАИМЕНОВАНИЕ ПАРАМЕТРА   | ВЕЛИЧИНА ПАРАМЕТРА   |                       | #  | НАИМЕНОВАНИЕ ПАРАМЕТРА   | ВЕЛИЧИНА ПАРАМЕТРА      |                         |
|----|--|----------------------|-----------------------|----|--|-------------------------|-------------------------|
|    |  | ЗЛУ 24х8             | ЗЛУ 24х16             |    |  | ЗЛУ 24х8                | ЗЛУ 24х16               |
| 1  | МАКСИМАЛЬНЫЕ ГАБАРИТЫ ИЗДЕЛИЯ С ОСНАСТКОЙ:<br>ДЛИНА мм<br>ШИРИНА мм<br>ВЫСОТА мм   | 9000<br>3500<br>3500 | 12000<br>3500<br>3500 | 2  | МАССА СВАРИВАЕМОГО ИЗДЕЛИЯ, кг   | 6000                    | 12000                   |
| 3  | СУММАРНАЯ МАССА СВАРИВАЕМОГО ИЗДЕЛИЯ И ОСНАСТКИ, НЕ БОЛЕЕ, кг  | 25000                | 40000                 | 3  | СКОРОСТЬ ПЕРЕМЕЩЕНИЯ ПО КООРДИНАТАМ, НАИБОЛЬШАЯ:<br>X <sub>1</sub> X <sub>2</sub> Y <sub>1</sub> Y <sub>2</sub> мм/мин<br>Z <sub>1</sub> Z <sub>2</sub> мм/мин | до 3000<br>до 1500      | до 3000<br>до 1500      |
| 4  | ОБЪЕМ ВАКУУМНОЙ КАМЕРЫ, м³   | 680                  | 1350                  | 16 | МОЩНОСТЬ ДОЗЫ РЕНТЕГЕНОВСКОГО ИЗЛУЧЕНИЯ В ЛЮБОЙ ТОЧКЕ ВАКУУМНОЙ КАМЕРЫ И ВАКУУМНОЙ СТАНЦИИ ПРИ 4-ЧАСОВОЙ РАБОЧЕЙ НЕДЕЛЕ, НЕ БОЛЕЕ, М-БЕР/Ч                     | 0,1                     | 0,1                     |
| 5  | ОСТАТОЧНОЕ ДАВЛЕНИЕ, ТОР   | 5х10 <sup>-5</sup>   | 5х10 <sup>-5</sup>    | 17 | РАСХОД ОХЛАЖДАЮЩЕЙ ВОДЫ:<br>ПРЯМОЙ (t=20-50°С) м³/ч<br>ОХЛАЖДАЮЩЕЙ (t=12-15°С) м³/ч  | 65<br>25                | 100<br>25               |
| 6  | ВРЕМЯ ОТКАЧКИ ДО ОСТАТОЧНОГО ДАВЛЕНИЯ, МИН   | 110                  | 150                   | 18 | РАСХОД ВОЗДУХА:<br>ОСУШЕННОГО м³/ч<br>СЖАТОГО м³/ч   | 820<br>0,5              | 1450<br>10              |
| 7  | ДОПУСТИМОЕ НАТЕКАНИЕ ВАКУУМНОЙ КАМЕРЫ, НЕ БОЛЕЕ, АТОР/С  | 0,1                  | 1,0                   | 19 | УСТАНОВЛЕННАЯ МОЩНОСТЬ, кВт  | 1300                    | 2050                    |
| 8  | КОЛИЧЕСТВО ЭНЕРГООБОДОВ, РАБОТАЮЩИХ ПОЧЕРЕДНО ИЛИ ОДНОВРЕМЕННО, ШТ   | 1                    | 2                     | 20 | ГАБАРИТНЫЕ РАЗМЕРЫ УСТАНОВКИ:<br>ДЛИНА мм<br>ШИРИНА мм<br>ВЫСОТА мм  | 36500<br>23500<br>12000 | 77300<br>24800<br>13300 |
| 9  | ХАРАКТЕРИСТИКА ЗАПАСА ЭНЕРГИИ, кВт   | 60                   | 60                    | 21 | МАССА УСТАНОВКИ, т   | 1100                    | 2000                    |
| 10 | КОЛИЧЕСТВО СИСТЕМ ПРОГРАММНОГО УПРАВЛЕНИЯ РЕЖИМА СВАРКИ, ШТ  | 1                    | 2                     | 22 | УРОВЕНЬ ШУМА, НЕ БОЛЕЕ, дБ   | 85                      | 85                      |
| 11 | КОЛИЧЕСТВО СИСТЕМ ТЕЛЕВИЗИОННОГО НАБЛЮДЕНИЯ, ШТ  | 1                    | 2                     |    |  |                         |                         |
| 12 | СКОРОСТЬ СВАРКИ, м/ч   | 10...90              | 10...90               |    |  |                         |                         |
| 13 | КОЛИЧЕСТВО СИСТЕМ ПРОГРАММНОГО УПРАВЛЕНИЯ СТАНОЧНЫМ КОМПЛЕКСОМ Н55-2А, ШТ  | 1                    | 2                     |    |  |                         |                         |
| 14 | ПРОГРАММИРУЕМОЕ ПЕРЕМЕЩЕНИЕ ПУШЕК:<br>КООРДИНАТЫ: X <sub>1</sub> X <sub>2</sub> мм<br>Y <sub>1</sub> Y <sub>2</sub> мм<br>Z <sub>1</sub> Z <sub>2</sub> мм<br>D <sub>1</sub> D <sub>2</sub> град | 4500<br>2850<br>180  | 4500<br>3500<br>180   |    |  |                         |                         |

Установка ЗЛУ 24х8



Установка ЗЛУ 24х16





ИЗГОТОВЛЕНИЕ ТЕХНОЛОГИЧЕСКОГО ОБОРУДОВАНИЯ. ПОЛОЖЕНИЕ ДЕЛ НА 10.07.1978

| N<br>п/п                                 | Наименование<br>оборудования  | Изготовитель                                   | Распределение по заводам<br>Срок поставки                        |  | Договор  | Состояние<br>на 10.07.78   | Примечание  |
|--|---|--|--|--|--|--|---|
|  |   |  | ММЗ «Опыт»   | КАЗ  |  |  |   |
| СВАРОЧНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ                   |   |  |  |  |  |  |   |
| 1  | Установка для электронно-лучевой сварки ЭЛУ-24-8  | РПКО, СМЗ, ТСУ, ИЭС им. Патона                 | 1978 ноябрь 1шт. по постановлению СМ СССР и графику министерства | 1980, 1шт. Планировка утверждена по постановлению СМ СССР и графику министерства | Договор на изготовление №8124 заключен с ММЗ «Опыт»                    | Ведется монтаж на ММЗ «Опыт» РПКО-срывает сроки монтажа вакуумного и электрооборудования. ТСУ-остается на 2 месяца от прайма в монтаже установки. ИЭС им.Патона-комиссия Министерства предварительно принят комплект оборудования, в августе заканчиваются ресурсные испытания СМ. Изготовление основных узлов закончено, сборка опаздывает ~ на 1 месяц | РПКО и СМЗ поставить на ММЗ «Опыт» закрепленное за ними оборудование. ТСУ-ускорить монтаж и установки в соответствии с графиком                                   |
| 2  | Установка для электронно-лучевой сварки ЭЛУ-24-16   | РПКО, СМЗ, ТСУ, ИЭС им. Патона                 |  | 1978г. 1шт. По постановлению СМ СССР и графику министерства                      | Договор на изготовление не заключен                                    | Идет рабочее проектирование и сдача рабочих чертежей. Срок проектирования IV кв. 1977г. сорван   | Заключить договор на изготовление. Утвердить график на изгот-е установки  |
| 3  | Сборочно-сварочная оснастка для ЭЛС балки в установке ЭЛУ-24-8  | НИАТ проектировщ. ТСУ, ммз «Опыт» изготовители | 1979г. кв. I комплект согласно решению министерства от 29.06.77  | Изготавливается после опробования на ММЗ «Опыт»                                  | Договор на проектирование с ММЗ «Опыт» №8257                           | Завершаются параллельно ведущиеся техническое и рабочее проектирование, закончены чертежи унифицированных узлов оснастки   | ММЗ «Опыт» и НИАТ подготовить проект разделительной ведомости на изготовление оснастки и утвердить ее в БГУ и ГТУ   |
| 4  | Установка для ААрДЭС титановых панелей прямолинейными швами УСП-12  | РПКО   | 1978г. июнь 1шт. согласно графику министерства                   | 1978г. IV кв. 1 шт. министерства   | Договор на изготовление с ММЗ «Опыт» №496 Договор с КАЗАПО не заключен | Монтаж на ММЗ «Опыт» проведен, начаты испытания, выявлено много отклонений, подлежащих устранению. Не поставлена в срок головка ГСПЩ-1 и станок для правки проволоки СПНП-4  | РПКО изготовить СПНП-4, ГСПЩ-1 и сдать установку в эксплуатацию в июле 1978г.   |
| 5  | Установка для диффузионной сварки титановых панелей УДС-2,5х1,5/11  | РПКО ММЗ «Опыт»                                | 1978г. IV кв. 1шт. согласно графику министерства                 |  | Договор на изготовление №6013  | Ведется монтаж установки, сроки сорваны; РПКО поставило все узлы без отладки и контрольных испытаний при многочисленных ошибках в монтаже схем. Не утвержден график по оставшимся работам. Намечилось трехмесячное отставание по слесарным работам и механической обработке, закрепленных за ММЗ «Опыт»  | РПКО и ММЗ «Опыт» обеспечить выполнение закрепленных за ними работ с целью сдачи установки в IV кв. 1978г. Утвердить график по оставшимся работам в министерстве. |
| ТЕРМИЧЕСКОЕ ОБОРУДОВАНИЕ                 |   |  |  |  |  |  |   |
| 1  | Печь для закалки и отжига алюминиевых сплавов ЭТА-15  | по разделительным ведомостям РПКО, ТСУ, КАЗАПО |  | Согласно графику министерства от 2.03.1977 II кв. 1978г.                         |  | Утвержден план-график на изготовление печей. РПКО не приступило к изготовлению.  | Обязать РПКО начать работы по план-графику  |
| 2  | Установка печи для старения деталей из алюминиевых сплавов ПЭС-30   | по разделительным ведомостям РПКО, ТСУ, КАЗАПО |  | Согласно графику министерства от 2.03.1977 II кв. 1978г.                         |  | На КАЗАПО готовятся фундаменты под печи. Планировка утверждена.  |   |
| 3  | Установка вакуумная для отжига крупногабаритных сварных конструкций из титановых сплавов УВН-4500 (доработка на ВАЗе) | по разделительным ведомостям РПКО ВАЗ          |  | Согласно графику министерства от 10.08.77г.                                      |  | Проведены холодные испытания. Сдаточные испытания намечены на июль.  |   |
| ЗАГОТОВИТЕЛЬНО-ШТАМПОВОЧНОЕ ОБОРУДОВАНИЕ |   |  |  |  |  |  |   |
| 1  | Растяжно-обтяжной пресс с верхним порталом РО-630   | СМЗ  |  | Согласно графику министерства I кв. 1978 1шт.                                    |  | Пресс изготовлен, испытан, принят КАЗАПО. Идет демонтаж и подготовка к транспортировке в Казань. Планировка утверждена.  |   |
| 2  | Гибочный пресс «Litostroy» - 1000   | Югославия, поставка через «Станкоимпорт»       |  | 1979г. 1шт. по контракту   | Контракт №64/13-90-901 на 1 кв. 1979г. транзитный №Д 02231             | Техническая документация не получена. Планировка утверждена  | Взамен ГЛП-1600 идущего на УАПК   |
| 3  | Нагревательное устройство к прессу ГЛП-1600   | РПКО   |  | Согласно графику министерства 1978 1шт.  | Договор на изготовление РПКО с КАЗАПО отсутствует                      | Проектирование (ВФ НИАТ) закончено. Идет сдача рабочих чертежей изготовителю.  | КАЗАПО выдать ТЗ. В Ф НИАТ на доработку под пресс «Litostroy». ГТУ включить доработку в план НИАТ и РПКО. КАЗАПО и РПКО заключить договор на изготовление.        |



С. А. Вигдорчик с сотрудниками ЦТО, 1960-е гг.

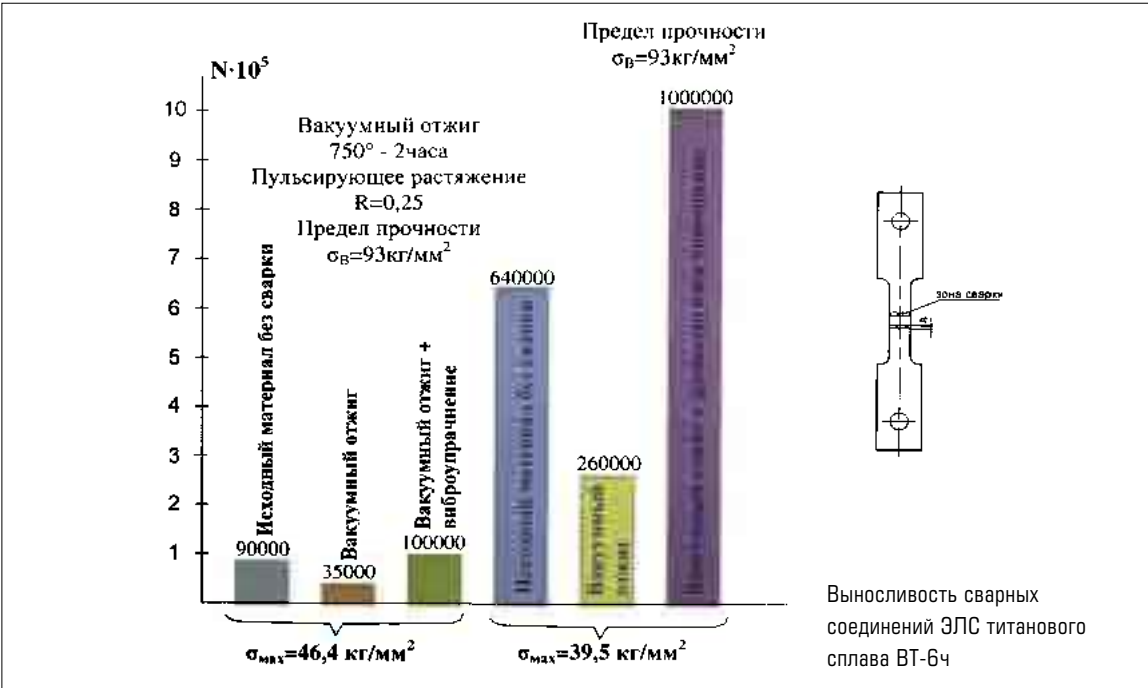


Наладочные работы на блоке электронно-лучевых пушек и систем слежения за свариваемым стыком на установке ЭЛУ-24

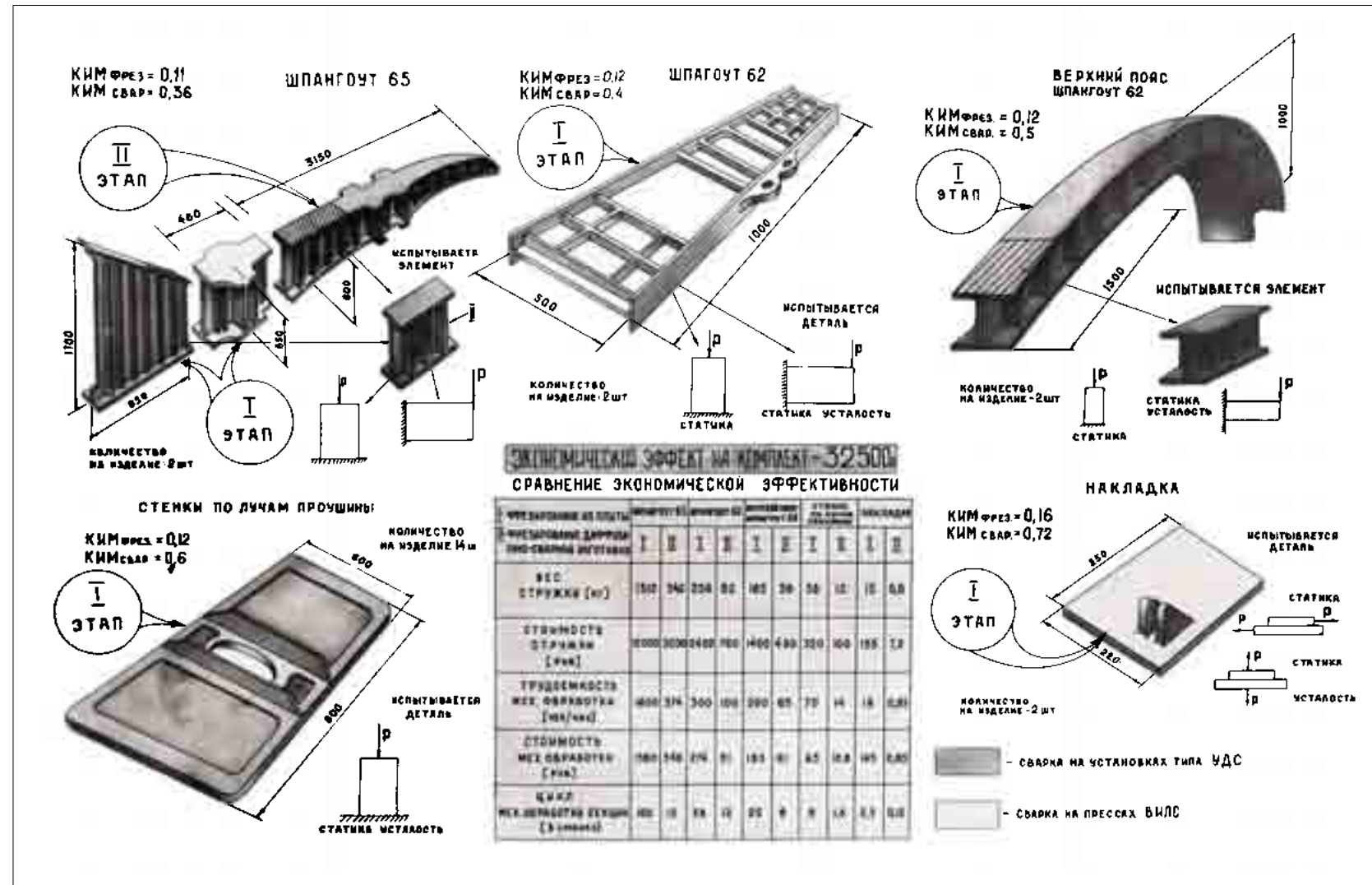
При техническом руководстве С. А. Вигдорчика было организовано тесное взаимодействие с НИИ и предприятиями в разработке технологического оборудования и технологий, изготовления и поставке необходимых, часто уникальных, титановых полуфабрикатов, в т. ч. крупногабаритных плит, штамповок, профилей, а также тонкой фольги для сот и пористой, используемой в защитных экранах для вакуумного отжига с целью снижения газонасыщения отжигаемых деталей.



С. А. Вигдорчик





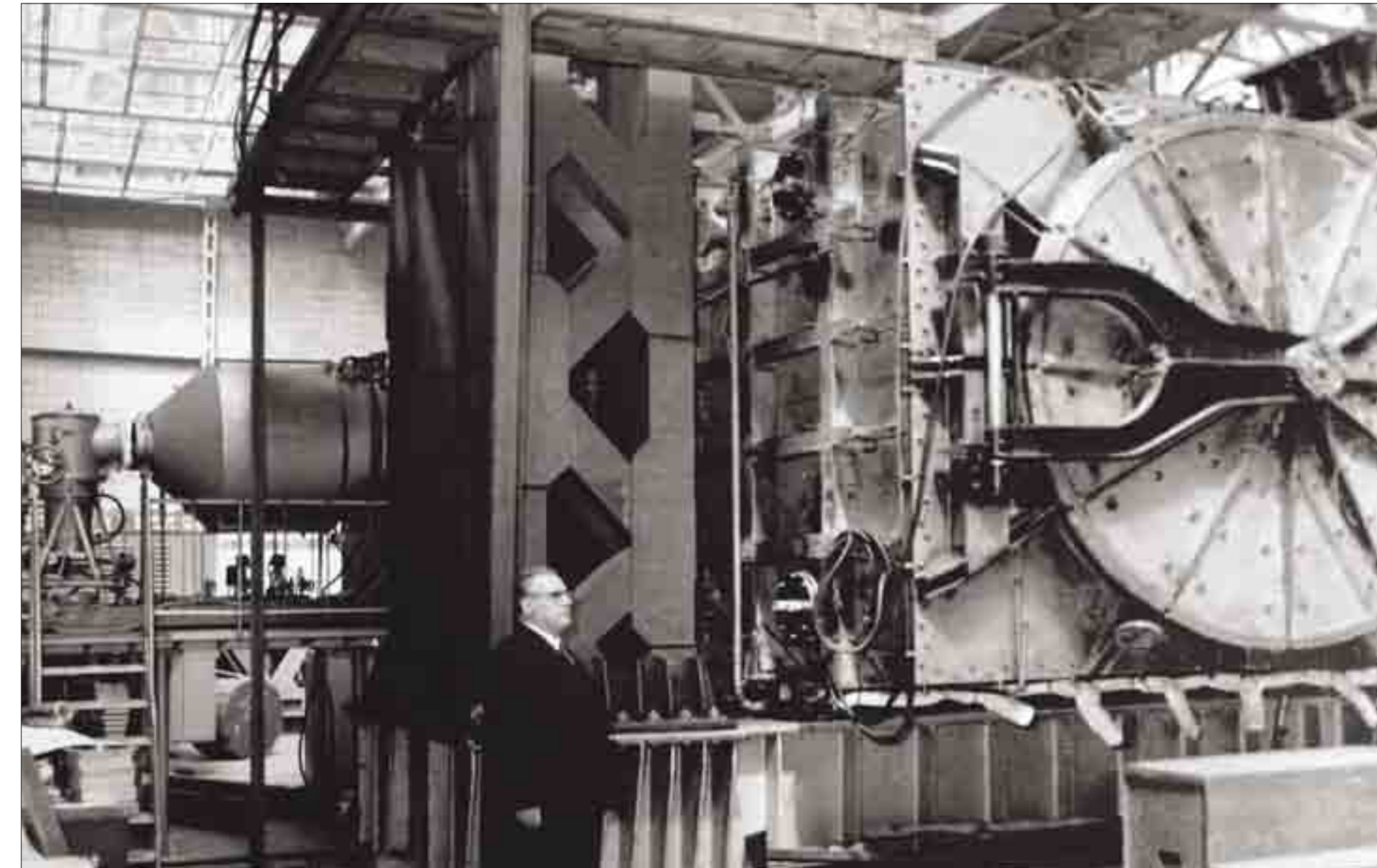


Внедрение  
диффузионной сварки  
панелей и узлов  
на изделия

Предполагалось широкое внедрение диффузионной сварки, эффективной для создания титановых заготовок сложной формы, ребристых и вафельных панелей, кронштейнов, сотовых конструкций и т. п. При существующих тогда технологиях при изготовлении

таких деталей из монолитных заготовок коэффициент использования материалов (КИМ) не превышал 12%. В диффузионно-сварном соединении отсутствует литая структура, присущая сварке плавлением, но сохраняется структура исходных заготовок, и КИМ заготовок возрастает

до 40–70%. Была создана опытная установка для диффузионной сварки УДС 2,5 x 1,5 / 11. На самолете Ту-160 установлены противопожарные перегородки, являющиеся частью силовой конструкции, изготовленные с использованием диффузионно-сварных сотовых панелей.



С. А. Вигдорчик и созданная по его инициативе установка для диффузионной сварки УДС 2,5 x 1,5/11 (для изготовления изделий в плане 2,5 x 1,5 м с нагревом при температуре 1100°C)





Установка для термообработки в вакууме YBH-1500

Загрузка детали для термообработки в вакууме на установке YBH-1500



В 1970-е гг. была создана установка для нагрева в вакууме YBH-45-130/8,5 для отжига конструкций длиной до 18 м при температуре до 850°С. Помимо отжига в ней осуществлялась термофиксация и термоформирование титановых деталей.

Установкой YBH-1500 были оснащены Московский филиал ММЗ «Опыт», Воронежский авиационный завод (ВАЗ), Казанское авиационное производственное объединение (КАПО)

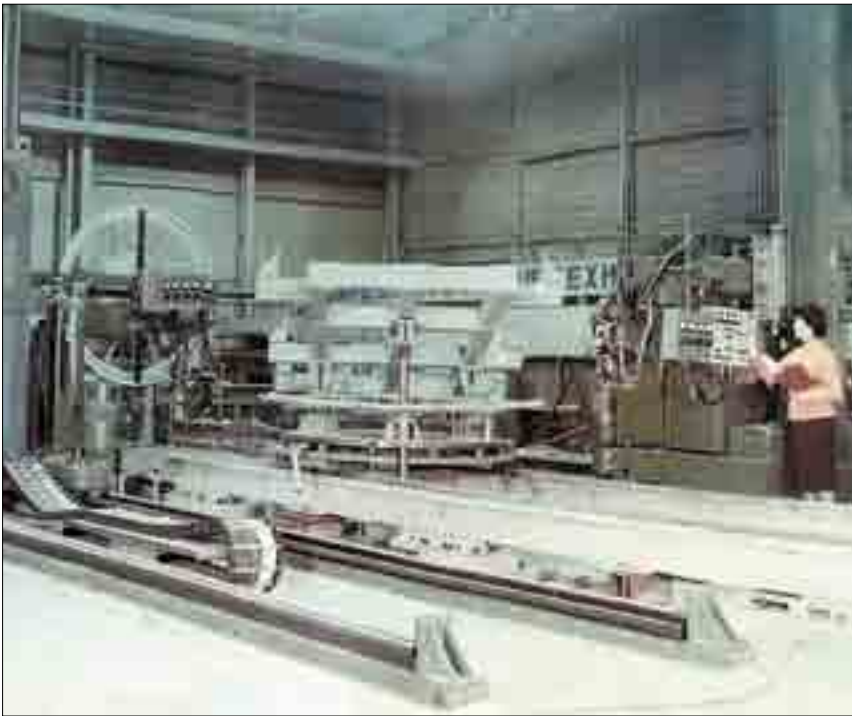
Создание нового, очень сложного, дорогого и трудоемкого в изготовлении технологического оборудования для серийного производства узлов и агрегатов самолета Ту-160 требовало немалого времени. Поэтому при изготовлении титановых узлов и агрегатов опытных и первых серийных машин были применены временные, промежуточные технологии и технологическое оборудование для механической обработки, сварки, контроля ее качества и др. В сжатые сроки заводами Минавиапрома, производящими технологическое оборудование, при участии технических служб ММЗ «Опыт» (Московского филиала), были спроектированы и изготовлены установки и стенды для автоматической сварки в среде инертных газов различными методами соединений больших толщин. Совместно с металлургическими заводами и НИИ проводилось много работ по совершенствованию титановых заготовок с целью повышения КИМ и обеспечения высоких стабильных прочностных характеристик. Все это позволило в заданные сроки изготовить крупногабаритные титановые узлы и агрегаты.



Камера рукавная для дуговой сварки в контролируемой нейтральной атмосфере на Московском филиале нашего предприятия



Сварка на USP-12

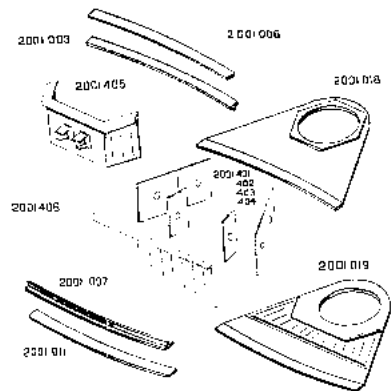


Установка USP-12 для автоматической АрДЭС в корп. №9 нашего предприятия

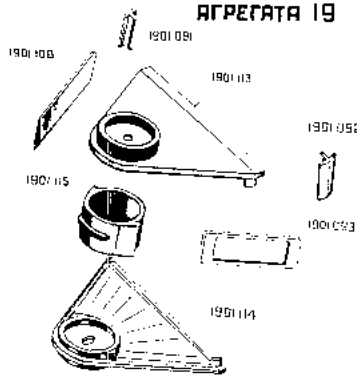


ТЕХНОЛОГИЯ ИЗГОТОВЛЕНИЯ АГРЕГАТА № 19

ПОДВИЖНАЯ ЧАСТЬ АГРЕГАТА 19



НЕПОДВИЖНАЯ ЧАСТЬ АГРЕГАТА 19



Съемная проушина



Проушина центральной балки



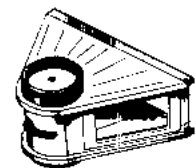
Узел поворота (агрегат № 19, неподвижная часть) из секций, соединенных с применением электронно-лучевой сварки



Расточка цилиндра проушины

- ФРЕЗЕРОВАНИЕ ПЛОСКОСТЕЙ СТЫКА С АГРЕГАТОМ 20
- УПРОЧНЕНИЕ ПЛОСКОСТЕЙ СТЫКА
- РАСТОЧКА ОТВЕРСТИЙ ПОД ОПОРНЫМ ПОДЪЕМНИКОМ
- УПРОЧНЕНИЕ ОТВЕРСТИЙ ПОД ОПОРНЫМ ПОДЪЕМНИКОМ
- ФРЕЗЕРОВАНИЕ ШЕСТИГРАННИКА
- УПРОЧНЕНИЕ ШЕСТИГРАННИКА

ДВС АР АВ



ЗЛС

- ФРЕЗЕРОВАНИЕ ПЛОСКОСТЕЙ СТЫКА С АГРЕГАТОМ 10
- УПРОЧНЕНИЕ ПЛОСКОСТЕЙ СТЫКА С АГРЕГАТОМ 10
- РАСТОЧКА ОТВЕРСТИЙ ПОД ОПОРНЫМ ПОДЪЕМНИКОМ
- УПРОЧНЕНИЕ ЦИЛИНДРА
- ФРЕЗЕРОВАНИЕ ШЕСТИГРАННИКА
- УПРОЧНЕНИЕ ШЕСТИГРАННИКА

ВАРИАНТЫ СТЫКОВКИ АГР. № 19

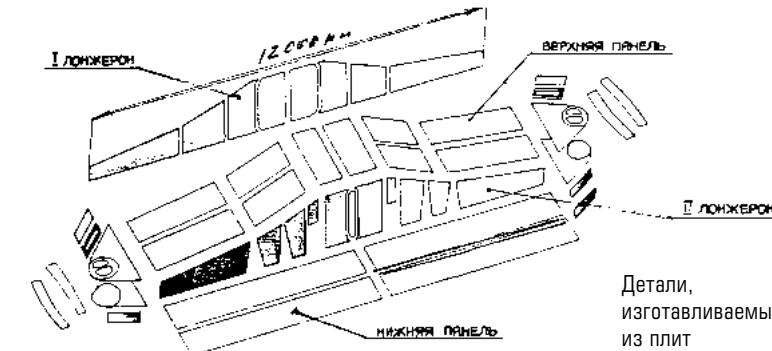
- ОБКАТКА АГРЕГАТА № 19
- СТЫКОВКА АГР. № 19 С АГРЕГАТОМ № 10
- СТЫКОВКА АГР. № 19 С АГР. № 20
- СТЫКОВКА АГР. № 19 С АГР. № 10

1900 000

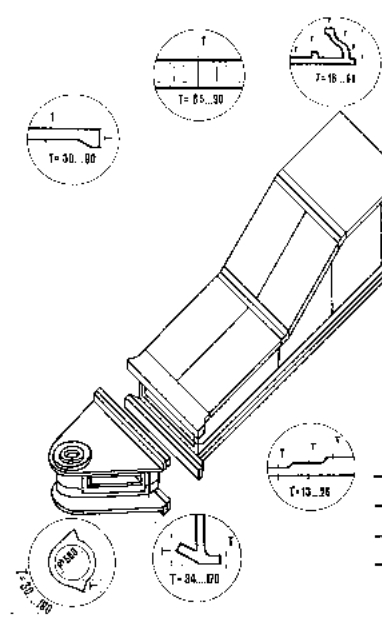
1900 112



Стенки лонжерона агрегата № 10 из секций, соединенных с применением электронно-лучевой сварки



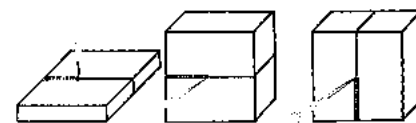
ХАРАКТЕРИСТИКА СВАРИВАЕМОЙ КОНСТРУКЦИИ



Материал сплав ВТ64  
Свариваемые толщины 13...170 мм  
Суммарная протяженность швов 70 м

Специфика конструкции

- ПЕРЕМЕННЫЕ И СЛОЖНЫЕ СЕЧЕНИЯ (40 м.д.)
- ДЛИННОМЕРНЫЕ ШВЫ (до 6 м)
- УВЕЛИЧЕННЫЕ РАБОЧИЕ РАССТОЯНИЯ (до 500 мм)
- РАЗЛИЧНОЕ ПРОСТРАНСТВЕННОЕ ПОЛОЖЕНИЕ СТЫКОВ

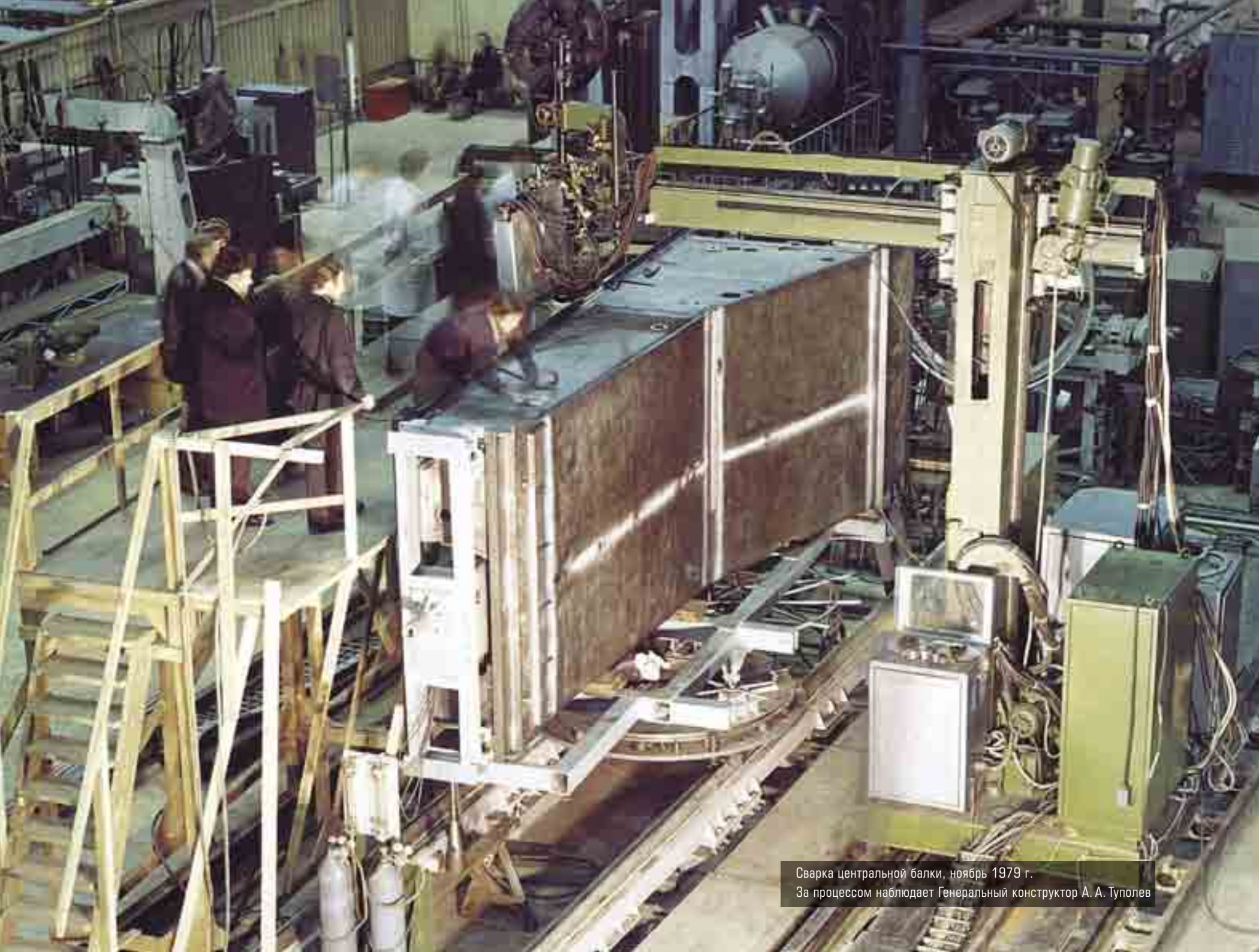


Основные требования к соединениям

- ПРОЧНОСТЬ СВАРНОГО СОЕДИНЕНИЯ — 0,9 СВЧ. МЕТ.
- УДАРНАЯ ВЯЗКОСТЬ СОЕДИНЕНИЯ НЕ МЕНЕЕ 0,85 СВЧ. МЕТ.
- КОЭФФИЦИЕНТ КОНЦЕНТРАЦИИ НАПРЯЖ. НЕ БОЛЕЕ 250 кгс/мм<sup>2</sup>
- МИНИМАЛЬНЫЕ ОСТАТОЧНЫЕ ДЕФОРМАЦИИ

Обработка балки, ноябрь 1979 г.





