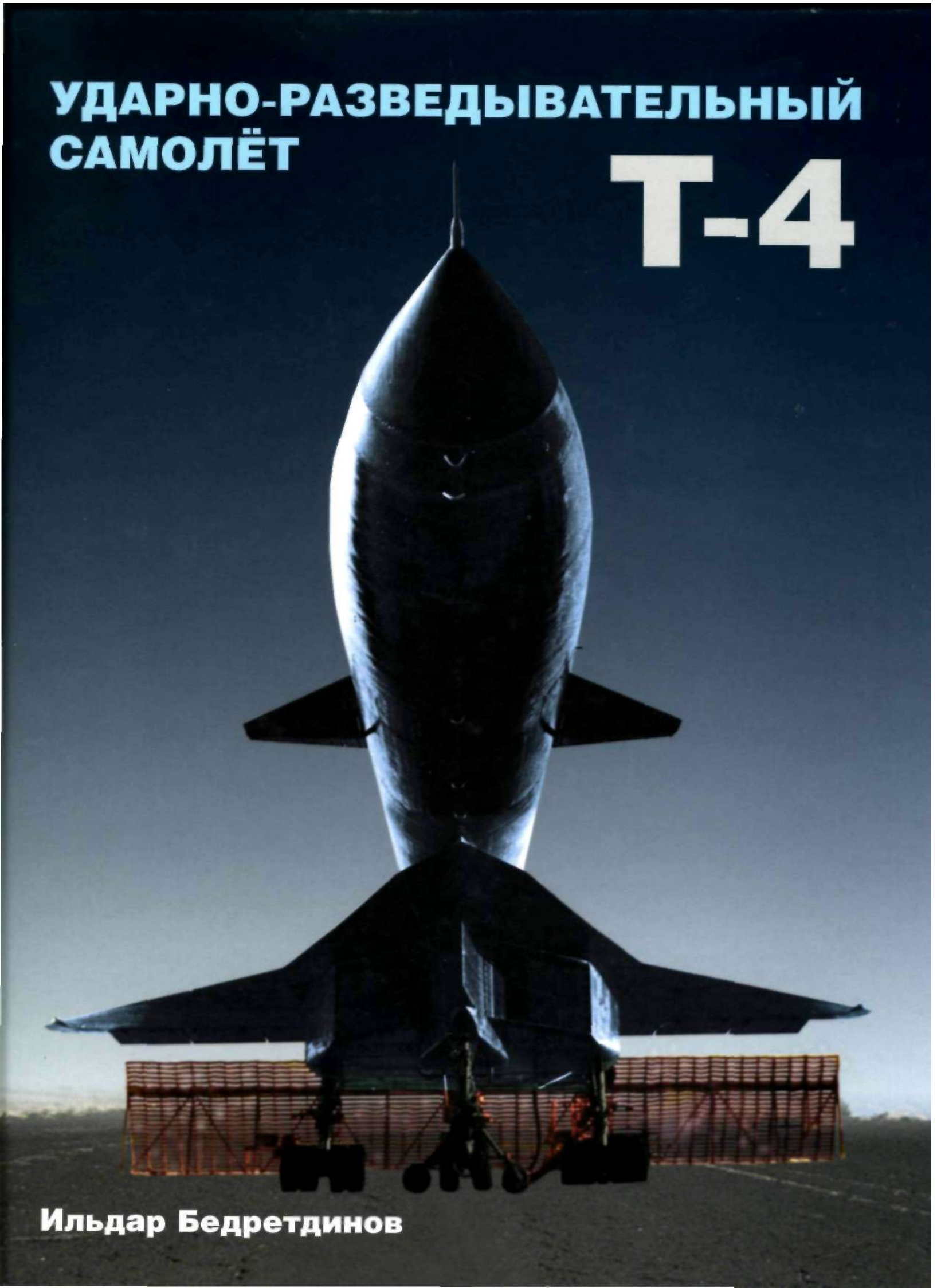
# УДАРНО-РАЗВЕДЫВАТЕЛЬНЫЙ САМОЛЁТ

# Т-4



Ильдар Бедретдинов

Ильдар Бедретдинов

# УДАРНО-РАЗВЕДЫВАТЕЛЬНЫЙ САМОЛЕТ

# Т-4

2 том серии
"ЗОЛОТОЙ ФОНД
ОТЕЧЕСТВЕННОЙ АВИАЦИИ"

ИЗДАТЕЛЬСКАЯ ГРУППА
Бедретдинов и Ко

Москва
2005

УДК 358.421 (47+57)(091)
ББК 68.651.1(2)-1
Б38

**Ильдар Бедретдинов. Ударно-разведывательный самолет Т-4.**

Все авторские права защищены. Перепечатка, размножение (электронное копирование, фотографирование, ксерокопирование, аудиокопирование и другие виды копирования) всех материалов книги запрещены без предварительного разрешения владельца авторского права.

**Б38 Ильдар Бедретдинов. Ударно-разведывательный самолет Т-4. - М.: ООО «Издательская группа «Бедретдинов и Ко», 2005 г. - 248 стр., ил. - «Золотой фонд отечественной авиации»**

Вторая книга серии «Золотой фонд отечественной авиации», рассказывает о малоизвестном, но достаточно большом периоде из жизни ОКБ П.О. Сухого - работе над ударно-разведывательным самолетом Т-4.
Настоящая книга позволит читателю проследить весь путь создания самолета Т-4, являющего собой целую эпоху в истории авиации, от его рождения и до настоящего времени.
Книга содержит разнообразную информацию исторического и технического плана, которая может заинтересовать широкий круг читателей.

**ISBN 5-901668-04-9**

© ООО «Издательская группа «Бедретдинов и ко», 2005
© Ильдар Бедретдинов, 2005

## ОТ АВТОРА

Издательской группой «Бедретдинов и Ко», выпущена вторая книга «Золотого фонда отечественной авиации», рассказывающая о малоизвестном, но достаточно большом периоде из жизни ОКБ П.О. Сухого - работе над ударно-разведывательным самолетом Т-4.

В последнее время, появилось множество статей по самолету «100», и машина, которая 30 лет находилась в «тени», сразу же стала «бестселлером» журнальных публикаций. «Масла в огонь» подлил документальный фильм, снятый в 1996 г. и еще больше «подогревший» интерес к Т-4. К сожалению, в появившемся обилии информации по этой машине, встречается большое количество ошибок. Иногда, материал одной статьи противоречит данным другой, что окончательно приводит в смятение читателей и вызывает недоуменные вопросы.

Поэтому автор, проведя исследования по истории самолета Т-4, собрав и переработав материал, готов предложить на суд читателей свою версию создания «сотки».

Настоящая книга позволит читателю проследить весь путь создания самолета Т-4, являющего собой целую эпоху в истории авиации, от его рождения и до настоящего времени.

Книга, является монографией по самолету Т-4, и содержит разнообразную информацию исторического и технического плана, которая может заинтересовать различные группы читателей: от авиационных специалистов до моделистов и любителей авиации. Монография основана на достоверных архивных данных, материалах ОКБ им. П.О. Сухого и работников предприятий авиационной промышленности, участвовавших в создании ударно-разведывательного самолета.

Опередив в своем создании время и «толкнув» промышленность далеко вперед, «сотка» стоит в ряду наиболее значимых разработок авиационной техники советской эпохи. Кроме того, Т-4 попал на острие политических баталий и закулисных игр Н.С. Хрущева, П.В. Дементьева и А.Н. Туполева, став их разменной картой с проектом самолета «135».

Исторический материал книги содержит большое количество документальных сцен работы над проектом, что делает события, происходившие более четверти века назад, живыми и понятными.

Ударно-разведывательный самолет Т-4 послужил прообразом многих, к сожалению, нереализованных проектов: перехватчика Т-4П, самолетов с атомными и водородными двигателями, носителя воздушно-космического самолета, многорежимного самолета с изменяемой геометрией крыла Т-4М, а также конкурента нынешнего бомбардировщика-ракетоносца Ту-160 - Т-4МС, более известного как самолет «200».

Специалистов и любителей авиации, заинтересует, точное описание всех систем самолета с соответствующими схемами, фотографиями и таблицами.

В книге представлены самолеты аналогичного класса других авиастроительных фирм, как российских, так и иностранных, как для Т-4, так и проекта Т-4МС.

Информацию о проектах фирм-конкурентов, летных испытаниях самолета «101'», двигателе РД36-41, чертежи Т-4 и его промежуточных вариантов, а также варианты окраски самолета, найдут для себя любители авиации и моделисты.

Книга также содержит большое количество фотографий, как черно-белых, так и цветных, рисунков, схем, таблиц и графиков, что поможет читателю понять многие исторические и технические подробности самолета Т-4.

За помощь в работе над книгой и в сборе информации автор выражает большую признательность: Н. Алферову,!Л. Бондаренко|, В. Ильюшину,|0. Самойлович"у]и|Н, Чернякову|.

Выражаю огромную благодарность за бескорыстную помощь в сборе и обработке материала: Ю. Альштадту, В. Антонову, А. Баранову, А. Бруку, Г. Бюшгенсу, Н. Валуеву, А. Воробьеву, М. Вострякову, П. Гадченко, М. Гервицу, Н. Гордюкову, Г. Дикову, М. Дмитриеву, И. Емельянову, С. Жильцову, А. Зажигину, И. Заксу, Л. Заславскому, И. Звереву, В. Зенкину, М. Зуеву, Ю. Ивашечкину, В. Ильину, Е. Каблову, Т. Казакевичу, Г. Карвовскому, В. Козлову, А. Колчину, А. Коневскому, К. Косминкову, Н. Кочешкову, Е. Кукушеву, Ю. Ласточкина, Э. Литареву, С. Матвеевой, К. Матвееву, Б. Мерзлякову, В. Микеладзе, В. Моисееву, Л. Наумову, Ю. Озерову, П. Парамонову, П. Плунскому, Н. Ремееву, В. Ригманту, О. Рогозину, Ю. Сабо, М. Саукке, Т. Симаковой, |С. Скрынникову| , С. Смирнову, Ю. Таранову, А. Титову, В. Турченкову, Л. Чернову, С. Шанукову, А. Шевнину, О. Шехтер, В. Яковлеву.

Автор также выражает большую признательность за помощь в создании книги: К. Басилову, Р. Нагавкину и Р. Фахрутдинову.

' - Имеется в виду первая летная машина. Прим. автора.

СОДЕРЖАНИЕ

ОТ АВТОРА . . . . . 3

ГЛАВА 1. КОНЦЕПЦИЯ И ИСТОРИЯ СОЗДАНИЯ САМОЛЕТА Т-4 . . . . . 5

ГЛАВА 2. ЗАВОДСКОЕ ПРОИЗВОДСТВО САМОЛЕТА Т-4 . . . . . 73

ГЛАВА 3. ТЕХНИЧЕСКОЕ ОПИСАНИЕ УДАРНОГО САМОЛЕТА Т-4 . . . . . 81

ГЛАВА 4. ДАЛЬНЕЙШЕЕ РАЗВИТИЕ УДАРНО-РАЗВЕДЫВАТЕЛЬНОГО КОМПЛЕКСА Т-4 . . . . . 113

ГЛАВА 5. СРАВНЕНИЕ САМОЛЕТОВ Т-4 И Т-4МС С АНАЛОГАМИ . . . . . 151

ГЛАВА 6. ВЛИЯНИЕ САМОЛЕТА Т-4 НА ДАЛЬНЕЙШЕЕ РАЗВИТИЕ АВИАЦИОННОЙ ТЕХНИКИ . . . . . 161

ПРИЛОЖЕНИЕ . . . . . 169

СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННОЙ ЛИТЕРАТУРЫ . . . . . 195

# ГЛАВА 1
## КОНЦЕПЦИЯ И ИСТОРИЯ СОЗДАНИЯ САМОЛЕТА Т-4

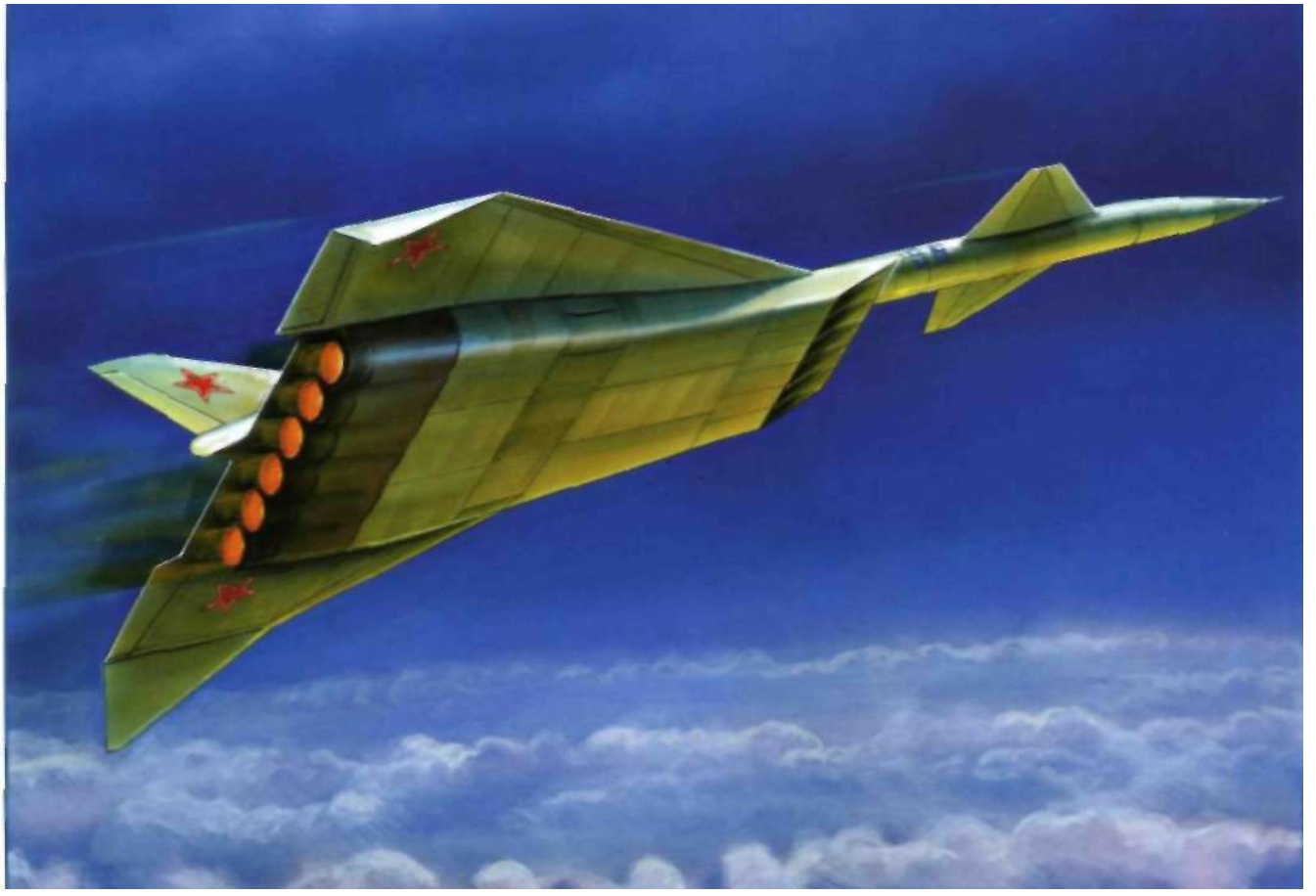


*Рисунок самолета М-56 конструкторского бюро В.М. Мясищева. (Андрей Жирное)*

## КОНЦЕПЦИЯ СОЗДАНИЯ И НАЗНАЧЕНИЕ

К концу 50-х годов отставание Советского Союза от США в области стратегической авиации и военно-морского флота стало очень ощутимо. В то время американские ВВС обладали большим количеством носителей ядерного оружия - бомбардировщиков В-52 и В-47 различных модификаций, способных достичь территории СССР и доставить ядерное оружие. Начали поставляться ударные сверхзвуковые самолеты средней дальности В-58, и шла полным ходом разработка стратегического сверхзвукового самолета со скоростью полета 3000 км/ч ХВ-70, кроме того, появились данные о новейшем разведывательном самолете А-12, способном летать на скоростях, в три раза превышающих скорость звука и на высотах 25-30 км. Американский флот на рубеже 1950-х годов получил на вооружение первые атомные подводные лодки, способные на расстоянии до 2200 км применить по СССР ракетное ядерное оружие, кроме того, ВМС США располагали десятками авианосцев, на которых могли базироваться носители ядерного оружия.

Такое положение вещей не могло не волновать наших военных, и в различных НИИ МО прорабатывались варианты адекватного противодействия со стороны СССР. Наиболее экономичным ответом на угрозу с воздуха и с моря мог быть ударный авиационный комплекс, способный быстро выходить в район нахождения цели и, недоступной для истребительной авиации противника, пустить на больших дальностях ракетное оружие и уйти на аэродром базирования. Такой комплекс должен был состоять из ударного самолета с боевым радиусом действия 3000 км, скоростью около трех скоростей звука и ракеты с гиперзвуковой скоростью, в 4-5 раз превышающей скорость звука, оснащенной мощной боевой частью и системой управления, обеспечивающей возможность крейсерского полета в автономном режиме.

Из-за сильного кинетического нагрева обшивки и выступающих частей планера летательный аппарат (ЛА) с крейсерской скоростью 3000 км/ч должен был создаваться на основе стальных и титановых сплавов, что приводило к большому удорожанию машины, поскольку разработка самих материалов и всего комплекса в целом имела

*Макет самолета М-52 конструкторского бюро В.М. Мясищева. (Из архива Николая Гордюкова)*

большой коэффициент новизны и требовала проведения большого объема научно-исследовательских работ. Но это было дешевле, чем создание авианосного и подводного флотов, а также ударного воздушного "крейсера" типа XB-70, тем более в короткий период времени.

После выбора параметров будущего ударного комплекса и составления тактико-технических требований (ill) Государственному комитету по авиационной технике (ГКАТ) было поручено начать на конкурсной основе разработку технических предложений (ТП) на дальний сверхзвуковой самолет-ракетоносец с основным назначением - поражение ударных авианосцев США (вне зоны досягаемости корабельных средств ПВО), находящихся в составе авианосно-ударных соединений (АУС) и авианосно-ударных групп (АУГ) и вооруженных палубными истребителями-перехватчиками F-4B "Fantom II" с перспективой их замены самолетами третьего поколения F-111B и ЗУР "Talos" и "Tartar", кроме того, он должен был выполнять обычные ударные операции среднего радиуса действия на европейском театре военных действий и по городам США в зоне досягаемости, а также для ведения разведки в целях ПВО (для уничтожения высокоскоростных целей).

К концу 50-х годов в СССР разработкой стратегических ударных самолетов занимались в конструкторских бюро А.Н. Туполева и В.М. Мясищева. Туполев работал над самолетом "135", а Мясищев над двумя проектами М-52 и М-56. Изделия "135" и М-52 являлись проектами боевых машин, выполненных, в основном, из алюминиевых сплавов и рассчитанных на полет с максимальными скоростями 2000-2500 км/ч с максимальной взлетной массой около 200 т. Конструкцию М-56 предполагалось выполнить из сплавов титана и легированных сталей, что позволяло выдержать кинетический нагрев обшивки 300°С, проектная взлетная масса самолета составляла около 230 т. Его было

*Фотография самолета NORTH AMERICAN XB-70 • Valkyrie". (Из архива Ильдара Бедретдинова)*

*Генеральный конструктор Павел Осипович Сухой. (ОАО "ОКБ Сухого")*

можно назвать "крейсером" бомбардировочной авиации. К сожалению, эти проекты не подходили под I I I, хотя прорабатывались в ответ на американский стратегический бомбардировщик XB-70 "Valkyrie" ...

В конце 1960 г., после выступления Н. С. Хрущева на Сессии Верховного Совета о нецелесообразности развития военной авиации, вышло Постановление ЦК КПСС и Совета Министров СССР, которое прекращало все работы по новым перспективным боевым самолетам. В ОКБ Лавочкина был закрыт Ла-250 "Анаконда", у "суховцев"- Т-37, на фирме Микояна - Е-150, у Мясищева - М-52 и М-56. Два конструкторских бюро - С.А. Лавочкина и В.М. Мясищева передавались во вновь образующееся Министерство общего машиностроения, Мясищев был назначен начальником ЦАГИ, а Лавочкин целиком сменил тематику на ракетную. Одновременно многие авиационные конструкторские бюро получили задания по ракетной тематике. Было разрешено заниматься только модифицированием существующих самолетов.

Закрывая разработку новых самолетов, Н.С. Хрущев не рискнул выступить напрямую против патриарха советской авиации Андрея Николаевича Туполева и остановить тему "135", тем более что продолжение разработки этого самолета было выгодно военным, поскольку он наиболее близко подходил под параметры новых I I I. Наоборот, ОКБ А.Н. Туполева было предложено проработать возможность увеличения скорости полета самолета "135" до 3000 км/ч, поскольку заокеанский XB-70 обладал крейсерской скоростью полета, равной 3000 км/ч.

Кроме того, председатель ГКАТ Петр Васильевич Дементьев предложил создание нового ударного самолета "истребительным" КБ: П.О. Сухого и А.С. Яковлева. Конструкторское бюро А.М. Микояна привлечено не было, поскольку было загружено работами над самолетом Е-155. Проектирование таких тяжелых машин в этих конструкторских бюро было неординарным событием, но только у истребительных конструкторских бюро был большой опыт по разработке самолетов, способных летать на больших сверхзвуковых скоростях.

П.В. Дементьев с большим уважением относился к А.Н. Туполеву, оценивая шансы проекта "135" как более предпочтительные. Он, видимо, предполагал, что победителем станет проект "135", а если конкурс выиграет разработка Сухого, то в связи с отсутствием производственных мощностей у его конструкторского бюро, все работы будут оставлены за Туполевым. И некоторые последующие факты косвенно подтверждают это.

После объявления конкурса все три КБ приступили к проектированию нового самолета.

В выданных конструкторским бюро технических заданиях (ТЗ) была сформулирована концепция создания нового самолета.

Поскольку основным препятствием ударного самолета является система противовоздушной обороны (ПВО) противника, то новая машина должна была создаваться с учетом возможностей ПВО и способностью преодолевать ее с минимальными потерями. В начале шестидесятых годов основным средством борьбы с воздушными нарушителями в странах Запада были армейские зенитные ракетные комплексы (ЗРК): "Howk", "Nike-Hercules", а также морские - "Terrier", "Talos" и "Tartar". Основу истребительной авиации составляли самолеты: McDONNEL F-101 "Voodoo", CONVAIR F-102 "Delta Dagger", LOCKHEED F-104 "Starfighter", GENERAL DYNAMICS F-106 "Delta Dart", McDONNEL F-4 "Phantom II", DASSAULT "Mirage III", SAAB J-35 "Draken" и другие. У ЗРК максимальные дальность поражения составляла 160 км и высота - 30 км, а максимальная скорость поражаемой цели - 775 м/с. Самолеты могли поражать цели на высоте до 25 км и скоростях до 2650 км/ч.

Для защиты от возможных атакующих действий противовоздушной обороны противника (при ее прорыве) новый самолет-ракетоносец должен был иметь крейсерскую скорость полета равную 3000 км/ч и потолок 22-24 км. При подлете к цели на такой скорости системы наведения радиолокационных станций (РЛС) противника не успевали перехватить бомбардировщик и навести на него зенитную ракету. В заднюю полусферу новый ударный самолет не могли бы поразить ни истребитель-перехватчик, ни зенитная ракета.

Новый самолет должен был иметь дальность полета 6000 - 8000 км и нести не менее двух крылатых ракет средней дальности с радиусом дейст-

вия 400 - 600 км, что позволяло бы самолету применять оружие вне досягаемости средств ПВО.

Работа по новому самолету в опытном конструкторском бюро П.О. Сухого началась в начале 1961 г. Первоначальная проработка его облика была поручена заместителю начальника бригады общих видов Александру Михайловичу Полякову, а руководство ею Ивану Ивановичу Цебрикову.

Осенью 1960 г. генеральным конструктором П.О. Сухим в Государственный комитет по авиационной технике было внесено предложение о создании дальнего сверхзвукового ударного самолета-разведчика с двумя ракетами и двумя подвесными топливными баками с крейсерской скоростью полета 2500-2650 км/ч, дальностью 7-8 тыс. км и возможностью полета на высоте 18-22 км. Без топливных баков его скорость составляла 3000 км/ч и дальность уменьшалась до 6-6,5 тыс. км. Кроме того, приказом по ГКАТ №376 от 3 ноября 1961 г. было предписано начальникам ЦАГИ, ЛИИ, ЦИАМ, ВИАМ и НИАТ обеспечить совместную работу с заводом №51 по продувкам моделей, выбору материалов конструкции, выбору параметров самолета и другим вопросам, а главному конструктору ОКБ-36 (ОКБ им. П.А. Колесова) П.А. Колесову и генеральным конструкторам ОКБ-300 и ОКБ-165 С.К. Туманскому и А.М. Люльке принять участие в разработке проекта сверхзвукового самолета-ракетоносца.

## НАЧАЛО РАЗРАБОТКИ. АВАНПРОЕКТ УДАРНО-РАЗВЕДЫВАТЕЛЬНОГО САМОЛЕТА Т-4

В то же время в инициативном порядке проектированием нового самолета стал заниматься инженер второй категории Олег Сергеевич Самойлович. После доклада о его работе Павлу Осиповичу Сухому проект Самойловича был одобрен генеральным конструктором, а Олег Сергеевич стал руководителем этой разработки. Компоновка нового самолета была выполнена по схеме "утка" с передним горизонтальным оперением (ПГО) и изолированными мотогондолами (МГ), расположенными под консолями крыла. Воздухозаборник выступал за переднюю кромку крыла. Первые теоретические расчеты показали, что машина будет весить 102 т. В дальнейшем именно отсюда произошло название изделие "100", или "сотка".

В декабре 1960 г. состоялся первый доклад "суховцев" в ЦАГИ на научно-техническом совете (НТС), председателем которого был В.М. Мясищев. На совещании присутствовали: П.О. Сухой, О.С. Са-

*Рисунок пассажирского самолета на базе Т-4 (№ 2 по схеме на стр. 18). (Николай Гордюков)*

*И. И. Цебриков.*
*А.М. Поляков*
*О.С. Самойлович.*
*(ОАО "ОКБ Сухого")*
*Ю.В. Ивашечкин*
*(Из архива*
*Юрия Ивашечкина)*

мойлович, В.М. Мясищев, В.В. Струминский и другие. Для совета были подготовлены инженерная записка и небольшая тактическая модель первой компоновки.

Несмотря на то, что проект был одобрен, факт участия истребительного КБ в таком большом проекте вызвал неприязнь у работников бывшего конструкторского бюро В.М. Мясищева, о чем свидетельствует разговор, состоявшийся после НТС между Олегом Сергеевичем Самойловичем и Владимиром Васильевичем Струминским. Со слов Самойловича: "Струминский грубо начал: "... какого черта вы лезете в эту тематику? Вы же в ней ничего не понимаете!" Я ему сказал: "Владимир Васильевич, почему вы говорите это мне? Я кто? Я же "никто". Говорите это Павлу Осиповичу". Он передернулся от злости и замолчал. Сухому он такое сказать не мог".

После состоявшегося в ЦАГИ совещания работы по дальнейшему совершенствованию компоновки нового ударного самолета были продолжены. К проектированию подключилось еще несколько человек, среди них Ю.В. Ивашечкин, а позднее Ю.В. Васильев, Ю.В. Давыдов и В.П. Терликов.

*Рисунок пассажирского самолета на базе Т-4*
*(№ 3 по схеме на стр. 18).*
С *Михаил Дмитриев)*

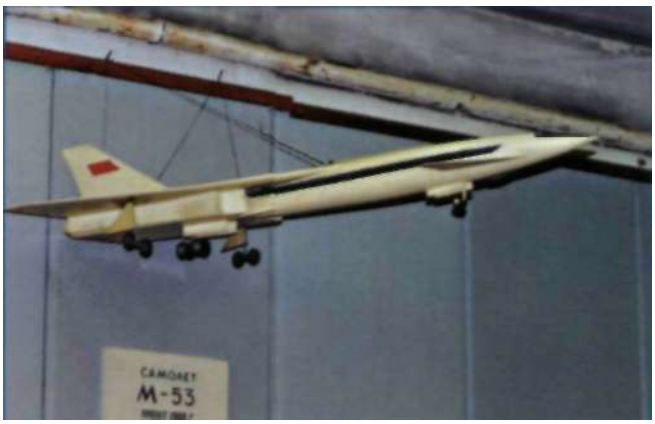
*Фотография модели пассажирского самолета ОКБА.Н. Туполева - "135 пассажирский". (ОАО "Туполев")*

Основное внимание было уделено поиску оптимальной аэродинамической компоновки машины, удовлетворяющей основной задаче самолета - способности выполнять длительный полет на высоте со скоростью, равной 3-м скоростям звука.

Появилось еще несколько вариантов самолета, и на этом этапе работа пошла по двум направлениям. В первом случае продолжилось дальнейшее совершенствование компоновки О.С. Самойловича, а во втором - рассматривались варианты с расположением двигателей под центропланом машины "пакетом".

Параллельно на базе компоновок с разнесенным и "пакетным" расположениями двигателей конструктором Ю.В. Ивашечкиным были проработаны гражданские варианты самолета. Рассматривалось три варианта компоновки пассажирских самолетов, но дальше проектных изысканий они не пошли (надо заметить, что гражданские варианты прорабатывались в это же самое время и у А.Н. Туполева - проект "135 пассажирский" на базе самолета "135", ставший знаменитым Ту-144, и у В.М. Мясищева - проект М-53 на базе боевого М-56).

На основе компоновки с "пакетным" расположением двигателей в мае 1961 г. был разработан проект "летающее крыло" с переменной стреловидностью и выступающим из крыла фюзеляжем. В конструкторском бюро ее называли "квази-интегральной". Этот вариант самолета показали Павлу Осиповичу, и он так понравился генераль-



*Один из вариантов компоновки самолета "135".*
*Рисунок сделан по схеме, представленной на конкурс.*
*(Андрей Жирное)*

ному, что Сухой принял решение строить на его основе макет.

Во время изготовления макета произошел курьезный случай. Сухой пришел в цех, где строился деревянный прообраз будущего самолета, для проверки хода работ. Рядом с макетом, спиной к Павлу Осиповичу стоял рабочий. Он смотрел на машину и восхищенно приговаривал: "Ну и фиговина, кто же ее такую придумал!" П.О. Сухой подошел к нему и спросил: "А как бы вы хотели ее сделать?" Рабочий, увидев генерального, смутился и отошел в сторону, а самолет получил новое комичное название - "Фиговина".