Сварка центральной балки, ноябрь 1979 г.  
За процессом наблюдает Генеральный конструктор А. А. Туполев

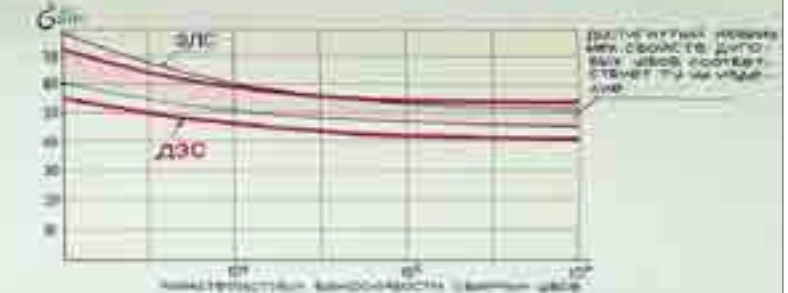
## СВАРКА АГРЕГАТОВ „10” И „19” НА ММЗ „ОПЫТ”

В ОБЫЧНОМ ПРОИЗВОДСТВЕ ОТКЛОНЕНИЯ ДУГОВОЙ СВАРКИ ВОЗЖ. УЗЛОВ И АГРЕГАТОВ „10” И „19” С ОБЕСПЕЧЕНИЕМ МЕХАНИЧЕСКИХ СВОЙСТВ И ГЕОМЕТРИИ ИЗДЕЛИЯ И МИНИМАЛЬНОЙ ДЕФЕКТНОСТИ ШВОВ КОНСТРУКТОРСКОЙ ДОКУМЕНТАЦИЕЙ, А ТАКЖЕ ДОКУМЕНТАЦИЕЙ ПО ТЕХНОЛОГИИ, ОБОРУДОВАНИЮ И ОСНОВКАМ ПЕРЕДАЧА НА КАПО

### УРОВЕНЬ ОСВОЕНИЯ ДУГОВОЙ ТЕХНОЛОГИИ

КАЧЕСТВО СВАРНЫХ СОЕДИНЕНИЙ

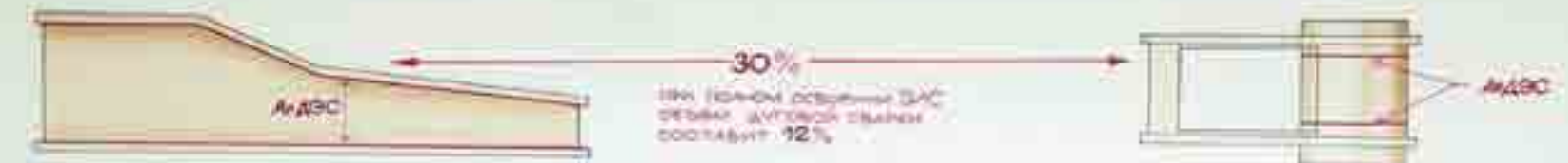
| КАЧЕСТВО | ДЕФОРМАЦИЯ, мм | КОЛ-ВО ДЕФЕКТОВ (НА 100 м ШВА) |
|----------|----------------|--------------------------------|
| I        | 15             | 5 (АВДЭС)                      |
| II       | 10             | 0,3 (АВДЭС)                    |
| III      | 5              | 12 (ЭЛС, ДЗС, ИЛИНКА)          |
| IV       | 5              | НЕ ДОПУСКАЕТСЯ                 |



В СИЛУ КОНСТРУКТИВНЫХ ОСОБЕННОСТЕЙ И СТЕПЕНИ ОСВОЕНИЯ ТЕХНОЛОГИИ СВАРКИ НА АГР „10” И „19” ОКОЛО 30% ДЛИНЫ СВАРНЫХ ШВОВ ВЫПОЛНЯЮТСЯ ДУГОВЫМИ СПОСОБАМИ

Длина дуговой шва на агр „10” составляет 34 м при общей длине шва 100 м - определяются уровнем освоения технологии

Длина дуговой шва на агр „19” 84 м при общей длине шва 20 м - определяется конструктивными особенностями агрегата

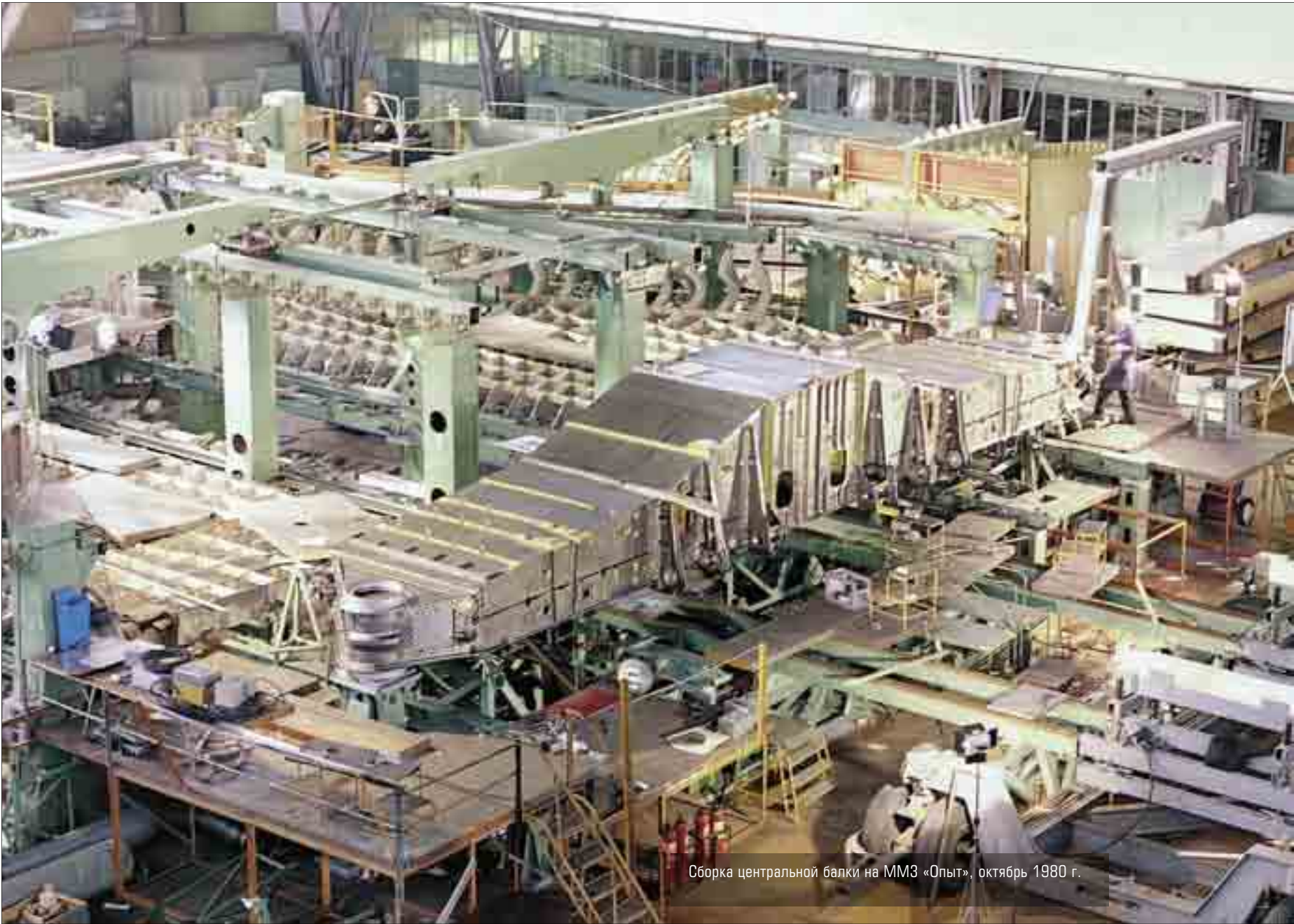


### СОСТОЯНИЕ ОСВОЕНИЯ ЭЛС НА УСТАНОВКЕ ЭЛУ 24 кВ

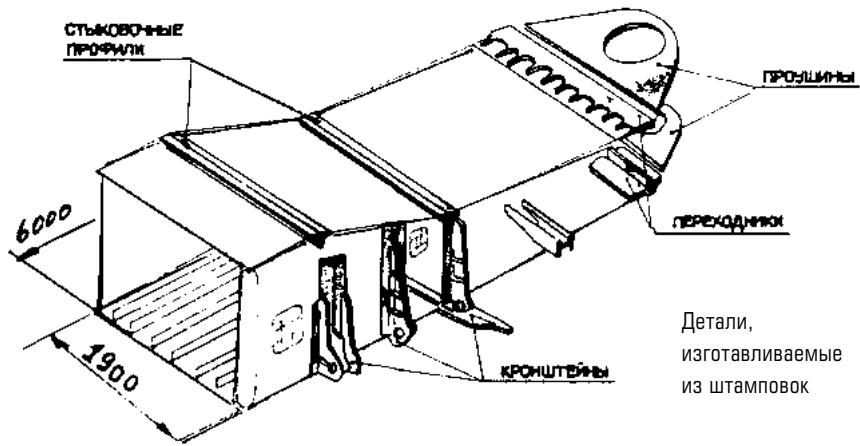
- 1. Произведена серия пуско-остановок агрегатов для II и III уровней с общей длиной шва ~100 м, отработка технологии ЭЛС в пусковых
- 2. Достигнута механическая прочность сварных соединений соответствующая предъявляемым требованиям
- 3. Деформация швов в процессе соответствующая ТУ
- 4. Произведена серия пуско-остановок агрегатов для II и III уровней с общей длиной шва ~100 м, отработка технологии ЭЛС в пусковых
- 5. Достигнута механическая прочность сварных соединений соответствующая предъявляемым требованиям
- 6. Деформация швов в процессе соответствующая ТУ
- 7. Произведена серия пуско-остановок агрегатов для II и III уровней с общей длиной шва ~100 м, отработка технологии ЭЛС в пусковых
- 8. Достигнута механическая прочность сварных соединений соответствующая предъявляемым требованиям
- 9. Деформация швов в процессе соответствующая ТУ
- 10. Произведена серия пуско-остановок агрегатов для II и III уровней с общей длиной шва ~100 м, отработка технологии ЭЛС в пусковых
- 11. Достигнута механическая прочность сварных соединений соответствующая предъявляемым требованиям
- 12. Деформация швов в процессе соответствующая ТУ

ДО ЗАПУСКА УСТАНОВКИ ЭЛС В СЕРИЙНОМ ПРОИЗВОДСТВЕ ИЗГОТОВЛЕНИЮ АГРЕГАТОВ „10” И „19” МОЖЕТ БЫТЬ ОБЕСПЕЧЕНО ДУГОВЫМИ СПОСОБАМИ СВАРКИ





Сборка центральной балки на ММЗ «Опыт», октябрь 1980 г.



Детали, изготавливаемые из штамповок



«Переходник». Деталь центральной балки, выполненная из титанового сплава



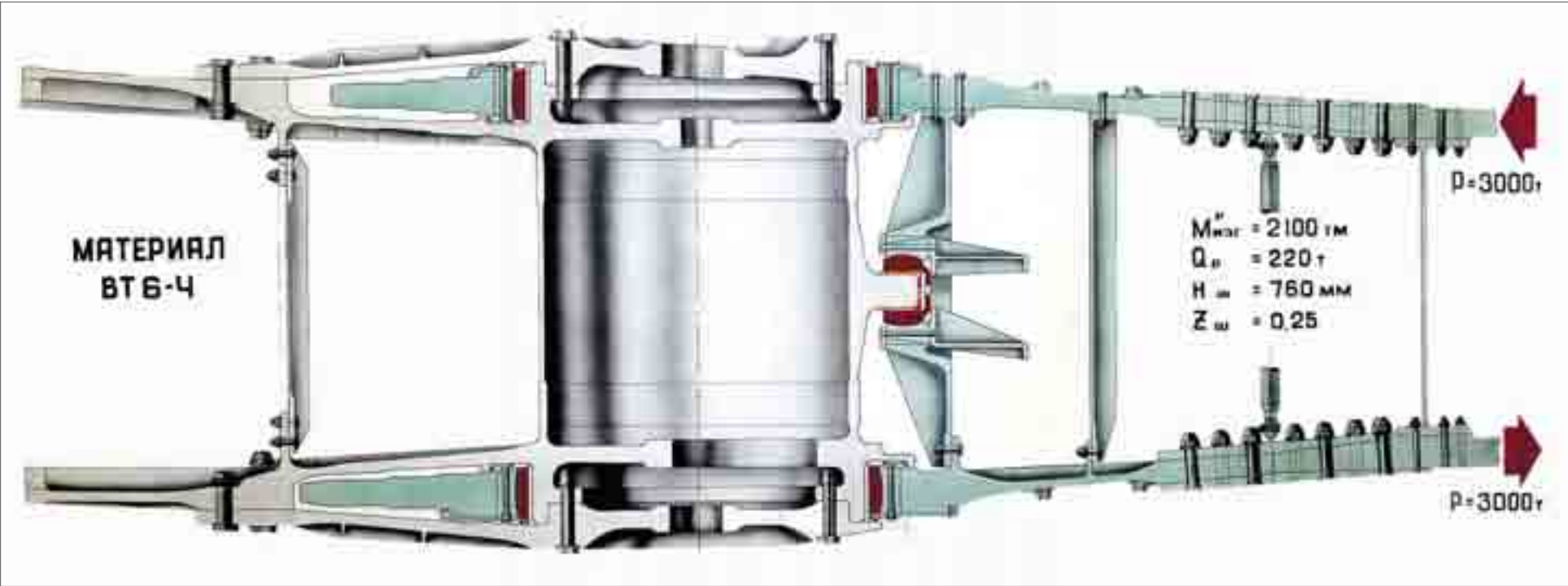
Нижняя панель центральной балки



Сварка крупногабаритных панелей



УЗЕЛ ПОВОРОТА КОНСОЛИ



МОДЕЛЬ ШАРНИРНОГО СОЕДИНЕНИЯ ЦЕНТРАЛЬНОЙ БАЛКИ С КОНСОЛЯМИ КРЫЛА



Центральная балка на стапели, 1 июля 1980 г.





А. В. Мещеряков



В. И. Бородько

Большой вклад в производство первых опытных экземпляров изделия «70» на ММЗ «Опыт» внесли коллективы под руководством В. И. Бородько, А. В. Мещерякова, В. П. Николаева, Г. Ф. Волкова, М. А. Бормашенко, В. В. Антамохина, В. П. Фадеева.

Кроме технических вопросов пришлось решать и проблемы транспортировки крупногабаритных агрегатов самолета. Забегая вперед, скажем, что для продолжения прочностных испытаний, проводившихся на планере второго построенного на ММЗ «Опыт» самолета, из Казани в Москву по водному пути через канал Москва — Волга был перевезен планер серийного самолета (на нем проводились так называемые усталостные испытания).

Горизонтальное оперение доставлялось на наружной подвеске самолета Ту-95, а для доставки других агрегатов и двигателей широко применялся грузовой Ил-76ТД.

Проблем было предостаточно. Сроки изготовления первого летного экземпляра не выдерживались. По планам МАП, самолет должны были подготовить к летным испытаниям в третьем квартале 1980 года. В январе 1980 года А. А. Туполев на заседании Военно-промышленной комиссии Совмина СССР докладывал о состоянии дел. Сохранился черновик выступления А. А. Туполева (основные тезисы), в котором он обосновывает не реалистичность поставленных сроков и просит Председателя ВПК, Заместителя Председателя Совета Министров СССР Леонида Васильевича Смирнова подготовить Распоряжение Совмина по переводу работ по созданию Ту-160 в разряд особо важных. Приводим некоторые выдержки из плана доклада А. А. Туполева с сохранением авторской орфографии и пунктуации:



Чествование главного инженера А. В. Мещерякова (третий справа), конец 1960-х гг.

«15.01.80 г.

1. Постановлением ЦК КПСС и Совета Министров от 19.12.1975 г. Министерству авиационной промышленности и другим оборонным Министерством задано создать стратегический многоцелевой ракетоносец. Самолет должен быть способен летать на большой сверхзвуковой скорости, на большой скорости у земли и длительно до 20 часов летать на околосвуковых скоростях.

2. Поэтому мы были вынуждены принять изменяемую в полете геометрию крыла в полете.

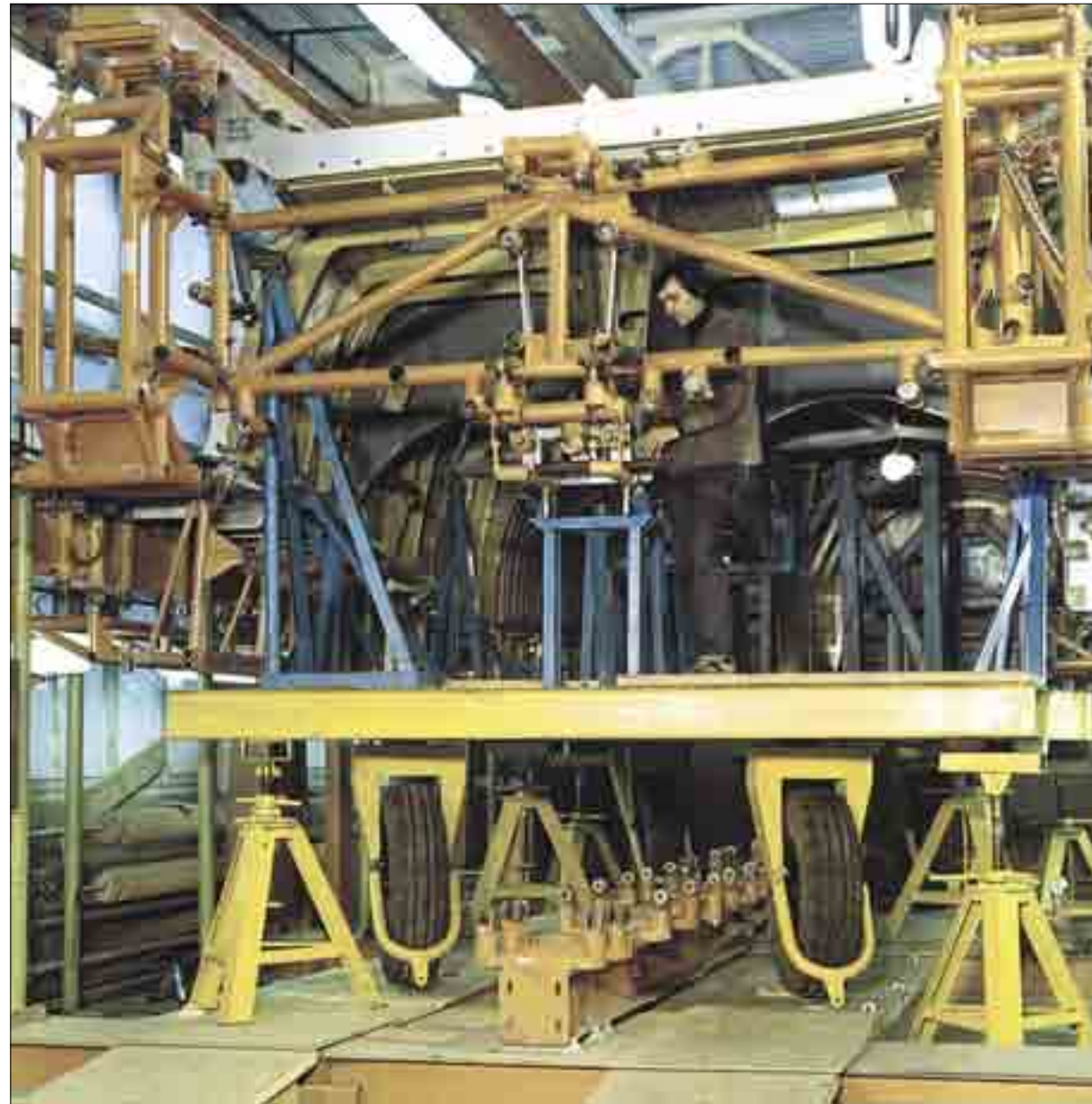
3. Для решения такой грандиозной проблемы как создание «160» был совместно с ЦАГИ, ВДАМ, НИАТ и НИИ других министерств проведен крупный комплекс научно-исследовательских работ, потребовавший принципиально нового подхода.

По аэродинамике продуту 70 вариантов. Получено аэродинамическое качество: на околосвуковой скорости — 18, на сверхзвуковой скорости — 6,3, что превосходит все самолеты, в том числе В-1.

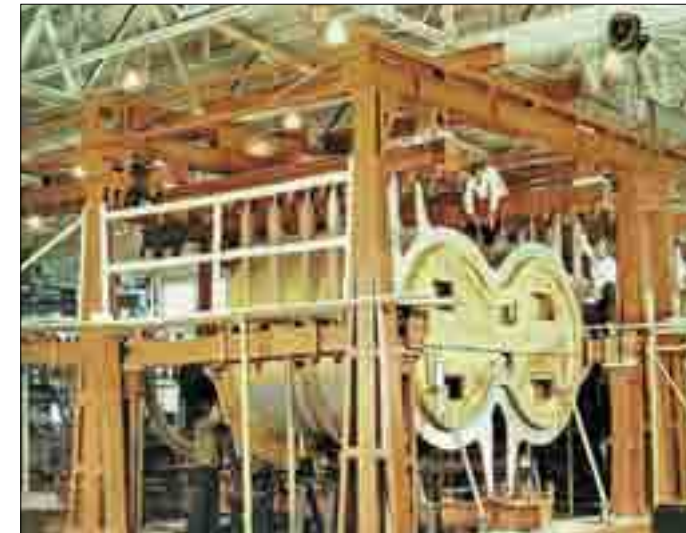
4. По конструкции и технологии:

а) для того, чтобы обеспечить весовую отдачу, что очень трудно для самолета такого гигантского размера с изменяемой геометрией, заставило нас принять интегральную конструкцию передней части крыла + фюзеляж. Они есть единый агрегат — это дает уменьшение омываемых поверхностей для повышения аэродинамического качества и уменьшения площади конструктивных поверхностей этой части, т. е. снижения веса конструкции.

б) По поворотной части крыла для того, чтобы получить минимальный вес и флаттерные характеристики на больших



Выкатка мотоотсека из стапеля двигателя. Филиал «М», декабрь 1972 г.



Сборка мотоотсека. Филиал «М»





В. П. Николаев



М. А. Бормашенко



1



2



3



4

1. Стпель для сборки хвостовой части, филиал «Томилино».
2. Герметизация кесон-баков.
3. Хвостовой обтекатель, филиал «Томилино».
4. Сборка средней и хвостовой частей фюзеляжа, филиал «Томилино», ноябрь 1979 г.

скоростных напорах, мы приняли новую конструкцию и технологию.

Бесстрингерная конструкция — обычно 50 нервюр + стрингеры, у нас 6 нервюр без стрингеров.

Габарит листа — 20 м — требуется сверхчистый алюминий. Передняя и задняя часть — соты и композиты. + Большие титановые болты. То есть принципиально новая конструкция и технология.

в) Центроплан, на который приходится очень большие нагрузки от узла поворота — 3000 т. по щеке, выполнен путем электронно-лучевой сварки-сращивания с минимальным количеством болтов.

Создан новый метод создания конструкций: — определяется напряженное состояние агрегата и под это напряженное состояние наращивается материал — титан.

Для того, чтобы обеспечить такую технологию МАП совместно с институтом им. Патона созданы автоматические сварочные камеры и камеры для вакуумного отжига.

г) Очень большая конструктивная проблема — это конструкция грузовых отсеков. ...грузовые отсеки имеют объем 86 м<sup>3</sup>, это в три раза больше, чем у Б-52 или МС. И такой объем, такая квартира должна быть открыта на сверхзвуке и быть прочной для воздействия пульсирующих и тепловых нагрузок.

Для решения этой проблемы разработана жесткая сотово-композитная конструкция.

На самолете будет 500 кв. метров сотово-композитных конструкций.

д) Оперение — сотово-монокрипной конструкции.

4. Для обеспечения такой принципиально новой конструкции проведен и запланирован большой комплекс работ по



прочности. Изготовлено 1200 образцов. Вес некоторых образцов до 0,15 т.

Изготовлен прочностной аналог самолета в масштабе 1/3. Это корабль.

Созданы новые методы определения напряженного состояния.

5. Работа по Э.П.Р.

Очень большая работа проведена на моделях и испытаниях натурных агрегатов в НИИ-2 ПВО.

...«Байкал»...

6. Производство. Состояние конструкции:

а) Интегральный агрегат — передняя часть крыла — фюзеляж + кабина строится на нашей основной территории в Москве. Готовность каркаса на сегодня 93 %.

б) Центроплан — делается на нашей основной территории в Москве. Сейчас готовность 85 %.

в) Средняя и хвостовая часть фюзеляжа делается на нашем филиале в Томилино. Готовность 85 %.

Макет самолета Ту-160, ММЗ «Опыт»



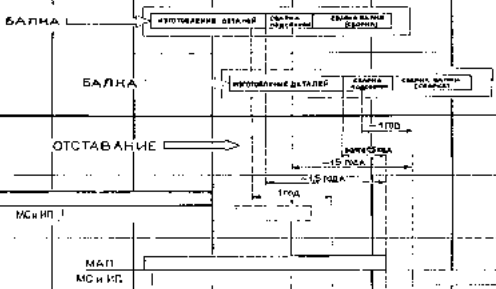


В. А. Казаков

г) Моторные отсеки сделаны на нашем филиале М (готовность 94%). Переданы на стыковку в Томилино.  
д) О.Ч.К.— Делает Казань т. Копылов. Срок по графику — март 80г.  
е) Хвостовое оперение и переднюю часть воздухозаборников делает Иркутский авиационный завод, завод работает хорошо — заканчивает работу (В.О.— сдал, Г.О.— февраль, ПЧВЗ — май).  
7. Разработка и поставка двигателей и оборудования.  
Совместно с НИИ т. Федосова, НИИ-2 ПВО, ВВС, при личном участии Василия Александровича Казакова, проведена большая работа по комплексированию увязки взаимодействия всей аппаратуры и двигателей. Этому способствовала комплексная группа сопровождения промышленности Министерства обороны.

ОТСТАВАНИЕ СПЕЦИАЛЬНОГО ОБОРУДОВАНИЯ

| № | ЭТАПЫ РАБОТ         |              | 74 | 75 | 76 | 77 | 78 | 79 | 80 | 81 | 82 |
|---|---------------------|--------------|----|----|----|----|----|----|----|----|----|
| 1 | ЭСКИЗНЫЙ ПРОЕКТ     | ИЗДЕЛИЕ      |    |    |    |    |    |    |    |    |    |
| 2 | РАБОЧИЙ ПРОЕКТ      |              |    |    |    |    |    |    |    |    |    |
| 3 | ПОСТРОЙКА 1-ГО ЭКЗ. |              |    |    |    |    |    |    |    |    |    |
| 4 | ПОСТРОЙКА 2-ГО ЭКЗ. |              |    |    |    |    |    |    |    |    |    |
| 1 | ТЕХНИЧЕСКОЕ ЗАДАНИЕ | ОБОРУДОВАНИЕ |    |    |    |    |    |    |    |    |    |
| 2 | ПРОЕКТИРОВАНИЕ      |              |    |    |    |    |    |    |    |    |    |
| 3 | ПОСТРОЙКА           |              |    |    |    |    |    |    |    |    |    |



а) Пооборудованию проведена значительная работа в МАП, МРП, МПСС, МОП, МЭП. Однако, я еще раз обращаюсь к сидящим здесь уважаемым министрам СРОЧНО перевести работу по созданию оборудования и систем для «160» в раздел особо важных работ и оказать практическую помощь своим организациям, разрабатывающим системы для «160». МЭП ускорить поставки разъемов СНУ. В январе закончить с военной приемкой. Самолет — вот он — «пустой», мы не можем вести монтажи.  
Сроки, заданные Правительством, сорваны всеми министерствам от 2-х до 4-х кварталов. И мы останавливаемся по монтажам.  
б) Двигатель.  
Для самолета «160» Постановлением Правительства задано создать двигатели со взлетной тягой 25 т, Ср = 0,72–0,73 кг/кгт·ч с очень высокими весовыми и дру-

гими техническими данными с электронной системой регулирования.  
Мощность 4-х двигателей свыше полу-миллиона лошадиных сил.  
По двигателям т. Кузнецовым и другими организациями проведена большая работа. Однако, еще очень много надо сделать Н.Д.Кузнецову и по получению ресурса и удельных расходов топлива и по устойчивой работе двигателя при реальных неравномерностях потока в полете на входе в двигатель.  
По количеству двигателей работа развернута недостаточно.  
До проведения испытаний необходимо от 32 до 100 двигателей. Кто их будет делать? Кузнецов? Тогда надо освободить его от всех работ. Или серийный завод? Но его нет! Надо немедленно принимать решение. Для выпуска этих двигателей надо 4 года.  
8. Министр авиационной промышленности — Василий Александрович Казаков — принимает активные меры, чтобы самолет создавался в окончательном варианте, включая системы оборудования.  
Большое внимание уделяется отладке конструкций и оборудования на стендах.  
Для обеспечения всей программы работ создается 60 стендов и 7 летающих лабораторий.  
Из них 30 стендов для обеспечения первых полетов будет задействовано в течение текущего года по 1 кв. 81г.  
Основные стенды необходимые для первых полетов находятся на завершающей стадии.  
9. Для обеспечения новой технологии необходимо новые станки и оборудование. Минавиапром разработал ряд основных станков (8 станков и установок).

ПОСТАВКИ ИЗДЕЛИЙ “Р”, ЭСУД-32-1 И ГП-22

| НАИМЕНОВАНИЕ ИЗДЕЛИЙ | РЕШЕНИЕ ВПК<br>№ 285 от 23.11.77г.  | П Р И К А З Ы М А П   |   |  | ФАКТИЧЕСКОЕ СОСТОЯНИЕ   |
|----------------------|---|---|---|--|---|
|                      |   | № 116 от 20.03.80г.   | № 414 от 25.09.80г.   | № 550 от 18.12.80г.  |   |
| ИЗД. „Р“             | Поставить „Опыт“ 4 дв. во II кв. 79г. 4 дв. во II кв. 80г. по графику МАП от 07.01.80г. 4 дв. - СЕНТЯБРЬ 80г. | Окончание ГИ ДВИГАТЕЛЕЙ IV кв. 81г.   | РАЗРЕШИТЬ 1-ую поставку с эжекторными соплами.  | КМЗ - обеспечить изготовление двигателей и автоматических сопел к ним для первых 5 сам-тов                       | Поставлено всего 4 двигателя неуконкомплектанных ЭСУД-ами и ГП-22.  |
| ЭСУД-32-1            | —   | 6 комплектов / на КМЗ /<br>1 - 04.80г.<br>1 - 05.80г.<br>1 - 07.80г.<br>1 - 08.80г.<br>1 - 09.80г.<br>1 - 10.80г. | ЗАВЕРШИТЬ поставку в СЕНТЯБРЕ-ОКТАБРЕ 80г.<br>ПРЕДСТАВИТЬ ПРЕДЛОЖЕНИЯ о подкачке и серийных заводов.            | 6 комплектов / на КМЗ /<br>3 - 12.80г.<br>2 - 01.80г.<br>1 - 02.80г.<br>Дальнейшие поставки в согласованный срок | Комплекты находятся на доработках в НИИП.<br>Поставляются: 10 и 11 комп. - 5.08.81г. 8 и 9 комп. - 20.08.81г. |
| ГП-22                | —   | 7 комплектов / на КМЗ /<br>2 - 04.80г.<br>1 - 05.80г.<br>1 - 07.80г.<br>1 - 08.80г.<br>1 - 09.80г.<br>1 - 10.80г. | ЗАВЕРШИТЬ поставку в СЕНТЯБРЕ-ОКТАБРЕ 80г.<br>ПРЕДСТАВИТЬ план-график работ по увеличению ресурса и надежности. | 4 комплекта / на КМЗ для объекта / до 15.01.81г.   | 2 комплекта поставлены<br>2 комплекта находятся на стеновой отработке на КМЗ.                                 |

Очень плохо с разработкой станков в Минстанкопроме. Из 7 станков, заданных правительством, все 7 сорваны по срокам.  
Я просил приехать 1 зам. министра т. Павлова, он сказал, что приехать не может, нас принять не может. Прислал любезное письмо, а станков нет.  
10. Сегодня продвижение в МАП по созданию комплекса «160» таково... мы держим проблему в руках, машина получается по ТТТ, мы поняли грандиозность и масштабность проблемы.  
Мы просим Вас лично, Леонид Васильевич, оказать нам помощь. Перевести работу по созданию «160» для всех оборонных министерств в разряд «Особо важных» и подготовить Распоряжение Совмина.  
По ОКБ им. Туполева Постановлением правительства было задано строительство.

ЭЛЕМЕНТНОЕ ОБЕСПЕЧЕНИЕ СИСТЕМ

|                  |   |
|------------------|---|
| С<br>Э<br>З      | 1. КОММУТАЦИОННАЯ АППАРАТУРА<br>с возможностью коммутации малых токов (10 <sup>-4</sup> ; 10 <sup>-6</sup> ) с характеристиками, удовлетворяющими требованиям к бортовому оборудованию в номенклатуре по требованиям ММЗ „Опыт“ . Разработчик НИИРК.  |
|                  | 2. ЭЛЕМЕНТНУЮ БАЗУ для создания БОРТОВЫХ МУЛЬТИПЛЕКСНЫХ СИСТЕМ<br>по требованиям МАЗ, АЗЕРЖИНСК и КБЗ (г. Саратова), (диодные бескоммутационные транзисторы и тиристоры, оптроны с температурами до 125°С) микросхемы. БИС-ы в номенклатуре определяемой указанными предприятиями.  |
|                  | 3. ЭЛЕКТРИЧЕСКИЕ СОЕДИНИТЕЛИ<br>для мультимплексных линий   |
|                  | 4. РАЗРАБОТАТЬ И ОБЕСПЕЧИТЬ поставку в 1983-84 годах ОПЫТНЫХ ОБРАЗЦОВ<br>-МОДУЛЕЙ СВЕТОДИОДНОГО ЭКРАНА (желтого цвета) для бесшовной стыковки с шагом 0,4 мм и системой управления ПИИ „Салют“<br>-ТОНКОПЛЕНОЧНЫХ ЭЛЕКТРОЛЮМИНЕСЦЕНТНЫХ ИНДИКАТОРОВ (желтого цвета) с шагом 0,4 мм ППО „Палатин“<br>провести НИР с окончанием в 1983г. по разработке указанных элементов в многоцветном варианте. |
| П<br>Э<br>Т<br>Г | 5. РАЗРАБОТАТЬ И ПОСТАВИТЬ в 1983г. многоцветные киноэкраны с квадратной маской (с расширением опытной производственной базы) АЛЬФОВСКОЕ КД   |
|                  | 6. ОБЕСПЕЧИТЬ поставку с приемкой заказчиком элементов отобранных совместными приказами организации Л/Я А-1501 и п/и в 2512 №18/170 от 3/IV 1978г., №124/111 от 26/IV 1978г., №185/138 от 22/IV 1979г. и совместным решением от 19/VIII 1979г. с Т-П кв. 1982 г.  |
|                  | 7. НЕ ОСВОДЕН СЕРИЙНЫЙ ВЫПУСК лампы обратной лампы „Зажиг“ для изделия „Кипарис-07 м“. Разработчик п/я А-5596   |
| М<br>Х<br>П      | 1. ИСТОЧНИКИ СВЕТА<br>с галогенным циклом для ламп-ФАР  |
|                  | 2. ЭЛЕКТРОЛЮМИНЕСЦЕНТНЫЕ ИСТОЧНИКИ СВЕТА<br>для подсвета щитков и панелей, а также для огней полета строем  |
|                  | 3. МАЛОИНЕРЦИОННЫЕ И ИНЕРЦИОННЫЕ ПРЕДОХРАНИТЕЛИ<br>на токи 200 : 600 А  |
|                  | 1. ТЕРМОУСЯЖИВАЕМЫЕ ФАСОННЫЕ ДЕТАЛИ<br>по ТТТ МАП (НПО „Пластополимер“ )<br>2. МАГНИТОФОННАЯ ЛЕНТА на лавсановой основе. Шестиканальное оборудование  |
| М<br>П<br>С<br>С | 1. РЕЛЕ « КОНТАКТОРЫ »<br>удовлетворяющие требованиям отрасли (по техническим параметрам и ресурсам )   |
|                  | 1. ОБЕСПЕЧИТЬ поставку в 1983 году оптической системы для ИНТО, ГИПО КАЗАНЬ   |

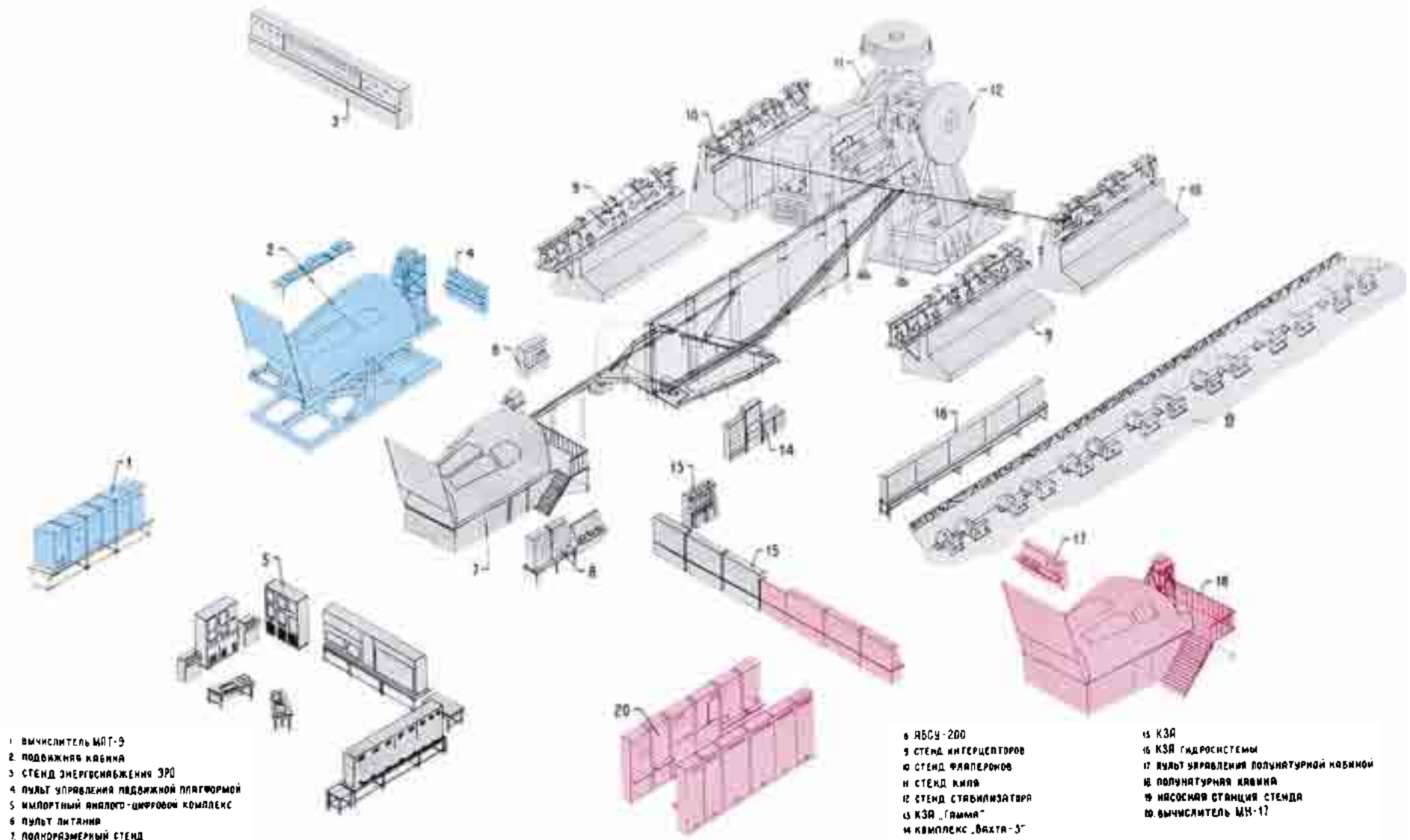
W. STEPHENSON  
CHIEF OF POLICE  
CITY OF NEW YORK  
JAN 10 1965

## СТЕНДОВЫЕ РАБОТЫ ПО ШАССИ изд. "70"

[illegible]

160

## КОМПЛЕКСНЫЙ СТЕНД СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ

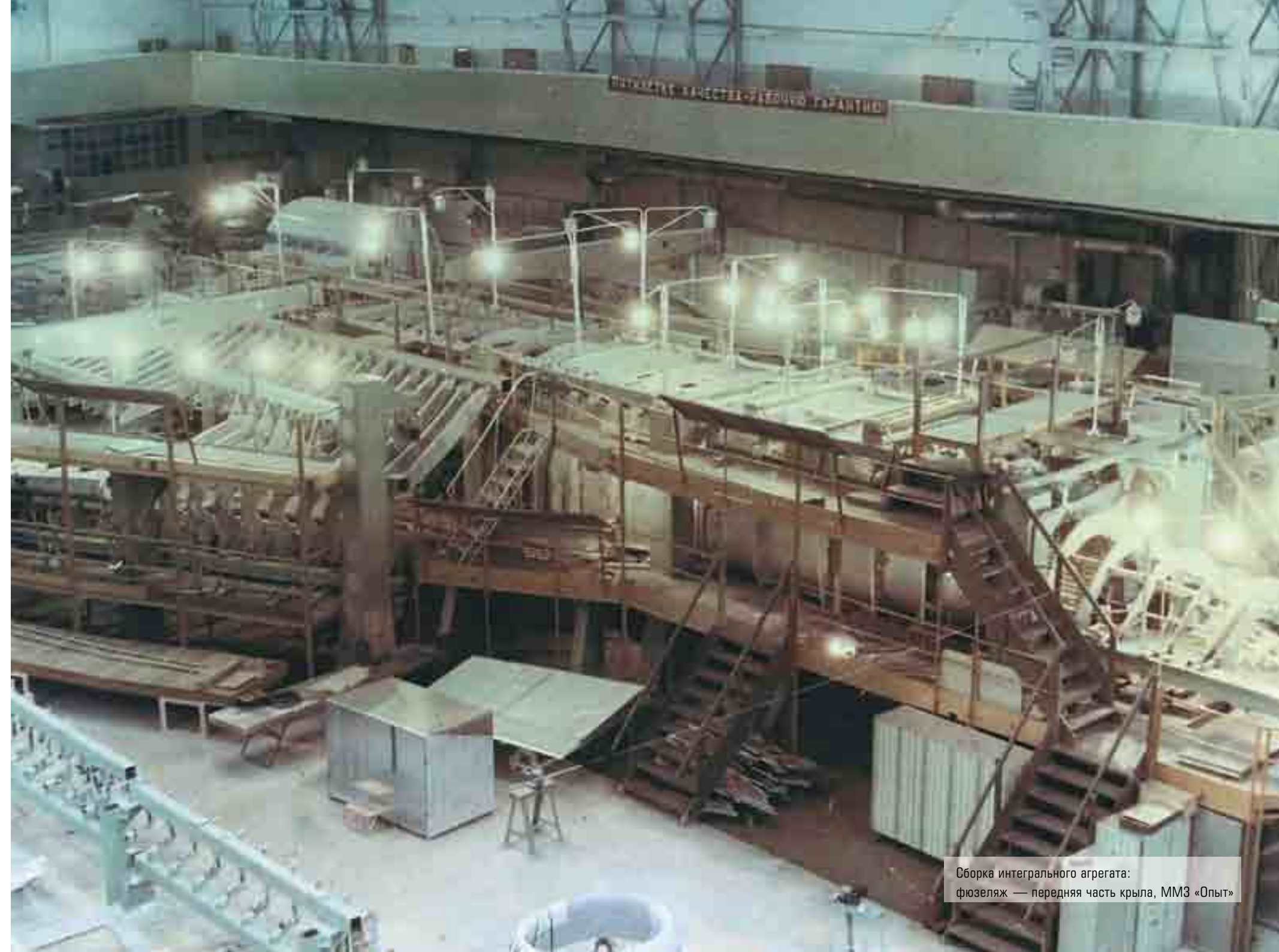


161





Станция сборки фюзеляжа, ММЗ «Опыт»



Сборка интегрального агрегата:  
фюзеляж — передняя часть крыла, ММЗ «Опыт»









Стыковка фюзеляжа и передней части крыла (ПЧК).  
ММЗ «Опыт», ноябрь 1979 г.



1, 2. Сборка интегрального агрегата: фюзеляж – передняя часть крыла.  
ММЗ «Опыт», 1979 г.  
3. Стенд для отработки аварийного покидания самолета.

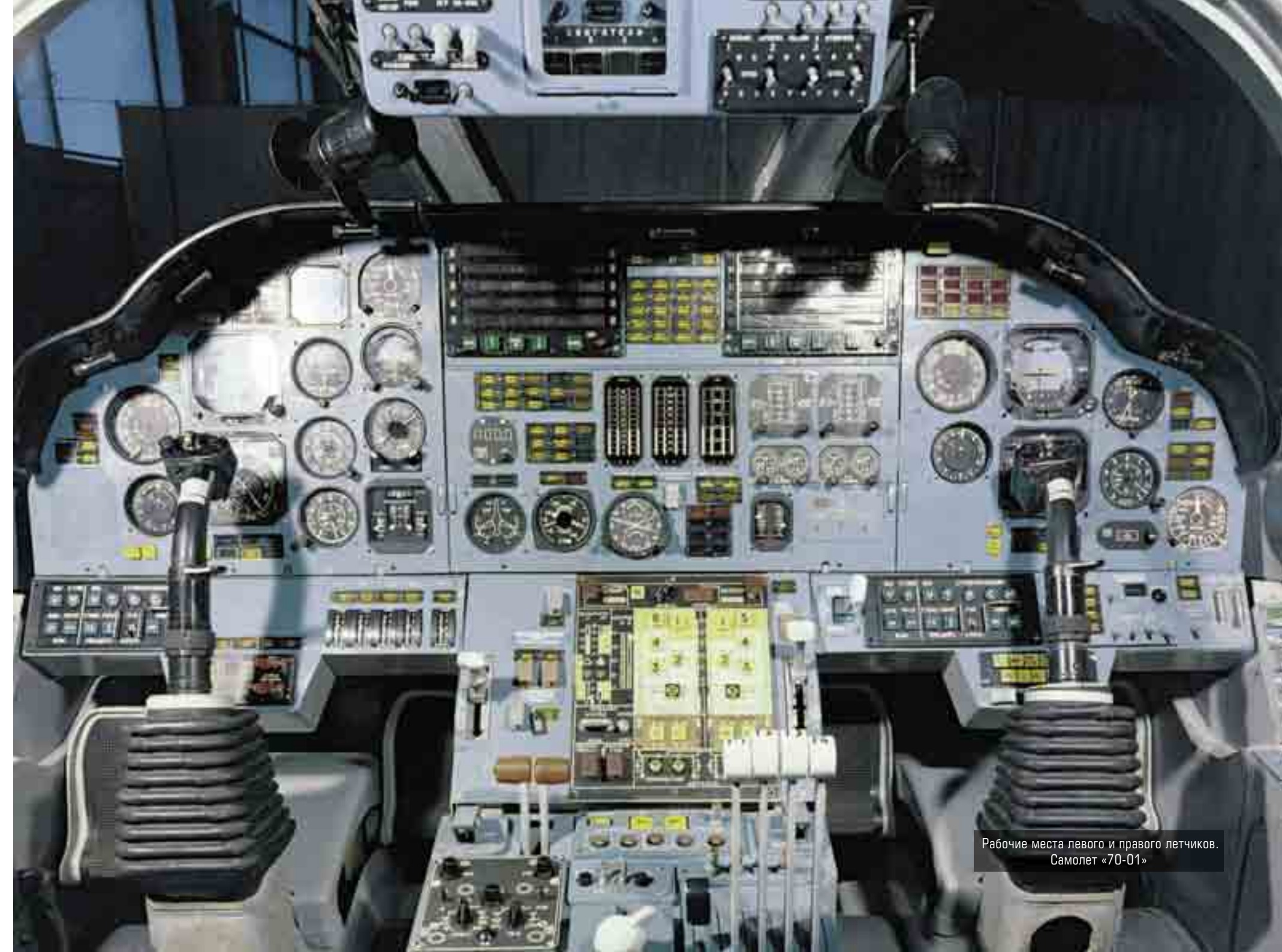




Рабочее место оператора. Самолет «70-01»



Рабочее место штурмана. Самолет «70-01»



Рабочие места левого и правого летчиков.  
Самолет «70-01»





В. П. Шунаев

**В. П. Шунаев**, начальник ПКЦ «Прочность» ПАО «Туполев»

Первый сигнал о том, что ОКБ будет проектировать новый военный стратегический самолет, для нас прозвучал еще в 1974 году, когда А. П. Ганнушкин собрал у себя в кабинете при занавешенных окнах очень ограниченное число специалистов отдела прочности, показал принесенный им общий вид какого-то самолета и попросил подумать над ключевыми вопросами прочности. До этого ОКБ уже проектировало самолет с поворотным крылом Ту-22М, но его конструктивно-силовая схема была более понятной: вот крыло, вот фюзеляж. У нас уже был самолет с так называемой интегральной силовой схемой — Ту-144. Новый самолет содержал и то, и другое. Познакомившись с самолетом, разошлись. Следующие разговоры по самолету состоялись, во-первых, не так скоро, а во-вторых, уже без А. П. Ганнушкина. Все дальнейшие планы работ мы обсуждали под руководством В. В. Сулименкова.

Главным конструктором самолета стал Валентин Иванович Близнюк. До этого он разрабатывал конструкции беспилотных изделий ОКБ, компоновал самолет Ту-144, имел большой опыт работ конструктора и, как мне кажется, был менее подвержен повторению пройденного. Ведь среди создателей самолетов всегда считалось, что проект будет наиболее успешным, если в его конструкции применяется большой объем уже отработанных решений, а революционная новизна должна вводиться постепенно, по 15–20%. Самолет Ту-160 был без сомнения столь же революционным, как и Ту-144. Выбор В. И. Близнюка в качестве Главного конструктора самолета поэтому был не



Отдел прочности

случаен, а время показало правильность такого решения.

Прочнистам прежде всего было необходимо учесть ошибки прошлых лет, исходя из работ по самолетам Ту-154 и Ту-22М. Одна из них — пассивное участие прочнистов в выборе материала для силовой конструкции. А в середине 1970-х обстановка вокруг авиационных материалов изменилась. Если в 1960-е годы и ранее основная масса алюминиевых сплавов шла в авиацию, а чуть позже и в космос, то во второй половине 1970-х началось широкое применение алюминиевых сплавов в других отраслях промышленности и в первую очередь в строительстве. Для новых потребителей не было необходимости в высоком качестве материалов. А так как сырье для

алюминиевых сплавов перерабатывалось в одних и тех же печах, печи «загрязнялись» примесями. Чтобы произвести нужные слитки для авиации, печи надо было промывать промежуточными плавками. Полученный при промывочных плавках «промежуточный» материал еще не годился для авиации, а для потребителей в других областях оказывался слишком дорогим.

Поэтому одно из первых направлений работы прочнистов по новому самолету — разработка требований прочности к свойствам материалов, которые должны быть применены на самолете Ту-160. В Нормах прочности того времени были лишь общие, расплывчатые указания о том, что материал должен обеспечивать необходимую прочность, сохранять свои свойства и пр.



Бригада прочности крыла и оперения



Бригада ресурса



Бригада динамически подобных моделей



Бригада прочности фюзеляжа



А. П. Ганнушкин



В. В. Сулименков





Бригада флаттера



Бригада испытаний образцов и материалов



Бригада прочности: шасси и управление



Бригада внешних нагрузок



Бригада прочности: мотоустановки и спецподвески

В АП-25, введенных в действие только в 1994 году для гражданских самолетов, указания по определению и учету свойств конструкционных материалов — уже весьма строгие и конкретные. Разработкой своих требований к материалам самолета Ту-160, а затем и Ту-204, прочнисты ОКБ, можно сказать, опередили время в понимании того, что существующих в Нормах указаний недостаточно. Это начинание было поддержано в ЦАГИ, специалисты которого приняли активное участие в формировании требований к материалам. Уже упоминалось, что в выборе материалов важную роль играли технологи предприятия, более того — они в ОКБ курировали связи ОКБ с ВИАМ, так же, как прочнисты курировали связи с комплексом прочности ЦАГИ. Поэтому, что очень важно, это было поддержано

и главным технологом предприятия С.А. Вигдорчиком, который с присущей ему инициативой взялся руководить взаимоотношениями с ВИАМ по разработке таких материалов. В результате появились материалы Д16ЧТ, В95пчТ2. Оказалось потом, что свойства, например, нового Д16ЧТ соответствуют свойствам старого Д16Т. То есть, упрощенно говоря, такими действиями в производстве материалов удалось отделить материал для авиации от материала для строительства.

Одновременно надо было найти совсем новые материалы и технологии для некоторых весьма ответственных агрегатов. В первую очередь надо было решить, из чего делать центроплан, который из-за особенностей компоновки получался очень нагруженным. С.А. Вигдорчик сначала взялся за

исследования существующих титановых сплавов. Результаты исследований, которые проводились в его детище — Отделе технологических лабораторий (ОТЛ), он регулярно сообщал прочнистам в различной форме — просто в беседе с людьми, на специальных совещаниях, которые часто проходили как семинары. Семен Абрамович сыграл огромную роль в нашем образовании и не только, когда речь шла о материалах. Он много и тщательно исследовал соединения, их прочность и усталостную долговечность, сотрудники под его руководством обобщали проводимые исследования, и на этой основе рождались хорошие диссертации В.В. Садкова, Л.Д. Брондза, Ю.Н. Арцибасова, В.Ф. Воронова, В.А. Гринберга. В поисках титанового сплава С.А. Вигдорчиком, конечно, в сотрудничестве с ВИАМ, был создан сплав ВТ6ч, лучший в мире и на сегодня. К сожалению, результатами этой работы С.А. Вигдорчика сегодня широко пользуется не наша промышленность, а американская: фирма «Боинг» закупает ВТ6ч в больших количествах для своих самолетов.



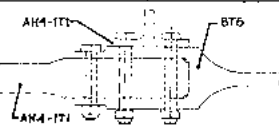
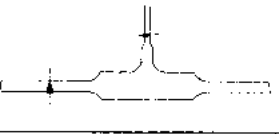

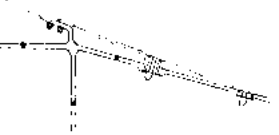
В 1990-х годах распался Советский Союз. На территориях республик осталась общая собственность страны, с которой каждая вновь образованная страна поступала так, как считала нужным.

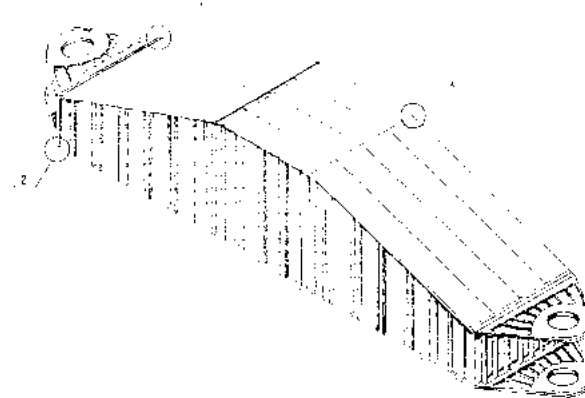
На территории Украины в точке базирования самолетов Ту-160 в Прилуках остались самолеты Ту-160 — собственность Украины. Руководство Украины приняло решение эти самолеты уничтожить. Но на это нужны деньги! Самолеты уничтожались на американские деньги и, разумеется, с участием американцев. Американцы хорошо исследовали наш самолет. И не только ВТ6ч.



### ВЕСОВАЯ ЭФФЕКТИВНОСТЬ СВАРНОГО ТИТАНОВОГО ВАРИАНТА ОСНОВНОЙ БАЛКИ

ОСНОВНЫЕ СТЫКИ КОНСТРУКЦИИ  
ВЕС ИХ ПРИ АЛЮМИНИЕВОМ И ТИТАНОВОМ СВАРНОМ ИСПОЛНЕНИИ АГРЕГАТА

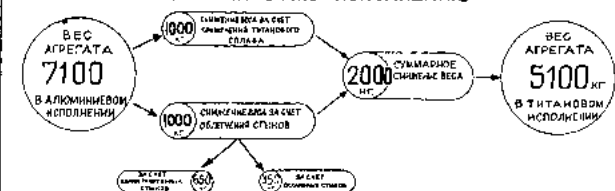
| №<br>ПЗН   | НАИМЕНОВАНИЕ СТЫКА                | ВИД СТЫКА   | ВЕС СТЫКА<br>С УЧЕТОМ ПЕРИ-<br>МАЖА (кг)   | ВЕС СТЫКА<br>С УЧЕТОМ<br>ВЕСА КИТ |
|--|-----------------------------------|-------------|--|-----------------------------------|
| 1  | СТЫК ВЕРХНИЙ<br>УТОРЦЕВОЙ НЕРВЮРЫ | АЛЮМИНИЕВЫЙ |   | 505                               |
|  |                                   | ТИТАНОВЫЙ   |   | 180                               |
| 2  | СТЫК НИЖНИЙ<br>УТОРЦЕВОЙ НЕРВЮРЫ  | АЛЮМИНИЕВЫЙ |   | 415                               |
|  |                                   | ТИТАНОВЫЙ   |   | 160                               |
| 3  | СТЫК ВЕРХНИЙ<br>УБОРЦЕВОЙ НЕРВЮРЫ | АЛЮМИНИЕВЫЙ |   | 128                               |
|  |                                   | ТИТАНОВЫЙ   |  | 80                                |
| СНИЖЕНИЕ ВЕСА ЗА СЧЕТ ОБЛЕГЧЕНИЯ УКАЗАННЫХ СТЫКОВ ПРИ<br>ТИПОВОМ ИСПОЛНЕНИИ АГРЕГАТА |                                   |             |  | (кг) 650                          |



СРАВНЕНИЕ НЕКОТОРЫХ ХАРАКТЕРИСТИК  
АЛЮМИНИЕВОГО СПЛАВА АК-4-ТТ и ТИТАНОВЫХ  
СПЛАВОВ ВТ6 и Ti-6Al-4V

| МАРКА<br>СОЛДА | УДЕЛЬНЫЙ<br>ВЕС<br>(г/см <sup>3</sup> ) | ПРЕДЕЛ<br>ПРОЧНОСТИ<br>$\sigma_{0.2}$<br>(кг/мм <sup>2</sup> ) | ПРЕДЕЛ<br>ТЕЧНОСТИ<br>$\sigma_{0.05}$<br>(кг/мм <sup>2</sup> ) | ЖЕСТКОСТЬ<br>УПРУГОСТИ<br>E<br>(кг/мм <sup>2</sup> ) | УДЕЛЬНАЯ<br>ПЛОТНОСТЬ<br>$\rho$<br>(г/см <sup>3</sup> ) | УДЕЛЬНАЯ<br>ЖЕСТКОСТЬ<br>E/ $\rho$<br>(см <sup>3</sup> /с <sup>2</sup> ) |
|----------------|---|--|--|--|---|--|
| AK4-1T1        | 2,8                                     | 42   | 35   | 7000   | 15  | 2500   |
| BT6            | 4,43                                    | 90-85  | 84   | 12000  | 20,2  | 2700   |
| TL-6AP4V       | 4,43                                    | 90-95  | 84   | 12000  | 20,2  | 2700   |

СНИЖЕНИЕ ВЕСА АГРЕГАТА ПРИ ПЕРЕХОДЕ ОТ АЛЮМИНИЕВОГО  
К ТИТАНОВОМУ ИСПОЛНЕНИЮ



Когда говорят о материале, то имеют в виду не только его химическую формулу. Формула, грубо говоря, это слиток. После слитка материал должен быть обработан в полуфабрикат — в лист, плиту, прессованный профиль, штамповку. До

применения процессов получения полуфабриката слиток также проходят определенные технологические процедуры – он проковывается, термообрабатывается и т. д. Поэтому материал – это сплав + изготовление полуфабриката + термо-

*обработка. Именно под руководством С.А. Вигдорчика при создании ВТ64 были исследованы и доведены до серийного производства все эти процессы.*

Недавно главный металлург предприятия О.П.Авдеева рассказала мне о том,

МЕРОПРИЯТИЯ ПО ТЕХНОЛОГИЧЕСКОМУ  
ОБЕСПЕЧЕНИЮ ИЗГОТОВЛЕНИЯ СВАРНОЙ  
ТИТАНОВОЙ ОСНОВНОЙ БАЛКИ

| №  | НАИМЕНОВАНИЕ МЕРОПРИЯТИЯ  | ОБЕСПЕЧЕНИЕ<br>— РАБОТНИКИ  |
|----|---|---|
| 1  | СОЗДАНИЕ УСТАНОВКИ ДЛЯ ЭЛЕКТРОНО-ЛУЧЕВОЙ СВАРКИ В ВАКУУМЕ АГРЕГАТА С ГАБАРИТАМИ $1,6 \text{ м} \times 6,22 \text{ м} \times 2 \text{ м}$                        | ММЗ, ГТУ, ИНАТ<br>ИЗБ. МЫ ПАТОНА<br>ММЗ, ЭЛ. ТЕХ. АППА-<br>РАТ, ММЗ, СВЕТЛ. А-<br>ММЗ, ОПЫТ. Р.Э.М. |
| 2  | СОЗДАНИЕ УСТАНОВКИ ДЛЯ ДИФФУЗИОННОЙ СВАРКИ ДЕТАЛЕЙ БОЛЬШИХ И ЦЕНТРИХ ГАБАРИТОВ  | ИНАТ, ВИА М<br>ИЗБ. МЫ ПАТОНА<br>ММЗ, ОПЫТ. Р.Э.М.  |
| 3  | СОЗДАНИЕ УСТАНОВКИ ДЛЯ ЭЛЕКТРОДУГОВОЙ СВАРКИ  | ИЗБ. МЫ ПАТОНА<br>ИНАТ, ВИА М<br>ММЗ, ОПЫТ. Р.Э.М.  |
| 4  | СОЗДАНИЕ УСТАНОВКИ ДЛЯ АВТОМАТИЧЕСКОЙ ДУГОВОЙ СВАРКИ В СРЕДЕ ЗАЩИТНЫХ ГАЗОВ РЕБРИСТЫХ ПАНЕЛЕЙ   | ИНАТ<br>ММЗ, ОПЫТ. Т.М.З.   |
| 5  | СОЗДАНИЕ МЕТАЛЛОРЕЖУЩИХ СТАНКОВ ДЛЯ ОБРАБОТКИ КРУПНОГАБАРИТНЫХ ПАНЕЛЕЙ И СТЫКА ( $B=2,5 \text{ м}$ , $L=16 \text{ м}$ )   | ИНАТ  |
| 6  | СОЗДАНИЕ ОБОРУДОВАНИЯ ДЛЯ ТЕРМИЧЕСКОЙ ОБРАБОТКИ КРУПНОГАБАРИТНЫХ УЗЛОВ В ВАКУУМЕ (МАКСИМАЛЬНЫЕ ГАБАРИТЫ УЗЛА $20 \times 22 \times 2 \text{ м}$ ) И ДРУГИХ УЗЛОВ | ИНАТ<br>Р.Э.М.  |
| 7  | СОЗДАНИЕ ВАНН ДЛЯ РАЗМЕРОВОЙ И ОБЛАГОРОЖИВАЮЩЕЙ ХИМИЧЕСКОЙ ТРАВЛЕНИЯ КРУПНОГАБАРИТНЫХ ПАНЕЛЕЙ ( $30 \times 50 \times 2000 \text{ мм}$ )                         | ИНАТ<br>ВИА М<br>ММЗ, ОПЫТ.<br>ИНИНТЕРСЕРВ  |
| 8  | РАЗРАБОТКА ЭФФЕКТИВНЫХ ПЕРАЗРУШАЮЩИХ МЕТОДОВ КОНТРОЛЯ КАЧЕСТВА СВАРНЫХ СОЕДИНЕНИЙ   | ВИА М<br>ИНИНТЕРСЕРВ<br>ИНАТ<br>ИЗБ. МЫ ПАТОНА  |
| 9  | СОЗДАНИЕ СПЕЦИАЛЬНОЙ СБОРОЧНО-СВАРОЧНОЙ ОСНАСТКИ, УЧИТЫВАЮЩЕЙ ОСОБЕННОСТИ МЕТОДОВ — СВАРКИ  | ММЗ, ОПЫТ.<br>Т.М.З.  |
| 10 | ОБЕСПЕЧЕНИЕ АГРЕГАТА ВЛАДИМИРА БОЛЬШИХ ГАБАРИТОВ ( $2,5 \text{ м} \times 18 \text{ м} \times 185 \text{ мм}$ )  | ВИА Л<br>Э.Б. ГУ  |

## ПРОИЗВОДСТВО, ИСПЫТАНИЯ И ДОВОДКА ПЕРВЫХ ОПЫТНЫХ ОБРАЗЦОВ

что в самолете Ту-144 их не удовлетворяла структура, а вместе с ней и характеристики плиты тоже из титанового сплава BT-20. С ним долго мучились и в конце концов пропустили на самолет таким, каким он получился. Когда в металлургическом производстве была отработана технология получения плит из BT6ч, решили посмотреть: а что если применить разработанное для BT20? Специально заказали плиту из BT20 и провели ее по технологии для BT6ч — получился совсем другой, намного лучший материал!

Одна из проблем при применении титановых сплавов — их обработка. Поэтому в опытном производстве отработывались технологии механической обработки титана, разрабатывались технологические указания, которые потом вместе с чертежами были переданы на серийный завод и превратились в производственные инструкции. Центроплан — агрегат, который замыкает на себя все силы, приходящие на крыло и фюзеляж, его напряженное состояние является весьма сложным. Поэтому, а еще потому, что была выявлена некоторая чувствительность ВТ6ч к концентрации напряжений, решено было соединять элементы центроплана сваркой. В институте Е. О. Патона был разработан новый способ сварки — электронно-лучевой. Была создана и промышленная установка для такой сварки. Эти установки были изготовлены для серийного завода, и одна установка — для опытного производства ОКБ. В опытном производстве была отработана технология сварки, которая также была передана в серийное производство, что значительно облегчило запуск самолета в серию.

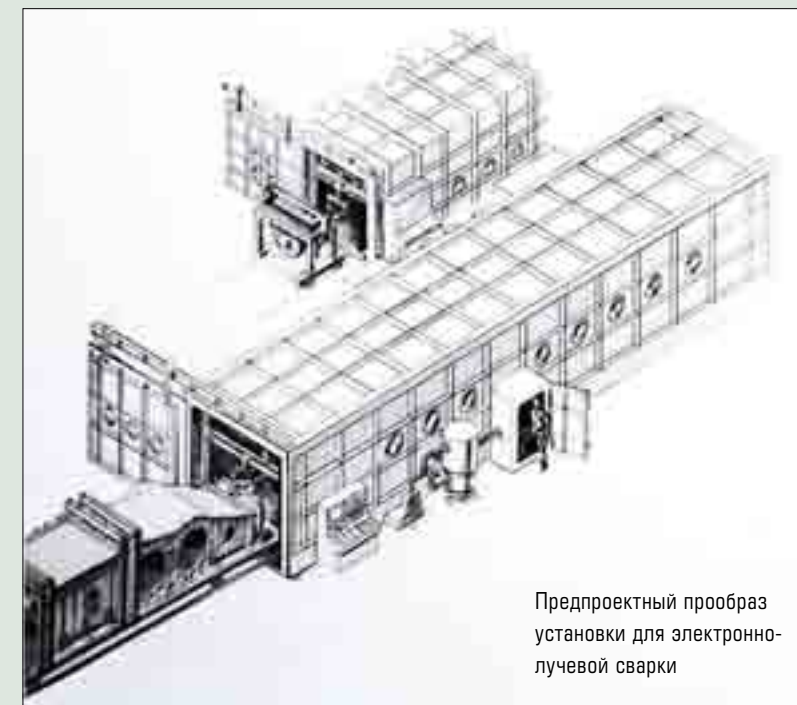
Итогом работ по материалам и их свойствам было установление для проектирования расчетных характеристик материалов, которыми должны были руководствоваться все конструкторские отделы. Сегодня такая часть организации работ по проектированию является, очевидно, необходимой, но тогда это был первый и важный шаг в проектировании, до этого конструкторы пользовались данными Справочника ВИАМ без всяких поправок, что неправильно.

За выбором материалов и назначением их характеристик должно было последовать решение: на какой уровень расчетных напряжений проектировать каждый агрегат и в первую очередь нижнюю панель крыла. Следовало добиться такого уровня напряжений, чтобы в длительной эксплуатации не возникли повреждения от усталости материала, учесть требования по статической прочности, остаточной прочности при достаточно больших трещинах, а также приемлемой длительности развития усталостных трещин.

Если какой-то экземпляр спроектированного пассажирского самолета будет постоянно летать на коротких линиях с относительно небольшими взлетными весами, а другой постоянно с максимальными взлетными весами, то вырабатывать ресурсные возможности самолета эти экземпляры будут по-разному. В более heavily нагруженном самолете трещины могут появиться раньше и расти быстрее. При проектировании самолета Ту-160 выбор уровня напряжений осложнялся тем, что самолет проектировался как многоцелевой. То есть он мог летать по простым профилям типа «взлет — длительный полет на эшелоне — посадка»,



В кабинете А. Н. Туполева. Слева направо стоят — И. Б. Иосилович, А. А. Архангельский, С. А. Вигдорчик, Ю. В. Любимов, А. Н. Туполев, В. П. Сахаров



### Предпроектный прообраз установки для электронно- лучевой сварки





Поздравление  
В. В. Сулименкова.  
Слева направо:  
В. Н. Перельштейн,  
Б. Л. Меркулов,  
Ю. М. Фейгенбаум,  
В. С. Мартынов,  
Е. Карасева  
Л. В. Колобашкина,  
В. В. Сулименков,  
Ф. А. Кочарян

мог выполнять тренировочные полеты типа «взлет — полет по небольшому кругу — посадка», а мог летать и по сложным профилям — с наличием участков полета на малых высотах, где на выработку ресурса существенно влияет болтанка. Поэтому впервые перед представителями заказчика Министерства обороны была поставлена задача — заранее определить, сколько в общей наработке самолета каких типовых профилей полетов будет. После многочисленных убеждений и обсуждений такие данные были официально помещены в ТТЗ на самолет, что сделало работу прочнистов более

конкретной, но вместе с тем и более ответственной.

Нельзя сказать, что все предпринимаемые прочнистами вместе с ЦАГИ такие шаги по обеспечению прочности в процессе проектирования — и по материалам, и по конкретизации ожидаемой нагруженности самолета в эксплуатации — встречали понимание руководства.

Приблизительно в это время родилась идея разработать свой диплом «Почетного прочниста», отражающего с горьким юмором обстановку, в которой прочнистам приходилось решать свои проблемы. Впоследствии этот диплом был вручен

многим уважаемым людям ОКБ и авиапромышленности.

Вот его текст:

«Прочность — это свойство конструкции минимального веса, неизвестным способом изготовленной из материалов с неизвестными характеристиками, в формах, не поддающихся анализу, под воздействием неизвестных нагрузок никогда не разрушаться». И далее:

«Почетный прочнист — это человек, который может доказать любому наличие этого свойства (прочности), не прибегая к экспериментальным исследованиям и расчетам на ЭВМ».

Распределение работ в ОКБ по разработке чертежей было следующим:

— носовая часть фюзеляжа с кабиной пилотов — неизменный в таких случаях отдел Ф2 каркасного подразделения ОКБ во главе с И. С. Лебедевым;

— следующие за носовой частью передний грузовой отсек с наплывом крыла, в котором размещались топливные баки, а также следующий за этим отсеком центроплан и поворотный узел крыла — конструкторский отдел Томилинского филиала во главе с Д. И. Гапеевым;

— задний грузовой отсек с мотоотсеком — отделы центроплана и крыла каркасного подразделения, возглавляемые А. С. Прытковым;

— хвостовая часть фюзеляжа — отдел Ф1 во главе с В. Т. Жвакиным;

— поворотная часть крыла — конструкторские отделы Казанского филиала;

— поворотный киль и стабилизатор — отдел оперения каркасного подразделения, возглавляемый С. И. Петровым.

Надо сказать, что когда основные конструктивные решения по самолету были

проработаны и образовался фронт работ для выпуска чертежей, по указанию Министерства другие ОКБ направили в ОКБ Туполева своих конструкторов и прочнистов. Такие решения принимались и раньше, в меньшей степени при создании Ту-154, в большей — при создании Ту-22М и Ту-144. Поэтому в этих самолетах и самолете Ту-160 есть результаты труда ильюшинцев, антоновцев, милевцев, камовцев.