Макет был построен только к лету 1962 г., но ЦАГИ забраковал воздухозаборники этого варианта самолета. На нем были применены воздуш-

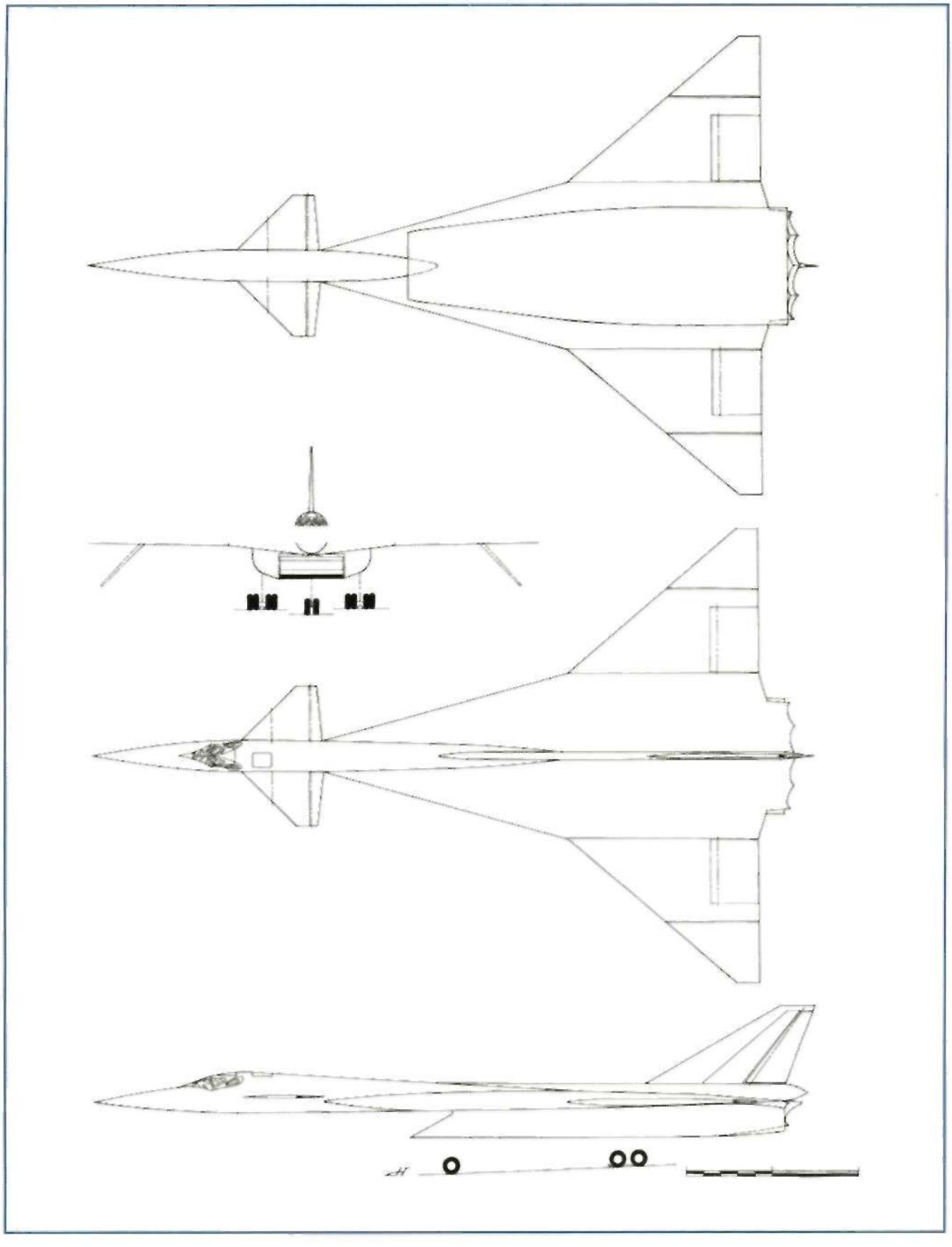
*Таблица 1.*

**Сравнительные технические характеристики самолетов-конкурентов Т-4**

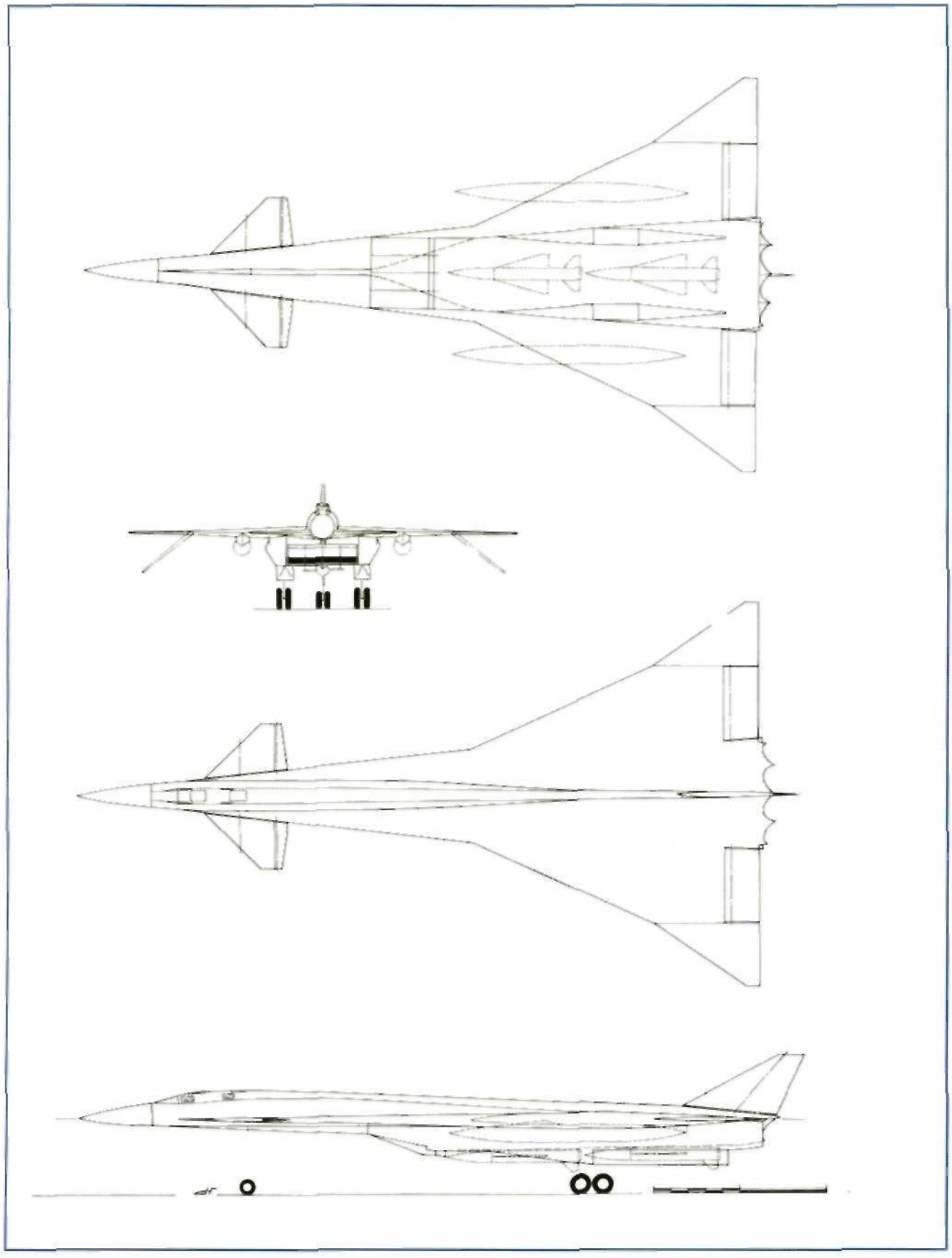
| Технические характеристики | Т-4 | Изделие "135" | Изделие "125" | Як-35 |
|---|---|---|---|---|
| Максимальная взлетная масса, т | 120 | 190 | 125 | 102 |
| Нормальная взлетная масса, т | 100 | 160 | 100 | 84 |
| Практическая дальность полета на "сверхзвуке", км | 6000 | 7950 | 6900 | 6000 |
| Практическая дальность полета на скорости 850 км/ч, км | 6000 | - | 3000 | - |
| Максимальная скорость полета, км/ч | 3200 | 2500 | 2500 | 3300 |
| Высота полета над целью, км | 22-24 | 22,5 | 18,5-20,5 | 22-24 |
| Удельная нагрузка на крыло, кгс/м$^2$ | 360 | 420 | 442 | - |
| Площадь крыла, м$^2$ | 291 | 380 | 226 | - |
| Длина разбега при взлете, м | 1100-1500 | 2300 | 1700-2800 | - |
| Тяговооруженность, взлетная | 0,50 | 0,48 | 0,46 | 0,59 |
| Двигатели: количество/тип | 4хРД-15БФ-300 | 4хНК-6 | 2хНК-6 | 4хРД-15БФ-300 |
| Тяга двигателей (форсажная), кгс | 4х15000 | 4х23000 | 2х23000 | 4х15000 |
| Число членов экипажа, чел | 2 | 4 | 2 | 3 |

*Рисунок самолета Як-35, показанный на первом НТСе А.С. Яковлевым в 1962 г. (Андрей Жирнов)*

*Рисунок компоновки самолета Т-4, представленной на конкурс (№ 6 по схеме на стр. 18). (Андрей Жирнов)*



*Проекции компоновки самолета Т-4 от апреля 1961 г., на основании которой был построен макет (№ 6 по схеме на стр. 18). (Николай Гордюков)*



*Проекции компоновки по схеме "утка" с ПГО. Разработан Ю.В. Ивашечкиным в феврале 1962 г. (№4 по схеме на стр. 18). (Николай Гордюков)*

ные входы по типу американского F-105, то есть скачки уплотнения ложились на корпус самолета. Однако в Центральном аэрогидродинамическом институте утверждали, что такой воздухозаборник не будет работать на числе Маха М=3.

Исходя из современного опыта, нужно признать, что это мнение было ошибочным, а тогда такое решение привело к еще нескольким годам поиска компоновки будущей машины. По мнению конструкторов ОКБ П.О. Сухого, участвовавших в проектировании изделия "100","... это самая лучшая компоновка, которая могла бы быть, а воздухозаборник мы бы довели".

В июле 1961 г. состоялся научно-технический совет, на котором подводились итоги конкурса на однорежимный ударно-разведывательный самолет. На НТС представили свои проекты три фирмы: А.Н. Туполева, П.О. Сухого и А.С. Яковлева. Кроме представителей авиационных конструкторских бюро, на совещании присутствовали руководители от оборонных отраслей промышленности, Министерства обороны, оборонного отдела ЦК КПСС, Военно-промышленной комиссии, а также институтов.

Конструкторское бюро А.Н. Туполева представляли сам Андрей Николаевич и его заместитель Егер Сергей Михайлович, ОКБ П.О. Сухого - Павел Осипович Сухой и Олег Сергеевич Самойлович, от ОКБ А.С. Яковлева - Александр Сергеевич Яковлев. От двигателистов присутствовали Сергей Константинович Туманский, Андрей Михайлович Люлька и Сергей Павлович Изотов, от ЦАГИ - Владимир Михайлович Мясищев и Владимир Васильевич Струминский, от ЦИАМа - Георгий Петрович Свищев и от НИАСа - Виктор Аргилович Джапаридзе.

Первым получило слово ОКБ А.Н. Туполева. О М. Егер представил на конкурс уже разработанный самолет "135". В процессе обсуждения предложений проект самолета " 135" был подвергнут критике в части переразмеренности машины (взлетный вес **190** т) и несоответствия крейсерской скорости полета заданной (2500 км/ч вместо 3000 км/ч).

Доводы конструкторского бюро А.Н. Туполева были весьма объективны и грамотны - с позиции экономии государственных средств целесообразно строить только один тип самолета, то есть уже разработанное изделие "135", который мог бы решать как стратегические задачи (с нанесением ударов по территории США), так и задачи дальней авиации, для которых достаточен радиус действия 3000-3500 км и при котором подлетное время[1] при скорости 2500 км/ч увеличивается всего на 12 минут (72 минуты вместо 60). При этом "туполевский" самолет мог нести 4-6 ракет против 2-х в проектах конструкторских бюро П.О. Сухого и А.С. Яковлева.

[1] Подлетное время - время выхода ЛА к точке пуска УР вне зоны досягаемости ПВО или барражирования перед пуском. Прим. автора.

*Проект самолета " 125", показанный на втором НТСе А.Н. Туполевым в 1961 г. (Андрей Жирное)*

*Макет первого варианта самолета "145". (ОАО "Туполев")*

Вторым выступил Александр Сергеевич Яковлев. Он доложил о самолете Як-35 со взлетным весом 84 т и крейсерской скоростью полета 3300 км/ч. Самолет напоминал американскую машину CONVAIR B-58 "Hustler" с бесхвостой схемой, треугольным тонким крылом с четырьмя двигателями на пилонах и выступающей кабиной экипажа (как у В-1 или Ту-160).

После своего выступления Яковлев "обрушился" на Туполева: "Вот тут Туполев говорит, что, мол, какая разница в подлетном времени. Пожалуй, это так, с этим я могу согласиться, но мы обязаны делать рывок вперед, а Андрей Николаевич предлагает остаться на алюминии. Это же означает регресс в авиационной технике. Мы ничего нового не делаем, а нам надо продвигаться вперед и осваивать новые материалы - титан, сталь. КБ Туполева просто тормозит прогресс авиации!"

Туполев, после последних слов вскочил и закричал: "Мальчишка, что ты понимаешь в стали? Я стальными самолетами занимался, когда ты под стол пешком ходил! Ты что страну хочешь разорить?" Яковлев промолчал...

Последним проект самолета Т-4 (заводской шифр - изделие "100") представил Павел Осипович Сухой. Доклад был сделан по варианту самолета, на основании которого в конструкторском бюро строился макет. Машина соответствовала требованиям ВВС, то есть имела взлетную массу 102 т и крейсерскую скорость полета 3000 км/ч.

Сергей Константинович Туманский предложил для нового самолета свой двигатель Р-15БФ-300, созданный на базе Р-15Б-300, который предполагалось установить на самолетах МиГ-25.

Итоги по предложенным проектам было решено подвести на следующем НТС, который состоялся в сентябре 1961 г.

А.Н. Туполев понял, что проект самолета "135" будет снят с конкурса и поэтому дал команду своему конструкторскому бюро о подготовке под условия конкурса самолета "125", разрабатываемого для замены машины Ту-22.