Правительством была поставлена задача — создать самолет в предельно короткие сроки. Министерством авиационной промышленности был проанализирован опыт разработки отечественной техники и, насколько это было тогда возможно, учтен зарубежный опыт разработок. Были сделаны выводы. Наши самолеты вводились в эксплуатацию за семь-восемь лет с начала активной фазы их разработки, у американцев эти сроки были значительно меньше. Почему? Было установлено, что у нас значительное время из этих семи-восьми лет занимала доводка уже летающего на летных испытаниях самолета до окончательного типа. У американцев значительная часть отработок происходила на отдельных специальных стендах. Поэтому было принято важное решение о постройке стендов для отработки систем самолета и конструкторских решений. Ко времени начала работы над проектом самолета Ту-160 был сдан в эксплуатацию лабораторно-экспериментальный комплекс (ЛЭК). Начальником этого очень большого хозяйства был назначен В. П. Терновенко. Вот в этом комплексе и решено было сосредоточить большую часть стендов самолета Ту-160. Но для того, чтобы оснастить лабораторным

оборудованием эти стенды, а также отраслевые лаборатории институтов, которые в большом числе были задействованы в работе по программе самолета Ту-160, надо было закупить необходимое лабораторное оборудование. Лабораторное оборудование было необходимо также и для тех лабораторий прочности, в которых планировалось проводить статические и ресурсные испытания самолета и его агрегатов. Министерство потребовало от ОКБ представить план оснащения лабораторий. А. А. Туполев, учитывая, что значительная часть оборудования связана с прочностными вопросами, назначил В. В. Сулименкова ответственным за работу по всем закупкам. В свою очередь Вячеслав Васильевич взял к себе в помощники И. П. Сухарева, в то время начальника ЛИК. Оборудование по автоматическим системам нагружения приобреталось в ОКБ для ЛИК, отдела технологических лабораторий (ОТЛ), для ЛЭК. Кроме этого, в план технического перевооружения лабораторий вошли ЦАГИ, ВИАМ, СибНИА. С помощью этих закупок в перечисленных лабораториях появились современные, основанные на управлении компьютером испытательные машины, силовозбудители, средства исследований материалов.

Мечта любого инженера — знать величину напряжений в детали без всяких расчетов. Почти маниловщина — а вдруг есть такой чудесный прибор: ткнул чем-то в точку на детали, а он тебе выдает напряжения. При анализе имеющихся сведений о разработках в мире такой прибор обнаружили — анализатор напряжений. Закупили его для технологгов, задействовали. Технологи начали

«тыкать» прибором во все детали, во все точки на них. А мы с нетерпением ждали результатов. Но первые же проведенные Л. Д. Брондзом исследования на этом приборе показали, что практически в каждой точке любой детали есть напряжения и они равны пределу упругости — текучести. С. А. Вигдорчик первым понял и объяснил нам нашу безграмотность: прибор измерял в микроскопическом объеме материала остаточные напряжения, без которых не выходит ни одна деталь после применения к ней процессов механообработки, деформирования и термообработки.

К В. В. Сулименкову как ответственному за закупки оборудования шли со служебными записками специалисты всех подразделений ОКБ и завода. Были и такие, в общем-то болеющие за дело люди, которые вели себя бестактно, доставали его постоянно, буквально не давали прохода. Жизнь Вячеслава Васильевича, а вместе с ним и Игоря Петровича Сухарева превратилась в ад.

Начальнику КБ Томилинского филиала Д. И. Гапееву это стоило телефонного аппарата.

В Томилино шло совещание прочнистов по текущим вопросам с участием Вячеслава Васильевича, когда секретарь сообщил Д. И. Гапееву, что звонят из московского ОКБ и просят к телефону Сулименкова. Продолжая беседу, Вячеслав Васильевич подошел к телефону. Звонил конструктор, который настырно доставал его днем и ночью. Вячеслав Васильевич молча слушал, потом несколько раз терпеливо возразил собеседнику, с которым у него этот разговор по закупкам был далеко не первым, потом безуспешно



И. С. Лебедев



А. С. Прытков





Испытания модели  
из оргстекла  
с измерением  
напряжений

пытался еще раз открыть рот — вдруг его глаза налились кровью, и он со всего размаха грохнул трубкой по столу, разнеся ее на осколки.

Все знали его как очень выдержанного человека, и, может, поэтому так испугался за Вячеслава Васильевича бросившийся к нему Д. И. Гапеев — не надо ли вызывать спецсредства.

А Вячеслав Васильевич, с огорчением и смехом рассказывая об этом курьезе, думал, как возместить Д. И. Гапееву аппарат.

Закупки закупками, но нужно было думать, какие исследования, какие опытно-

конструкторские работы надо провести, чтобы обеспечить успех всего проекта по прочности. Уже были выбраны основные, весьма оригинальные конструктивно силовые решения для поворотной части крыла и для центроплана. Традиционно надо было провести работы по испытаниям панелей на сжатие для проверки методов расчета устойчивости панелей, по несущей способности при растяжении, чтобы получить возможность уверенно экстраполировать результаты испытаний на другие зоны конструкции. Все эти работы, безусловно, попали в планы работ. Но с каждым самолетом

возникают и совсем новые проблемы, и таких проблем не могло не быть при работе над Ту-160.

В середине 1970-х годов из численных методов расчета напряженного состояния можно было применить только программу В. Л. Глезера «Начало». Первоначально программа была сделана для расчета конструкций типа крыла — верхняя панель, нижняя панель, нервюры и лонжероны между ними. Углы наклона панелей к горизонтальной плоскости предполагались малыми. В дальнейшем Виктору Львовичу удалось «втиснуть» в программу преобразования системы координат для конечных элементов, которые позволили выполнять расчет оболочечной конструкции любой формы, но, к сожалению, с весьма ограниченным числом узлов, то есть либо небольшого объема, либо с укрупненной идеализацией. Поэтому было принято опять-таки традиционное для туполевского ОКБ решение исследовать сложную конструктивно силовую схему самолета на моделях. Таких моделей было сделано несколько, в том числе из оргстекла для нагружения с тензометрированием, и главная модель — металлическая в масштабе 1:3, также для нагружения с тензометрированием. Расчеты этой модели по «Началу» и последующий расчет реальной конструкции должны были дать надежный материал по общему напряженному состоянию самолета.

В Томилинском филиале проектировали узел поворота. Не берусь анализировать досконально, почему не взяли за прототип узел поворота самолета Ту-22М, который к тому времени доказал свою надежность, скажу только, что различные конструктивно силовые решения подходящих к узлу

поворота агрегатов на самолетах Ту-22М и Ту-160, безусловно, потребовали некоторых новых подходов. Проектируя узел, также начали с моделей из оргстекла, затем из металла в разных масштабах. Специально для отработки уже натурного (окончательной конструкции) узла поворота для установки в ЛИК был заказан стенд, в котором поворот узла с одновременным приложением к нему нагрузок создавался с помощью воздушных подушек.

Большая часть работ по моделированию проводилась в отделе ЛИК под руководством начальника ЛИК И. П. Сухарева, создавшего это направление работ в ОКБ. К великому сожалению, его карьера в ОКБ закончилась весьма неприятными событиями.

Как уже говорилось, И. П. Сухарев был привлечен к работам по закупкам лабораторного оборудования. Для обсуждения вопросов закупок он и А. Г. Календаров были направлены в командировку на иностранную фирму. Два советских инженера из интеллигентных семей, со своими представлениями о культуре поведения и при всем при этом, безусловно, преданные стране и авиации, оказались в новых условиях и... почувствовали свободу. Переговоры, культурная программа, приглашение в семьи фирмачей. Как может русский интеллигент отказываться — надо согласиться и сделать ответный ход, пригласить к себе. А все это — нарушение инструкций. Наблюдение за ними соответствующих органов установило, что у наших сотрудников нет и не было никаких преступных намерений, что перед наблюдателями два наивных «интеллигента». Но выводы сделали и уволили с запретом работать на режимных предприятиях.



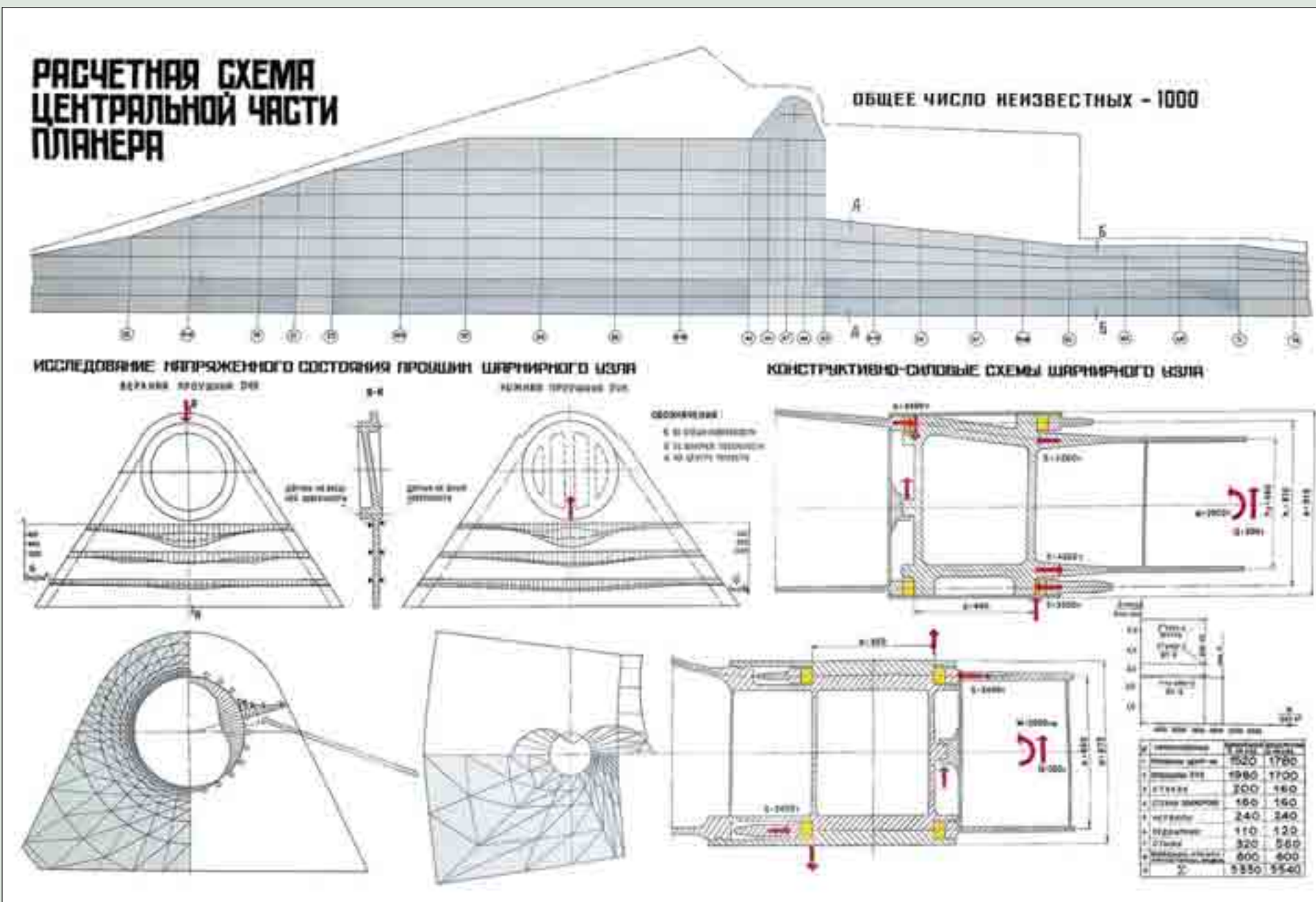
Как тут не вспомнить философию — «Свобода — познанная необходимость!» Подписался под правилами — живи по правилам, или не подписывайся.

Так ОКБ лишилось двух безусловно умных и талантливых инженеров. И. П. Сухарев ушел преподавать в институт, где скоро стал заведующим кафедрой. А. Г. Календаров, высочайшего класса специалист по системам автоматического управления сложными системами, тоже скоро нашел свою нишу в промышленности. А ведь то, что за одного битого двух небитых дают, не учли.

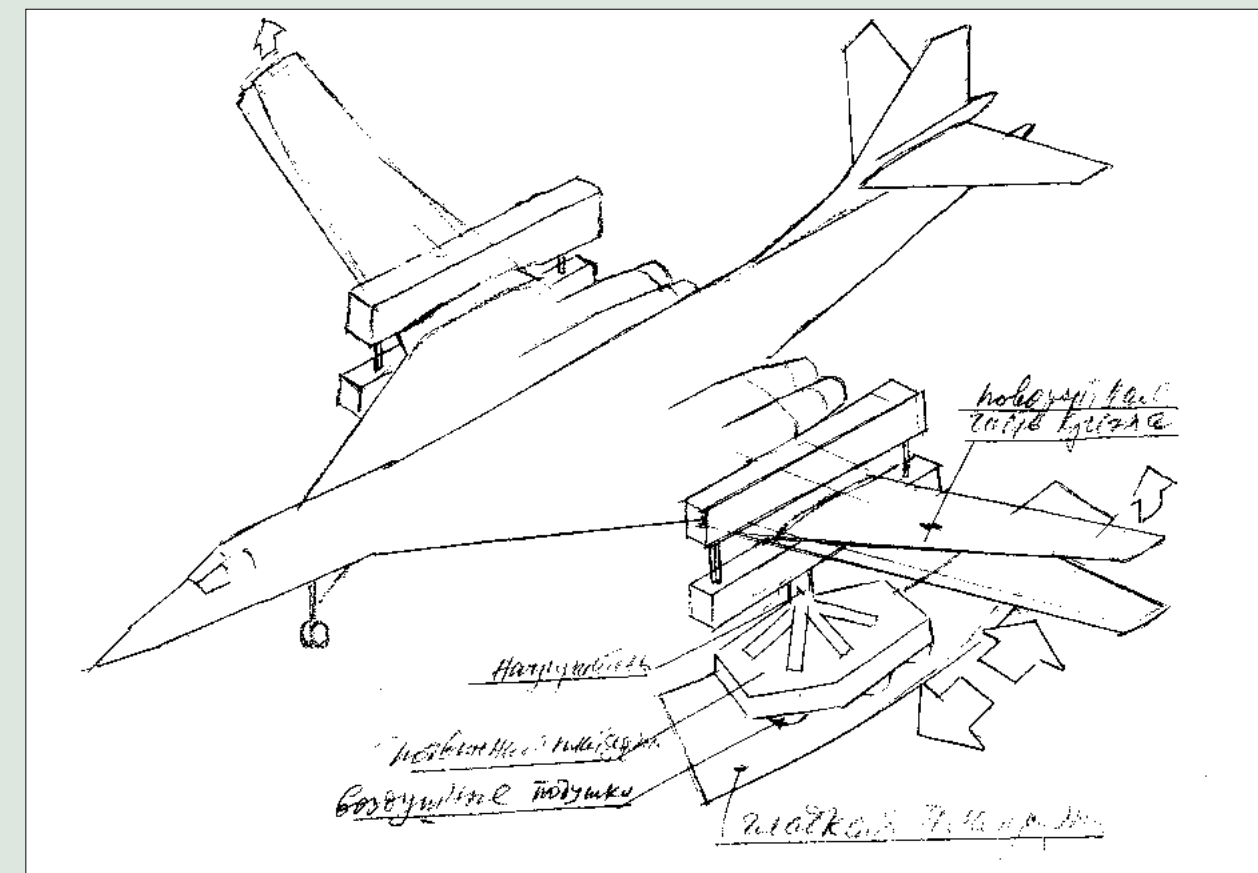
Наряду с уже известными проблемами при проектировании самолета Ту-160 были две совсем новые. Первая — высокий уровень акустических нагрузок в хвостовой части самолета. Нельзя сказать, что мы столкнулись с этой проблемой впервые. Такие нагрузки могут создаваться от разных источников. На самолете Ту-144 мы боролись с высокочастотными пульсациями давления при обтекании в некоторых локальных зонах в районе мотогондол, на нем же были большие акустические нагрузки на хвостовую часть фюзеляжа от выхлопной струи двигателя, что потребовало установки

Металлическая  
конструктивно-подобная  
модель в масштабе 1:3  
в ЛИКе ОКБ





в нижней зоне хвостовой части фюзеляжа титановых защитных панелей. Но на самолете Ту-160 акустические нагрузки оказались очень высокими, и главный удар они наносили по горизонтальному оперению, хотя и о соседних участках конструкции надо было думать. Проблема прочности при акустическом нагружении имеет место не только в авиации. Представьте себе, например, акустические нагрузки от выхлопа носителя космического корабля. Завидую конструкторам, которым в этом случае удалось решить проблему прочности и корабля, и наземного оборудования. Изучая проблему, мы поняли, что необходим системный подход для отработки конструкций, подверженных таким нагрузкам. В ЦАГИ была построена специальная камера, в которой акустические нагрузки создавались специальной сиреной. Были достигнуты договоренности с заводом «Салют», производящим авиадвигатели. Там было выделено помещение для нашего небольшого хозяйства, были сделаны приспособления, на которые при гонках двигателей, вблизи сопла устанавливались опытные панели. Спектр частот в пульсациях давления от выхлопной струи весьма широк, в нем присутствуют частоты, вызванные вращением различных элементов конструкции двигателя от частоты ротора двигателя до частоты лопаток, да и суммарный, измеряемый в децибелах уровень шума, зависит от режима работы двигателя. Все эти составляющие по-разному влияют на нагружение панелей, которые имеют свои собственные частоты. Двигатели специально для нас эти режимы не создавали, они просто гоняли двигатели по своим программам. Поэтому в процессе гонок надо было регистрировать



и анализировать, суммарный уровень шума, время на каждом уровне и спектр. В результате всех проведенных работ по акустике были выбраны нужные конструктивные решения.

Вместе с вице-президентом ОАО «Туполев» П.Д. Казазаевым, в прошлом главным инженером дальней авиации, который эксплуатировал Ту-160 и хорошо его знает, стоим под стабилизатором одного из самолетов Ту-160. Спрашиваю (на самом деле с подвохом): «Петр Денисович, а почему это

на конце стабилизатора концевая нервюра не прямая, параллельная оси самолета, а ломаная — большой кусок, задний конец, как бы отрезан?» Петр Денисович, нахмутив лоб, отвечает: «Ну, Валерий Павлович, так по аэродинамике оптимально». Со смехом ему объясняю, что в летных испытаниях конец стабилизатора не раз трещал, его ремонтировали, пока из очередного полета этот самолет не пришел с оторванным куском. Тогда и решили — пусть такая форма и будет.

Принцип загрузки поворотной части крыла, реализованный на стенде в ЛИКе ОКБ





В. Ф. Кутьинов

Вторая задача, которую надо было решать, была следующей. МАП в директивном порядке принял совершенно правильное решение о применении в конструкциях самолетов композиционных материалов. Директива была подкреплена важными

организационными решениями. Для всех предприятий-разработчиков, то есть самолетных ОКБ, была организована техническая учеба на территориях предприятий. Специалисты ВИАМ, смежных направлений науки, технологи знакомили

нас с многочисленными типами композиционных материалов, их свойствами, способами изготовления, вариантами конструктивных решений. В авиационной отрасли был назначен лидер по разработке технологий и производству



композитивов — ОКБ О. К. Антонова, где организовали соответствующий производственный участок. Композиты, так мы их стали называть, предполагалось применять в различных элементах конструкции самолета, но, конечно, особый вопрос — их применение в деталях основной силовой конструкции самолета. Для решения вопросов в этом направлении в масштабе МАП была организована большая рабочая группа, под общим руководством В. Ф. Кутьинова, начальника НИО-3 ЦАГИ. В эту группу вошли и прочнисты, и материалovedы ВИАМ, и технологи НИАТ.

В. Ф. Кутьинов стал начальником НИО-3 в молодом по тем временам возрасте, но руководство ЦАГИ, его начальник Г. П. Свищев часто поручали ему ответственные задачи, в том числе по взаимодействию с руководством министерства. Его хорошо знал министр авиационной промышленности П. В. Деметьев, замечательный организатор и руководитель.

Владимир Федорович со смехом рассказывал об одной такой встрече.

При расследовании катастрофы с одним из самолетов-истребителей, которая была связана с композитами, его вызвали к министру, чтобы тот мог ознакомиться с документом, который от лица промышленности подготовил ЦАГИ. В документе речь шла о перегрузке самолета в полете, которая обозначается латинскими буквами «п<sub>у</sub>». Прочитав документ, Петр Васильевич сказал: «Все хорошо, только ты убери это «п<sub>у</sub>» (имея в виду «п<sub>у</sub>). Мы-то с тобой знаем, что это такое, а генералы ведь не поймут».

При участии этой группы и В. Ф. Кутьинова конструкции из композиционных

материалов были внедрены на многие самолеты — одновременно с Ту-160 разрабатывались самолеты в ОКБ Сухого и Микояна. Компоновка самолета Ту-160 предусматривала два больших грузовых отсека. На предыдущих самолетах эти отсеки имели стандартную длину семь с половиной метров и закрывались двумя створками — левой и правой. На Ту-160 решено было такие створки разбить по длине — с каждой стороны получилось по две створки — и управлять этими створками не двумя механизмами по торцам, а тремя. Створки решили выполнить из композиционных материалов, и это первый опыт применения композитов в силовой конструкции в ОКБ Туполева.

Створки — простая конструкция, но, учитывая новизну решения, к ним было приковано пристальное внимание не только в ОКБ, но и в ЦАГИ. Всеми расчетами и сопровождением их проектирования занимался я вместе с сотрудником бригады прочности фюзеляжа Н. Г. Корчагиной.

Когда работа над створками была завершена, В. Ф. Кутьинов обратился к нам с просьбой помочь его аспиранту Артему Кудряшову. Артем был одним из разработчиков программы МКЭ «Система-4» в секторе у В. Д. Чубаня, и в этой программе он сделал блок для расчета напряженного состояния конструкций из композиционных материалов, то есть элементов со свойствами анизотропии. Надо было выдать ему все исходные данные по створкам грузового отсека, чтобы он провел расчет по МКЭ и использовал результаты в диссертации как пример внедрения. Не хотелось тратить на это время, но и В. Ф. Кутьинову отказать было нельзя. Все необходимые



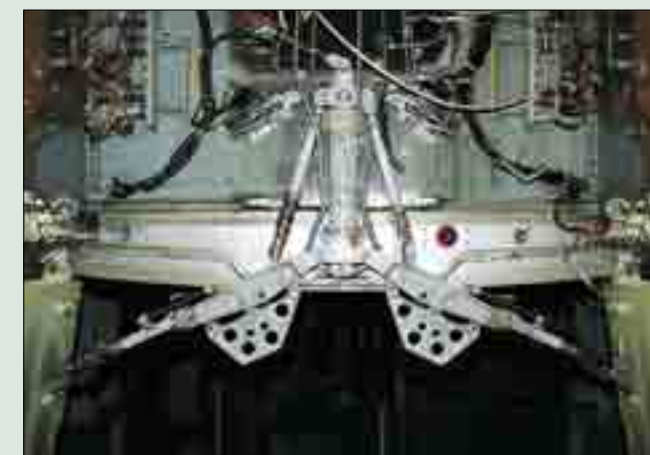
для расчета данные, в том числе и новые нагрузки, на которые мы и сами еще расчеты не делали, были выданы. Месяца через два счастливый от выполненного долга Артем появился в бригаде. Его материалы мы решили поместить в официальный отчет по самолету, но без проверки делать этого было нельзя. Поэтому без задней мысли я взял логарифмическую линейку, стал рассчитывать створку, постепенно получая напряжения в элементе за элементом и сверяя полученное с цифрами Кудряшова. Конструкция, повторяю, простая, и ничего сложного в расчетах нет, но для человека, «упертого» в метод конечных элементов, мои действия оказались чудом. Ведь Артем «убил» на это два

В. В. Сулименков (справа) и министр обороны Д. Ф. Устинов





Стенды ресурсных испытаний систем уборки-выпуска шасси



Стенд ресурсных испытаний створок грузового отсека





В. П. Шунаев (слева) объясняет работу стенда ресурсных испытаний самолета Ту-334, ЛИК ОКБ

месяца. Он пошел по ЦАГИ рассказывать про этот случай, на ровном месте делая из меня легенду. А на самом деле — простой инженерный подход...

В целом большая, дружная работа промышленности над самолетом Ту-160 для прочностов закончилась успешно. Немного вопросов по доработке конструкции поставили результаты статических испытаний, проведенных в ЦАГИ. Хотя для проведения этих испытаний статзал пришлось реконструировать — габариты

частей планера самолета Ту-160, завозимые в статзал для сборки, не проходили между силовыми колоннами зала. В ЦАГИ же разворачивался наисложнейший стенд для проведения ресурсных испытаний. Конструкция стенда должна была не только обеспечивать приложение нагрузок к агрегатам планера, но и обеспечивать перекладку поворотной части крыла под нагрузкой.

На завершающем этапе летных государственных испытаний Ту-160 случился

казус, наверное, стоивший Вячеславу Васильевичу здоровья.

На самолете решил слетать начальник лётно-испытательного института ВВС, генерал. Провожать его в полет собралось все руководство ОКБ во главе с А. А. Туполевым, ЖЛИ и ДБ, военных. После запуска двигателей, перед вылетом полагается опробовать систему управления перемещением по очереди всех рулевых поверхностей. До него все летчики делали это плавно. Генерал, человек простой, вложил в перемещение ручки управления (на Ту-160 — ручка, в отличие от штурвала на всех остальных тяжелых самолетах) все свои силы. И... самолет сильно затрясло на глазах всего руководства.

Уже упоминалось, что такую тряску связывают с неустойчивостью контура «упругий самолет — САУ», а за это отвечают прочнисты. Туполев устроил Сулименкову разнос.

Вячеслав Васильевич начал разбираться вместе с очень хорошим специалистом по САУ бригады вибрации отдела прочности Виталием Бейлиным. На самолете в ЖЛИ и ДБ круглые сутки велись производственные работы. Поэтому работать Сулименкову с Бейлиным можно было только по ночам. Режим их работы был такой — ночь в ЖЛИ и ДБ, затем Бейлин уходит домой отдыхать, Сулименков едет на работу, докладывает Туполеву о ходе расследования, делает самые неотложные дела, идет домой поспать и снова «на базу». Так в течение двух недель. Наконец, Сулименков с Бейлиным выясняют, что все это могло случиться только при сочетании двух факторов — отказа одного

блока системы и этого самого быстрого перемещения ручки.

Гордый Вячеслав Васильевич идет докладывать Туполеву. Туполев тут же вызывает начальника подразделения систем управления А. С. Кочергина. Тот, все предвидя, не просто пришел, а принес с собой уже оформленное изменение конструкторской документации. Оказывается, он сразу понял причину и устранил ее.

Ввод самолета в эксплуатацию предполагает и установление ему назначенного ресурса, то есть такой предельной на данном этапе эксплуатации наработки, до которой самолет может летать на основании действующей эксплуатационно-технической документации, при определенных на этот же период доработках конструкции. Как установить условия отработки назначенного ресурса, обеспечивающие его безопасную эксплуатацию, если самолет может летать по множеству возможных профилей полета, в разных конфигурациях?

За решение этой задачи взялась и промышленность, представленная ОКБ и ЦАГИ (в первую очередь), и институты заказчика. Была разработана методология измерений параметров прочности по датчикам, установленным на различных агрегатах на каждом экземпляре самолета, и их обработка на борту с помощью несложного вычислителя. Размах работ был большой, но они закончились провалом, так как требовали серьезного обеспечения как на борту, так и на земле при обслуживании самолета, увеличивали нагрузку на эксплуатанта. Но проблема осталась,

и очень серьезная, даже для самолетов более простых, чем Ту-160. ОКБ Туполева со своими самолетами, в первую очередь среди других разработчиков, оказалось заложником этой проблемы по всем типам самолетов. Оно позиционировалось и как разработчик тяжелых военных самолетов для дальней авиации и авиации военно-морского флота, и как разработчик средних магистральных самолетов для гражданской авиации. Тяжелые самолеты военной авиации эксплуатируются в широких диапазонах взлетных весов и продолжительностей полетов. Чем выше вес, тем выше напряжения в нижней панели крыла, тем интенсивней выработка ресурса самолета. Чем больше продолжительность полета, тем больше циклов переменных перегрузок получает самолет, что также приводит к более интенсивному расходованию ресурса. У тяжелых самолетов эти диапазоны очень широкие: часто они летают, тренируя летчиков, реже — на дальние полеты. При этом варьируется сочетание весов топлива, взятой на борт нагрузки, что также сказывается на напряжениях в нижней панели крыла. Примером, как это может повлиять на выработку ресурса и на безопасность, может служить следующее. В военной авиации эксплуатировался созданный в 1952 году самолет Ту-95, выпущенный, по данным книги П. Даффи и А. Кандалова, в количестве, превышающем полторы сотни. На базе Ту-95 был создан самый тяжелый в то время пассажирский самолет Ту-114 (выпущено 32 самолета, в регулярной эксплуатации находилось 17–20 единиц). Крылья на обоих типах

были изготовлены по одним и тем же чертежам, весовые данные и распределение весов по конструкции самолета также совпадало.

А каковы результаты эксплуатации? Не хочу называть абсолютные цифры, а относительные таковы. Если взять за 100% максимальную достигнутую наработку лидера Ту-95, который после этого был расклепан и продефектирован, и по результатам дефектации не было выявлено трещин, то семь самолетов Ту-114 привезли из полета усталостные трещины в нижней панели крыла при наработках, составляющих не выше 40% от наработки лидера Ту-95. Причина раннего по сравнению с Ту-95 возникновения усталостных трещин на самолетах Ту-114 — их более высокая нагруженность. При эксплуатации самолета Ту-95 значительная часть полетов выполнялась на малых взлетных весах на тренировках экипажей. Самолеты Ту-114 летали по маршруту Москва — Хабаровск и их не отправляли в полет до тех пор, пока салон не загружался на 100% пассажирами. Почти каждый полет выполнялся с максимальным взлетным весом.

Современный среднемагистральный пассажирский самолет также имеет широкие диапазоны применения — и по трассам небольшой протяженности (как ближнемагистральный), и по трассам большой протяженности (как дальнемагистральный). Это приходится учитывать, отслеживая нагруженность всего парка в целом.

За решение этой задачи взялись уже Ю. М. Фейгенбаум и В. М. Либман в новые времена и с новыми подходами.



А. С. Кочергин





С. И. Солодовников

**С. И. Солодовников**, начальник лабораторно-испытательного подразделения (ЛИК) ОКБ Туполева (ММЗ «Опыт») в 1983–1993 гг., затем в 1993–1999 гг., заместитель начальника ОКБ по стендовым испытаниям

Успех карьеры любого самолета, его летно-технические данные в значительной степени зависят от того, насколько результативно оказались решены при его проектировании и испытаниях вопросы прочности.

Так, история успешных испытаний на прочность Ту-160 в ЛИК ОКБ «Туполева» в 1970-х–1980-х годах, по существу, берет начало с первых послевоенных испытаний. Под номером 1 в Книге регистрации отчетов ЛИК значится Отчет об испытаниях в декабре 1945 года шасси самолета Б-4. Так как самолета Ту-4 на тот момент еще не существовало, то из схемы нагружения явствует, что испытаниям подвергался прототип Ту-4 — Боинг-29, то есть один из доставшихся нам трех экземпляров в неразобранном состоянии. Судя по представленным в отчете графикам, конструкция самолета Б-29 нагрузки выдержала и не имела остаточных деформаций. Любопытно, что и отчет № 2000, на этот раз по программе испытаний Ту-160 (фирменное название изд. «70») спустя 30 лет был выполнен тем же заслуженным ЛИКовским ведущим инженером, носителем разработанных вместе с ЦАГИ методик прочностных испытаний самолетов.

Полезно отметить, что методы нагружений самолетных конструкций в 1930-х годах обсуждались с американскими коллегами во время командировок в США, например, Г.А. Озерова вместе с известным американским специалистом по прочности

(русского происхождения) С. П. Тимошенко. При всем сходстве задач и методов их решений при прочностных испытаниях самолетов имелись и некоторые особенности. Например, в методах в конструкции самих зданий, лабораторий и др.

С того момента, когда Россия «заполучила» в 1945 году для исследований бомбардировщики Боинг-29, возникло соперничество России и США в жанре «стратегическая авиация», продолжающееся и по сей день.

Напомним, что с конца 1970-х годов в России стал производиться бомбардировщик-моноплан Туполева ТБ-1, затем — четырехмоторный ТБ-3, но ни в Европе, ни в США такие самолеты еще не строились. Лишь позднее стало известно, что с материалами по ним в те времена Россия с США поделилась. Это и стало отправным событием для тяжелобомбардировочной авиации США. Ну, а дальше — Туполев АНТ-42 (ТБ-7) — Boeing 17; Ту-4-В-29. Затем наступило время реактивных самолетов. Авиаконструкторы России и Америки внимательно изучали любую информацию по соперничающим конструкциям, извлекая полезный опыт. Особенно важны при этом конструктивно-силовые схемы самолета-соперника. Например, «Боинг» для своего первого реактивного шестимоторного бомбардировщика «Стратоджет» Б-47 отважно применил сильно разгруженное двигателями стреловидное крыло. Это выглядело очень эффектно и даже красиво. Конструкция самолета получилась достаточно легкой, прилично выглядели параметры скорости, дальности и высотности. Самолет prošел необходимый объем прочностных

испытаний в новой лаборатории прочностности в Райт-Филде и поступил в серийное производство и в ВВС, где активно использовался в том числе для длительных полетов над территорией СССР с целями разведки.

Но через некоторое время в конструкции крыла В-47 были обнаружены развивавшиеся трещины, причиной которых был недоучет такого явления, как усталость материала и конструкции, которая и вызвала ранний уход этого знакового для «Боинга» самолета из производства и ВВС.

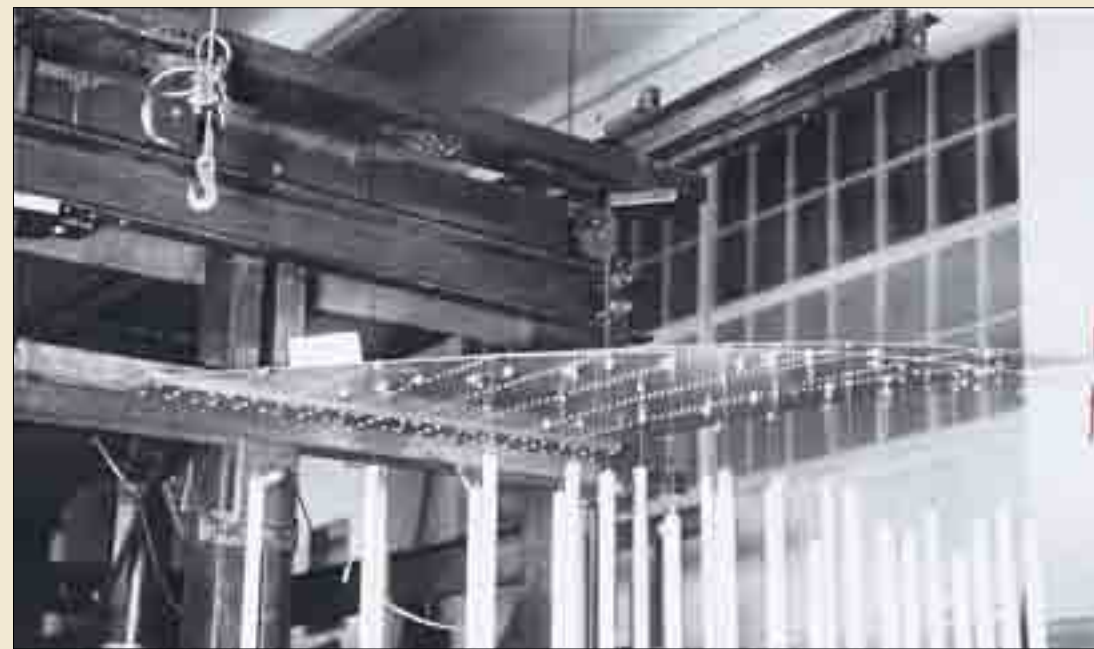
А тем временем русские для тех же целей ВВС создали тоже средний, тоже стреловидный, но двухмоторный реактивный бомбардировщик Ту-16 («Беджер» — «Барсук» по натовской классификации). Задачи для расчетчиков и конструкторов были сходными. Испытания на прочность Ту-16 (в ОКБ Туполева собственная лаборатория испытаний на прочность тогда проектировалась) показали некоторые дополнительные запасы прочностности. В целом Ту-16 более чем в 50 вариантах стоял в ВВС России десятки лет. В Китае под названием Н-6 они стоят в количестве более 100 самолетов и сейчас. История с В-47 и Ту-16 поучительна по той причине, что экспериментальная отработка конструкции на статическую и усталостную прочность может решать судьбу самолета.