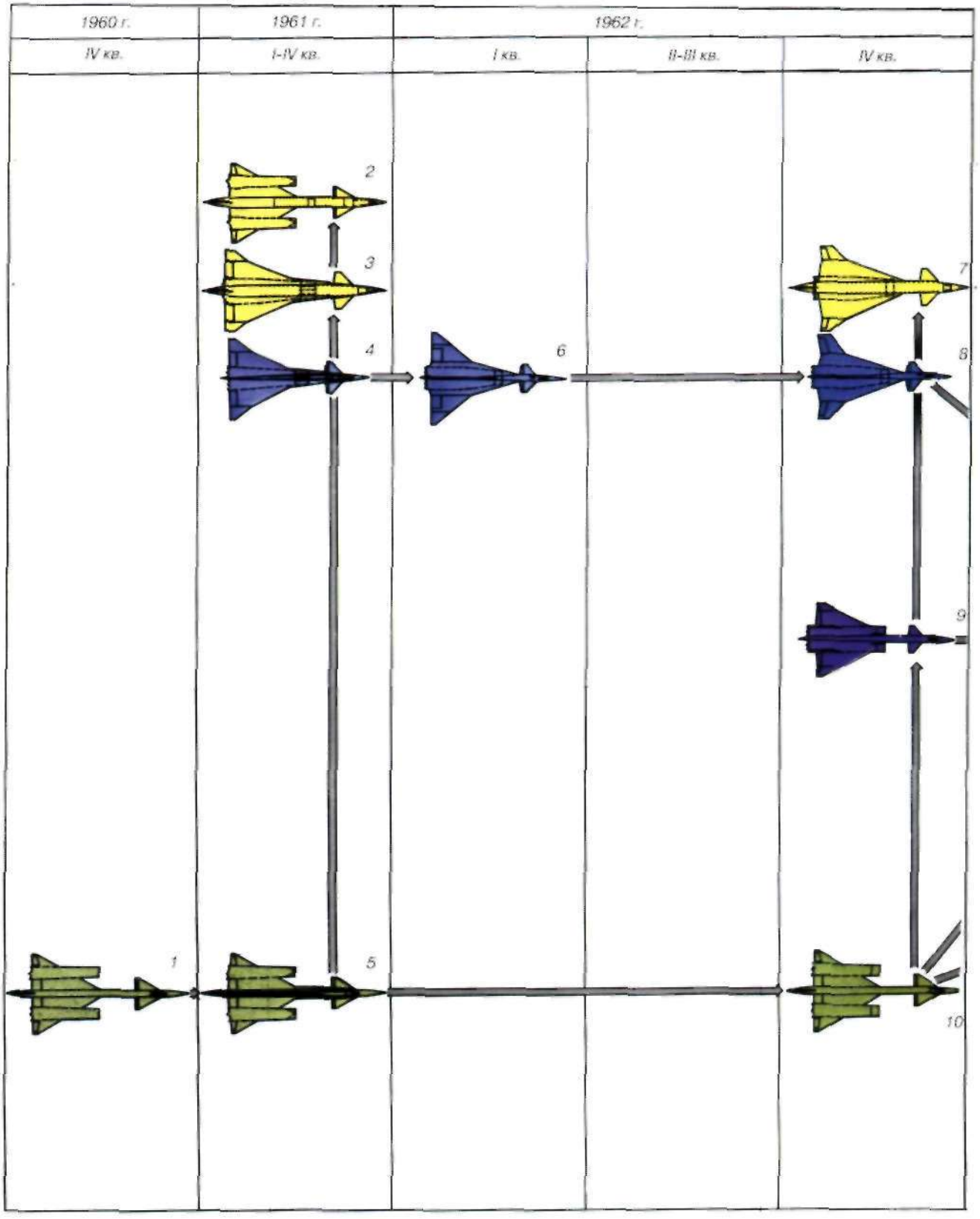
Поскольку работы по ракетоносцу "125" велись в ОКБ Туполева под другое техническое задание (этот проект конструкторского бюро А.Н. Туполева рассматривался, как замена самолета Ту-22 и дальнейшее развитие проекта "106"), то он имел несколько иные ТТХ: крейсерскую скорость полета до 2500 км/ч и дальность - 4800 - 6900 км.

Проект нового самолета представлял собой однорежимную машину, выполненную по схеме "утка" с двумя турбовентиляторными двигателями НК-6, расположенными под крылом самолета. При создании изделия "125" планировалось широкое применение титановых сплавов наряду с дюралевыми, а также применение новейшего радиоэлектронного оборудования. На базе "сто двадцать пятой" машины разрабатывалось множество модификаций с различными вариантами применения. Однако КБ не имело достаточно времени на проработку изделия "125" под условия конкурса, т.е. увеличение скорости до 3000 км/ч с сохранением данных ТТЗ по дальности.

На втором научно-техническом совете прошло обсуждение проектов отраслевыми научными центрами и военными. Представленный проект самолета "125" не прошел конкурса из-за своей непроработанности под условия конкурса и был снят с него, как ранее изделие "135".

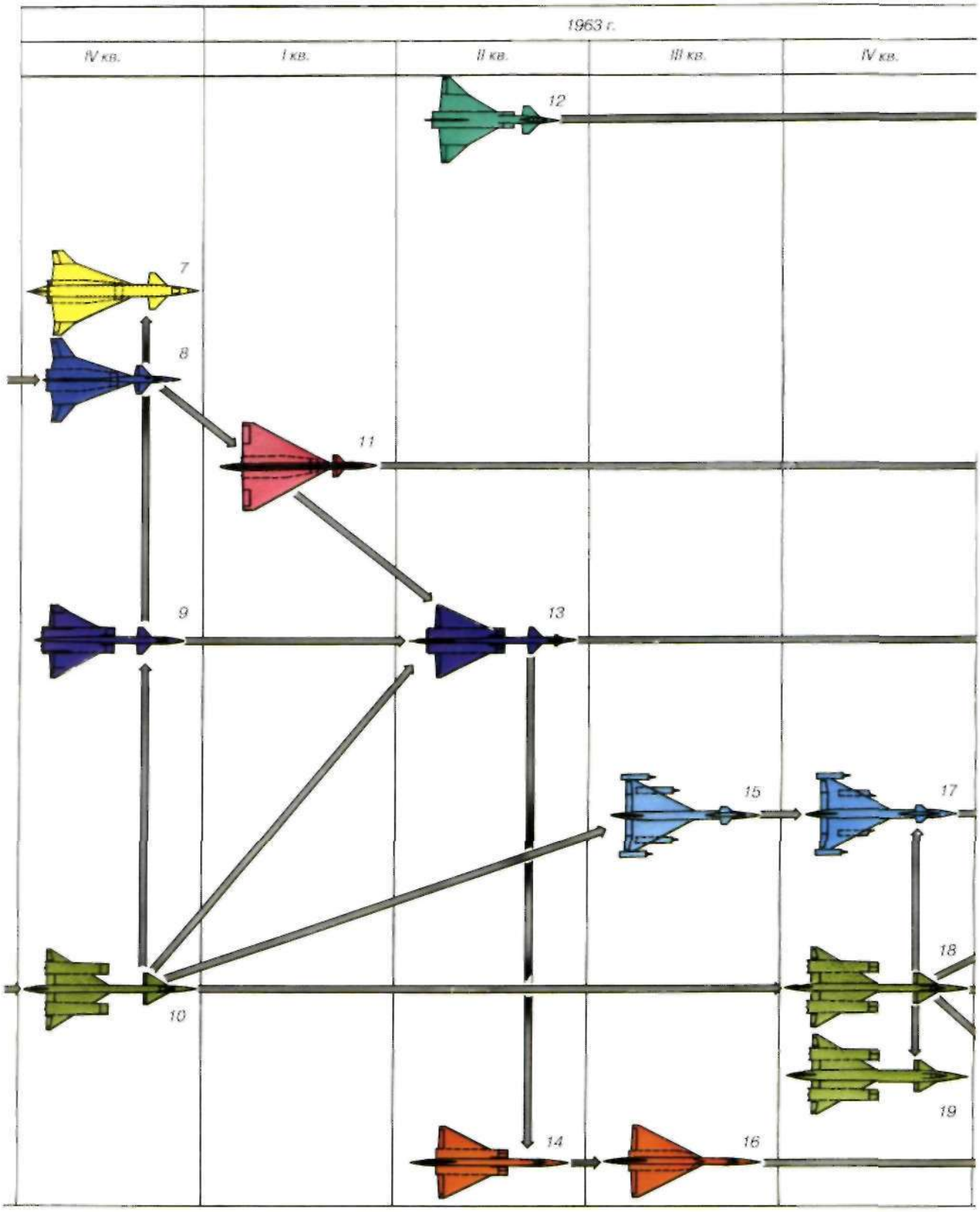
После всех заслушанных докладов было принято решение признать проект ОКБ П.О. Сухого - Т-4 победителем конкурса. Одновременно было подготовлено обращение к ЦК КПСС и Совету Министров СССР с предложением начать разработку этого самолета. После завершения конкурса началась подготовка проекта Постановления ЦК КПСС и СМ СССР К этому делу был подключен заместитель генерального конструктора Черняков Наум Семенович.

Во время подготовки постановления в ОКБ П.О. Сухого приехал П.В. Дементьев. Между Сухим и Дементьевым состоялся весьма деликатный разговор, свидетелем которого стал О.С. Самойлович. Привожу этот исторический диалог с его слов: "Дементьев обратился к Сухому: "Павел Осипович, вы свою задачу выполнили. Мавр сделал свое дело, мавр должен уйти. Эта тема принадлежит Туполеву. Он лишился возможности строить "Ту-135". Поэтому я Вас прошу отказаться от своей разработки и передать все материалы Туполеву". Сухой промолчал, а потом вежливо ответил Дементьеву: "Вы меня извините, но конкурс выиграл я, а не Андрей Николаевич. Поэтому я не могу отказаться от этой темы, тем более я против того, чтобы мое КБ загружали ракетной тематикой. Я хочу строить самолеты". Дементьев внутренне вспыхнул, но виду не показал и лишь сказал Сухому: "Ну, Павел Осипович, смотрите, как хоти-

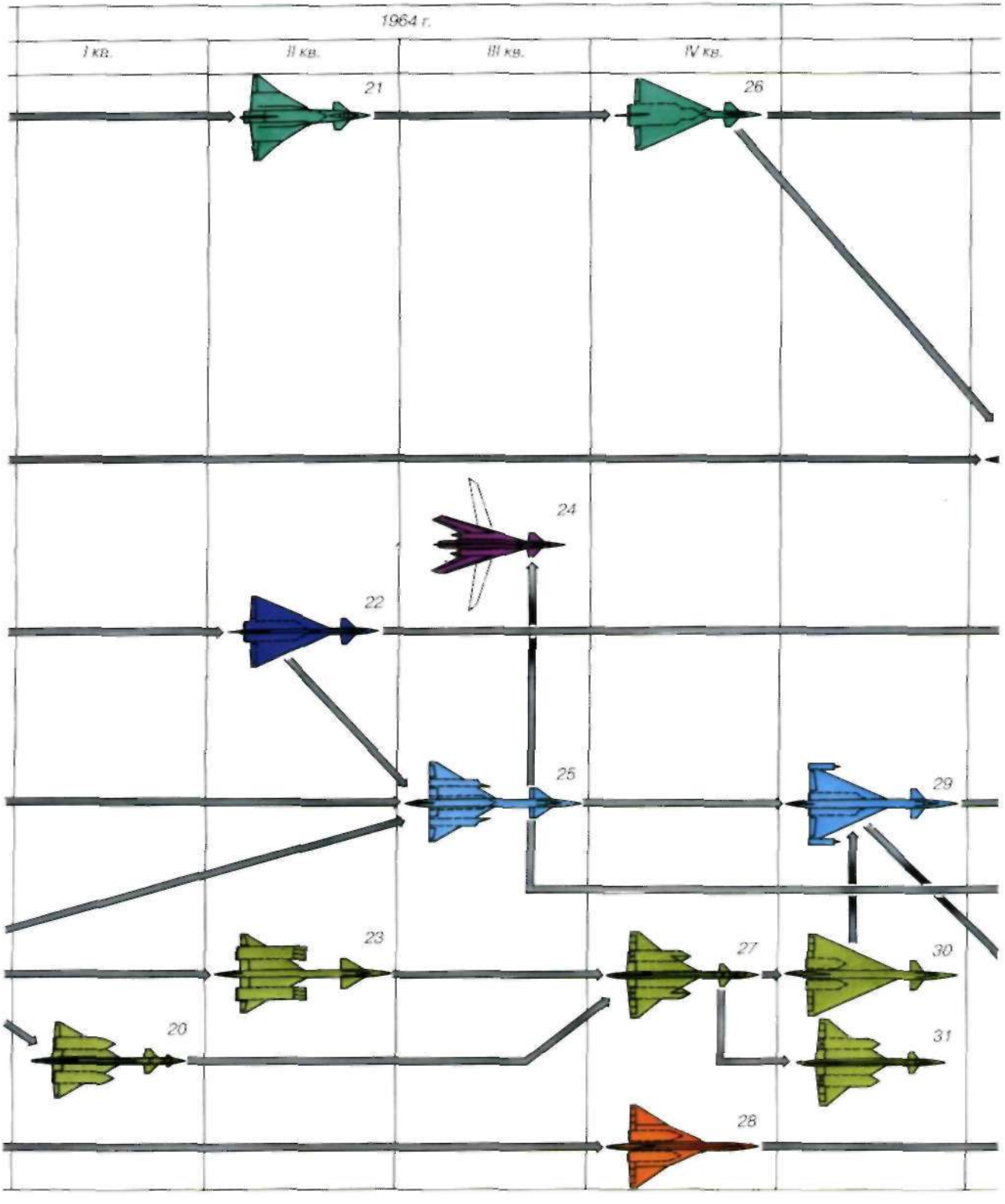



*Обозначения:*

- *двигатели размещены в одном пакетес единым воздухозаборником.*
- *двигатели размещены в одном пакетес боковыми воздухозаборниками.*
- *двигатели размещены в отдельной мотогондоле.*
- *двигатели размещены в парных мотогондолах.*
- *компоновка без ПГО - "бесхвостка".*




- интегральная компоновка с двигателями в одном пакете.
- пассажирские варианты.
- самолет с изменяемой геометрией крыла.
- комбинированная компоновка двигателей и воздухозаборника.
- самолет "101".




*Развитие компоновочных схем самолета Т-4 с 1960 по 1966 гг. Схематическое изображение (Николай Гордюков)*

*Примечание:*

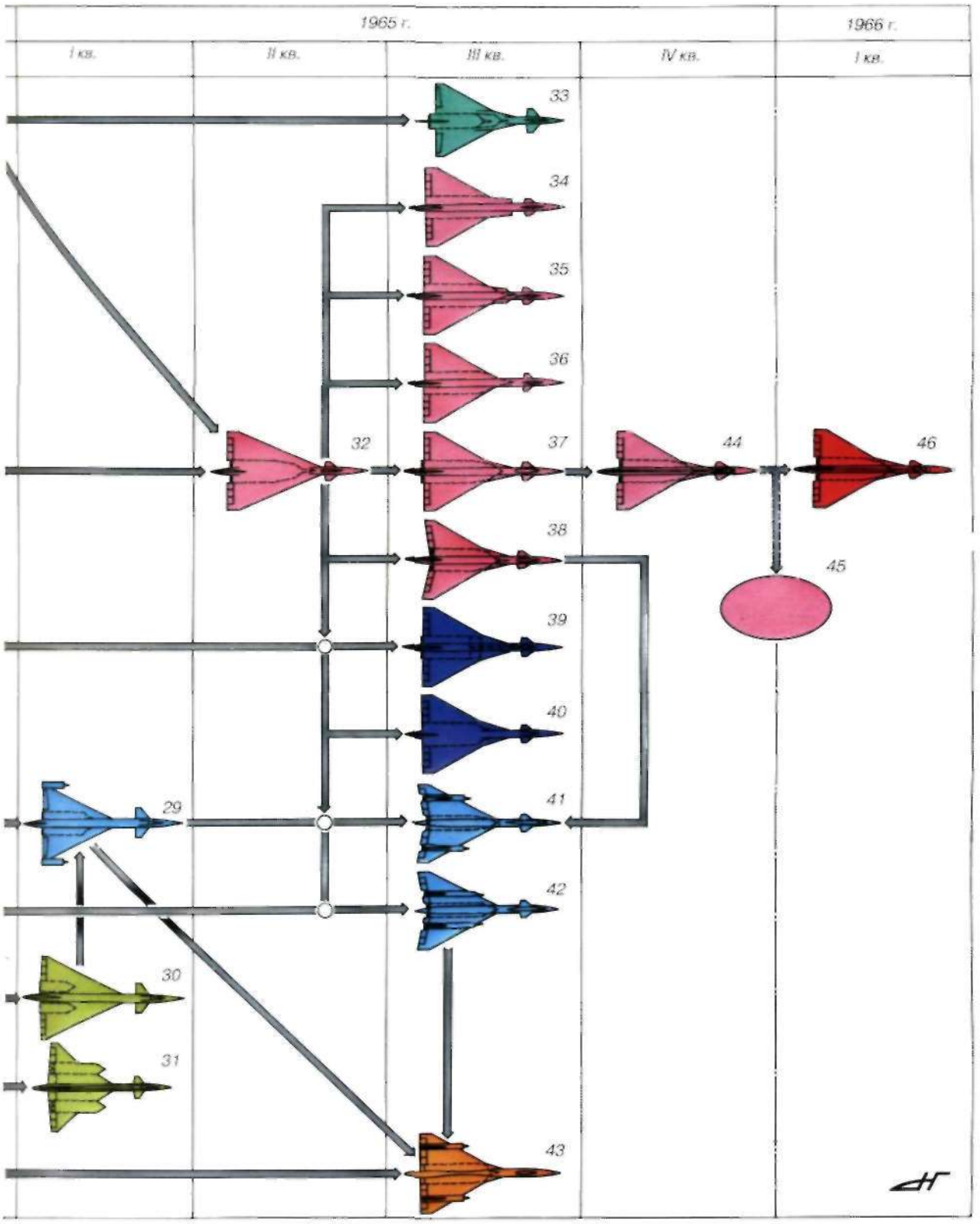
*1 - компоновка, разработанная О.С. Самойловичем и предлагавшаяся в инженерной записке на НТС в ЦАГИ.*

*6 - компоновка, по которой строился первый макет самолета Т-4.*

*10 - компоновка рассматриваемая в аванпроекте.*

*13 - компоновка, предложенная гидравликом Марголиным М.С. с ПГО и "флюгарком".*

*18 - компоновка, рассматриваемая в эскизном проекте 1964 г.*




15,17,25 и 29 - компоновки, рассматриваемые под влиянием самолета А-12/SR-71.

19 - вариант компоновки эскизного проекта с водородными двигателями.

22 - компоновка с тремя двигателями.

23 - компоновка с 6-ю двигателями Р-27, ПГО и выступающим фонарем.

24 - компоновка с тремя двигателями и крылом с изменяемой геометрией.

44 - компоновка эскизного проекта №2 1966 г. - прообраз Т-4. Конструктор Л.И. Бондаренко.

45 - проект самолета с атомными двигателями.

46 - самолет "101".

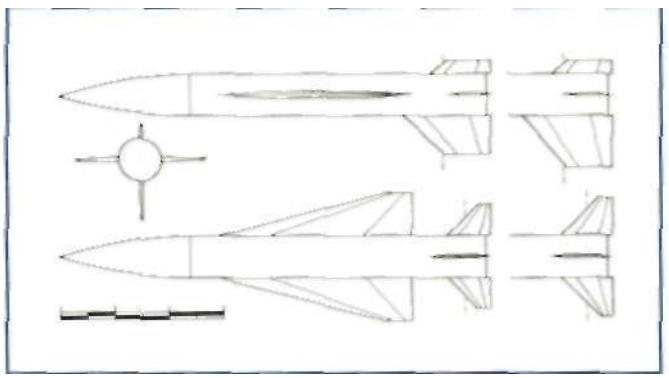
*Главный конструктор самолета Т-4*
*Наум Семенович Черняков*
*И.Е. Баславский*
*М.А. Локшин*
*(ОАО "ОКБ Сухого")*

*Н. С. Дубинин*
*И.В. Емельянов*
*(ОАО "ОКБ Сухого")*

те", после чего встал, попрощался и уехал"".

Через некоторое время состоялся телефонный разговор между П.О. Сухим и А.Н. Туполевым, свидетелем которого опять же оказался О.С. Самойлович. Вот фрагмент этого разговора: "Туполев Сухому: "...Паш, ты умеешь делать хорошие истребители, но бомбардировщики ты делать не умеешь. Эта тема моя, откажись в мою пользу..." На что Павел Осипович ответил: "Андрей Николаевич, я прошу меня извинить, я ваш ученик, но я думаю, что именно потому, что я умею делать хорошие истребители, я сделаю хороший бомбардировщик и от этой темы не откажусь!".

Можно понять досаду Андрея Николаевича Туполева, поскольку основной проект, над которым трудилось ОКБ - изделие "135" - полностью закрыт, а востребованный заказ военных выиграл

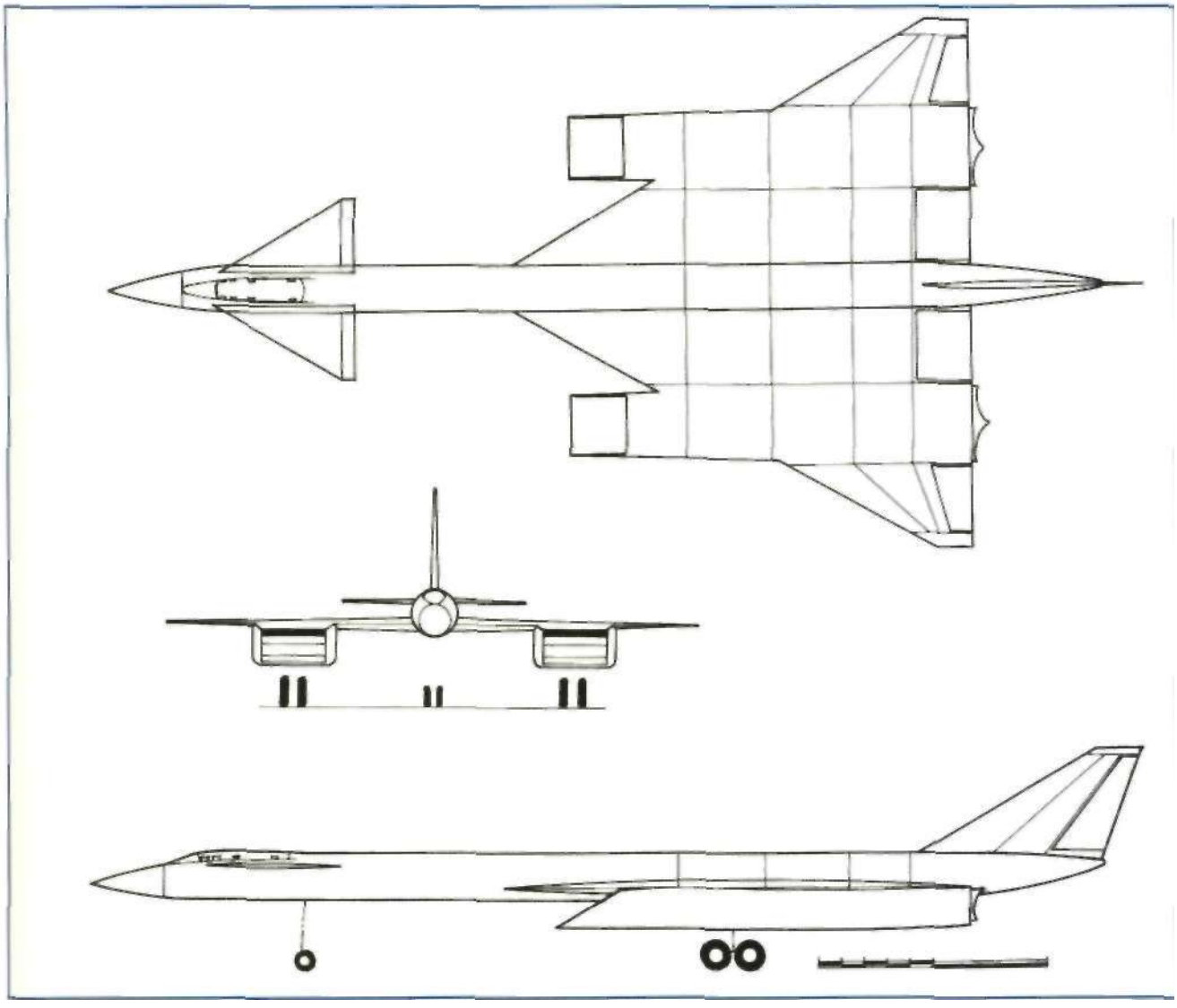


*Проекции ракеты Х-30. первоначально разрабатываемой в конструкторском бюро П.О. Сухого как основное вооружение самолета Т-4.*
*(Николай Гордюков)*

его же ученик П.О. Сухой. Туполев, правда, продолжил изыскания по самолету "125", который в дальнейшем привел к новому проекту "145", прообразу Ту-22М.

В январе 1962 г. проект самолета с обозначением Т-4 был рассмотрен ГКАТ и получил положительное заключение: "...Государственный комитет Совета Министров СССР по авиационной технике поддерживает это предложение и просит рассмотреть представляемый проект постановления ЦК КПСС и Совета Министров СССР по этому вопросу."

Предложенный в ГКАТ проект был представлен в двух вариантах: самолет разведчик Т-4А с взлетной массой 100-1 Ют, сверхзвуковой крейсерской скоростью полета 3000-3200 км/ч, практической дальностью полета до 6000 км, максимальной дальностью с подвесными топливными баками до 7000 км и высотой полета 20-24 км и вариант самолета-носителя системы К-30, практический радиус действия которой должен был составлять 4000 км, включая дальность ракеты Х-30 - 400-500 км, а также вариант самолета-носителя средств активных и пассивных помех системе ПВО противника - Т-4Б. Для самолета Т-4А предполагалось использовать на 1-м этапе (четвертый квартал 1964 г.) двигатель Р-15БФ-300 разработки конструкторского бюро С.К. Туманского (ОКБ-300), а для 2-го этапа (четвертый квартал 1965 г.) планировалось применить новые двигатели: АЛ-19(ОКБ-165)А.М.ЛюлькиирД17-117Ф(ОКБ-117) СП. Изотова соответственно. Кроме того, планировалось поручить ОКБ завода №51 (ОКБ



*Проекции самолета Т-4 представленного в аванпроекте t№ 10 по схеме на стр. 18 )..*
*(Николай Гордюков)*

П.О. Сухого) разработку новой сверхзвуковой ракеты Х-30 с дальностью полета 400-500 км со сроками начала заводских летных испытаний в первом квартале 1965 г. Параллельно заводу им. С.А. Лавочкина, где генеральным конструктором был М.М. Пашинин, поручалось для системы К-30 по техническим условиям завода №51 разработать крылатую сверхзвуковую ракету Х-31 с дальностью полета 1500-2500 км со сроками начала заводских летных испытаний в первом квартале 1965 г. и эскизный проект самолетной баллистической ракеты ХБ-32 к январю 1965 г.

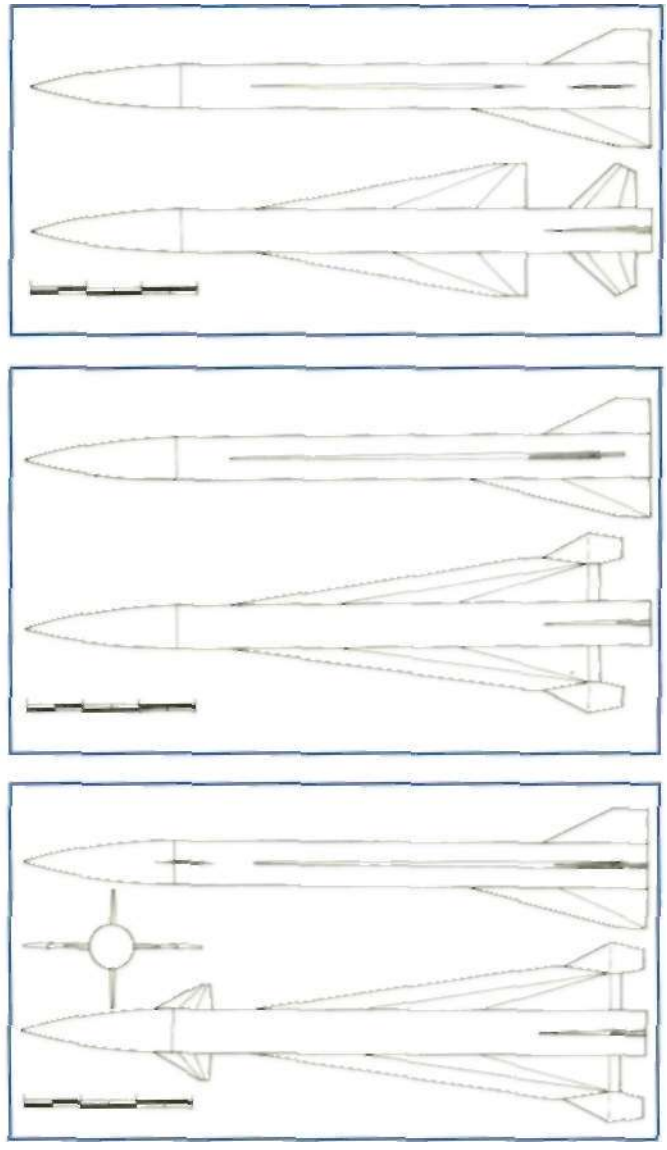
В ОКБ П.О. Сухого под руководством заместителя генерального конструктора Наума Сергеевича Чернякова началась разработка проекта ракеты Х-30. Разрабатывалось два варианта ракеты с различными вариантами оперения. Была сделана модель в масштабе 1:12,5, которая продувалась в аэродинамической трубе ЦАГИ Т-113. Для выполнения боевой задачи ракета Х-30 должна была иметь большую скорость и возможность на длительном участке полета действовать автономно. Отсюда было понятно, что скорость ракеты должна быть не менее 3000 км/ч, и она должна была иметь на борту инерциальную систему навигации, а также обладать возможностью самостоятельного выбора цели. Работы по ракете Х-30 проводились до 1963 г., после чего работы по ней были закрыты. Научно-технический задел, полученный в ходе работы над проектом Х-30, был в дальнейшем использован при проектировании изделия Х-33.

В конце первого квартала 1962 г. начались продувки моделей и элементов конструкции самолета в ЦАГИ. Если выбор аэродинамической компоновки ("утка" с ПГО) был сделан сразу, то с расположением мотогондол двигателей и поиском отвечающего требованиям воздухозабор-

*П.А. Колесов*
*(ОАО "НПО "Сатурн")*

ника дела обстояли куда сложнее. В частности, на разработку воздухозаборника были затрачены очень большие усилия и проведены испытания более двадцати разных моделей в аэродинамических трубах ЦАГИ (СВС-2 и других).