В дальнейшем объем прочностных стендовых испытаний в ОКБ Туполева возрастал. А так как в статзал лаборатории (отделения) №3 ЦАГИ всегда стояла «очередь» новых изделий различных ОКБ, а у Туполева были готовы и строились новые пассажирские и военные

самолеты, А. Н. Туполев первым из конструкторов «пробил» для себя собственную лабораторию испытаний, в дальнейшем ЛИК. ЛИК был построен в изумительно короткие сроки. В 1959 году там, где на берегу Яузы он сейчас высится, был пустырь. На лето 1960 года в только что отстроенном статзале ЛИК уже находится на испытаниях первый в мире региональный самолет с двухконтурными двигателями — Ту-124, в 1961 году уже испытывался на прочность первый в мире с большой дальностью сверхзвуковой тяжелый перехватчик Ту-128 («Фидлер» — «Скрипач» по натовской классификации). А дальше последовали Ту-134, 123, 130, 45.00, 154, 45.01, 141, 143, 144 и др. Помимо испытаний на прочность названных изделий и следующих за ними работ по Ту-160, Ту-204, Ту-334, по каждой теме проводились многие сотни самых разнообразных прочностных испытаний отсеков, узлов, агрегатов, панелей. Эти испытания требовали высочайшей квалификации инженерно-технических кадров самых различных профессий в ЛИК: электронщиков, программистов, конструкторов по оборудованию, по гидравлике, по обработке результатов изменений, монтажным работам — более 25 специальностей...

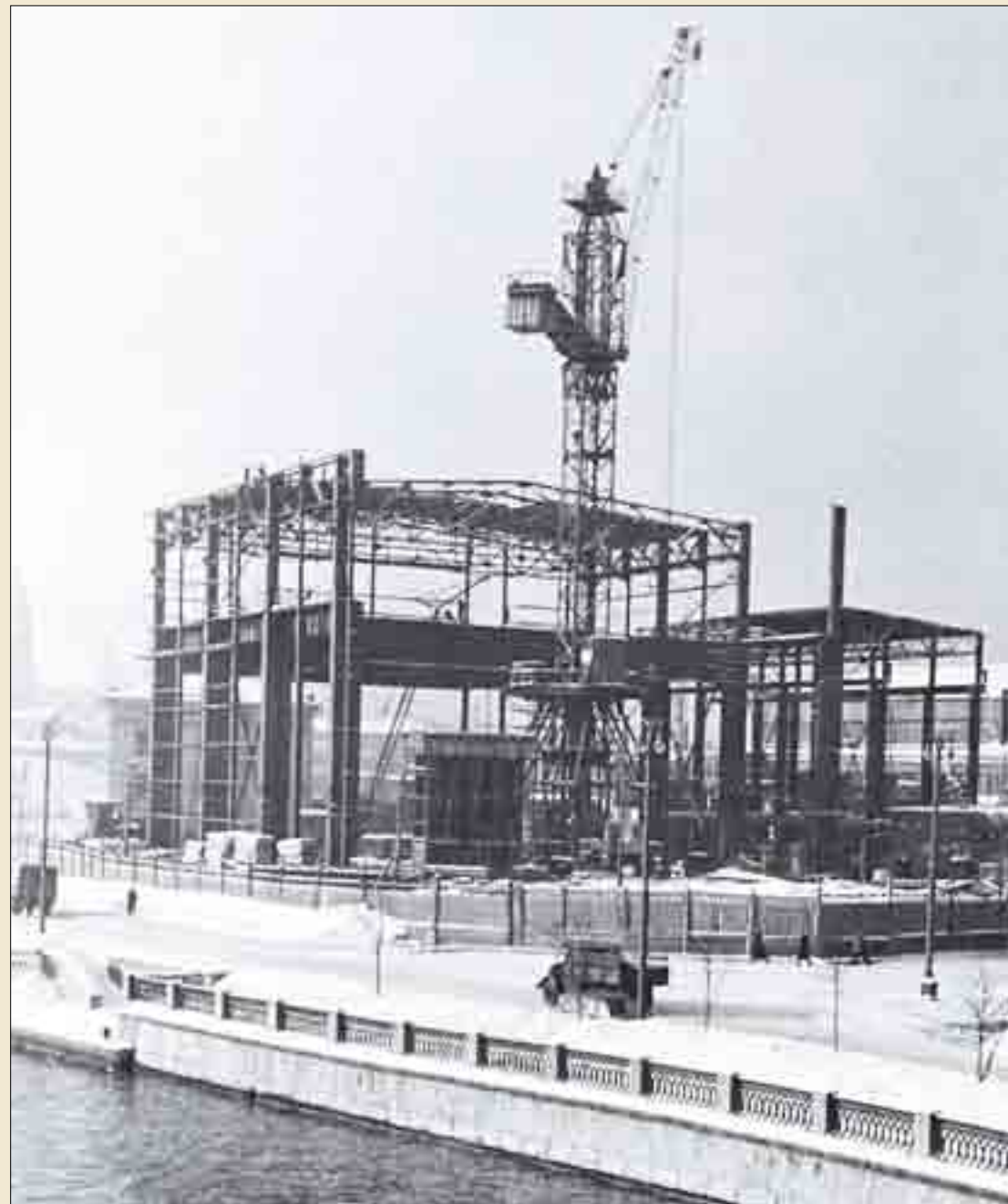
Летело время. 60-е, 70-е годы. Большинство испытанных на прочность в ЛИК ОКБ Туполева самолетов стали основой ВВС и ГВФ.

Стало известно, что в США разрабатывается новый тяжелый бомбардировщик под обозначением В-1А. В 1970-е годы руководство ВВС и страны подробно информировало налогоплательщиков, на что будут потрачены их деньги.



Испытания модели крыла самолета Ту-108 с нагрузками «Р» и «2Р»





ЛИК ОКБ строится,  
1959 г.

Ведущие сотрудники ЛИК и технические его руководители, зная, что подобного рода самолет создается и в ОКБ Туполева, понимали, что по теме изделия «К», как первоначально называлось изд. «70» (Ту-160), объем и сложность испытаний различного вида будут сопоставимы с прочностными испытаниями по Ту-22М, Ту-154 и Ту-144, и даже превосходить их. К тому времени конечно-элементные расчеты на прочность давали значительный эффект в создании хорошо нагруженной самолетной конструкции минимальной массой. Но здесь — как между Сциллой и Харибдой. С одной стороны маячили предшественники с повышенными запасами прочности, а с другой имелся опыт Ту-154, где из-за недостаточной прочности крыла, выявленной при лабораторных испытаниях, пришлось заменить новыми крылья у сотни самолетов. Аналогичные проблемы существовали первоначально и по теме «45».

К тому моменту, когда в статзале ЛИК завершались испытания планера Ту-144 (Машина 5-03), прорабатывались варианты размещения там стенда для исследований шарнирного узла поворота крыла Ту-160. Изгибающие моменты, действующие в этой зоне в полете, у Ту-160 выражались величиной в несколько тысяч тонно-метров. Напомним, что взлетная масса Ту-22М составляет более 120 т, В-1В — 216 т, F-111 — 45 т, Ту-160 — 275 т. Габариты стенда обещали быть весьма значительными. На помощь пришла русская смекалка — ноухау по-современному. На схеме показана конструкция такого стенда. Главная идея заключалась в том, что платформа, на которой находились нагружающие крыло снизу вверх гидравлические элементы, при

различных положениях крыла перемещалась по полу статзала безо всякого трения благодаря применению воздушных подушек. Принцип их известен: воздух с повышенным давлением подается в такую платформу и выходит наружу через ее обрезиненные края. При этом достигается необходимая поддерживающая все сооружение сила и отсутствует трение при его перемещении.

На данном стенде поворот консоли крыла для его нагружения при различных углах стреловидности от  $X_{\min}$  до  $X_{\max}$  и обратно осуществлялся действием штатного ботового силового преобразователя ВП-12. В воздухе ВП-12, конструкция которого, защищенная многими десятками авторских свидетельств и премий, имеющая уникальную кинематическую схему и изготовленная из сверхпрочных материалов, при весьма небольших габаритах обеспечивала поворот каждого полукрыла во всем диапазоне углов стреловидности, скоростей и маневрировании Ту-160. В статзале ЛИК ОКБ Туполева этот не имеющий аналогов в мире винтовой преобразователь (ВП-12) поворачивал под испытательными нагрузками полукрыло вместе с десятками тонн нагружающих конструкций стенда.

Когда в 1980-х годах проходили испытания шарнирного узла поворота Ту-160, ЛИК имел к тому времени многолетний опыт испытаний шарнирных узлов поворота вместе с полукрыльями по самолету «45» (Ту-22М). Например, в конце 1960-х — 1970-х годах подобные испытания в ЛИК сопровождалось нагреванием всей конструкции для определения влияния кинетического нагрева (до более 100°C при  $M \geq 2$ ) на усилие привода поворотного крыла. И такие зависимости  $\Delta P_{\text{переклад}} = f(\Delta T_{\text{узла}})$  были установлены.



А. Н. Туполев — патриарх отечественного и мирового авиастроения в окружении выдающихся личностей — А. И. Берга, Б. С. Стечкина, В. Н. Челомея, Г. П. Свищева, С. В. Ильюшина, К. А. Вершинина и др.

Причины были предсказуемы. Поворотные узлы полукрыльев самолета «22М», а в дальнейшем и «160», при нарастании скорости полета до 2М и 2,3М нагревались от поверхностей к центру шарнирного узла. При этом возникали температурные градиенты, влияющие на посадочные размеры в том числе купных кольцеобразных деталей, образующих конструкцию шарнирного поворотного узла. Полученные в ЛИК экспериментальные данные развития напряжений, деформаций в зависимости от нагрузок, углов поворота и температур в последующем помогли совершенствовать конструк-

ции шарнирных узлов изд. «22М», улучшая ее от Ту-22М0 к М1, М2 и М3 в ее нынешнем, «строевом» виде. Эта конструкция, опыт работы над ней расчетчиков, конструкторов и инженеров, испытателей поворотного узла и крыльев изделия «45» был полностью использован для гигантского самолета Ту-160, своими параметрами и значимостью замкнувшего линейку самолетов с поворотными крыльями, начавшуюся в 1945 году экспериментальным потребителем Р-1011 фирмы «Мессершмитт», продолженную Х-5, F-111, Су-17, Миг-23, F-14, Ту-22М.





ЛИК ОКБ,  
вид с Красноказарменной  
набережной





Испытания на модели шасси Ту-160 по определению ударных нагрузок

Исследования экспериментальных характеристик поворотных узлов и полукрыльев создаваемого в 1970-х годах гигантского Ту-160 до появления самого изделия в натуральную величину велись в ЛИК ОКБ Туполева на модели этого самолета 1:3. Эти испытания, а также испытания уменьшенной модели планера Ту-160, выполненной из органического стекла, дополняли и уточняли сложную картину напряженно-деформированного состояния гигантского изделия. Одновременно в лабораторных условиях проходили испытания многих сотен образцов и фрагментов конструкции Ту-160, включая мотогондолы, воздухозаборники, элементы



Прежде чем был сконструирован поворотный узел крыла Ту-160, в ЛИК были испытаны поворотные узлы других самолетов

систем управления и даже знаменитую ручку пилота (а не штурвал).

Целый ряд испытаний, в том числе вплоть до разрушения, показал очень хорошую сходимость с расчетными величинами. Например, воздухозаборник двигателя по новейшей редакции конечно-элементной программы «Диана» дал совпадение величины внутреннего избыточного давления, вызвавшего разрушение, по отношению к расчетному значению с точностью до двух сотых. Как вспоминают участники этого испытания, при достижении стрелкой измерительного прибора ожидаемой величины разрушающего внутреннего давления сжатого воздуха, подаваемого в переднюю часть воздухозаборника, раздался сильный грохот, и конструкция как бы мгновенно исчезла, разлетевшись на многие отдельные части.

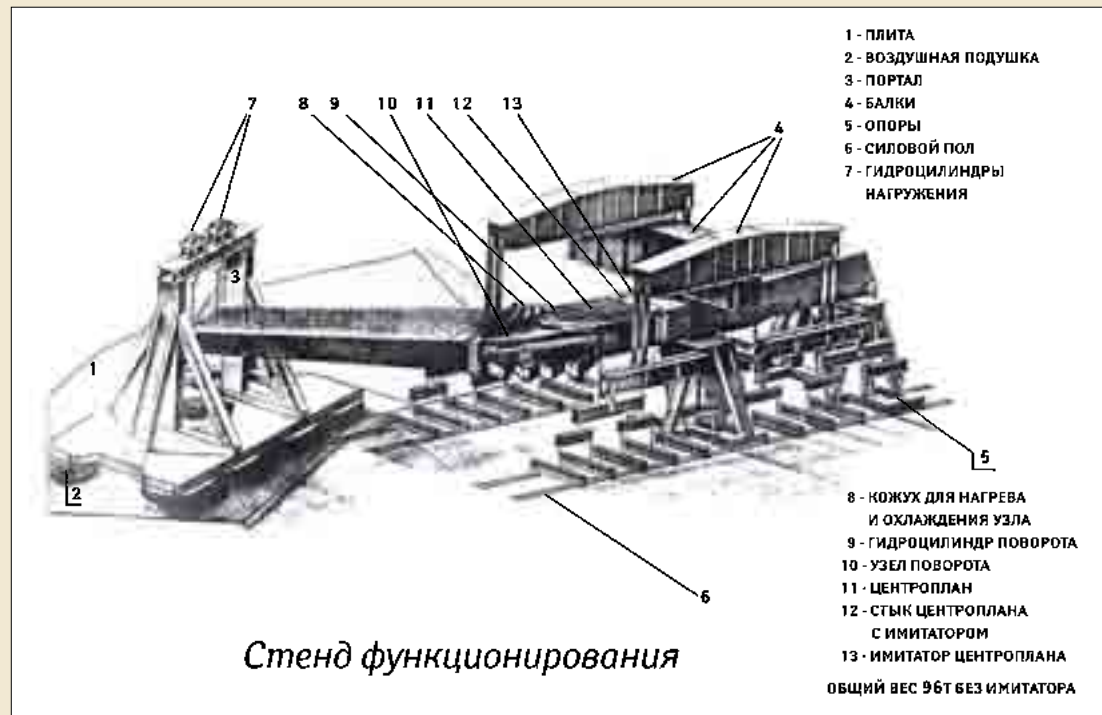
Итак, к 1981 году первый экземпляр изделия «70», т. н. «Заказ 1918», над созданием которого работало 850 организаций и предприятий всей страны, был собран и стоял в ангаре № 2 летной базы Туполева (ЖЛИ и ДБ) в Жуковском. В подготовляемом к первому вылету новейшем многоцелевом бомбардировщике-ракетоносце была воплощена его фактическая стоимость, выраженная в миллионах рублей, новейшие научные концепции, привнесенные в его разработку академиками А. Н. и А. А. Туполевыми, Г. Бюшгенсом, Г. Свищевым, Федосовым, Фроловым и другими, труды многих десятков докторов и сотен кандидатов наук, а также десятков тысяч инженеров, конструкторов и, конечно, испытателей в лабораториях самых различных специальностей в сотнях организаций страны. Следовало также иметь в виду, что в США работы по теме В-1А



Статические испытания конструктивно подобной модели самолета Ту-160 в ЛИК ММЗ «Опыт»



Схема стенда  
функционирования  
поворотной части  
крыла Ту-160



в 1977 году были приостановлены и возобновлены лишь в 1981-м. Создателей самолета Ту-160, конечно, интересовало, какие изменения будут привнесены в новый вариант В-1, а пока составителям программ летных испытаний было необходимо понимание, на какие скоростные и маневренные режимы можно допускать этот самолет. Поскольку экземпляр планера для статических прочностных испытаний находился в постройке, необходимые предварительные данные по напряженно-деформированному состоянию планера в этих условиях решено было извлечь при силовом воздействии на конструкцию опытного летного экземпляра. Грандиозный замысел по осуществлению многотонного нагружения крыльев

при их поворачивании от минимальной до максимальной стреловидности в системе самолета возник у технических руководителей ЛИК, завода и отделения прочности еще в период постройки самолета в начале 1980-х годов. Показанная в тексте схема, безусловно, может считаться дерзкой и не имеющей аналогов: для силового воздействия на поворотные плоскости крыльев укреплены П-образные стойки, опирающиеся на скользящие по поверхности пола воздушные подушки. Чтобы минимизировать или даже почти обнулить усилие на скольжение всей оснастки, сцепленной с крыльями под нагрузкой, пол в ангаре № 2, где происходило это гигантское испытание, был залит несколькими тоннами эпоксидной смолы.

На испытаниях присутствовали лишь главный конструктор самолета В. И. Близнюк, руководители завода, разработчики нескольких систем, в том числе шарнирного поворотного узла крыла, и бригада испытателей ЛИК, отвечающих за успех и качество работы.

Как вспоминает ответственный за эти испытания, по команде «начать испытания» при включении из кабины самолета впервые заработали винтовые преобразователи (ВП-12), приведшие в движение крылья самолета с размахом более 50 метров с одновременным приложением нагрузок на них. Испытание было проведено успешно. Возникшие при перекладке стреловидности звуки были расценены как необходимость уточнения посадочных размеров элементов шарнирного узла, что в дальнейшем и было выполнено. С помощью датчиков, установленных в ряде характерных зон конструкции самолета для измерения напряжений и деформаций, были получены необходимые результаты, что и являлось задачей такого уникального эксперимента, подтвердившего заложенные конструкторами возможности и требования к конструкции не имеющего аналогов самолета, обеспечили безопасную боевую эксплуатацию его в течение последующих десятилетий при полетах на различных скоростях и удалениях на многие тысячи километров, в том числе при межконтинентальных перелетах, а также при полетах с руководителями государства.

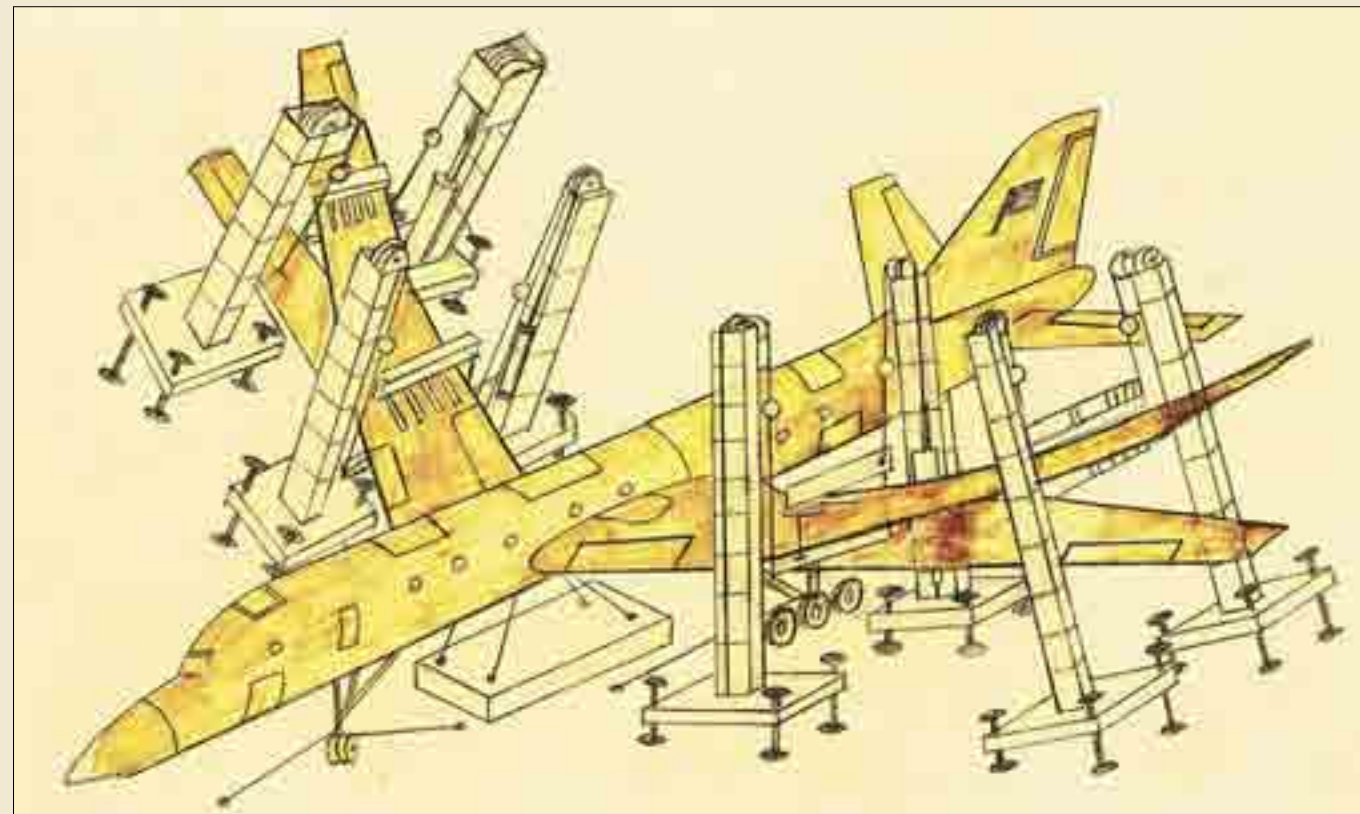
И вот настало время, когда намеченные прочностные испытания на первом летном изделии, включая обкатку и доводку шарнирного узла, были выполнены, и изделие следовало перекачать из ангара № 2, где оно собиралось и доводилось,

в специально построенный так называемый ангар-укрытие. Он имел громадные размеры, боковые стены отсутствовали, имелась лишь покатая крыша, самолет полностью помещался под ней и не был виден сверху со спутников. Однако при первых гонках двигателей их звук, будучи усиленным при отражении от металлической покатай крыши в сторону самого изделия и персонала, сделал нежелательными такие работы в ангаре-укрытии, и дальнейшая подготовка к первому вылету осуществлялась «на воздухе».

Практически сразу, 14 декабря 1981 года, американский еженедельный журнал «Aviation Week and Space Technology» опубликовал ставшую сенсационной фотографию новейшего советского самолета со стоящими рядом самолетами Ту-144. Из перевода подписи к фотографии следовало, что «новый советский стратегический бомбардировщик, аналогичный по внешнему виду бомбардировщику В-1 фирмы «Рокуэлл», находится на стояночной площадке летно-испытательного центра Раменское 25 ноября 1981 года рядом с двумя сверхзвуковыми пассажирскими самолетами Ту-144... Самолет без дозаправки топливом в полете имеет дальность 13500 км и способен кратковременно развивать скорости до  $M=2,3$ ». Таким образом, это уникальное спутниковое фотоизображение было получено за рубежом еще до первого вылета Ту-160, состоявшегося 18 декабря 1981 года. От министра авиационной промышленности И. С. Силаева, ознакомленного с уникальной исторической фотографией и с переводом статьи, последовала резолюция-указание генеральному конструктору и руководителю проекта А. А. Туполеву

дать ему — министру — необходимые разъяснения: «т. Туполеву А. А.: Доложите, к какому времени это относится. 31.12.1981». Эти впервые полученные из космоса изображения Ту-160 открыли череду взаимоуточняющих схем советского изделия, почти сразу окрещенного на Западе «Блэджком».

Принято сравнивать Ту-160 с его зарубежным предшественником В-1А, отмечая целый ряд параметров, по которым Ту-160 превосходит зарубежный аналог. Однако в № 3 за 1978 год журнала «Aeronautique — Astronautique» французские аналитики весьма доказательно на схеме указали на Ту-22М как на предшественника В-1А.

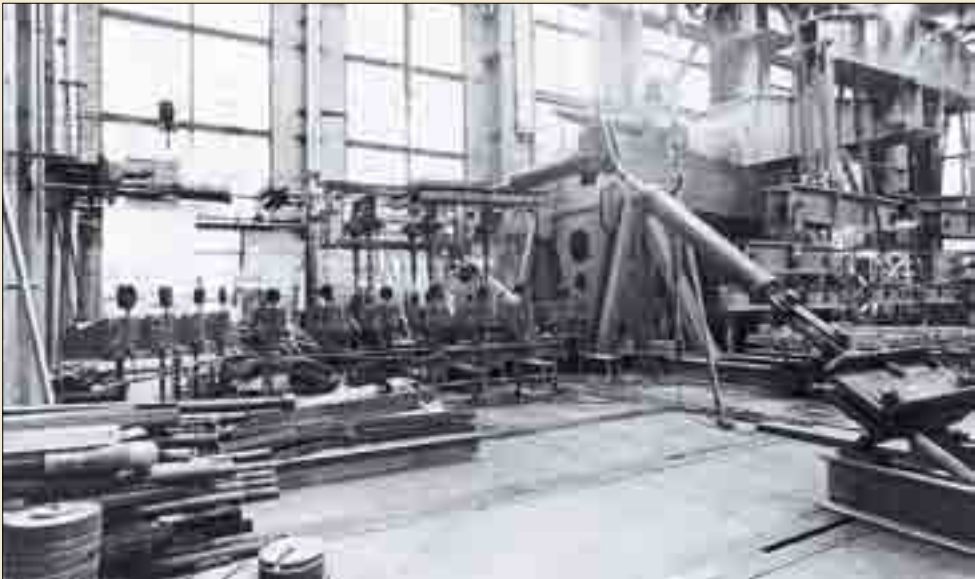


Рабочая схема 1980-х годов по еще одному интересному испытанию, проведенному ЛИК ОКБ на одном из первых серийных самолетов Ту-160. В ходе испытаний к полукрыльям летного изделия, закрепленного на полу 2-го ангара ЖЛИ и ДБ, прикладывались значительные нагрузки через специально изготовленные крупногабаритные приспособления. Измерялись напряжения и деформации в зоне их максимальных величин. Ту-160 изображен как гражданский самолет

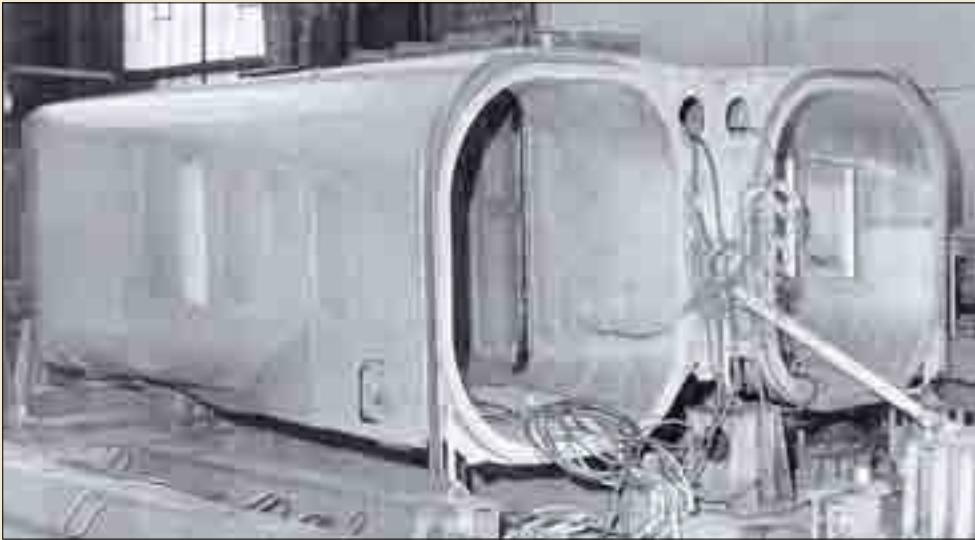




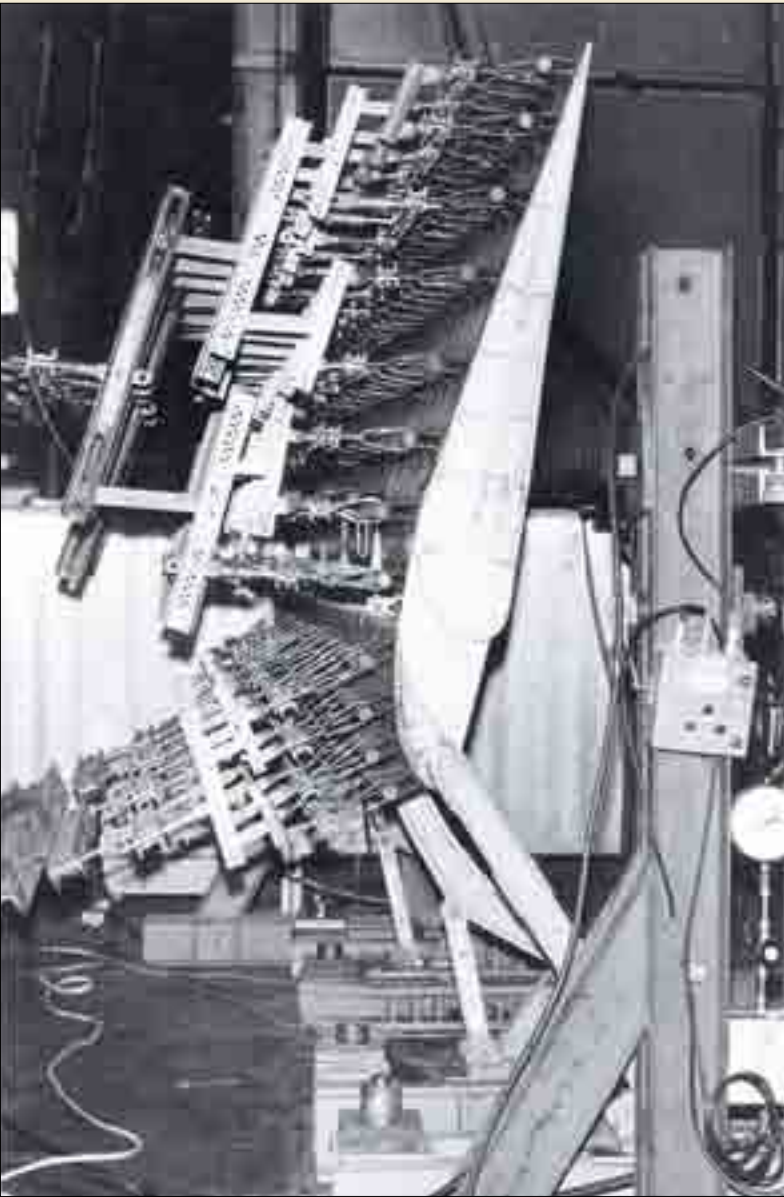
Опытная панель крыла, подвергнутая испытаниям до разрушения. Для статических и усталостных испытаний по отработке конструкций узлов и агрегатов самолета Ту-160 применялись самые современные испытательные средства



Эти циклопические металлоконструкции — часть стенда функционирования поворотной части Ту-160 в ЛИК ОКБ Туполева



Передняя часть воздухозаборника (ПЧВЗ) силовой установки Ту-160, подготовленная к испытанию в ЛИК внутренним давлением до разрушения, которое произошло с высокой степенью совпадения с расчетной величиной



Установка для испытания секции двухщелевого закрылка Ту-160. В отличие от некоторых западных методик, отечественная «цаговская» методика предусматривала сплошную равномерную передачу нагрузки на поверхность испытуемого объекта.



Академик А.А.Туполев, как и его отец А.Н.Туполев, живо интересовался исследованиями, проводимыми в ЛИК ОКБ. На снимке он выслушивает разъяснения начальника ЛИК С.И.Солодовникова о действии прибора на основе фотоупругости, применявшегося при исследовании прочности Ту-160.





Изготовление напыва  
крыло — фюзеляж  
Ту-160. 1979 г.

При возобновлении работ в США по В-1 в 1981 году выяснилось, что для достижения большей незаметности В-1В станет трансзвуковым самолетом с умеренной стреловидностью крыла и со специаль-

ными изогнутыми перегородками в каналах воздухозаборников.

Испытаниям, освоению и эксплуатации таких беспрецедентно сложных технических объектов, как, например, Ту-160, В-1, В-2

обычно сопутствуют воздушные происшествия, порой весьма драматичные. Так, первая известная катастрофа с В-1 случилась в начале 1980-х годов по новой программе В-1В; она произошла с самолетом В-1А при



С. И. Солодовников  
читает лекцию, 2015 г.

перекладке стреловидности от  $X_{\min}$  к  $X_{\max}$  в испытательном полете на большой скорости на малой высоте. Из-за нештатного поведения балансировочной системы перекачки топлива при значительно большем от допустимого угла тангажа сработала система спасения экипажа, который на этом варианте В-1 отделялся от самолета в капсуле с помощью пороховых двигателей, и затем спускался на парашютной системе. Так как отделение кабины произошло при тангаже почти  $70^\circ$  и на малой высоте, три члена экипажа были травмированы,

а командир экипажа полковник Даг Бенефилд погиб.

Подобные происшествия, тем более связанные с гибелью летного персонала и потерей дорогостоящих экземпляров авиационной техники, внимательно изучаются специалистами тех стран, которые занимаются подобными разработками.

Системы перекачки топлива для балансировки громадных самолетов типа Ту-160 были отработаны основательно, например для Ту-144 в 1970-х годах. Поучительными тогда оказались стендовые

исследования явлений, происходящих в топливных магистралях при перекачках топлива из балансировочных в расходные баки в связи с имевшей место в 1978 году потерей одного самолета Ту-144. Суть заключалась в быстром развитии усталостных повреждений в местах сварки трубопроводов при наличии технологических отклонений. Сотни испытаний на статическую и усталостную прочность различных образцов конструкции Ту-160 в ЛИК ОКБ Туполева позволили создать столь совершенную конструкцию этого самолета, что при генеральных испытаниях на статику и усталость не была выявлена необходимость внесения каких-либо усиления.



Самые мощные в мире самолетные рулевые приводы РП-76 и РП-79 для цельноповоротного горизонтального и вертикального оперения Ту-160 также испытывались в ЛИК ОКБ.





В. Т. Климов

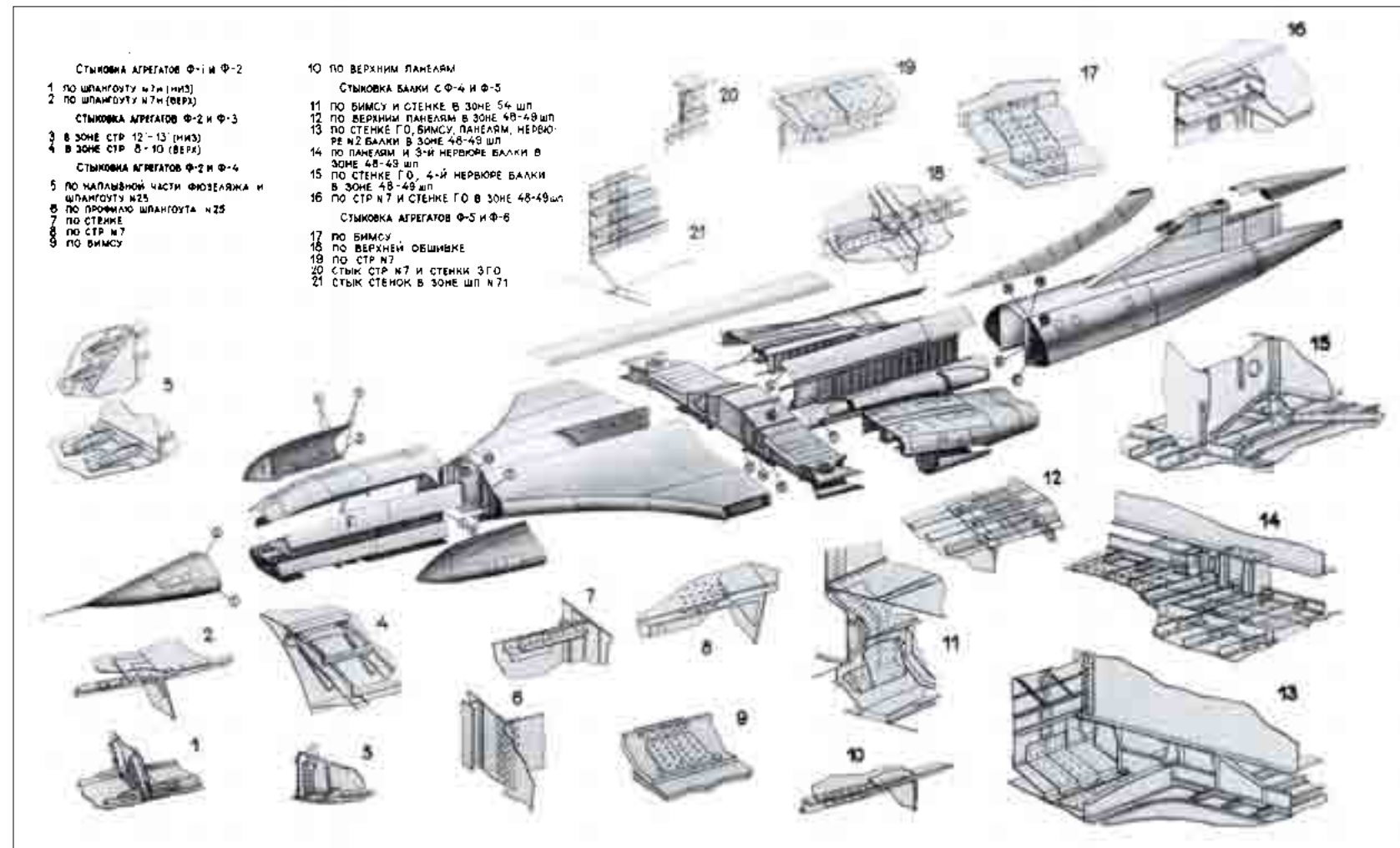


Б. И. Веремей

После завершения основных работ к лету 1980 года первый летный экземпляр Ту-160 («70-01», или самолет «01») был перевезен из Москвы в Жуковский. Здесь, в ЖЛИ и ДБ (Жуковский летно-испытательной и доводочной базе) ММЗ «Опыт», закончили его сборку. 18 августа 1981 года огромную

неокрашенную машину выкатили на летное поле для проведения аэродромных отработок, наземного тестирования систем и оборудования, которые начались с 22 октября. Окончательно сборку опытного самолета в завершили в Жуковском в январе 1981 года. В течение почти 10 месяцев (до ноября 1981 года)

продолжались доводка и испытания различных систем. Все наземные работы, а также летные испытания проводились под руководством начальника ЖЛИ и ДБ В. Т. Климова и его заместителя В. Г. Михайлова. В летно-конструкторских испытаниях участвовали летчики-испытатели ОКБ (ММЗ «Опыт») и МАП — Б. И. Веремей,



Стыковка фюзеляжа

С. Г. Агапов, В. В. Павлов, В. Н. Матвеев и В. А. Дралин, а также штурманы М. М. Козел и А. В. Еременко, при методическом и организационном обеспечении бригады ведущих инженеров под руководством А. К. Яшукова. По принятой в ЖЛИ и ДБ методике испытаний, каждый экземпляр самолета был закреплен за ведущим летчиком

и ведущим инженером. На разных этапах сложнейшие летные испытания обеспечивали начальник ЛИК (летно-испытательного комплекса) М. В. Ульянов, ведущие инженеры Р. А. Енгулатов, А. П. Гусев и В. А. Наумов. Координацию работ по подготовке самолетов к полетам и оперативное руководство по

устранению возникавших дефектов обеспечивали ведущие инженеры ОКБ В. В. Бабаков, Е. Л. Корнилов, В. В. Терешин, Е. А. Алешин и другие. Большая работа по отработке двигателей НК-32 и оперативным доработкам силовой установки была выполнена ведущим инженером ОКБ Ю. С. Горбатенко.



С. Г. Агапов



В. А. Дралин



В. Н. Матвеев



Сборка самолета. ЖЛИ и ДБ, июль 1981 г.









Сборка самолета в ЖЛИ и ДБ.  
На переднем плане — двигатели НК-32. Июль 1981 г.









Д. Ф. Устинов



В. Р. Гаврилов,  
возглавлял военную  
приемку на ММЗ «Опыт»

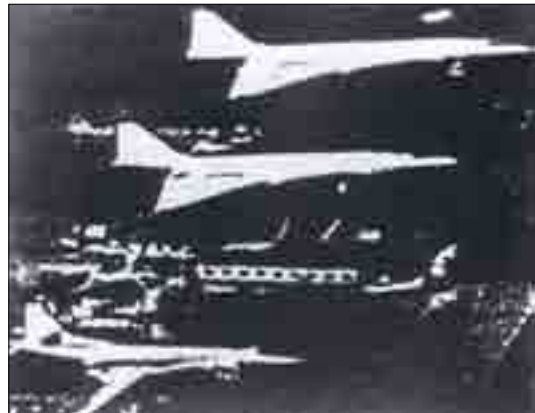
Первый летный  
экземпляр Ту-160  
у ворот ангара.  
ЖЛИ и ДБ,  
12 августа 1981 г.



14 ноября 1981 года машина под управлением экипажа во главе с летчиком-испытателем Б. И. Веремеем совершила первую рулежку на аэродроме ЛИИ. А в течение месяца — три пробежки. 25 ноября, за день до второй пробежки, изделие «70-01» вывезли из-под легкого укрытия (где его скрывали от американских спутников) и установили рядом с Ту-144. В тот же день новый самолет засекли американские спутники, и специалисты, зная размеры рядом стоящего самолета, точно установили габариты нового советского бомбардировщика.

18 декабря 1981 года первый опытный самолет, пилотируемый экипажем под командованием Б. И. Веремея (второй пилот — С. Т. Агапов, штурманы — М. М. Козел и А. В. Еременко), впервые поднялся в воздух с аэродрома в Жуковском. Полет был совершен в канун 75-летнего юбилея руководителя советского государства Л. И. Брежнева. Это факт был воспринят всеми как подарок ОКБ А. Н. Туполева и всей авиационной промышленности юбиляру.

С момента первого вылета опытного Ту-160 начался этап летно-конструкторских



Первый опубликованный на Западе фотоснимок Ту-160 был сделан с американского разведывательного спутника

(заводских) испытаний. Особенно много летал на машине Б. И. Веремей, для которого Ту-160, как он потом говорил, стал «родным» самолетом (в общей сложности на этом типе ракетноносца Веремей совершил более 600 полетов и налетал более 2000 часов; в 1984 году ему «за освоение новой боевой техники» было присвоено звание Героя Советского Союза). Вот что Борис Иванович рассказывал о первом полете и последующих испытаниях:

«Все шло к тому, что на крыло ракетноносца встанет 19 декабря. В день рождения Леонида Ильича Брежнева. Генсек, как известно, серьезно занимался развитием Вооруженных сил, и первоначально решили преподнести ему подарок, поднять в тот день новый ракетноносца. Однако, специальной установки поставить на крыло Ту-160 19 декабря не было, и старт состоялся на день раньше. Двадцать семь минут полета в районе аэродрома борта «00» (Как



Один из первых «нелегальных» снимков Ту-160

уже упоминалось ранее, «нулевкой» неофициально называли первый летный прототип. — *Прим. авт.*) я помню до сих пор: взлет, набор высоты 2000 м, уход на удаление 150–220 км в зону, возвращение и посадка — крещение «стошестидесятого» состоялось. Полет тщательно проанализировали, наши замечания проверили на сходимость на стенде. Впервые в истории КБ для доводки самолета и проверки работоспособности его систем применялся гидромеханический стенд, что используют ведущие авиафирмы мира. Для испытаний было создано специальное подразделение, которым руководил ведущий инженер Анатолий Яшуков. Мы совершили примерно 20 полетов. На 13-м поменялись местами с Сергеем Агаповым — он сел слева, я справа, с тем чтобы у него была своя оценка управления самолетом. Машина вела себя предсказуемо, в первом полете она повторила результат,



полученный на стендовых испытаниях. По предложению летчиков сразу были введены изменения в систему управления, она была электродистанционной по исполнению и позволяла это сделать... Вместе со мной ведущими летчиками-испытателями являлись Сергей Агапов, Владимир Смирнов, Наиль Саттаров. Настало время показать ее высшему руководству. Помнится, как в начале

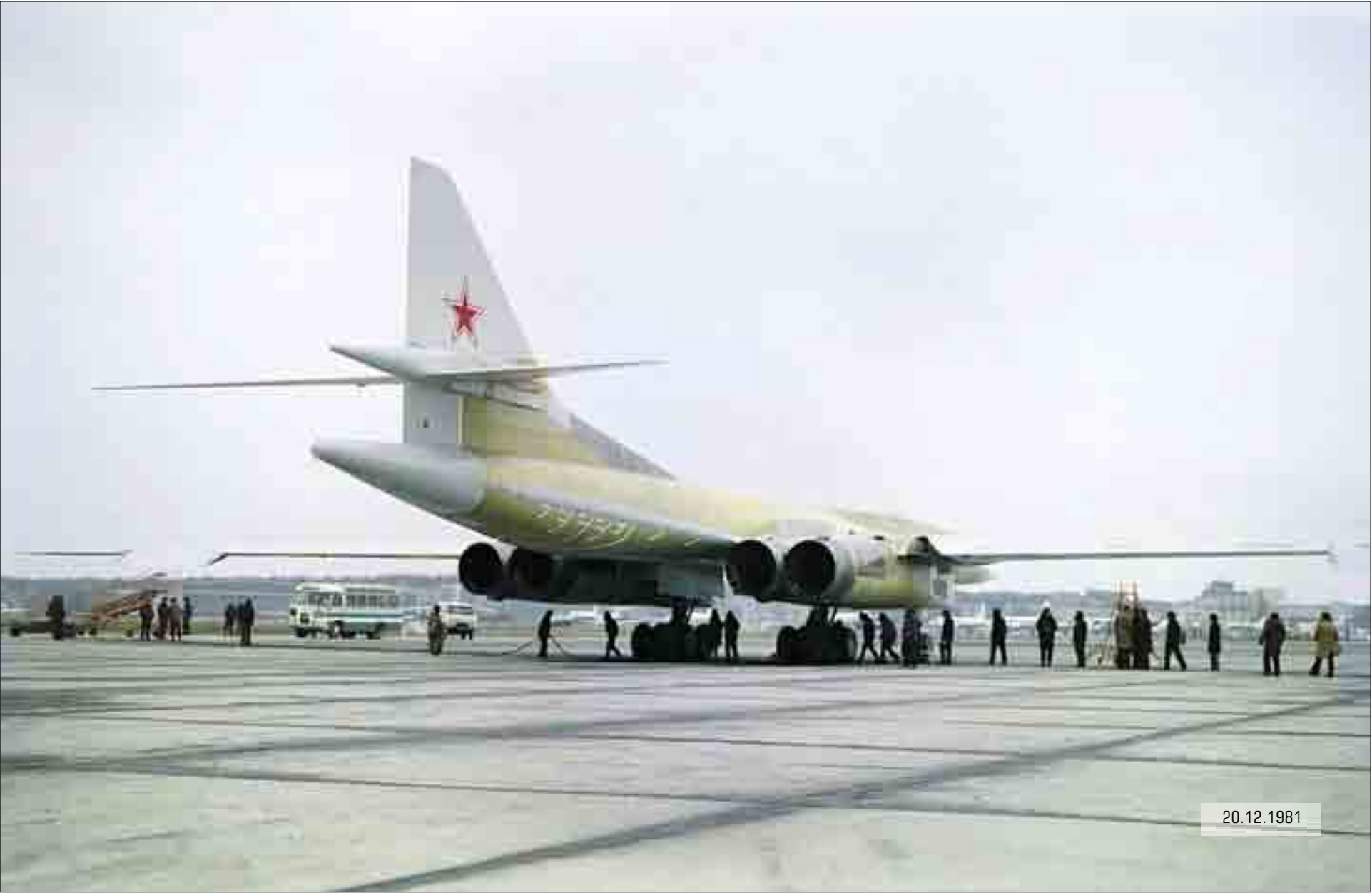
1983 года на аэродром прибыл Маршал Советского Союза Дмитрий Федорович Устинов. Увидел Ту-160, бегаёт вокруг самолета, радуется, как говорил он сам — помолодел сразу лет на двадцать. Маршал отложил намеченные встречи в ОКБ и все отведенное время провел около ракетноносца. Очень был счастлив от того, что у нас есть такой бомбардировщик».

Министр обороны  
Д. Ф. Устинов во время  
посещения ЖЛИ и ДБ













Подготовленный к полету опытный Ту-160 («270-01»),  
г. Жуковский, 08.04.1982



Первый летный экземпляр Ту-160 и машины  
обслуживания. На переднем плане — аэродромный  
тягач БелАЗ-7420, г. Жуковский, 08.04.1982





В полете. 08.04.1982



Посадка «270-01»  
на аэродроме ЛИИ в Жуковском,  
08.04.1982









Ту-160 «70-01». г. Жуковский, 16.12.1982





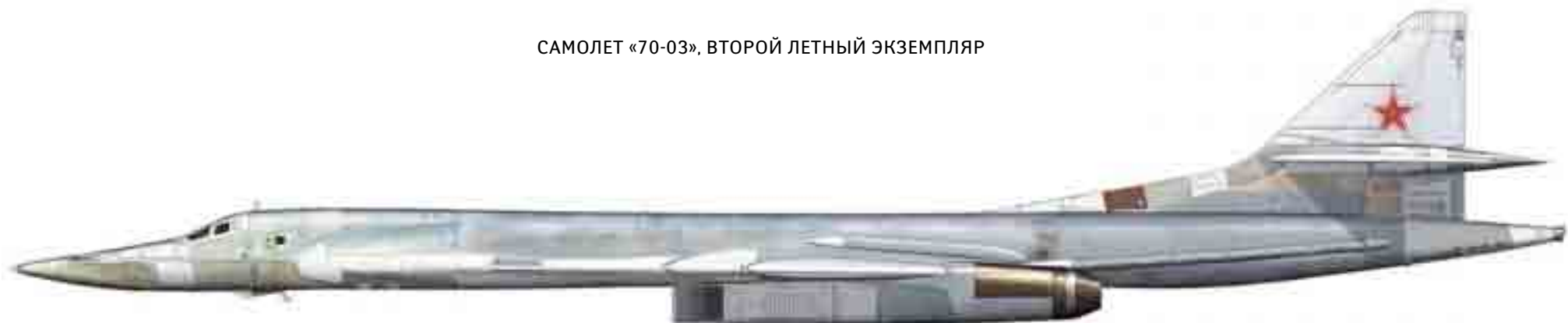
Взлет второго опытного Ту-160 во время демонстрационного полета на МАКС. Аэродром ЛИИ МАП, г. Жуковский

Второй летный экземпляр («70-03», или самолет «03») строился с полным комплектом БРЭО, включавшим более 100 процессоров. Он имел прицельно-навигационный комплекс «Спрут-К» в составе астроинерциальной системы К-042К, локатора «Обзор-К», оптического прицела ОПБ-15Т и системы управления оружием

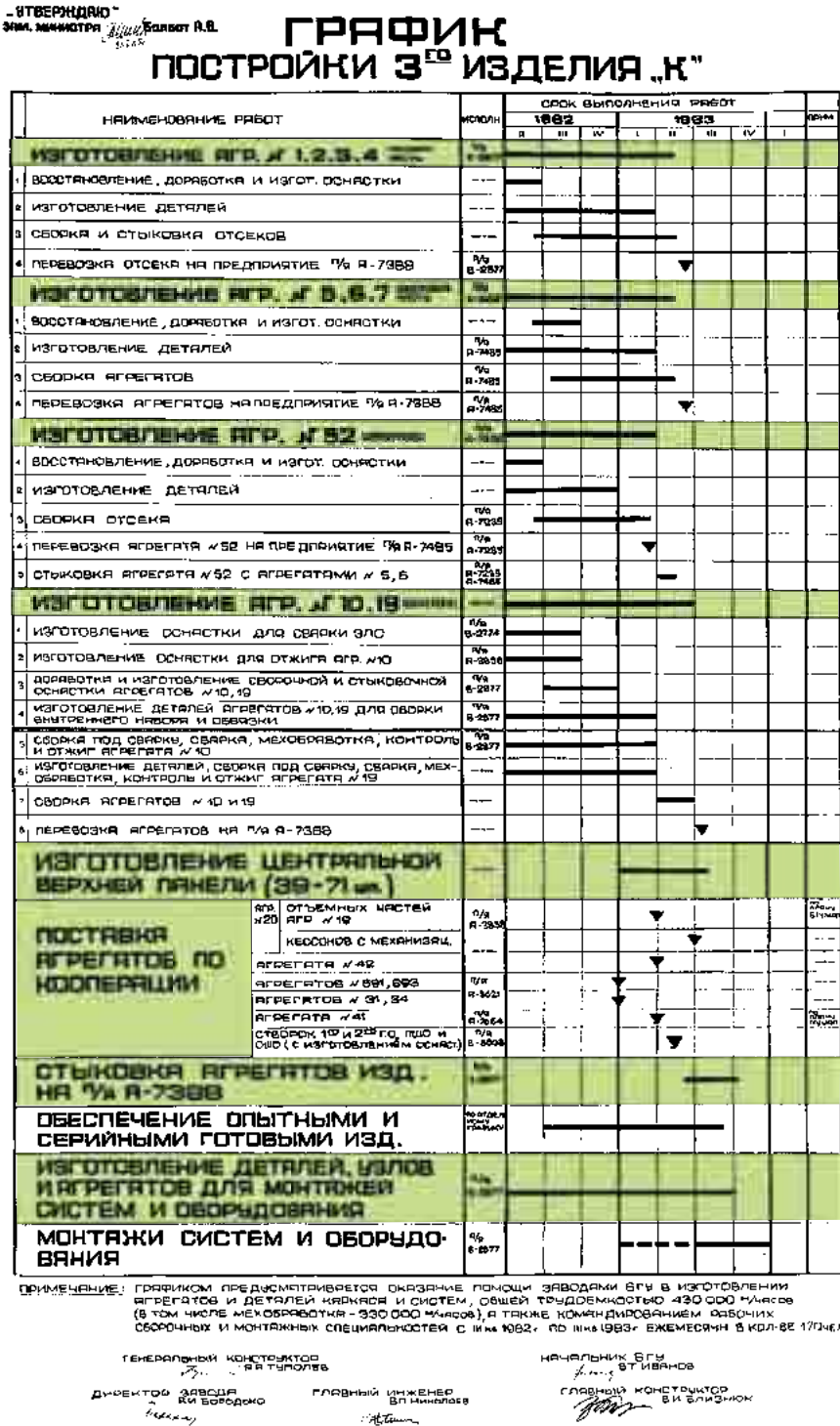
СУРО-70МСЦ. На два многопозиционных катапультирных устройства МКУ-6-5У в фюзеляже подвешивалось по шесть крылатых ракет Х-55. Бомбы самолет брать пока не мог, подвеска 24 ракет Х-15 на четырех МКУ-6-1 существовала пока лишь в макете. Для полета в режиме следования рельефу местности на самолете была установлена специальная радиолокационная система «Сопка».

Машина «70-03» взлетела 6 октября 1984 года. Командиром экипажа на этот раз был летчик-испытатель ОКБ С.Г.Агапов. С этого дня испытания велись уже на двух самолетах. За испытаниями пристально следили американские разведывательные спутники. В НАТО машине присвоили предварительное обозначение «RAM-P», позднее самолету дали новое кодовое название — «Blackjack». С этого времени службы космической разведки США непрерывно следили за ходом испытаний нового советского бомбардировщика. Его появление подтолкнуло правительство

США к форсированию работ по самолету В-1В и ускорило его серийный выпуск. Вскоре западная печать опубликовала снимок нового советского бомбардировщика. Некоторые комментарии гласили, что самолет преднамеренно, в пропагандистских целях был выставлен под объективы американских разведывательных спутников, при этом предполагалось, что снимок получен из космоса. В действительности, как позднее выяснилось, опубликованная фотография была сделана одним из пассажиров гражданского самолета, савившегося на расположенный рядом аэродром Быково. Внешне бомбардировщик Ту-160 казался очень похожим на американский В-1, несмотря на разницу в размерах. Но ряд особенностей свидетельствовал о разных концепциях, принятых при конструировании этих машин. На пошедшем в серию и на вооружение В-1В, например, по настоянию ВВС США отказались от регулируемых воздухозаборников, что обеспечивало меньшую эффективную поверхность рассеивания радиолучей.



САМОЛЕТ «70-03», ВТОРОЙ ЛЕТНЫЙ ЭКЗЕМПЛЯР



Второй летный прототип самолета Ту-160 во время демонстрационного полета в Жуковском



Скоростной пролет самолета «03» со сложенным крылом (стреловидность 65°)





Самолет «ОЗ», «потерявший» одну из панелей форкиля, МАКС



Посадка второго летного экземпляра на ВПП Летно-испытательного института, г. Жуковский



Второй летный экземпляр после приземления на ВПП  
Летно-испытательного института, г. Жуковский

И хотя самолет формально считался сверхзвуковым и мог на большой высоте развивать скорость, соответствующую числу  $M=1,2$ , с точки зрения боевого применения этот режим полета нельзя было считать оптимальным. В свою очередь, многорежимные регулируемые воздухозаборники Ту-160 в сочетании с мощными двигателями и фюзеляжем большого удлинения с относительно малым миделем позволяли развивать скорость до 2200 км/ч (такая скорость была достигнута впоследствии в одном из испытательных полетах). Снижению аэродинамического сопротивления способствовала и удачная компоновка фюзеляжа. Кабину экипажа на советском бомбардировщике расположили впереди отсека носовой стойки шасси, а не над ним. Максимальная высота фюзеляжа Ту-160 оказалась не больше, чем у среднего бомбардировщика Ту-22М3, имевшего значительно меньшие размеры. Конструкторы сумели снизить аэродинамическое сопротивление и за счет сильного заострения носовой части фюзеляжа, а также большого скоса лобового стекла кабины.

### ХАРАКТЕРИСТИКИ ПЕРВЫХ ОПЫТНЫХ ОБРАЗЦОВ ИЗДЕЛИЯ „К“

[illegible]

### ГРАФИК



Головная часть планера  
самолета Ту-160  
для статических испытаний





Самолет «70-03»  
на территории КАПО, 2015 г.





- Элементы конструкции самолета «70-03». КАПО, г. Казань, 2015 г.
1. Остекление кабины.
  - 2, 3. Носовая стойка шасси.
  4. Трубка ПВД.
  5. Вид сверху на носовую часть самолета.
  6. Вид на поворотную часть крыла и носовую часть самолета.
  7. Основная стойка шасси.
  8. Вид на цельноповоротные стабилизатор и киль.
  9. Вид на поворотную часть крыла и хвостовую часть самолета.
  10. Хвостовая часть самолета.







Самолет «70-03». На заднем плане — остов самолета Ил-14 (б/н 93912). КАПО, 2015 г.



Самолет «70-03». На снимке хорошо видна расшивка, сопло одного из двигателей, гребень





В. В. Павлов

Вскоре в ходе летно-конструкторских испытаний к первым двум прототипам присоединились и первые экземпляры головной серии, построенные в Казани на КАПО им. С.П.Горбунова. 10 октября 1984 года совершила первый полет головная серийная машина, построенная в Казани (№ 1-01, что означало: 01-й самолет 1-й серии),

а 16 марта 1985 года — вторая серийная (№ 1-02). Третий серийный Ту-160 (№ 2-01) взлетел 25 декабря 1985 года, а четвертый (№ 2-02) — 15 августа 1986 года. От первой опытной машины серийные внешне отличались чуть более облагороженной аэродинамикой, в особенности обводами носовой части фюзеляжа.



Самолет с серийным номером «202» (б/н «87»), 11.04.1991



Самолет с серийным номером «1-02» (б/н «56»), собранный на КАПО им. С.П. Горбунова, 12.06.1986 г.

В процессе испытаний нередко случались и неприятности. Так, в одном из полетов не выпустилась передняя стойка шасси, но Б.И.Веремей сумел мастерски посадить самолет, который получил лишь незначительные повреждения и вскоре вернулся в строй.

Командиром экипажа третьего летного по счету самолета (то есть головного серийного) назначили летчика-испытателя ОКБ А. Н. Туполева В. В. Павлова. В одном из полетов на этой машине также сложилась нештатная ситуация — полностью вышла из строя электрическая система. Как потом выяснилось, произошел отказ системы защиты, который ранее не рассматривался даже теоретически. Один из генераторов стал выдавать максимальное напряжение, что в свою очередь вывело из строя все защитные устройства других систем. Основные системы были обесточены, а оставшиеся находились под недопустимо высоким напряжением, в результате чего мог возникнуть пожар. Павлов сумел быстро разобраться в возникшей ситуации и предотвратить аварию. В сложных метеоусловиях ему удалось посадить самолет на своем аэродроме.

Анализ аварийной ситуации показал, что отказ возник на элементном уровне, и ранее подобная ситуация смоделирована быть не могла. Впоследствии при проверках систем электропитания стали проводить определенные мероприятия, направленные на исключение возможности возникновения подобных случаев. В феврале 1985 года на первом прототипе впервые была превышена скорость звука. В совместных государственных испытаниях участвовали две опытные

и четыре серийные машины — самолет «01» (с бортовым номером «18»), самолет «03» (с бортовым номером «29»), первый самолет головной (первой) серии (№ 1-01 с бортовым номером «30»), второй самолет головной серии (№ 1-02 с бортовым номером «56»), а также оба самолета второй серии (№ 2-01 с бортовым номером «86» и № 2-02 с бортовым номером «87»).

Комплексная программа наземных и летных испытаний обеспечила необходимый объем информации для предварительных доводочных работ. Она включала, в частности, посадку в сверхзвуковой конфигурации, полет на сверхзвуковой скорости со снятыми крышками люков аварийного покидания, полеты на обесточенном самолете с включением резервной механической системы управления и т. д. В ходе летно-конструкторских испытаний возникали и такие неприятные ситуации, как нелокализованное разрушение двигателя с возникновением пожара, столкновение с птицами, посадка на бетонную полосу с невыпущенной и незафиксированной основной тележкой шасси, полет и посадка с полным отказом электроэнергетики, однако такое случалось в основном в исключительно неблагоприятных условиях.

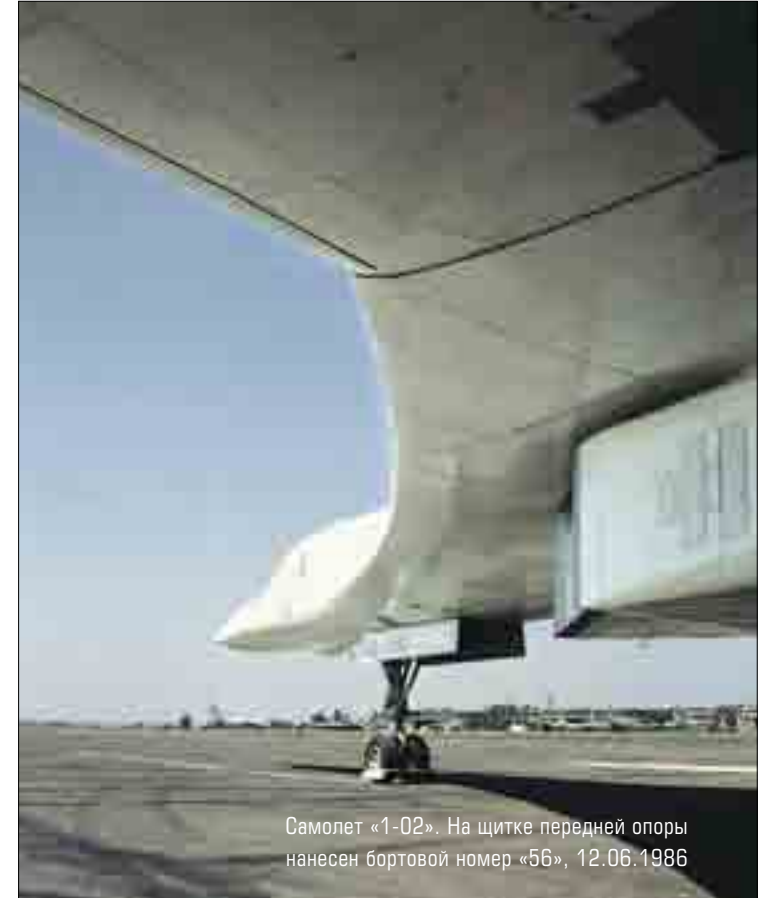
В большинстве случаев аварийные ситуации не заканчивались потерей изделия. Исключением стала потеря во время испытаний второго самолета головной серии (№ 1-02) из-за разрушения двигателя и возникшего пожара, экипажу летчика-испытателя В.В.Павлова удалось успешно катапультироваться.

При сложных наземных отработках трагически погиб талантливый инженер

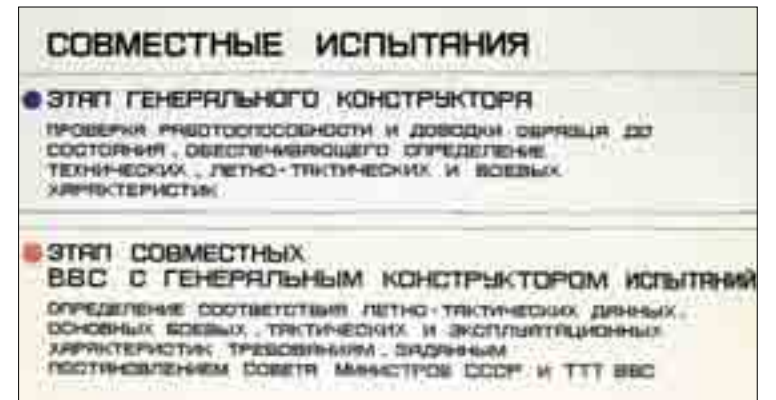
Ю.С.Горбатко, внесший большой вклад в постановку Ту-160 «на крыло».

На втором этапе совместных государственных испытаний к ним подключились военные специалисты. Инженеры ГК НИИ ВВС придиричиво изучали результаты летно-конструкторских испытаний, выполненных летными экипажами ОКБ и МАП, после чего составили жесткую программу по второму этапу, включив и полеты на боевое применение. Летчики-испытатели ГК НИИ ВВС полковники М.И.Поздняков, В.С.Смирнов, Н.Ш.Саттаров, С.С.Попов, В.С.Неретин (штурман), подполковники П. Петров, С. Мартянов и другие пилоты провели большое количество полетов на первых серийных Ту-160, в которых удалось в основном подтвердить заявленные характеристики самолета и соответствие их тактико-техническим требованиям Заказчика. Испытательной бригадой пилотов руководил Л.И.Агурин, а ряд полетов по программе испытаний провел будущий начальник ГК НИИ ВВС Л. В. Козлов, перешедший на работу в военный институт из Дальней авиации.

Полигоны, расположенные на юге страны, как нельзя лучше подходили для отработки основного ударного вооружения «семидесятки» — автономных крылатых ракет Х-55СМ с дальностью полета до 3000 км. При пусках крылатых ракет бомбардировщик сопровождал специальный самолетный командный измерительный пункт (СКИП) — самолет «976», принимавший телеметрическую информацию с борта Ту-160 и самой ракеты, а также следивший за ее полетом. Бывали случаи, когда из-за сбоя в системе управления ракета становилась



Самолет «1-02». На щитке передней опоры нанесен бортовой номер «56», 12.06.1986





ОБЕСПЕЧЕНИЕ ИСПЫТАНИЙ ИЗДЕЛИЯМИ “Р” (НА 1.05.87г.)

НА 28.05.87г.

|             | № изд. „Р”  | ОГРАНИЧЕНИЕ ПО РАБОТЕ | НАЗНАЧЕННЫЙ РЕСУРС       | ОСТАТОК РЕСУРСА НА 1.05.87г. | КОЛИЧЕСТВО ОБЕСПЕЧ. РАБОТ | КОЛИЧЕСТВО РАБОТ (по оконч. прораб.)         | ПОТРЕБНЫЙ МОТОРЕСУРС | РАЗНИЦА В МОТОРЕСУРСЕ К Оконч. прораб. | МЕСЯЦ ОСТАНОВКИ ОБЪЕКТА И МЕРОПРИЯТИЕ                       | ОСТАТОК РЕСУРСА НА 30 ДЕКАБРЯ |  |
|-------------|---|-----------------------|--------------------------|------------------------------|---------------------------|--|----------------------|--|---|-------------------------------|--|
| 01          | 36<br>36<br>37<br>30  | II эт.                | 100<br>100<br>100<br>100 | 92<br>51<br>92<br>92         | 69<br>33<br>69<br>69      | ~30<br>(с учетом Р-27)<br>73(4)<br>(по 3 ч.) | 220<br>—<br>—<br>—   | -128<br>-159<br>-128<br>-128           | ИЮЛЬ-АВГУСТ<br>ПРОДЛЕНИЕ РЕСУРСА ДО 250 ЧАС                 | ~20                           |  |
| 03          | 28<br>23<br>105<br>18   | —                     | 500<br>500<br>400<br>500 | 155<br>123<br>132<br>74      | 125<br>98<br>107<br>50    | ~25<br>~12<br>60(4)<br>(по 6 ч.)             | 360<br>—<br>—<br>—   | -205<br>-237<br>-228<br>-286           | ИЮЛЬ<br>ПОСТАВКА 4-х изделий<br>ПРОДЛЕНИЕ РЕСУРСА УСТ. Р-23 | ~250                          |  |
| 101         | 120<br>118<br>102<br>103  | —                     | 400<br>400<br>400<br>400 | 227<br>367<br>106<br>107     | 135<br>339<br>74<br>75    | 24<br>45(3)<br>(по 5 ч.)                     | 225<br>—<br>—<br>—   | -2<br>+142<br>-119<br>-118             | АВГУСТ<br>ПРОДЛЕНИЕ РЕСУРСА ДО 500 ЧАС                      | УСТ. Р-106<br>УСТ. Р-109      |  |
| 201         | 113<br>114<br>116<br>115  | —                     | 400<br>400<br>400<br>400 | 238<br>240<br>242<br>240     | —<br>—<br>—<br>—          | ~50<br>54<br>(по 5 ч.)                       | 270<br>—<br>—<br>—   | -32<br>-30<br>-28<br>-30               | ОКТЯБРЬ<br>ПРОДЛЕНИЕ РЕСУРСА ДО 500 ЧАС                     | ~70                           |  |
| 202         | 21<br>22<br>25<br>109   | —                     | 500<br>500<br>500<br>400 | 131<br>97<br>169<br>294      | —<br>—<br>—<br>—          | ~30<br>64<br>(по 5 ч.)                       | 320<br>—<br>—<br>—   | -190<br>-190<br>-190<br>-190           | ИЮЛЬ<br>УСТАНОВКА 4 шт. изд. „Р” II-го ЭТАПА                | ~60<br>ПРИ РЕСУРСЕ 250 ЧАС    |  |
| ЗИП         | 27 (69 ч.) - II ЭТАП<br>17 (420 ч.) - СНЯТ ПО ВИБРОСОСТОЯНИЮ III (248 ч.) |                       |                          |                              |                           |  |                      |  |   |                               |  |
| РЕМОНТ      | КМЗ   |                       |                          |                              |                           |  |                      |  |   |                               |  |
| 3-д ФРАЗУЗЕ | 106 (200 ч.)  |                       |                          |                              |                           |  |                      |  |   |                               |  |

— II ЭТАП } ОПЫТНЫЕ  
— I ЭТАП } ОПЫТНЫЕ  
— I ЭТАП СЕРИЙНЫЕ

ОТСУТСТВУЕТ ЗИП: -П-22 - 2шт.+1шт. для „03” + 3шт. для „111”, „16”, „27”  
-ТЯ-12А - 1шт.+1шт. для „202”

ПРИ УСЛОВИИ:

- ПРОДЛЕНИЯ РЕСУРСА СЕРИЙНЫМ ИЗДЕЛИЯМ ДО 500 ЧАС.
- ПРОДЛЕНИЯ РЕСУРСА ОПЫТНЫМ ИЗД. II-го ЭТАПА ДО 250 ЧАС.
- ПОСТАВКИ 2х СЕРИЙНЫХ ИЗД. I-го ЭТАПА НА № 202 (ВМЕСТО Р-125 И Р-128).
- ПРИ НАРАБОТКЕ НА ДОСРОЧНЫЙ СЪЕМ 300 ЧАС И ОБОРОТЕ 2 РЕМОНТА В ГОД.

НЕОБХОДИМО:

- НА ЗАМЕНУ ПО ДОСРОЧНОМУ СЪЕМУ - 10 шт. (  $\frac{2 \text{ шт.} \times 5600}{300 \times 2} = 10 \text{ шт.}$  )
- НА ПЕРЕХОДНОЙ РЕСУРС ДЛЯ ВЫПОЛНЕНИЯ:
  - СПЕЦ. ИСПЫТАНИЙ
  - ПЕРЕЧНЯ №2 ПО СГИ
  - ВНЕПЛАНОВЫХ РАБОТ

6 шт. ВСЕГО: 16 шт.



Самолет «202», 11.04.1991

«неуправляемой» и сходила с маршрута. В таких ситуациях подавалась команда на ее подрыв. При пусках на предельную дальность бывали случаи, когда ракета продолжала следовать к цели уже после посадки самолета-носителя. Круговое вероятное ее отклонение от цели удалось довести до 18-25 м.

Летчики-испытатели ГК НИИ ВВС выполняли полеты не только на большую дальность и на боевое применение, но и отрабатывали режимы полета на малой высоте с огибанием рельефа местности и дозаправкой топливом в воздухе. Большого внимания потребовала и доводка БРЭО, особенно нового

ПрНК «Бук-К», входившей в него БРЛС «Обзор-К», а также бортового комплекса РЭП «Байкал». Элементы последнего испытывались на радиотехнических полигонах под Оренбургом и в Средней Азии. В целом (по сообщениям из открытой печати) на совместных госиспытаниях к середине 1989 года на самолетах Ту-160 было совершено примерно 150 полетов, из них четыре — с пусками крылатых ракет Х-55СМ, причем один — с одновременным сбросом ракет из обоих грузоотсеков. В процессе совместных государственных испытаний самолеты постепенно готовили к передаче в опытную эксплуатацию ВВС.