Осенью 1962 г. в ОКБ П.О. Сухого приступили к разработке аванпроекта самолета Т-4. Комплексная бригада по разработке новой машины к первому кварталу 1963 г. достигла численности 150 человек. Главным конструктором темы был назначен Наум Семенович Черняков, а ведущим конструктором - Олег Сергеевич Самойлович. В бригаду также вошли: заместитель главного конструктора по аэродинамике Исаак Ефимович Баславский, заместитель главного конструктора по системам управления Артем Александрович Колчин, начальники отделов - гидравлики Моисей Абрамович Локшин, прочности Николай Сергеевич Дубинин, начальник бригады разведывательного оборудования Марк Давидович Гервиц, аэродинамики Леонид Гелиардович Чернов и Владимир Викторович Рождественский, ответственный за электрооборудование Фридрих Аронович Корецкий, начальники отделов - средств спасения Виктор Михайлович Засько, фюзеляжа Кирилл Александрович Курьянский, ведущий конструктор отдела прочности Александр Николаевич Соколов, конструкторы - по крылу Виктор Александрович Крылов, Олег Емельянович Присяжнюк, по оперению Алексанлр Дмитриевич Луковцев, Сергей Васильевич Алексеев, системе дистанционного управления (СДУ) Юрий Ильич Шенфинкель, воздухозаборнику Игорь Борисович Мовчановский, соплу Карл Михайлович Шейман, топливной системы Виктор Цыганов, Игорь Викторович Емельянов, шасси Владимир Федорович Федоренко, силовой установки Илья Моисеевич Закс и другие. Весь этот коллектив был переведен в отдельный корпус общей площадью около 400 квадратных метров. В апреле 1963 г. аванпроект ударно-разведывательного самолета Т-4 был закончен и отослан на рассмотрение и проработку в Штаб ВВС и Государственный комитет по авиационной технике.



*Варианты ракеты Х-33: а - по нормальной аэродинамической схеме: б - по схеме "бесхвостка"; в - по схеме "утка".*
*(Николай Гордюков)*

По своему объему аванпроект был равен эскизному, но назывался "предварительным", поскольку в части радиоэлектронного оборудования, необходимого для установки на самолет, он не был достаточно проработан.

Дополнительно в аванпроекте самолета были рассмотрены варианты использования самолета в качестве: самолета-разведчика, комплекса дальнего перехвата и сверхзвукового пассажирского самолета.

Рассматриваемый ударно-разведывательный самолет планировалось построить по аэродинамической схеме "утка" с управляемым передним горизонтальным оперением. Силовая установка должна была состоять из 4 турбореактивных двигателей с форсажным режимом, расположенных под крылом попарно в двух разнесенных мотогондолах. Воздухозаборники двигателей каждой мо-

*Цифровая вычислительная машина НК.*
*(ФГУП "ОКБ "Электроавтоматика")*

*Индикатор навигационно-тактической обстановки ИНТО.*
*(ФГУП "ОКБ "Электроавтоматика")*

тогондолы были разделены перегородкой и имели вертикальные поверхности торможения. Их характерной чертой была выступающая нижняя губа. Между мотогондолами на трех параллельных точках подвески, одна из которых находилась в плоскости симметрии самолета, должно было устанавливаться вооружение самолета.

*Таблица 2.*

| ТТХ ударно-разведывательного самолета по аванпроекту от 07 мая 1963 г. | |
|---|---|
| Параметры | Характеристики |
| Экипаж, чел | 3 |
| Количество двигателей | 4 |
| 1 этап: | Р-15БФ-300 с тягой 4х15000 кгс |
| 2 этап: | АЛ-19 или РД17-117Ф с тягой 4х17500 кгс |
| Нормальная взлетная масса, т | 100 |
| *Максимальная взлетная масса, т* | *120* |
| Крейсерская скорость на высоте, км/ч | 3000 |
| Максимальная скорость на высоте, км/ч | 3200 |
| Дальность полета практическая, км: | |
| - при скорости 3000 км/ч: | |
| - при нормальной взлетной массе | .6000 |
| - при максимальной взлетной массе | 7000 |
| - при дозвуковой скорости, км/ч: | |
| - при нормальной взлетной массе | 6000 |
| - при максимальной взлетной массе | 7000 |
| Потолок, км | 0-25 |
| Вооружение: | |
| - при нормальной взлетной массе: | .1 х Х-30 или 1х Х-31 |
| - при максимальной взлетной массе: | 4 х Х-30 или 4х Х-31 |
| Нагрузка на грунт, кг/см$^2$ | 6-7 |
| Срок постройки первого самолета, лет | 3 |

Рассматриваемый ударно-разведывательный самолет планировалось построить по аэродинамической схеме "утка" с управляемым передним горизонтальным оперением. Силовая установка должна была состоять из 4 турбореактивных двигателей с форсажным режимом, расположенных под крылом попарно в двух разнесенных мотогондолах. Воздухозаборники двигателей каждой мотогондолы были разделены перегородкой и имели вертикальные поверхности торможения. Их характерной чертой была выступающая нижняя губа. Между мотогондолами на трех параллельных точках подвески, одна из которых находилась в плоскости симметрии самолета, должно было устанавливаться вооружение самолета.

На самолете планировалось установить тонкое стреловидное крыло треугольной формы в плане.

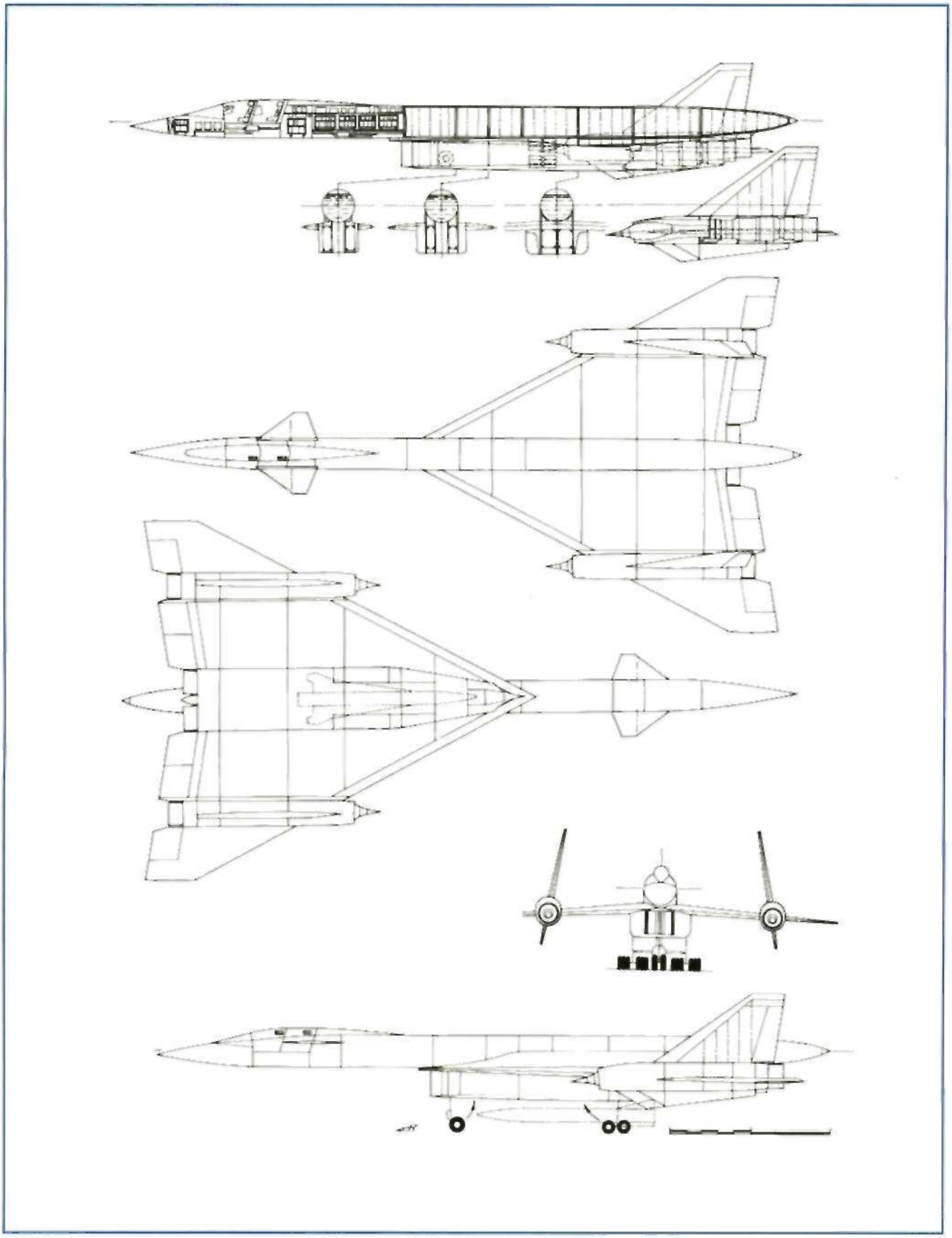
Передняя кромка воздухозаборников силовой установки значительно выдавалась вперед относительно передней кромки крыла. Хвостовая часть мотогондол совпадала с задней кромкой крыла, оснащенной механизацией в составе элевонов и элеронов.

Тонкий фюзеляж большого удлинения имел слабо выступающий в воздушный поток фонарь, плавно переходящий в гаргрот, расположенный на верхней поверхности фюзеляжа и сливающийся в хвостовой части фюзеляжа с корневой частью киля.

Шасси самолета планировалось выполнить по трехстоечной схеме с передней стойкой. Главные стойки шасси, оснащенные четырехколесными тележками, убирались в ниши, расположенные между и под воздушными каналами двигателей.

Планировалось, что самолет, имеющий взлетную массу 100-110 т, будет обладать дальностью полета 6000 км на высоте 20-24 км без подвесных баков на скорости 3000-3200 км/ч. Эксплуатация самолета намечалась с аэродромов 1 класса. Форсажная тяга каждого из двигателей должна была составлять не менее 15000 кгс.

Для рассмотрения аванпроекта ударно-разведывательного самолета и подготовки по нему заключения приказом заместителя главнокомандующего ВВС была создана комиссия, которая в период с 21 мая по 3 июня 1963 г. рассмотрела ма-



*Проекции компоновки самолета Т-4 - ответ на появление машины SR-71. Третий квартал 1964 г. (№ 26 по схеме на стр. 20 ). (Николай Гордюков)*

современным дальним ударно-разведывательным комплексам, значительно превосходит современные самолеты подобного класса и является перспективным для дальнейшего продолжения работ.

Также комиссия отметила, что предъявленный материал аванпроекта ударно-разведывательного самолета Т-4 с 4-мя двигателями Р-15БФ-300 (ОКБ-300) С.К. Туманского или АЛ-19 (ОКБ-165) А.М. Люльки и РД17-117Ф (ОКБ-117) СП. Изотова по объему соответствует требованиям эскизного проекта и может рассматриваться в качестве основы для постройки макета и рабочего проектирования.

В декабре 1963 г. на основании положительного заключения комиссии по рассмотрению аванпроекта ударно-разведывательный самолет Т-4 отдельным Постановлением ЦК КПСС и Совета Министров СССР от 3 декабря 1963 г. №119-4440 был принят к разработке с установлением срока начала летных испытаний в 1968 г., одновременно закрывалась разработка машины "135" в ОКБ А.Н. Туполева (при этом за "туполевцами" оставалась тема сверхзвукового пассажирского самолета Ту-144). Параллельно приказом ГКАТ №441 от 14 декабря 1963 г. генеральному конструктору ОКБ завода №51 П.О. Сухому предписывалось разработать эскизный проект самолета Т-4 в варианте ударного комплекса, носителя ракет и разведчика.

*Л.П. Мякотин.*
*(ОАО "Концернрадиостроения "Вега")*

териалы представленного проекта и тактико-технические требования ВВС к ударно-разведывательному самолету. Оценка комиссией материалов аванпроекта была положительной. В своем заключении она отметила, что дальний сверхзвуковой ударно-разведывательный самолет Т-4, предложенный ОКБ Сухого, по своему назначению, летно-техническим характеристикам, составу радиоэлектронного оборудования и вооружения в основном удовлетворяет требованиям ВВС к

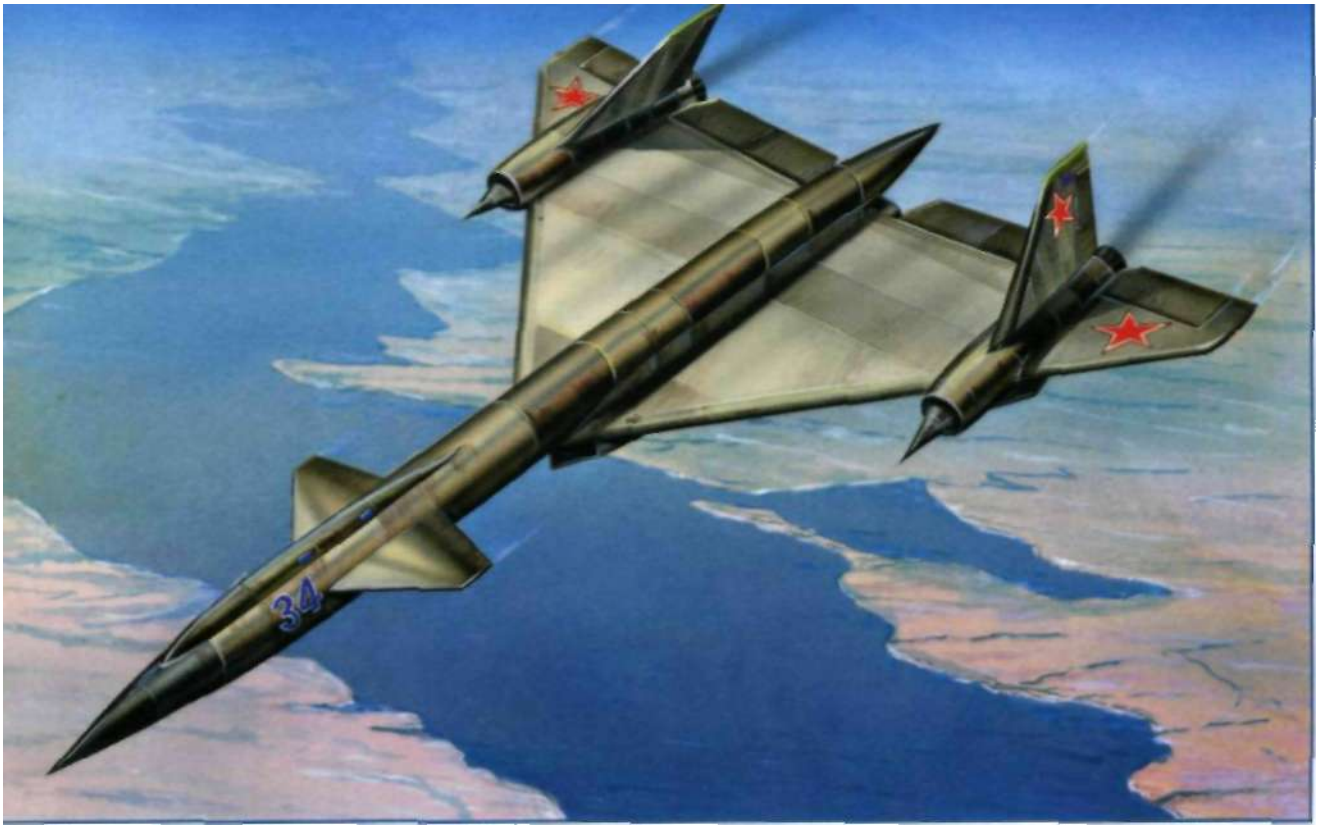
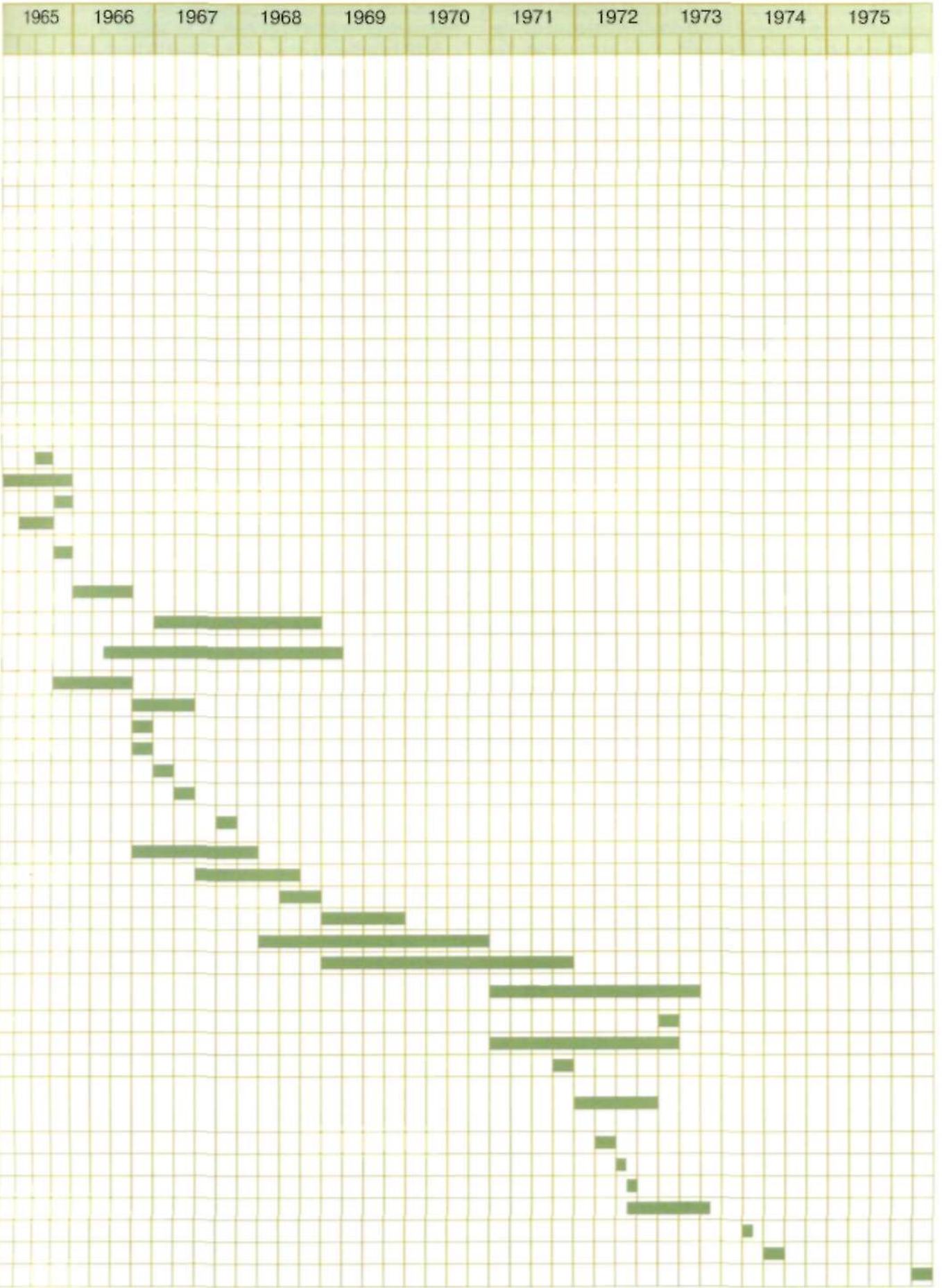