ОСТАВШИЙСЯ ОБЪЕМ РАБОТ /21.09.88г./

| № п/п | РАЗДЕЛЫ     | НАИМЕНОВАНИЕ          | ЭТАП А | ЭТАП Б  |
|-------|-------------|-----------------------|--------|---------|
| 1.    | 11-1.9      | ЛТХ                   | 0      | 0       |
| 2.    | 1.9         | ЛОПРАВКИ ПВД          | 0      | 2 1     |
| 3.    | 2           | У И У                 | 0      | 0       |
| 4.    | 3-9         | САМОЛЕТНЫЕ СИСТЕМЫ    | 0      | 0       |
| 5.    | 10          | СИЛОВАЯ УСТАНОВКА     | 0      | 0       |
| 6.    | 11          | ЭПР                   | 0      | 1       |
| 7.    |             | ГОСОПОЗНАВАНИЕ        | 0      | 0       |
| 8.    |             | ОТВЕТЧИКИ УВД         | 0      | 0 1     |
| 9.    | 17          | НАВИГАЦИЯ             | 0      | 5 1 (1) |
| 10.   |             | РАБОТА НАВИГАЦИИ Ц-18 | 0      | 0       |
| 11.   | 12.38-17.41 | КРВ                   | 0      | 5 4     |
| 12.   | 17.34       | А-723                 | 0      | 3 1     |
| 13.   | 18          | ТИП-1                 | 0      | 0 (2) 1 |
| 14.   | 19          | БАЙКАЛ-М              | 0      | 0       |
| 15.   | 17          | ЭМС                   | 0      | 1       |
| 16.   | 22          | У-008                 | 0      | 0       |

ВСЕГО: ПО ОСНОВНОЙ ПРОГРАММЕ: 17-19 (-2) 10  
ПО КОМПЛЕКСУ БАЙКАЛ-М: 21

СПЕЦИИСПЫТАНИЯ: 29 13 9

РАСПРЕДЕЛЕНИЕ ОБЪЕМА ПО МАШИНАМ

| РАЗДЕЛЫ        | МАШИНЫ | 01   | 03   | 101 | 201          | 202  |       |
|----------------|--------|------|------|-----|--------------|------|-------|
| НАВИГАЦИЯ      |        |      |      | 3 1 |              | 1    |       |
| „КВИТОК”       |        |      |      | 3 1 |              | 2 1  |       |
| КРВ            |        |      |      | 2 1 | 1            | 5 4  |       |
| ТИП-1          |        |      |      |     | 21 (11)      |      |       |
| БАЙКАЛ-М       |        |      |      |     |              |      |       |
| СПЕЦИИСПЫТАНИЯ |        | 14 4 | 14 7 | 2   | 5            | 13 5 |       |
| ВСЕГО:         |        | 14 4 | 14 7 | 8 5 | 1, 21 (11) 5 | 7 5  | 64 23 |

ОЖИДАЕМАЯ ЗАГРУЗКА МАШИН

|     | ОКТЯБРЬ | НОЯБРЬ        | ДЕКАБРЬ       |  |
|-----|---------|---------------|---------------|--|
| 01  | 10      | АКТ           |               |  |
| 03  | 8       | ЗАВЕРШЕНИЕ ГИ | ЗАВЕРШЕНИЕ СМ |  |
| 101 | 8       | 115           |               |  |
| 201 | 7       | 7             | 7             |  |
| 202 | 7       |               |               |  |

ОБЕСПЕЧЕНИЕ ИЗДЕЛИЯМИ „Р”

|     |       |                    |       |                             |       |                              |       |               |
|-----|-------|--------------------|-------|-----------------------------|-------|------------------------------|-------|---------------|
| 01  | Р-45  | 13-34<br>(100+100) | Р-43  | 212-30<br>300               | Р-30  | 283-30<br>300                | Р-41  | 275-46<br>300 |
| 03  | Р-27  | 800-15<br>300      | Р-40  | 198-06<br>300               | Р-26  | 503-38 / 14-55<br>750 / 250  | Р-155 | 107-15<br>400 |
| 101 | Р-23  | 585-29<br>750      | Р-105 | 542-37 / 28-53<br>850 / 400 | Р-100 | 374-50<br>400                | Р-147 | 32-47<br>400  |
| 201 | Р-22  | 599-31<br>750      | Р-114 | 509-47<br>525               | Р-113 | 346-36<br>400                | Р-115 | 506-38<br>525 |
| 202 | Р-149 | 201-54<br>400      | Р-102 | 610-26<br>650               | Р-106 | 523-37 / 318-29<br>620 / 400 | Р-120 | 530-40<br>550 |
| 401 |       |                    | НЕТ   |                             |       |                              |       |               |





Экипажи летчиков и штурманов-испытателей, установивших серию мировых авиационных рекордов на самолете Ту-160 в период с ноября 1989 по май 1990 г.



По результатам всего комплекса испытаний (летно-конструкторских и совместных государственных) были внесены соответствующие изменения в конструкцию Ту-160 и инструкцию по эксплуатации. Так, например, в ходе испытаний нового бомбардировщика Б. И. Веремей в одном из вылетов достиг скорости 2200 км/ч, однако в эксплуатации максимальную скорость по условиям прочности и ресурса ограничили до 2000 км/ч.

Высокие летные характеристики Ту-160 были подтверждены рядом установленных на этом типе самолета мировых рекордов. В октябре 1989 года и в мае 1990 года на завершающем этапе госиспытаний экипажи ГК НИИ ВВС совместно с летчиками-испытателями МАП на втором летном прототипе (самолете «03») и четвертом самолете третьей серии (304) выполнили несколько полетов на установление мировых рекордов скорости и высоты полета. Всего экипажами ВВС удалось на Ту-160 установить несколько десятков мировых авиационных рекордов.



Экипаж Ту-160. Слева направо: А. В. Еременко, Б. И. Веремей, В. Н. Матвеев, М. М. Козел

Сотрудники ЖЛИ и ДБ ММЗ «Опыт» у опытного самолета Ту-160. В центре — главный конструктор самолета В. И. Близнюк, Герой Советского Союза заслуженный летчик-испытатель Б. И. Веремей и начальник ЖЛИ и ДБ В. Т. Климов



Веремей Борис Иванович (1935–2002 гг.) — первый пилот самолета Ту-160. Герой Советского Союза, заслуженный летчик-испытатель СССР. Борис Иванович Веремей отдал около 40 лет испытаниям и доводкам туполевских самолетов и навсегда вошел в историю отечественной авиации прежде всего как командир экипажа, впервые поднявший в небо 18 декабря 1981 года самый мощный в мире ударный боевой самолет — сверхзвуковой стратегический ракетоносец-бомбардировщик Ту-160.

Б. И. Веремей установил 34 мировых авиационных рекорда (из них 12 — вторым пилотом): в 1983 г. — 12 рекордов (вторым пилотом) скорости и грузоподъемности по Ту-144, в 1989 г. — 22 рекорда высоты, скорости и грузоподъемности на Ту-160. Награжден орденами Ленина, Октябрьской Революции, «За заслуги перед Отечеством» 4-й степени, Красной Звезды, медалями. Его имя присвоено модернизированному самолету Ту-160, стоящему в боевом строю ВВС России.



Б. И. Веремей



В период с 1993 по 1996 год испытания были прерваны по причине отсутствия финансирования работ со стороны заказчика. Ввиду высокой инфляции в 1994–1995 годах полученные в начале года авансы на выполнение работ мгновенно обесценивались, не позволяя выкупить материалы, оплатить топливо и выплатить зарплату. В результате в 1995, 1996 и 1997 годах зарплата на предприятии не выплачивалась. Суммарные долги предприятия в те годы достигли 800 млн руб., что значительно превышало его платежеспособность. В отсутствие государственной поддержки в 1998–2000 годах предприятие ради выплаты долгов лишилось половины территории и производственных фондов, включая ряд ангаров, помещений и цехов, а также оборудования опытного завода, ряда важнейших стендов и стоянок. Начиная с 1994 года

испытания Ту-160, да и всех типов самолетов Дальней авиации, были практически остановлены. Часть замечаний по перечню № 1 акта государственных совместных испытаний оказались не устранены, и самолет продолжал эксплуатироваться в строю, будучи не принятым на вооружение. Положение казалось безвыходным. Помог случай. В начале 1996 года в честь 60-летия исторического перелета экипажей В.П.Чкалова и М.М.Громова на туполевских самолетах АНТ-25 был задуман перелет из Москвы в США группы самолетов: Ту-160 (флагман), Ту-204 (аптечка и техсостав) и Ил-62 (группа поддержки: мэры городов, ансамбль песни и пляски и т. п.). Для перелета по вполне понятным причинам был выбран не строевой самолет Ту-160, а самолет, находящийся на испытаниях и числящийся на забалансовом учете предприятия (№ 401).

Ввиду длительного отсутствия испытательных полетов на этом самолете его техническое состояние было, мягко говоря, плачевным. Пришлось его самым срочным образом восстанавливать. За оставшееся короткое время до юбилейной даты это совершить было почти невозможно. Однако обещанные командировочные в отсутствие зарплаты помогли ускорить работы, и в установленный срок 30 мая самолет был готов к облету. Главнокомандующий ВВС П.С.Дейнекин дал указание о выделении топлива, которое было доставлено в ЖЛИ и ДБ двумя ТЗ-22, и 31 мая облет состоялся. Подготовкой руководили М.В.Ульянов, А.К.Яшуков, Р.А.Енгулатов и др. Облет выполнил экипаж во главе с заслуженным летчиком-испытателем, Героем Советского Союза Б.И.Веремеем. Однако уже после получения виз перелет отменили в связи с «нежеланием граждан

видеть в мирном американском небе русский военный самолет». Ту-160 и Ту-204 остались в России, а в Америку ушел Ил-62 с мэрами городов и ансамблем песни и пляски. Оставшееся от облета топливо перезаправили в один из находящихся на испытаниях Ту-95МС, который перелетел в соседнюю Рязань на ремонт. Тем самым закрыли сразу 2 этапа работ по облету Ту-160 и по перегону самолета Ту-95МС на ремонт. Получив расчет, направили вырученные средства на следующий по абсолютному значению критерия экономической эффективности (отношение стоимости к трудоемкости выполнения работ) этап отработки новой системы управления оружием самолета Ту-22МЗ. И далее развитие работ по ветвящейся схеме выполнения «зависших» этапов по Гособоронзаказу. Схема была согласована с главными конструкторами

по военной тематике Д.А.Антоновым, В.И.Близнюком, Л.Т.Куликовым и Б.Е.Левановичем. Начали выплату задолженностей по зарплате. Знали бы американцы, что они своим отказом способствовали возрождению летных испытаний комплексов Дальней авиации России!

Дело дошло и до продолжения испытаний Ту-160. Начали с возобновления прерванной программы продолженных взлетов. Затем перешли к программе испытаний нового высокоточного оружия. Особенностью этой программы являлись минимальные доработки самолета. На борту были установлены только новые радиовысотомеры РВ-5 и РВ-18, а также спутниковая навигационная система и типовой комплекс связи. К 2003 году были выполнены десятки полетов самолета Ту-160 по программе ЛКИ изделия типа 1200 с тремя реальными пусками.



В 2006 г. самолет с серийным номером «401» получил имя собственное «Борис Веремей»



В 2003 году было выдано тактико-техническое задание на модернизацию Ту-160. В том же году состоялась защита эскизно-технического проекта с положительным заключением заказчика.

Сотрудники ОКБ и супруга Б. И. Веремея у самолета Ту-160 «Борис Веремей»

Самолет с серийным номером «401». На борту — выставочный номер «342» авиасалона в Ле Бурже, 1990 г.







Ту-160 «Борис Веремей»



Ту-160 «Борис Веремей». Жуковский, июль 2011 г.



Ту-160 (серийный номер «401») «Борис Веремей», названный в честь заслуженного летчика-испытателя Героя Советского Союза Бориса Ивановича Веремея





## Серийное производство

В новом дальнем стратегическом бомбардировщике Ту-160 были воплощены весь многолетний опыт и достижения советского самолетостроения. Его освоение в серии стало подлинной технологической революцией в производстве отечественных тяжелых самолетов. Серийное производство Ту-160 первоначально планировалось развернуть на авиационном заводе в Ульяновске (ныне — авиастроительный комплекс «Авиастар-СП»), но в дальнейшем, учитывая имевшийся большой опыт по производству средних и тяжелых бомбардировщиков на КАПО им. С. П. Горбунова, самолеты решили строить в Казани. Выбор Казанского производственного объединения им. С. П. Горбунова (КАПО) для производства многорежимных стратегических ракетноносцев Ту-160 не был случайным. Министерство авиапромышленности располагало рядом мощнейших авиационных заводов, но КАПО, которым руководил энергичный и прогрессивный директор В. Е. Копылов, у руководства МАП было на особом счету. Завод считался самым надежным для внедрения новейших технологий и для реализации строительства новых корпусов, соответствующих размерам самолета.

Освоение серийного производства столь сложной машины потребовало коренной реконструкции производства и строительства новых производственных площадей. В ходе работ по освоению производства изделия «70» на КАПО в общей сложности было введено более 300 тысяч квадратных метров новых производственных площадей. Так, был построен новый корпус,

включавший в себя цехи механической сборки узлов из титана и изготовления длиномерных панелей из алюминиевых сплавов с использованием уникальных станков с ЧПУ. В том же корпусе размещалась установка для электронно-лучевой сварки деталей агрегатов центроплана толщиной до 120 мм в вакууме (ЭЛУ-24), установка отжига сварных узлов из титана



В. Е. Копылов

Министр авиационной промышленности А. С. Сысцов и Генеральный директор КАПО им. С. П. Горбунова В. Е. Копылов осматривают узел поворота крыла



в вакууме (УВН-45), уникальная рентген-камера. Были построены цехи химического фрезерования длинномерных панелей и листов, а также очистных сооружений, электрожгутовой, плазово-шаблонный и агрегатно-сборочный. Заново отстроили корпуса транспортного цеха и механизированных складских помещений, корпус для изготовления мягких топливных баков, кузницы. В 1975 г. приступили к строительству большепролетного цеха, позволявшего изготавливать крупногабаритные неразъемные конструкции и детали самолета. Ввели в строй цех анодирования с ваннами длиной 32 м, цех глубокого раз- мерного химического травления с ваннами

длиной 20 м и т. д. На заводе появилось уникальное оборудование для изготовления композитных и сотовых панелей, штамповки и фрезеровки крупногабаритных деталей, в том числе 20-метровых монолитных плит переменной толщины из титановых и высокопрочных алюминиевых сплавов. Огромная центропланная балка длиной 12,4 м и шириной 2,1 м фрезеровалась из двух титановых половин, верхней и нижней, затем сваривалась в одно целое в вакуумной камере под спецприсадками и флюсами (это было «ноу-хау» казанского завода). Некоторые операции приходилось проводить ночью, иначе работа мощнейшего оборудо- вания могла оставить без электроэнергии

полгорода. Ряд технологических процессов, внедренных на КАПО, не имел аналогов в советской промышленности.

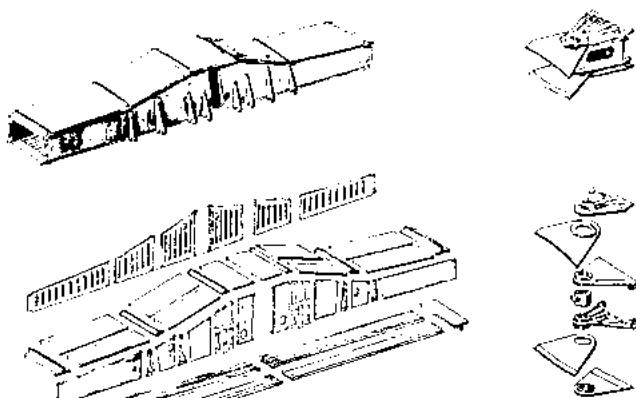
Большой вклад в конструкторском обеспечении серийного производства и переоборудовании КАПО внес Казанский филиал Туполевского ОКБ. В выборе КАПО им. С.П.Горбунова для серийного про- изводства Ту-160 немалую роль сыграла высокая слаженность и эффективность совместной работы серийного завода и Казанского филиала. Все конструкторские бригады филиала принимали самое активное участие в работах по самолету и в полном объеме обеспечили решение задачи по внедрению самолета в серий- ное производство и его конструкторско- технологическому сопровождению.

Филиал ОКБ оказал помощь КАПО в плазовой увязке вертикального опере- ния самолета. Филиалом были проведены работы по выпуску полного комплекта ра- бочей конструкторской документации на стабилизатор самолета. Работы проводи- лись в несколько этапов по мере последо- вательного уточнения аэродинамических, виброакустических, частотных, противо- флаттерных, весовых и технологических требований к конструкции стабилизатора, полученных в результате летных испыта- ний первого образца самолета, стендовых частотных и прочих испытаний, а также на- рабатываемого технологического опыта. Здесь нелишне отметить, что в конструкции стабилизатора было реализовано большое число конструкторско-технологических новинок относительно предыдущих разра- боток ОКБ. Это трехслойные блоки с метал- лическими и композиционными сотовыми наполнителями, панели из композицион- ных материалов, пустотелые прессованные

ИЗГОТОВЛЕНИЕ КРУПНОГАБАРИТНЫХ АГРЕГАТОВ ИЗ ТИТАНОВОГО СПЛАВА ВТ6ч

Необходимое специализированное технологическое оборудование.

|   | НАИМЕНОВАНИЕ  | ИЗГОТОВИТЕЛЬ                         | СТОИМОСТЬ         | НЕОБХОДИМАЯ ПРОИЗВОДИТЕЛЬНАЯ ПЛОЩАДЬ, м² |
|---|---|--------------------------------------|-------------------|--|
| 1 | ПОРТАЛЬНЫЙ ПРОДОЛЬНО-ФРЕЗЕРНЫЙ СТАНОК 2 ФП-242  | МАП СМЗ                              | 12 МЛН. РУБ.      | 435                                      |
| 2 | ФРЕЗЕРНО-РАСТОЧНОЙ СТАНОК НС-66АФ-4   | МС и ИП НЗТСГ 1981 г.                | 0,87 МЛН. РУБ.    | 850                                      |
| 3 | ФРЕЗЕРНЫЙ 5 <sup>м</sup> КООРДИНАТНЫЙ СТАНОК С ПЧ ДЛЯ ОБРАБОТКИ ТИТАНОВЫХ ПРОУШИН УФ-0783 | МС и ИП УЗТС                         | 1,5 МЛН. РУБ.     | 185                                      |
| 4 | УСТАНОВКА ДЛЯ ЭЛЕКТРОННО-ЛУЧЕВОЙ СВАРКИ ЗЛУ-24×8 24×16                                    | НИАТ МАП, ТСУ РПКО СМЗ ИЗС им.ПАТОНА | 6,0 МЛН. РУБ. 8,0 | 860 1900                                 |
| 5 | ФРЕЗЕРНО-РАСТОЧНОЙ АГРЕГАТ ДЛЯ ОБРАБОТКИ УЗЛА ШАРНИРА ЛР 344 ФЗ                           | МС и ИП                              | 1,2 МЛН. РУБ.     | 104                                      |
| 6 | УСТАНОВКА ДЛЯ ВАКУУМНОГО ОТЖИГА УВН-4500 М  | МАП, ТСУ РПКО                        | 10,0 МЛН. РУБ.    | 3000                                     |



ОБЕСПЕЧЕНИЕ НЕОБХОДИМЫМИ ПОЛУФАБРИКАТАМИ

| ТИПОВЫЕ ДЕТАЛИ                           | ПОЛУФАБРИКАТЫ, ПРИМЕНЯЕМЫЕ НА ПЕРВОМ ИЗДЕЛИИ                | НЕОБХОДИМЫЕ ПОЛУФАБРИКАТЫ                                |  |        |  |
|--|---|--|--|--------|--|
|  |   | ВНД ПОЛУФАБРИКАТА  | РАЗМЕРЫ  | КММ    | МЕРОПРИЯТИЯ ПО ОБЕСПЕЧЕНИЮ ПРОИЗВОДСТВА  |
| ПАНЕЛИ ПРОДОЛЬНО-ПОПЕРЕЧНЫМ ПРЕВРЕЩЕНИЕМ | КОВАННО-КАТАНЫЕ ПЛАНКИ С КИМ 0,08-0,12                      | ПРЕССОВАННЫЕ ЛАНЦЫ С ЗАКОНЦЕВАННЫМИ                      | ПЛОЩАДЬ СЕЧЕНИЯ ДО 310 см² ШИРИНА-600-1000 ДЛИНА-60×12 м | 0,35   | СОЗДАНИЕ УЧАСТКА ПО ПРЕССОВАНИЮ ПРОФИЛЕЙ И ПАНЕЛЕЙ С ИЗГОТОВЛЕНИЕМ ПРЕССОВОГО АДЮСТИРОВАННОГО ОБОРУДОВАНИЯ         |
| ПОСЫЛКИ ДЛИТЕЛЬНОСТИ И ПАНЕЛЕЙ           | КОВАННО-КАТАНЫЕ ПРОФИЛИ СРЕМНОУГОЛЬНОГО СЕЧЕНИЯ С КИМ 0,045 | ПРЕССОВАННЫЕ ПРОФИЛИ РЕГУЛИРУЕМОГО И ПЕРЕМЕННОГО СЕЧЕНИЯ | ПЛОЩАДЬ СЕЧЕНИЯ ДО 150 см² ДЛИНА ДО 20 м                 | 0,35   |  |
| СИЛОВОЕ ДЕТАЛИ АГРЕГАТОВ                 | ГРУБЫЕ ШТАМПОВКИ С КИМ-0,28                                 | ШТАМПОВКИ ПОВЫШЕННОЙ ТОЧНОСТИ С КИМ 0,4-0,5              | ПЛОЩАДЬ В ПЛАНЕ ДО 3,5 м²                                |        | ПРОЕКТИРОВАНИЕ И ИЗГОТОВЛЕНИЕ ПРЕССА ЖЕСТКОЙ КОНСТРУКЦИИ ДЛЯ ШТАМПОВКИ КРУПНОГАБАРИТНЫХ ДЕТАЛЕЙ ПЛОЩАДЬЮ ДО 3,5 м² |
| СУММАРНАЯ МЕТАЛЛОЕМКОСТЬ                 | 150 т   |  |  | 63,5 т |  |

Директор Института сварки академик Б. Е. Патон во время посещения КАПО им. С. П. Горбунова



профили, клееболтовые и клееклепанные соединения, используемые в силовых кон- струкциях, и многое другое. Работы по выпуску конструкторской доку- ментации на стабилизатор последовательно, по мере возникновения новых требований,

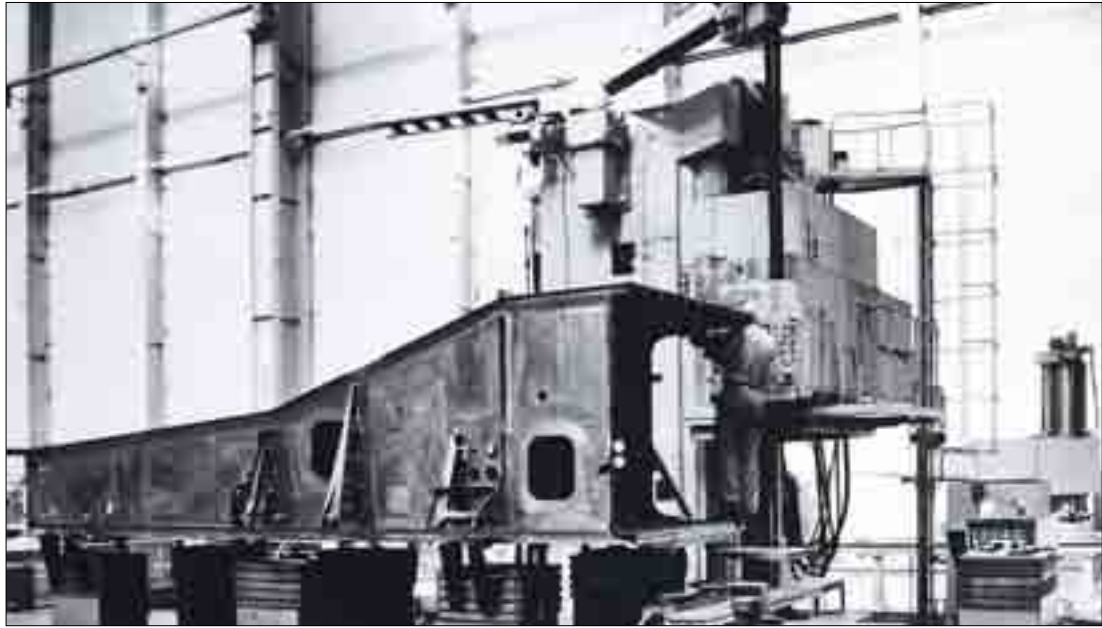
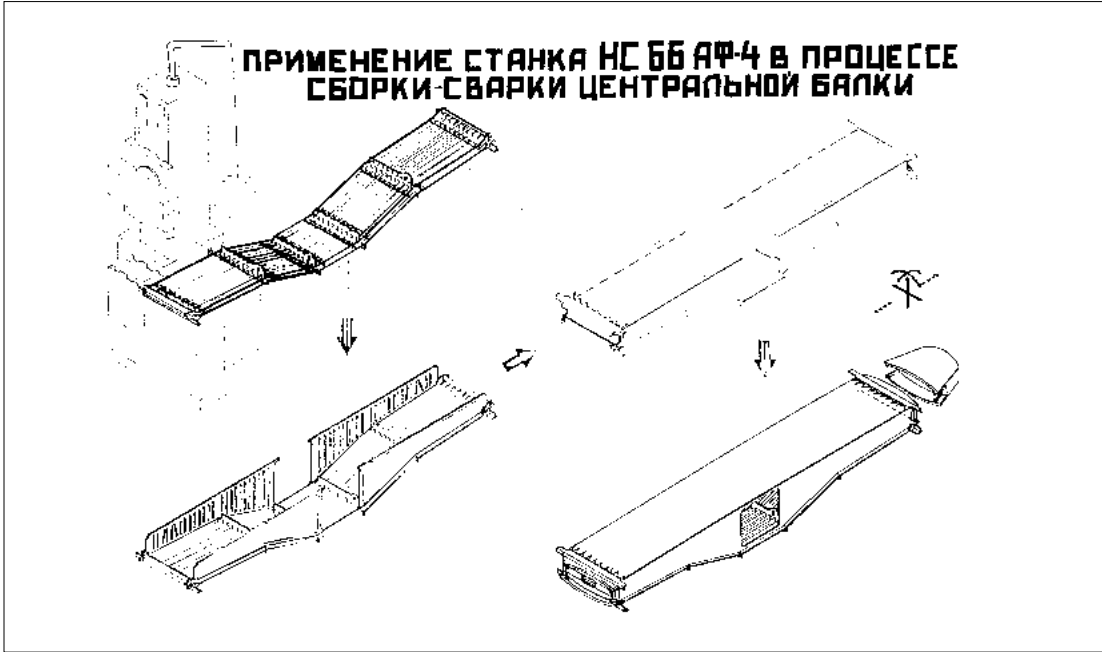
выполнялись в основном силами бригады № 15 (Э. М. Соркин, В. Г. Жилыев, В. В. Матус, Р. З. Гимранов, начальник — И. Ф. Глухень- кий), бригады № 10 (В. Ф. Бородин, А. Г. Мар- тынов, М. А. Щербань, начальник — Б. А. Бу- ров); бригады № 8 (Е. С. Слесаревский,

В. Г. Жилыев, В. А. Портной, С. И. Садикова, начальник — А. Х. Гадильшин), которой были сделаны проектировочный и пове- рочный расчеты стабилизатора из компо- зитов на статические, динамические и аку- стические нагрузки.





Е. Г. Шестаков



Полубалка (агрегат 10) на фрезерном 4-координатном станке с ЧПУ NC-66 AF4 в КАПО им. С. П. Горбунова, г. Казань

Об объеме выполненных работ можно судить хотя бы по тому, что были подготовлены чертежи на три основных варианта и до девяти переходных вариантов стабилизатора самолета.

Филиалом ОКБ была выпущена конструкторская документация на ряд доработок по носкам подвижной части крыла, нервюрам балки центроплана, предкрылкам и системе управления ими, установке специальных изделий, монтажу электрожгутов в отъемной части крыла, а также на ряд изменений, обеспечивающих уменьшение массы и трудоемкости изготовления каркаса, систем и оборудования. Кроме того, филиал оказывал помощь КАПО в освоении новых информационных технологий.

Большой вклад во внедрение самолета в серию внес ведущий по самолету от филиала Ю.А.Левенец. В период работы филиала по запуску самолета Ту-160 в серию его руководителями были: Е.Г.Шестаков (1970–1984 гг.), В.П.Терехин (1984–1990 гг.), Э.М.Соркин (с 1990 г. до прекращения серийного выпуска самолета).

В ходе подготовки серийного производства Ту-160, с 1974 г. КАПО и поставщики комплектующих начали получать самое современное оборудование, в том числе импортное. Огромную роль в производстве Ту-160 сыграл металлургический комбинат МАП в Ступино, который поставлял крупные штамповки и детали, изготовленные методом порошковой металлургии, снижающим затраты на мехобработку и повышающим коэффициент использования дорогих материалов, прежде всего алюминиево-литиевых и титановых сплавов.

Постройка опытных машин на ММЗ «Опыт» в Москве и серийных на КАПО им. Горбунова в Казани была организована на основе широкой кооперации многих заводов МАП.

Крылья и двигательные отсеки изготавливались на авиационном заводе в Воронеже, оперение и воздухозаборники — на заводе в Иркутске, шасси изготавливал агрегатный завод в Куйбышеве (Самаре), а фюзеляж, центроплан и узлы поворотных консолей крыла — на КАПО в Казани, где и производилась окончательная сборка Ту-160.

В связи с масштабностью работ по освоению серийного производства самолета, координацию программы осуществлял лично Министр авиационной промышленности СССР П.В.Дементьев (позднее — сменивший его на этом посту И.С.Силаев). Большую роль в развертывании выпуска изделия «70» сыграли начальник 9-го Главного управления МАП А.В.Болбот, начальник Главного управления МАП по тяжелым самолетом В.Т.Иванов и многие другие работники министерства и ряда предприятий страны. Огромный вклад в освоение в серийном производстве на КАПО внесли Генеральный директор завода В.Е.Копылов, главный инженер С.Г.Хисамутдинов, его заместители Н.Р.Ахтямов и Г.Я.Фомин, начальник заводской лётно-испытательной станции А.А.Хабибулин.

Ту-160, как уже отмечалось ранее, был сосредоточением многих новых технических и технологических решений, потребовавших от КАПО внедрения большого количества новаций в технологию и в процесс производства. В то же время на КАПО также занимались поиском путей улучшения конструкции самолета и технологии его производства. Так, по настоянию Генерального директора В.Е.Копылова, для улучшения технологичности изготовления шарниров крыла они были выделены в отдельные агрегаты. Каждый шарнир массой три тонны после изготовления проходил приработку и обкатку, что существенно повышало его надежность в эксплуатации.



В. П. Терехин



Э. М. Соркин

### УТЯЖЕЛЕНИЯ ОБЪЕКТА, СВЯЗАННЫЕ С КОМПЛЕКТУЮЩИМИ ИЗДЕЛИЯМИ И СЕРИЙНЫМ ПРОИЗВОДСТВОМ

| I. УТЯЖЕЛЕНИЯ КОМПЛЕКТУЮЩИХ ИЗДЕЛИЙ ПРОТИВ МАССЫ ЗАВЕЛЕННЫХ В ТЗ | МАССА ПО ТЗ, КГ | ФАКТИЧЕСКАЯ МАССА, КГ | ΔG, КГ        |
|--|-----------------|-----------------------|---------------|
| <b>ОБЩАЯ МАССА</b>   |                 |                       | <b>+ 2061</b> |
| 1. ИЗДЕЛИЕ ЧООВ  | 538             | 740                   | + 202         |
| 2. ВУК   | 1087            | 1855                  | + 768         |
| 3. ЯБСУ - 200  | 450             | 680                   | + 230         |
| 4. БАЙКАЛ (стеллажи)   | 800             | 900                   | + 100         |
| 5. КУТЦ  | 150             | 209                   | + 59          |
| 6. МКУ «Б-5У (2)   | 2800            | 3400                  | + 600         |
| 7. ЗСУД-32-1 (4)   | 180             | 224                   | + 44          |
| 8. КРЕСЛА КЗБЛ (4)   | 400             | 480                   | + 80          |

| III. УТЯЖЕЛЕНИЯ, СВЯЗАННЫЕ С ТРЕБОВАНИЯМИ СЕРИЙНОГО ПРОИЗВОДСТВА   | ΔG, КГ        |
|--|---------------|
| <b>ОБЩАЯ МАССА</b>   | <b>+ 2600</b> |
| 1. УТЯЖЕЛЕНИЯ ЗА СЧЕТ ВНЕСЕНИЯ В ЧЕРТЕЖИ ТЕПЛОСТАТИЧЕСКИХ И ОТСТОЯНИЙ ВНЕДРЕНИЯ  | <b>+ 1830</b> |
| 2. УТЯЖЕЛЕНИЯ ЗА СЧЕТ ВНЕСЕНИЯ В ЧЕРТЕЖИ ТЕПЛОСТАТИЧЕСКИХ И ОТСТОЯНИЙ ВНЕДРЕНИЯ  | <b>+ 356</b>  |
| 3. СНИЖЕНИЕ ПОСТАВКИ ОВЛЕГЧЕННОГО СТАЛЬНОГО И ТИТАНОВОГО КРЕПЕЖА   | <b>+ 217</b>  |
| 4. УВЕЛИЧЕНИЕ ВЕСА И СНИЖЕНИЕ РЕСУРСА И НАДЕЖНОСТИ ИЗ-ЗА ОТСТОЯНИЙ ДЛИННОМЕРНЫХ ПРЕССОВАННЫХ ПРОФИЛЕЙ  | <b>+ 200</b>  |
| 5. ОТКЛОНЕНИЕ ОТ ТЕХНОЛОГИЧЕСКОГО ПРОЦЕССА ИЗГОТОВЛЕНИЯ КЛЕЕВЫХ СОТОВЫХ КОНСТРУКЦИЙ  | <b>+ 200</b>  |
| 6. РАЗРЕЗКА БАЛКИ ПО НУЛЕВОЙ НЕВЕРЮЕ НА ДВЕ ПОЛУБАЛКИ СО СТЫКОВКИМИ БОЛТАМИ  | <b>+ 150</b>  |
| 7. ОГРАНИЧЕНИЕ ПРОИЗВОДСТВА МАГНИСОВОГО ЛИТЕРА   | <b>+ 120</b>  |
| 8. ИЗ-ЗА НЕОТРАБОТКИ ТЕХНОЛОГИИ И КАЧЕСТВА ПОСТАВКИ ТРЭБ ДЛЯ ГИДРОСИСТЕМЫ ИЗ АК-2 ОТЛИКОТ ИЗ ХИВНОТ  | <b>+ 105</b>  |
| 9. ОТСТОЯНИЕ ПОСТАВКИ ПРОФИЛЕЙ С МИНУСОВЫМИ ДОПУСКАМИ  | <b>+ 100</b>  |
| 10. СНИЖЕНИЕ ЧИСЛА СТУПЕНЕЙ ТОВАРЕНИЯ НА ВОШКАЕ И СТРАНИЧНОМ НАБОРЕ ФНОЗЕВЖА (на ЛАСОВЕ КАПО)  | <b>+ 85</b>   |
| 11. НЕВНЕДРЕНИЕ ЧЕРТЕЖЕЙ НА ЯПОНСКИЕ ОУПЛИКИ С ПОВЫШЕННЫМ КЛАССОМ ТОВАРИСТИ (КАПО-ОВИВНОЕ ВОЗМ. НА ПРОДОВОЖА)  | <b>+ 50</b>   |
| 12. СНИЖЕНИЕ ТРЕБОВАНИЙ «АВТОМАТИЧЕСКИ» СНИЖАЮЩИХ ЗАЩИТУ ШВА ВОШКА ОТЖИМ-ПРОСВЕТЛЕНИЕ ПАТОРИИ НА ВОШКАЕВОЕ ТОВАРИСТВО  | <b>+ 40</b>   |
| 13. ДОПОЛНИТЕЛЬНЫЕ ФАКТИЧЕСКИЕ УВЕЛИЧЕНИЯ МАССЫ В СЕРИЙНОМ ПРОИЗВОДСТВЕ (НЕ ВОШКАЕВЫЕ СНИЖАЮЩИЕ ЗАЩИТУ ШВА ВОШКА ОТЖИМ-ПРОСВЕТЛЕНИЕ ПАТОРИИ НА ВОШКАЕВОЕ ТОВАРИСТВО) | <b>+ 620</b>  |
| 14. ИЗМЕНЕНИЯ КОНСТРУКЦИИ - СТЫКИ БАЛКИ С УЗЛОМ  | <b>+ 350</b>  |

**ОБЩЕЕ УТЯЖЕЛЕНИЕ + 6461 кг.**

Подсборка узла поворота (агрегат 19) на специализированном расточном станке ЛР-343 в КАПО им. С. П. Горбунова, г. Казань



| ОПИСАНИЕ ВОПРОСА   | ВОЗНУТЫ  | СУЩЕСТВУЮЩИЙ  | ОБЛЕГЧЕННЫЙ      | СНИЖЕНИЕ ВЕСА ПО КОЭФФИЦИЕНТУ | ОЦЕНОЧНЫЕ ВЕСЫ |           | МЕРОПРИЯТИЯ   |
|--|--|---|------------------|-------------------------------|----------------|-----------|---|
|  |  |   |                  |                               | НА АЛЮМИНИЙ    | НА СТЕАЛЬ |   |
| Расширение производства магниевого литья   |  | <p>Объем магниевого и алюминиевого литья : наименований шт.</p>           |                  |                               | 100            | 120       | <ul style="list-style-type: none"> <li>на КАРПО организовать участок магниевого литья</li> <li>Разработчики расширить номенклатуру деталей из магния</li> </ul>   |
| Разработка высокопрочного мат-ла для производства труб высокоресурсного трубопровода гидросистем   | <p>материал 12х18н9т</p>   | <p>δ=2.2</p>  | <p>δ=1.1±1.5</p> |                               | 105            | 105       | <ul style="list-style-type: none"> <li>ВИАН, НИИСУ, НИЯТ рекомендовать материал с прочностью не ниже 90 кг/мм² и стабильностью на трубопроводах с давлением 280 кг/мм²</li> <li>ВГУ обеспечить поставки труб</li> </ul> |
| Увеличение количества ступеней травления на обшивках и стрингерах  | <p>δ=3.5</p>   | <p>δ=2.5<br/>δ=1.8<br/>δ=3.5</p>  |                  |                               | 95             | 95        | <ul style="list-style-type: none"> <li>общими и стандартный набор изготавливать согласно чертежам</li> </ul>  |
| Обеспечение производства точного литья из алюминиевого сплава ВАЛЮ   | <p>ТЛТ6<br/>литые в песчаных формах класс точности ТЛТ6<br/>допуск ТЛТ6 ±1.0-1.5</p> | <p>ТЛТ3<br/>тонкое литье класс точности ТЛТ3<br/>допуск ТЛТ3 ±0.2-0.5</p> |                  |                               | 50             | 50        | <ul style="list-style-type: none"> <li>на КАРПО организовать производство точного литья из ВАЛЮ</li> </ul>  |
| Введение в конструкцию агрегата сварного узла под ВП-12 вместо накладного  |  |   |                  |                               | 12             | 12        | <ul style="list-style-type: none"> <li>Разработчики доработать чертежи</li> <li>ограничить изготовление накладного узла под ВП-12 по 2 сер.</li> </ul>  |
| РАЗЛИЧНЫЕ ВИДЫ ДОРАБОТОК ПО :  |  |   |                  |                               |                |           | <ul style="list-style-type: none"> <li>ограничить изготовление болтового стыка по 4 сер.</li> </ul>   |
| <ul style="list-style-type: none"> <li>доводке массы деталей до расчетной при химическом контроле и литье</li> <li>изменению технологии нанесения внутришовного герметика</li> <li>переводу изготовления некоторых деталей из штамповки на изготовление из плит</li> <li>внедрению мероприятий уменьшающих коробление деталей</li> <li>устранению негерметичности по монтажам и пр.</li> </ul> |  |   |                  |                               | 795            | 795       | Σ 2574  |
|  |  |   |                  |                               |                |           | 568   |



ОБЕСПЕЧЕНИЕ СЕРИЙНОГО ИЗГОТОВЛЕНИЯ ФЮЗЕЛЯЖА

| ОБЕСПЕЧЕНИЕ НЕОБХОДИМЫМ ПРОИЗВОДСТВЕННЫМ ОБОРУДОВАНИЕМ  |       |   |                                      |   |                 | ОСОВЫЕ ПРИМЕНЕНИЯ          |
|---|-------|---|--------------------------------------|---|-----------------|----------------------------|
| НАИМЕНОВАНИЕ  | ЭСКИЗ | НАЗНАЧЕНИЕ  | ИЗГОТОВИТЕЛЬ СРОК ПОСТАВКИ           | СОСТОЯНИЕ   | СТОИМОСТЬ (РУБ) | НЕОБХОДИМАЯ ПОД-ШАДКА (М²) |
| ВСТАЖИВ. ПРЕССА РО-630 «ЛУАР» ФРАНЦИИ   |       | ИЗГОТОВЛЕНИЕ ВСТАЖИВ. ПОСЛЕД. АБОРИТ. И ЗАКОПЕРИМНОЙ КРАПОВКИ 2500 x 12000  | МАП СМЗ «ЛУАР»                       | ИЗГОТОВЛ. ЗАПАС. ПО-630 МАП ПУБЛИК. «ЛУАР»                                  | 1250000         | 1250000                    |
| ЗАКАЛ. ПЕЧЬ ЭТА-15  |       | ЗАКАЛ. И ОТЖИГ КРУПНОГАБАРИТНЫХ ДЕТАЛЕЙ ИЗ АЛЮМИНИЕВЫХ СПЛАВОВ  | МАП РПО.О ТСС 1978                   | В ПРОЦЕССЕ МОНТАЖА КАПО (10%)   | 400 000         | 100 000                    |
| ПЕЧЬ СТАРЕНИЯ ПЭС-30  |       | СТАРЕНИЕ КРУПНОГАБАРИТНЫХ ДЕТАЛЕЙ ИЗ АЛЮМИНИЕВЫХ СПЛАВОВ  | РПО.О ТСС 1978                       | В ПРОЦЕССЕ МОНТАЖА КАПО (90%)   | 500 000         | 100 000                    |
| ЦЕХ ТРАВЛЕНИЯ И АНОДИРОВАНИЯ ДЛИННОМЕРНЫХ ПАНЕЛЕЙ, ЛОНЖЕРОНОВ И ДР. ДЕТАЛЕЙ                         |       | ТРАВЛЕНИЕ И АНОДИРОВАНИЕ ДЛИННОМЕРНЫХ ПАНЕЛЕЙ, ЛОНЖЕРОНОВ, СТРИПОВ, СИМСОВ, ШПАНГОУТОВ  | РЯД ВАНН ХИМ. ТРАВЛЕНИЯ АНОДИРОВАНИЯ | ГАЗАРТЫ СМЗ 20 x 4 x 4 50 x 7 x 4   | 85 000 000      | 65 000                     |
| КАЛЕПАННЫЙ АВТОМАТ У18-2АК4-16-2,0  |       | АВТОМАТИЧЕСКАЯ РАБОТА ПАНЕЛЕЙ ШПАНГОУТОВ, АЛЮМИНИЕВЫХ   | МАП СМЗ                              | В ПРОЦЕССЕ ИЗГОТОВЛ. КАПО (10%) НА СМЗ. КРЕП. ИЗ ПЕРИОДА ВЫП. ПЕРИОДА (10%) | 100 000         | 600                        |
| РАСШИРЕННАЯ ЧАСТИЦА ИЗГОТОВЛЕНИЯ ТИТАНОВОГО КРЕПЕЖА НА ТИМО «НОРМАЛ»                                |       | СНИЖЕНИЕ ВЕСА АГРЕГАТОВ ЛУТЕМ ЗАМЕНА СТАЛАНСКОГО КРЕПЕЖА НА ТИТАНОВЫЙ   |                                      | В ПРОЦЕССЕ РЕШЕНИЯ О РАСШИРЕНИИ   | 80 000 000      | 80 000                     |
| ЦЕХ ИЗГОТОВЛЕНИЯ ДЕТАЛЕЙ ИЗ ОРГАНОПЛАСТОВ, КОМПОЗИТНЫХ МАТЕРИАЛОВ И СОТОВЫХ АЛЮМИНИЕВЫХ КОНСТРУКЦИЙ |       | ПЕРЕЧЕНЬ ИЗГОТОВЛЕНИЯ: АБОРИТОВ, ГАЗАРТЫ 35 x 25,0 м; ЧАСТИЦА, КОМПОНОВКА АНОДИРОВАНИЯ СТАНОВ, ВЗ. ФРЕЗЕРОВАНИЯ СОТ И ЗАКОПЕРИВ. ПАНЕЛЕЙ Г.Ф.О.Б.   |                                      | В ПРОЦЕССЕ РЕШЕНИЯ О СТРОИТЕЛЬСТВЕ  | 30 000 000      | 30 000                     |
| ЦЕХА АЛЮМИНОВОГО ПРОИЗВОДСТВА   |       | ИЗГОТОВЛЕНИЕ АЛЮМИНОВЫХ ПЛАСТИКОВЫХ КАПО С ШПАНГОУТОМ   |                                      | В ПРОЦЕССЕ РЕШЕНИЯ О СТРОИТЕЛЬСТВЕ  | 160 000 000     | 160 000                    |
| ЦЕХ ОБЩЕЙ СБОРКИ  |       | ИЗГОТОВЛЕНИЕ В КОМПОНОВКА ФЮЗЕЛЯЖА, КОМПОНОВКА СБОРКА   |                                      | В ПРОЦЕССЕ РЕШЕНИЯ О СТРОИТЕЛЬСТВЕ  | 10 000 000      | 10 000                     |
| НЕОБХОДИМА  |       | ОБЪЕДИНЕНИЕ ПРОИЗВОДСТВА ОБЫЧНЫХ ЛИСТОВ ТУЛАННОЙ 1,5-2,0 мм, ГАЗАРТЫ 2,5 x 12,5 x 20 м; СТРОИТЕЛЬСТВО КОМПЛЕКСА СТАНОВ «НОРМАЛ» СТРОИТЕЛЬСТВО ЦЕХА НА Ф.К.М. (5-10000 м²), СТРОИТЕЛЬСТВО КАПИТАЛЬНОГО СТРОИТЕЛЬСТВА И ОБЪЕДИНЕНИЯ - МАК. РУБ. |                                      |   |                 |                            |

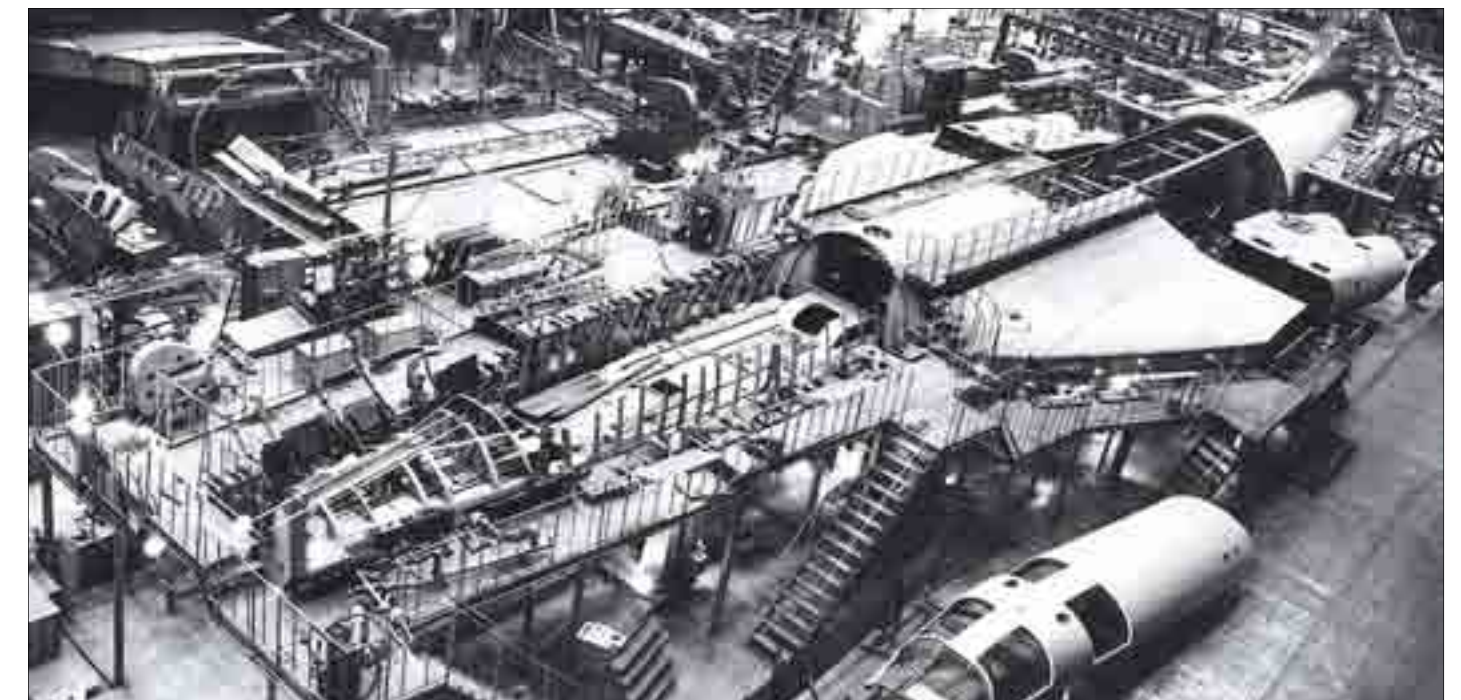
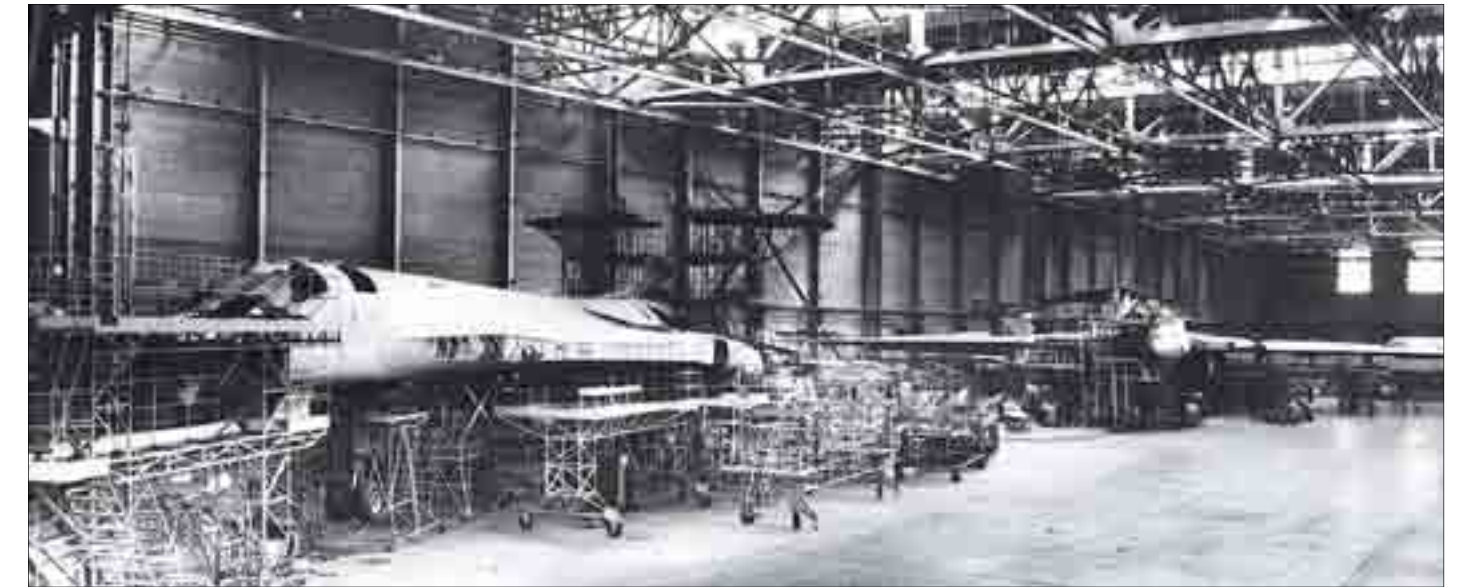
ОБЕСПЕЧЕНИЕ СЕРИЙНОГО ИЗГОТОВЛЕНИЯ АГРЕГАТОВ ОЧК

| ОБЕСПЕЧЕНИЕ НЕОБХОДИМЫМ ТЕХНОЛОГИЧЕСКИМ ОБОРУДОВАНИЕМ, ПЛОЩАДЯМИ, ПОЛУФАБРИКАТАМИ. |       |  |   |                                     |                  |                   |
|--|-------|--|---|-------------------------------------|------------------|-------------------|
| НАИМЕНОВАНИЕ   | ЭСКИЗ | НАЗНАЧЕНИЕ   | ИЗГОТОВИТЕЛЬ  | СОСТОЯНИЕ ИЗГОТОВЛЕНИЯ              | СТОИМОСТЬ / РУБ. | ПОТРЕБНАЯ ПЛОЩАДЬ |
| 1 ФРЕЗЕРНЫЙ СТАНОК 2ФП 242   |       | ДЛЯ ИЗГОТОВЛЕНИЯ ДЛИННОМЕРНЫХ ДЕТАЛЕЙ ТИПА ПАНЕЛЕЙ, ЛОНЖЕРОНОВ.          | МАП СМЗ   | 1981 г. ИЗГОТОВЛ. ОПЫТНЫЙ ОБРАЗЕЦ   | 1200 000         | 435               |
| 2 ФРЕЗЕРНЫЙ СТАНОК ФЛК-5   |       | ДЛЯ ОБРАБОТКИ ДЛИННОМЕРНЫХ ПРОФИЛЕЙ                                      | МС ИП КЗТС  | ИЗГОТОВЛ. ОПЫТНЫЙ ОБРАЗЕЦ           | 1600 000         | 450               |
| 3 ГИБОЧНЫЙ ПРЕСС ГЛП-1600  |       | ПРЕСС ДЛЯ МЕСТНОЙ ГИБКИ И ПРАВКИ МОНОЛИТНЫХ ПАНЕЛЕЙ                      | МС ИП КЗТС  | 1981 г. ИЗГОТОВЛ. ОПЫТНЫЙ ОБРАЗЕЦ   | 1200 000         | 1250              |
| 4 ПЕЧЬ СТАРЕНИЯ ПЭС-30   |       | ПЕЧЬ ДЛЯ СТАРЕНИЯ КРУПНОГАБАРИТНЫХ ДЕТАЛЕЙ ИЗ АЛ. СПЛАВОВ                | МАП РПО.О ТСС КАПО  | В ПРОЦЕССЕ МОНТАЖА (90%) КАПО       | 300 000          | 1000              |
| 5 ЦЕХ ТРАВЛЕНИЯ И АНОДИРОВАНИЯ ДЛИННОМЕРНЫХ ПОЛУФАБРИКАТОВ                         |       | ТРАВЛЕНИЕ И АНОДИРОВАНИЕ ДЛИННОМЕРНЫХ ПАНЕЛЕЙ, ЛОНЖЕРОНОВ И ДР. ДЕТАЛЕЙ. | РЯД ВАНН ХИМ. ТРАВЛЕНИЯ АНОДИРОВАНИЯ  | ГАЗАРТЫ СМЗ 20 x 4 x 4 30 x 17 x 4  | 65 000 000       | 65 000            |
| 6 ЦЕХ ЛАКОКРАСОЧНЫХ ПОКРЫТИЙ   |       | ОКРАСКА ДЛИННОМЕРНЫХ ПАНЕЛЕЙ, ЛОНЖЕРОНОВ И ДР. ДЕТАЛЕЙ                   | МАЛЯРНО-СУШИЛЬНЫЕ АГРЕГАТЫ  | ОТСУТСТВУЕТ РЕШЕНИЕ О СТРОИТЕЛЬСТВЕ | 10 000 000       | 10 000            |
| 7 ЦЕХ ГЕРМЕТИЗАЦИИ   |       | ВУЛКАНИЗАЦИЯ ГЕРМЕТИКА   | КАМЕРЫ ТЕРМОСТАТИРОВАНИЯ  | ОТСУТСТВУЕТ РЕШЕНИЕ О СТРОИТЕЛЬСТВЕ | 10 000 000       | 10 000            |
| 8 ЦЕХ ИЗГОТОВЛЕНИЯ ДЛИННОМЕРНЫХ ДЕТАЛЕЙ  |       | ИЗГОТОВЛЕНИЕ СОТОВЫХ КОНСТРУКЦИЙ   | ГАЗАРТЫ СМЗ   | ВВЕДЕНА 1-АЯ ОЧЕРЕДЬ                | 30 000 000       | 30 000            |
| 9 ЦЕХ ИЗГОТОВЛЕНИЯ СОТОВЫХ КОНСТРУКЦИЙ И ДЕТАЛЕЙ ИЗ ПКМ                            |       | ИЗГОТОВЛЕНИЕ ДЕТАЛЕЙ ИЗ КОМПОЗИТОВ                                       | АВТОМАТЫ ГАЗАРТЫ 35 x 25,0 м; 2 ЧАСТИЦА ХРОМОВО-КИСЛОГО АНОДИРОВАНИЯ; 3 СТАНОК РАПТ-Н ДЛЯ ОБРАБОТКИ СОТ И СОТОВЫХ ПАНЕЛЕЙ; 4 ОБОРУДОВАНИЕ ДЛЯ ИЗГОТОВЛЕНИЯ ДЕТАЛЕЙ ИЗ ПКМ | ОТСУТСТВУЕТ РЕШЕНИЕ О СТРОИТЕЛЬСТВЕ | 30 000 000       | 30 000            |





На этой и следующей страницах: сборка первых серийных самолетов Ту-160 на КАПО им. С. П. Горбунова







На этой и следующей страницах: один из первых самолетов Ту-160 постройки КАПО им. С. П. Горбунова (серийный номер «1-02», б/н «56»), 12.06.1986







В 2006 г. самолет с серийным номером «202» получил имя собственное «Валентин Близнюк»



2



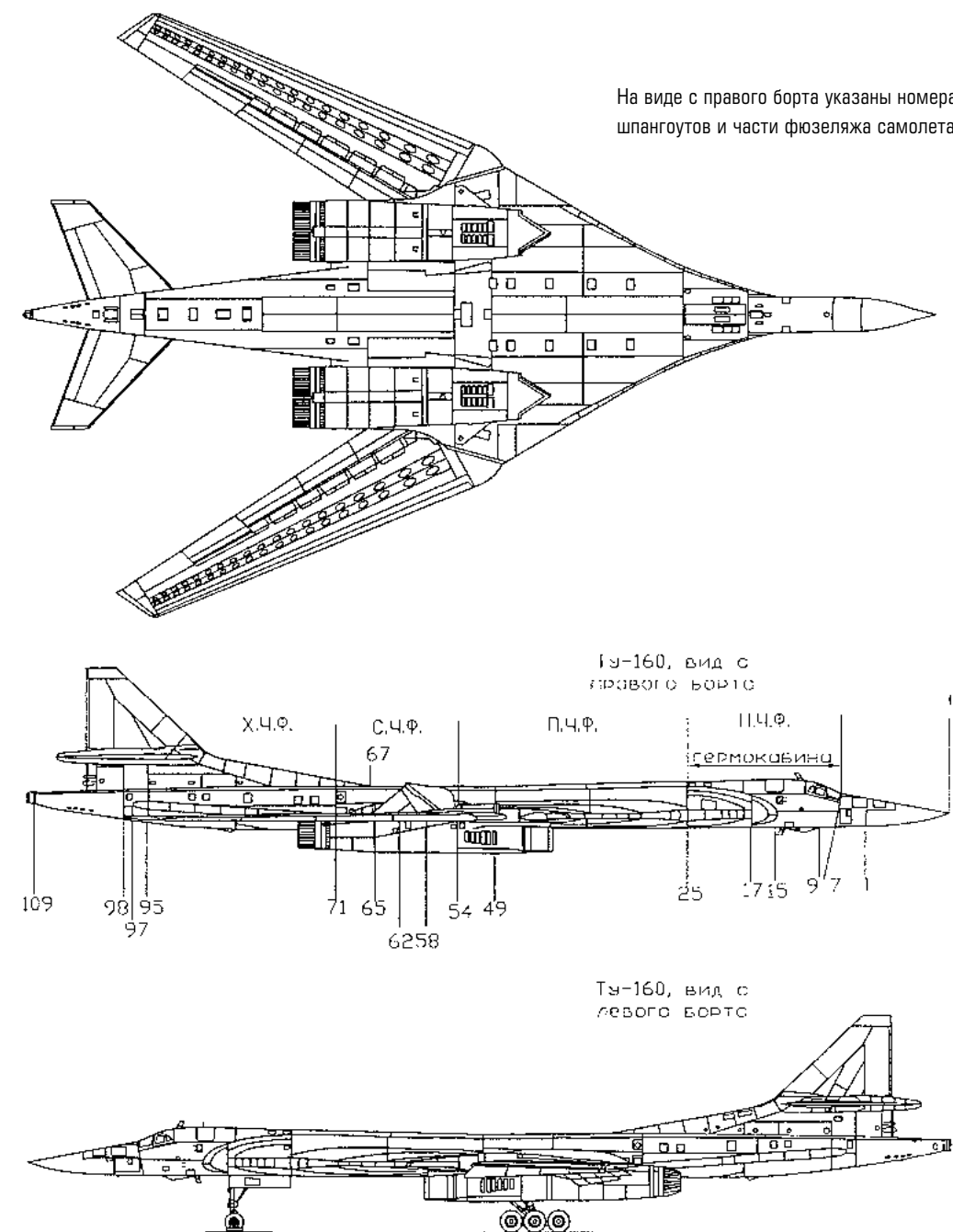
1

1–3. Самолет Ту-160 с серийным номером «202» (бортовой номер «87»), 11.04.1991



3





Серийное производство двигателей НК-32 официально началось несколько позже начала производства Ту-160 — в 1986 г. До этого на машинах устанавливались двигатели опытных партий, прошедшие установленный для них цикл испытаний. В том же году было принято на вооружение самолетов Дальней авиации основное ударное оружие бомбардировщика — крылатая ракета Х-55СМ.

Первые две серийные машины поступили в 184-й Гвардейский тяжелобомбардировочный авиаполк (ТБАП), дислоцированный на украинском аэродроме в Прилуках 17 (по другим данным — 25) апреля 1987 г., причем при перелете на место базирования один из самолетов пилотировал заместитель командующего Дальней авиацией (37-й ВА) генерал-лейтенант Л.В.Козлов. Впервые по приказу Министра обороны столь сложный самолет передавался в строевую часть в опытную эксплуатацию до завершения совместных государственных испытаний.

Советская программа производства Ту-160 предусматривала, как и соответствующая американская программа, выпуск порядка сотни машин (на этапе аванпроекта Ту-160М речь шла о 200 машинах), однако уменьшение ассигнований на оборону во второй половине 1980-х гг., а затем и развал Советского Союза привели к ее свертыванию в первоначальном виде. К 1992 г. КАПО построило 28 самолетов Ту-160, включая планеры для ресурсных и прочностных испытаний. В 184-й Гвардейский ТБАП в Прилуки поступили 19 серийных машин, из которых были сформированы две эскадрильи. Из общего числа выпущенных самолетов один, как уже

упоминалось в предыдущей главе, был потерян в аварии весной 1987 г., несколько машин, в том числе первых опытных, использовались ММЗ «Опыт» для работ по различным программам совершенствования бомбардировщика.

В 1992 г. президент Российской Федерации Б.Н.Ельцин принял решение о возобновлении серийного производства Ту-160 (правильнее было сказать — о сборке оставшихся в заделе Ту-160) с целью введения в строй полностью укомплектованного полка бомбардировщиков этого типа. На начало 1992 г. в Казани на КАПО им. Горбунова находилось в процессе постройки тринадцать Ту-160. Три из них в марте — мае 1992 г. были переданы в состав 1096 ТБАП (с 1 декабря 1994 г. 121-й ТБАП, базируется на аэродроме Энгельс-2 в Саратовской области), еще два — в 1993 г. и один — в начале 1994 г.

На этом поставка Ту-160 в полк застопорилась из-за отсутствия финансирования. В 1995 г. 4 самолета, находившиеся

на низкой степени готовности, разобрали. А оставшиеся решили все-таки достроить. Во второй половине 1990-х гг. на КАПО закончили работы над предпоследним из двух находившихся там недостроенных самолетов Ту-160 (заводской № 8-02). В первый полет 10.09.1999 его поднимал и затем испытывал экипаж Б.И.Веремея, поднимавшего в первый полет также опытный Ту-160 в 1981 г. После короткого цикла приемо-сдаточных испытаний этот самолет (б/н «07» «Александр Молодчий») в мае 2000 г. пополнил группировку стратегических бомбардировщиков, базирующихся в Энгельсе.

30 декабря 2005 г. Указом Президента РФ В.В.Путина авиационный комплекс Ту-160 официально был принят на вооружение ВВС России, а 12 апреля 2006 г. было объявлено о завершении государственных испытаний модернизированных двигателей НК-32 для Ту-160.

29 апреля 2008 г. в Казани состоялась церемония передачи нового самолета на вооружение ВВС Российской Федерации.



Фотоснимок сделан во время одного из первых посещений авиабазы в Прилуках журналистами



Президент России Б. Н. Ельцин во время демонстрации авиационной техники на авиабазе в Мачулищах под Минском, февраль 1992 г.





Главный конструктор самолета В. И. Близнюк, командующий Дальней авиацией генерал-лейтенант М. М. Опарин, Генеральный директор КАПО им. С. П. Горбунова Н. Г. Хайруллин, представители департамента авиационной промышленности и ВВС сфотографовались на память у самолета № 8-02



В. И. Близнюк с представителями департамента авиационной промышленности на авиабазе в Энгельсе

Этот самолет (заводской № 8-03, б/н «08») получил имя «Виталий Копылов» (в честь директора КАПО Виталия Копылова), и был включен в состав 121-го Гвардейского авиационного Севастопольского Краснознаменного тяжелого бомбардировочного полка, базирующегося в Энгельсе. На данный момент «Виталий Копылов» — последний самолет в серии стратегических ракетоносцев-бомбардировщиков Ту-160 новой постройки.

В 2002 г. Казанское авиационное производственное объединение заключило контракт с Минобороны на модернизацию 15 самолетов Ту-160 Дальней авиации с завершением в 2015 г. Эксплуатация самолетов Ту-160 наиболее страдает от дефицита комплектующих. Исправность самолетов строя с трудом удерживается на уровне 0,25–0,3. Решение этой проблемы недопустимо затянуто. Пока внедрены следующие мероприятия:

- освоено контрольно-восстановительное обслуживание меньшего объема работ по сравнению с капитальным ремонтом;
- реализовано использование направляемых в ремонт самолетов (в части комплектующих) в качестве доноров для возвращаемых в строй отремонтированных самолетов;
- осуществлено совмещение работ по опережающей модернизации (замене наиболее дефицитных комплектующих) с капитальным ремонтом или контрольно-восстановительным обслуживанием.

Первым модернизированным Ту-160 был самолет с бортовым номером «07» и собственным именем «Александр

Молодчий» (серийный № 8-02). После капитального ремонта (КР) с модернизацией «Александр Молодчий» передан ВВС 5 мая 2005 г.

5 июля 2006 г. на аэродром в Энгельсе прибыл модернизированный Ту-160 «Валентин Близнюк» (б/н «19», № 2-02). Ранее этот самолет 1986 г. постройки использовался для испытаний в ЛИИ в Жуковском, принят в состав Дальней авиации взамен потерянного в сентябре 2003 г. Ту-160 «Михаил Громов» (б/н «01», № 7-01).

В 2008 г. принят после контрольно-восстановительного обслуживания (КВО) самолет «Николай Кузнецов» (б/н «10», № 6-01).

В 2009 г. ВВС получили два Ту-160 после КР и КВО: «Алексей Плохов» (б/н «16», № 5-03, передан заказчику в апреле), прошедший капитальный ремонт, и «Илья Муромец» (б/н «06», серийный № 8-01, передан заказчику в июле), прошедший контрольно-восстановительное обслуживание.

В начале 2010 г. после КВО был передан «Василий Решетников» (б/н «02», № 7-02, по другим данным — этот самолет передан заказчику в декабре 2009 г.), в августе того же года — «Иван Ярыгин» (б/н «04», № 7-04, КВО).

В 2011 г. — самолеты «Валерий Чкалов» (б/н «17», № 5-04, КР), «Владимир Судец» (б/н «15», № 5-05, КР), «Павел Таран» (б/н «03», серийный № 7-03, КВО).

В 2012 году — «Александр Голованов» (б/н «05», № 7-05, КВО, передан заказчику в мае) и «Александр Новиков» (б/н «12», № 6-03, КВО, передан заказчику в декабре).

В 2013 году — «Владимир Судец» (б/н «15», № 5-05, КР с 2010 года, передан заказчику в марте после КВО).

Модернизированный по техническому заданию Минобороны от 2013 г. Ту-160 «Андрей Туполев» (серийный № 6-05) был построен более 20 лет назад (1991 г. постройки), прибыл на ремонт на КАПО в 2011 г., после обновления совершил первый полет 16 ноября 2014 г. Капитальный ремонт (замена 30–40% агрегатов) с модернизацией (установка нового навигационного комплекса) занимает в среднем три года работ и примерно 300 млн руб-

лей. Следующим модернизированным по данному контракту Ту-160 будет «Василий Сенько» (бортовой номер «11», серийный № 6-02), третьим — «Николай Кузнецов» (бортовой номер «10», серийный № 6-01).

В 2015 г. начались активные работы по возобновлению производства стратегических сверхзвуковых бомбардировщиков Ту-160. Предложение возобновить сборку Ту-160 в апреле 2015 г. сделал министр обороны Сергей Шойгу.



М. М. Опарин



Казанский авиационный завод им. С. П. Горбунова





В апреле 2008 г. Ту-160 «Виталий Копылов» был передан заказчику.  
На фотографии, сделанных в феврале 2014 г., запечатлены моменты наземного обслуживания самолета





Заместитель министра обороны РФ Юрий Иванович Борисов во время посещения Казанского авиационного завода, 2015 г.

В настоящее время создана рабочая группа и назначены главные конструкторы проекта. Предположительно бомбардировщики нового производства будут выпускаться в модернизированном варианте Ту-160М, до которого в настоящее время усовершенствуются уже стоящие на вооружении самолеты.

В настоящее время Россия располагает 16 стратегическими самолетами Ту-160. Все работы по их модернизации планируется завершить до 2019 г. Помимо замены двигателей и бортового радиоэлектронного оборудования Ту-160М получат и расширенную номенклатуру вооружений. В частности, самолеты смогут применять перспективные стратегические крылатые ракеты типа Х-101/Х-102.

Ранее стало известно, что после возобновления серийного производства Ту-160, закрытого в 2008 г., Министерство обороны России закупит не менее 50 самолетов такого типа. При этом воспроизводство Ту-160 не повлияет на ход разработки перспективного авиационного комплекса Дальней авиации (ПАК ДА). Новый самолет заменит в составе Дальней авиации сразу три типа бомбардировщиков: Ту-160, Ту-95МС и Ту-22М3.

17 июля 2015 г. заместитель министра обороны РФ Юрий Борисов сообщил журналистам во время посещения самарского завода «Кузнецов» Объединенной двигателестроительной корпорации: «По планам серийное производство самолета (Ту-160) в новом облике должно осуществляться с 2023 года». Отвечая на вопрос журналистов, не отодвинутся ли сроки создания ПАК ДА из-за производства Ту-160, Борисов сказал: «Проект ПАК ДА отодвинется немножко за этот срок (2023 г.), иначе какой смысл?»

По словам замминистра обороны, на самарский завод с 2017 г. будет возложена серьезная нагрузка по производству двигателей НК-32 для новой версии бомбардировщика. Он пояснил, что объем производства двигателей ежегодно будет составлять 20-22 единицы, кроме того, предприятию необходимо будет поддерживать в строю уже имеющиеся бомбардировщики Ту-160.

По его словам, дальность полета новой версии стратегического бомбардировщика Ту-160 увеличится на тысячу километров благодаря обновленной версии двигателя НК-32.

«Планируется установка нового НК-32 на Ту-160 в новом облике. Этот двигатель прошел модернизацию: основные блоки, узлы стали более экономичными, двигатель в целом имеет лучшие ресурсные возможности, а за счет работ, которые позволили улучшить его экономические показатели, дальность полета самолета будет как минимум на тысячу километров больше по сравнению с существующим», — сказал он.

Борисов подчеркнул, что Ту-160М2 будет в 2,5 раза превосходить по эффективности предшественника, и отметил, что такой ресурс необходим российским Военно-воздушным силам.

Замминистра обороны также сообщил, что как минимум по три стратегических бомбардировщика Ту-160М2 ежегодно будут получать Вооруженные силы России после 2023 г.

«После 2023 года у нас пойдет серия, минимум по три в год», — сказал он.

По словам Борисова, конечные сроки завершения опытно-конструкторских работ по Ту-160М2 — 2021 г., а серийный Ту-160М2 будет готов к 2023 г.



Модернизация существенно улучшит характеристики стратегических ракетоносцев