*Рисунок варианта самолета Т-4 с компоновкой подобной SR-71 №26 по схеме на стр. 20.*
*(Михаил Дмитриев)*

Схема работ, проводимых по самолету Т-4

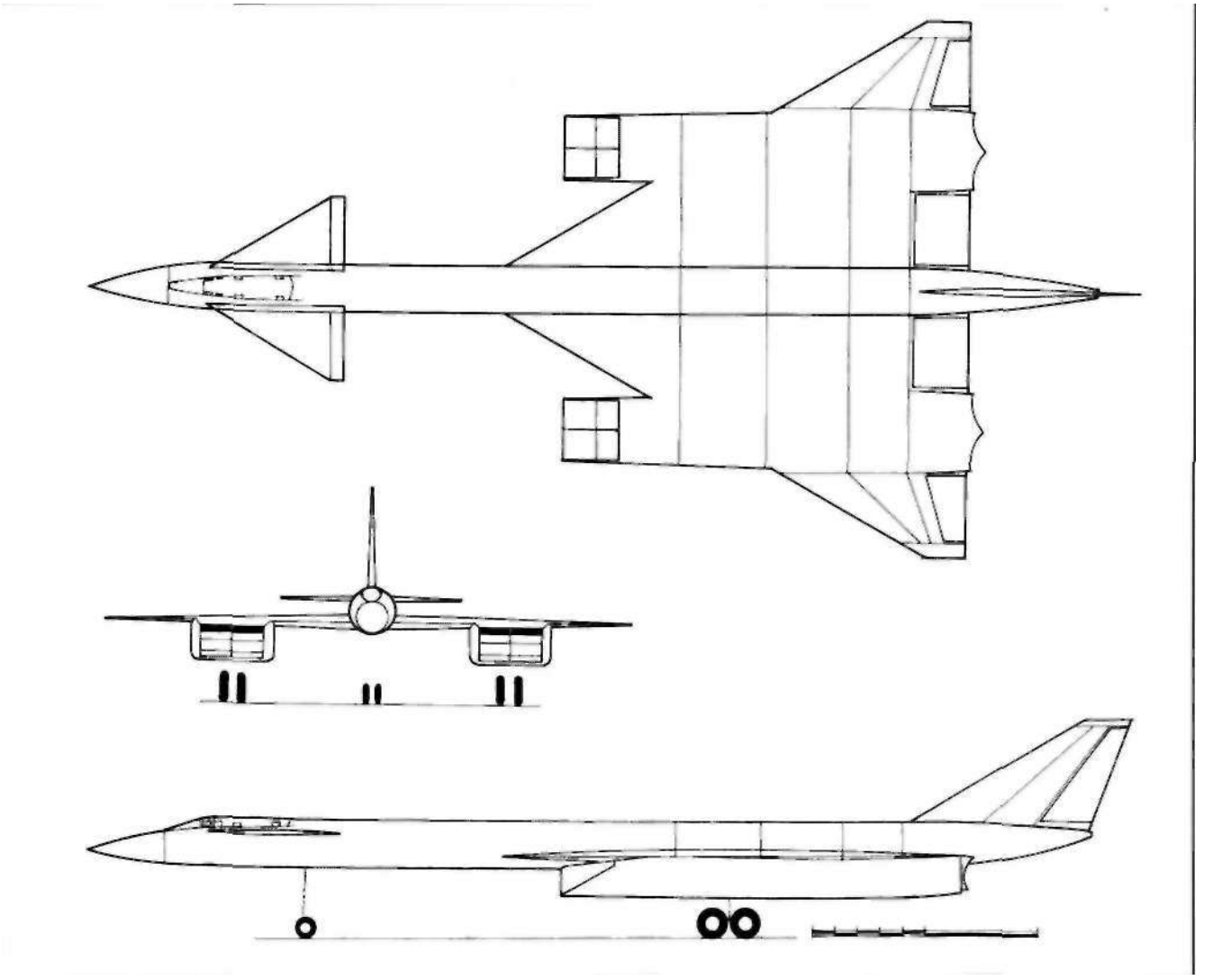
| | Виды работ | 1960 | 1961 | 1962 | 1963 | 1964 |
|---|---|---|---|---|---|---|
| 1 | Конструкторским бюро «Су», «Ту», и «Як» выдано ТЗ на создание ударно-разведывательного самолета | | | | | |
| 2 | Разработка вариантов компоновок самолета Т-4 | | | | | |
| 3 | Выпущена инженерная записка (проект О.С.Самойловича) | | | | | |
| 4 | Доклад в ЦАГИ по инженерной записке | | | | | |
| 5 | В Цаги проведена продувка моделей 1-й очереди | | | | | |
| 6 | 1-й НТС по обсуждению проектов Т-4, Ту-135, Як-35 | | | | | |
| 7 | 2-й НТС. Победитель - ОКБ П.О. Сухого | | | | | |
| 8 | Макет самолета | | | | | |
| 9 | Разработка аванпроекта | | | | | |
| 10 | Защита аванпроекта перед комиссией ВВС и ГКАТ (с 21.05. по 03.07.) | | | | | |
| 11 | Разработка эскизного проекта №1 и его передача ВВС и ГКАТ | | | | | |
| 12 | Компоновка с водородным двигателем | | | | | |
| 13 | Составление планов работ с отраслевыми институтами | | | | | |
| 14 | Решение ЦК КПСС и СМ СССР о принятии комплекса Т-4 к разработке | | | | | |
| 15 | Изготовление шести моделей для продувки в ЦАГИ | | | | | |
| 16 | Утверждение главкомами ВВС и ВМФ ТТТ на комплекс Т-4 | | | | | |
| 17 | Защита эскизного проекта №1 | | | | | |
| 18 | Подключение ТМЗ | | | | | |
| 19 | Проектирование опытных секций и агрегатов самолета | | | | | |
| 20 | Аэродинамическая компоновка самолета утверждена в ЦАГИ | | | | | |
| 21 | Разработка ТЗ на агрегаты, системы и натурные стенды | | | | | |
| 22 | Согласование с разработчиками и утверждение в МАПе планов создания самолета Т-4 | | | | | |
| 23 | Выпуск и передача на ТМЗ рабочих чертежей баковой группы фюзеляжа, центроплана | | | | | |
| 24 | Проектирование и изготовление основных стендов | | | | | |
| 25 | Совместные с ЛИИ и ЦАГИ исследования вариантов крыла на летающей лаборатории 100Л | | | | | |
| 26 | Разработка эскизного проекта №2 | | | | | |
| 27 | Проработка самолета с ядерной двигательной установкой | | | | | |
| 28 | Дополнение к эскизному проекту №2 | | | | | |
| 29 | Предъявление комиссии ВВС макета самолета Т-4 | | | | | |
| 30 | Проведение макетной комиссии. Выдано ТТТ на Т-4 | | | | | |
| 31 | ВВС выданы ТТТ на стратегический ударный самолет | | | | | |
| 32 | Вышло постановление ЦК КПСС и СМСССР о построении опытной партии из семи самолетов Т-4 | | | | | |
| 33 | Выпуск документации по самолету «101» и «101С» | | | | | |
| 34 | Запуск в производство чертежей планера самолета «102» | | | | | |
| 35 | Сборка баковой группы фюзеляжа, центроплана и приборного отсека | | | | | |
| 36 | Работы с ЦИАМом по выбору системы управления | | | | | |
| 37 | Сборка агрегатов самолета «101» | | | | | |
| 38 | Начало работ по постройке агрегатов самолета «102» | | | | | |
| 39 | Начато изготовление агрегатов самолета «103».Приступили к изготовлению деталей и узлов самолета «104» | | | | | |
| 40 | Закончена совместно с ТМЗ постройка первого опытного самолета | | | | | |
| 41 | Закончены испытания на ЛЛ Ту-16 двигателей РД-36-41 | | | | | |
| 42 | Самолет перебазирован на ЛИС в г.Жуковском | | | | | |
| 43 | На самолете «102» велась опытная работа по системам двигателя, самолетным системам, установке навигационного оборудования. Отработка на ЛЛ Ил-18Д и Ту-22 радиоэлектронного комплекса | | | | | |
| 44 | Выполнено 12 рулежек, в том числе скоростных | | | | | |
| 45 | Проведен методсовет ЛИИ по получению разрешения на 1-й полет | | | | | |
| 46 | 28.08.72 г. состоялся первый полет самолета «101» | | | | | |
| 47 | Первый этап летных испытаний (1 – 9 полеты) | | | | | |
| 48 | 10-й полет | | | | | |
| 49 | Прекращение работы по теме Т-4 заводами и ОКБ | | | | | |
| 50 | Приказ министра о закрытии работ | | | | | |


1965
1966
1967
1968
1969
1970
1971
1972
1973
1974
1975

В то же время появилась первая информация по разработке двигателя РД36-41 ОКБ-36 конструктора П.А. Колесова, который был в наибольшей степени проработанности и подходил по ТТХ для самолета Т-4. Большой объем работ был проведен совместно ЦИАМом , ЦАГИ, НИАТом и ВИАМом. В основу проектирования и испытаний двигателя легли научные и методические разработки ЦИАМа, экспериментально отработанные с участием специалистов института узлы и детали, рекомендации по выбору схемы двигателя и оптимизации его параметров, по вопросам прочности и надежности, а также по разработке систем обеспечения работы двигателя.

ЦИАМ осуществлял экспертизу разработок ОКБ-36, испытания опытных двигателей на специальных стендах в условиях, приближенных к полетным, выдавая заключения о готовности двигателей к испытаниям на летающей лаборатории и на самолете. В работах по созданию РД36-41 участвовало более 50 ведущих специалистов ЦИАМа, среди них: С.В. Серенсен, В.М. Акимов, В.О. Боровик, И.А. Биргер, Ф.Ш. Файгим, Б.М. Титин, и др.

Во исполнение Постановления ЦК КПСС и СМ СССР от декабря 1963 г. и соответствующих приказов ГКАТ и ГКРЭ были назначены смежные предприятия, на которые возлагалась функции разработки отдельных систем и агрегатов самолета Т-4. Разработчиком двигателя РД36-41 для ударно-разведывательного комплекса назначалось ОКБ-36 (Рыбинское моторостроительное конструкторское бюро (РМКБ), ныне ОАО "НПО "Сатурн", г. Рыбинск); разработчик крылатой ракеты Х-33 - филиал ОКБ-155 (Дубнинское машиностроительное конструкторское бюро, ныне ОАО "МКБ "Радуга", г. Дубна), а материалы по ракете Х-33 передавались для дальнейшей разработки изОКБ-51 в ОКБ-155; разработку навигационного комплекса и бортовой вычислительной машины доверили ОКБ-857 (Ленинградское ОКБ "Элект-



*Проекции компоновки самопета Т-4 рассматриваемого в первом эскизном проекте (№ 18 по схеме на стр. 19). (Николай Гордюков)*

роавтоматика , ныне ОКБ ' Электроавтоматика , г. Санкт-Петербург); радиоэлектронный комплекс был поручен НИИ-131 (Ленинградский НИИ радиоэлектроники, ныне ОАО "Холдинговая компания "Ленинец", г. Санкт-Петербург); разведывательный комплекс был поручен НИИ-17 (Московский НИИ приборостроения, ныне ОАО "Концерн радиостроения "Вега", г. Москва); разработчиком системы дистанционного управления стало ОКБ-118 (ныне ОАО "МНПК "Авионика", г. Москва).

Двигатель РД36-41 разрабатывался силами ОКБ-36 на базе двигателя ВД-19 и являлся одноконтурным одновальным турбореактивным двигателем с форсажной камерой. Он предназначался для полетов на крейсерской скорости 3000 км/ч. Для увеличения расхода воздуха первая сверхзвуковая ступень компрессора ВД-19 была заменена двумя ступенями, а турбина получила, охлаждаемы рабочие лопатки, что позволило увеличить температуру газа перед турбиной до 950 К. Двигатель обеспечивал тягу у земли на режиме полного форсажа 17000 кгс.

Разработка ракеты Х-33 началась в конструкторском бюро П.О. Сухого (ОКБ-51) конструкторами И.О. Мельцем, В.П. Сопиным, Ю.В. Троельниковым, В.В. Писковым и Э.В. Литаревым во главе с Н.С. Черняковым, и к середине 1964 г. была передана в Дубнинский филиал ОКБ-155 во исполнение Постановления ЦК КПСС и СМ СССР. Ракета разрабатывалась для полета по аэробаллистической траектории на высоте более 30 км и должна была развивать скорость, соответствующую М=6,5-7. Ракета Х-33 разрабатывалась в трех вариантах компоновки: "бесхвостка", "утка" и "нормальная аэродинамическая компоновка". Проводились многочисленные испытания модели ракеты в аэродинамической трубе ЦАГИ Т-108.

Ракета Х-33 была способна после пуска с носителя выполнять полет автономно, при этом она точно определяла цель и атаковала именно авианесущий корабль противника. На борту ракеты устанавливались РЛС, инерциальная навигационная система (ИНС) и цифровая вычислительная машина (ЦВМ).

Разработка навигационного комплекса (НК) системы Т-4 была проведена Ленинградским ОКБ-857 под руководством П.А. Ефимова, А.Л. Этингофа, Е.С. Липина и РА. Шек-Иовсепянца.

Навигационный комплекс самолета должен был состоять из автономной астроинерциальной доплеровской системы навигации с коррекцией от радиотехнических систем АДНС, РСБН, бортовой РЛС и резервированной системы автоматического управления. Применение практически впервые в составе НК бортовой цифровой вычислительной системы (БЦВС), состоящей из двух ЦВМ (разработчик ОКБ-857), позволило осуществить рациональное комплексирование. Было разработано новейшее программно-математическое обеспечение для вычислительных машин. Основными разработчиками программного обеспечения являлись: Ю.Л. Гранат, Л.П. Горохов, М.М. Кофман, И.В. Ходос, Н.С. Пермиловский, А.Л. Вольфсон, М. Злачевский, Б.И. Суров, И.Г. Топровер и др.

Высокая степень автоматизации борта на базе ЦВМ при наличии обобщенной системы индикации и централизованной сигнализации позволяла экипажу из двух человек в сложных условиях длительных сверхзвуковых и высотных полетов обеспечить выполнение всех задач, возлагаемых на систему Т-4.

Следует отметить, что ОКБ-857 впервые в стране разработало для этих целей индикатор навигационно-тактической обстановки (ИНТО), выполненный на базе электронно-лучевой трубки с оптически прозрачным окном для проектирования совмещенного с электронным изображением микрофильмированного картографического материала, охватывающего практически всю земную поверхность. Ведущие разработчики этого изделия - Е.С. Зайцев, М.З. Львовский, М.Р. Ладыженский, А.С. Сорокин, А.С. Фуксман.

Для отработки комплекса в стендовых условиях был разработан и изготовлен стенд для наземной комплексной настройки аппаратуры комплекса и проведен большой объем полунатурного моделирования. Отработка комплекса в стендовых условиях шла с участием работников предприятия С.Н. Блажкова, С.Ф. Перетца, Б. Герасимова, В.Д. Суслова, Н.Д. Полякова, Ю.И. Сабо, В.П. Тимофеева, Д.Б. Баркана и Е.Е. Хныкина.

Головным разработчиком радиоэлектронного комплекса ударного варианта самолета Т-4 был определен НИИ-131 в силу имеющегося у него задела по созданию радиоэлектронных комплексов и систем управления ракетами для самолетов дальней стратегической авиацией.

Впервые в стране самолет Т-4 предполагалось оснастить несколькими комплексами оборудования: навигационным - на базе астроинерциальной системы с индикацией на планшете и многофункциональными пультами управления; радиоэлектронным - на базе систем управления ракетами; средств радиоразведки, связи и радиоэлектронного противодействия.

Задачи создания такого радиоэлектронного комплекса ударного варианта самолета Т-4, состоящего из большого числа систем, увязанных между собой идеологически, схемно и конструктивно, поставленные перед коллективом НИИ-131, решались впервые в мировой практике. Комплексирование и автоматизация управления радиоэлектронным оборудованием должны были быть столь высокими,

чтобы ограничить экипаж самолета лишь летчиком и штурманом-оператором.

Радиоэлектронные средства ударного варианта самолета Т-4 и ракет были объединены в радиоэлектронный комплекс (РЭК) "Океан". Первоначально главным конструктором РЭК являлся заместитель главного инженера института - А.П. Лопырев, а его заместителем - Л.К. Быков. В состав комплекса вошли: радиолокационная система "Вихрь" разработки НИИ-131 (главный конструктор А.Н. Шестун), состоящая из РЛС переднего обзора "Прогресс" на самолете носителе (главный конструктор В.П. Пересада) и радиолокационной головкой самонаведения (РЛГС) на ракете (главный конструктор ГС. Степанов); система навигационно-автоматического управления (СНАУ) "Централь" на ракете разработки МИЭЛ (главный конструктор СП. Попов); системы радиоэлектронного противодействия "Отпор"; радиоразведки "Рапира"; радиосвязи "Стремянка", разрабатываемые научно-исследовательским институтом МРП (НИИ-17).

В системе "Вихрь" комплексирование системы навигации и автономного управления "Централь" с РЛГС "Гарпун" осуществлялось бортовой ЦВМ СНАУ и обеспечивало два режима наведения ракеты: площадное наведение с автономной навигацией на точку прицеливания до конца полета; автономная навигация на точку прицеливания на первом этапе полета, затем автоматический поиск радиолокационно-контрастной цели в окрестностях точки прицеливания, захват цели на автосопровождение РЛГС и самонаведение ракеты на сопровождаемую цель.

В процессе предпусковой подготовки должна производиться выставка гироинерциальной платформы СНАУ и ввод необходимых начальных данных для пуска, осуществляемые в диалоге БЦВМ самолета-носителя и СНАУ "Централь" ракеты.

На стадии эскизно-технического проектирования были определены основные структурно-функциональные и конструктивно-технологические решения, которые легли в основу построения РЭК "Океан" и входящих в него систем.

Впервые при проектировании сложного комплекса оборудования для самолета, составные части которого разрабатывались разными институтами, был применен системный подход с целью обеспечения их оптимального взаимодействия в процессе выполнения боевых задач.

С целью предварительной оценки эффективности выполнения боевых задач системой "Вихрь" широко использовалось математическое и полунатурное моделирование как на базе НИИАС, так и на базе математического и полунатурного моделирования летно-испытательного комплекса НИИ-131 (ЛИК НИИ-131 г. Пушкин). Работы проводились под руководством и при непосредственном участии заместителя главного конструктора системы "Вихрь" Ю.М. Смирнова. Для этих работ были специально изготовлены комплексы экспериментальных образцов аппаратуры системы "Вихрь".

Среди работников предприятия, принимавших заметное участие в выполнении этих работ в различные периоды разработки: директоры НИИ-131 Н.В. Аверин и ОС. Никольский; главные инженеры института В.И. Смирнов и В.М. Зуев; начальник СКБ-1 В.М. Глушков, он же научный руководитель НИР "Прогресс"; зам. главного инженера НИИ-131, начальник СКБ-1 Н.А. Чарин; главные конструктора РЭК "Океан", системы "Вихрь": А.П. Лопырев, А.Н. Шестун, А.Н. Лобанов, Л.К. Быков, В.П. Пересада, В.Ф. Чистяков, ГС. Степанов, А.Н. Никандров, Б.М. Смуров, а также научные сотрудники и специалисты: Д.Н. Медведев - разработчик аппаратуры помехозащиты "Гарпун" системы "Вихрь", А.М. Игнатьев, В.Ф. Мытарев, Р.С. Тютерев, Е.Н. Беляев, В.М. Головачев, В.Н. Шур, ГС. Зеленков, Ю.П. Степанов и многие, многие др.

Возложение на самолет Т-4 разведывательных функций явилось ответом на созданный американский самолет-разведчик LOCKHEED SR-71 с крейсерской скоростью полета 3000 км/ч, появление которого для "суховцев" было большой неожиданностью.

Головным предприятием по разработке разведывательного комплекса самолета Т-4, получившим название "Рапира", определено НИИ-17. Руководителем работ был назначен главный конструктор НИИ-17 Петр Осипович Салганик. В коллектив, участвовавший в разработке комплекса, входили заместители главного конструктора Ростислав Александрович Разумов и Николай Сергеевич Горшков, ведущий по отработке и испытаниям Лев Порфирьевич Мякотин, главные конструктора по направлениям М.П. Богачев, В.И. Соколинский, Е.В. Рожанская. Работы проводились вплоть до 1974 г.

Формируя свою точку зрения по способу построения системы управления, ОКБ П,0. Сухого рассматривало различные ее варианты. Прошло несколько совещаний с участием различных организаций. На одном из них, участниками которого были от ОКБ П.О.Сухого главный конструктор самолета Т-4 Н.С. Черняков, И.Е. Баславский, А.А. Колчин, от ЦАГИ ГС. Бюшгенс, Г.В. Александров, Ю.А. Борис, отОКБ-118- И.Г. Зайцев, обсуждался вариант построения системы управления самолетом с применением электродистанционной системы.

Рассматривался вариант, проработанный ранее ЦАГИ с ОКБ В.М.Мясищева для самолета М-50, обладавшего аналогичными особенностями (неустойчивостью по перегрузке в продольном и путевом каналах управления). Для определения

исполнителей этих работ в ОКБ П.О. Сухого было проведено совещание под председательством главного конструктора самолета Т-4 Н.С. Чернякова. На нем принимали участие возможные исполнители по созданию САУ и СДУ для самолета Т-4. От МИЭА В.А. Казаков и Р.З. Векслер, от ОКБ-118 И.А. Михалев и И.Г. Зайцев. Каждая из этих организаций доложила свои предложения по построению системы автоматического и ручному управлению с помощью электродистанционной системы. После рассмотрения предложений этих организаций ОКБ П.О. Сухого приняло решение о поручении создания систем автоматического электродистанционного управления самолета Т-4 ОКБ-118 главного конструктора И.А. Михалева.

В ноябре 1963 г. главным конструктором ОКБ-118 был назначен О.В. Успенский Развернувшиеся в дальнейшем работы по созданию САУ и СДУ для самолета Т-4 проводились под его общим руководством. Осуществление их требовало глубоких теоретических, схемных и конструкторских проработок.

Теоретические работы проводились в двух подразделениях: по системе автоматического управления в отделе, которым руководил Б.К. Дементьев с исполнителями З.Н. Палеевой, АЛ. Елисеевой; по системе дистанционного управления в отделе под руководством М.С. Чикулаева с исполнителями Н.М. Эйдиновым, И.Г. Павлиной и др.

Устранение неустойчивости по скорости полета обеспечивалось введением автомата тяги (АТ). Закон управления и его структура были определены теоретическим отделом. Разработка схем, конструкций блоков и структур построения САУ и СДУ проводились в отделе, которым руководил Б.К. Дементьев, вместе с инженерами П.И. Дроздовым, И.В. Трофимовым, В.И. Коротченко, Н.М. Подзоровой, И.И. Езеевой, А.В. Егоровым, В.С. Яшиным. Ведущим инженером по САУ и СДУ для самолета Т-4 в отделе был назначен А. Асланов. Конструкции блоков, модулей и узлов разрабатывались в конструкторской бригаде Н.А. Хазанова вместе с И.А. Шишкиной, Р.П. Сельдяковой, Л.Л. Исайчевой, Л.П. Морозовой, В.С. Мусатовым. Создание силовых агрегатов и их лабораторная отработка (рулевых машин, механизма управления тягой двигателей) осуществлялось в отделе Л.Г. Ярмаркова, инженерами Н.Г. Торбан, Ю.Л. Траскиным, лабораторная отработка Е.Я. Ротфельдом, З.М. Сергеевой, В.П. Ширяевым и др.

Кроме того, для работы над СДУ и САУ самолета Т-4 были созданы технические бригады под руководством А.Я. Беляева и М.И. Левковича, в которые входили инженеры В.А. Гольберг, В.С. Мишин, В.М. Королев, Н.Я. Куликов, Э.Н. Асиновский, Я.С. Химич, Н.В. Косаговская. В них были созданы малогабаритные СКТ и индукционные датчики углов, на базе которых конструктором Ю.Н. Сергеевым разработаны многоканальные датчики углов. Эти работы проводились под общим руководством заместителя главного конструктора В.Ф. Гришаева.

На основе всех вышеперечисленных работ была создана четырежды резервированная с самоконтролем исправности многофункциональная система автоматического управления САУ-4, обеспечивавшая управление и стабилизацию самолета по трем осям, управление по траектории в вертикальной и горизонтальной плоскости, включая заход на посадку, и электродистанционная система управления СДУ-4, обеспечивавшая устойчивость и необходимые характеристики управляемости на всех режимах полета, включая и неустойчивые. В состав СДУ входили: автоматы продольного управления, путевого и демпфер крена. Резервированный автомат тяги входил в комплектацию САУ-4.

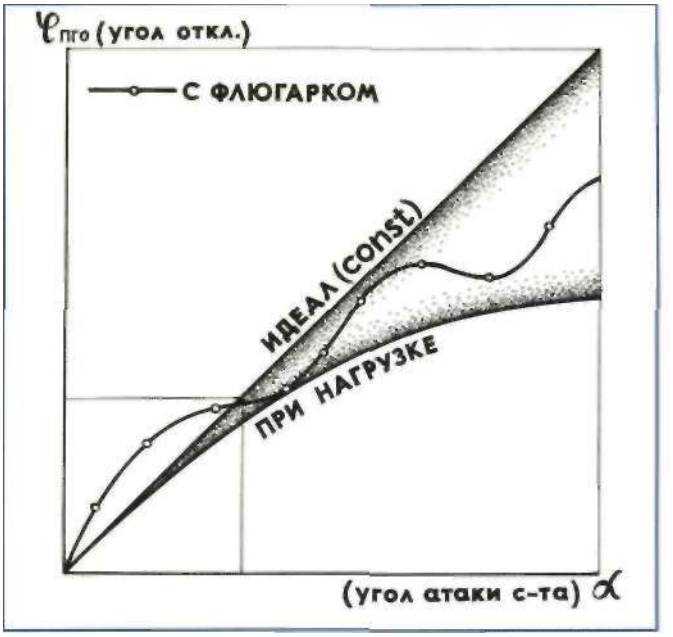



*График зависимости угла атаки самолета от нагрева ПГО. (Олег Самойлович)*

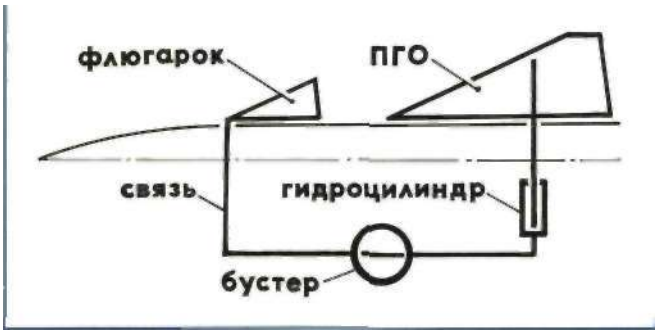
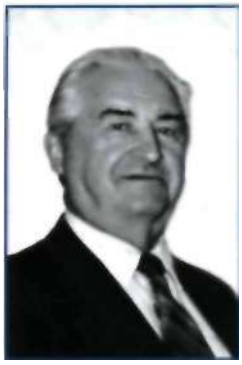



*Схема работы "флюгарка". (Олег Самойлович)*



*А. С. Зажигин.*
*(Ильдар Бедретдинов)*

Техническое руководство всеми работами по созданию САУ-4, СДУ-4 и АТ осуществлял заместитель главного конструктора И.Г. Зайцев

В четвертом квартале того же года, были составлены и согласованы с ЦАГИ, ЦИАМом, ВИАМом, НИАТом и другими научно-исследовательскими организациями планы совместных работ, обеспечивающих выполнение первого этапа разработки комплекса.

В 1963 г. было построено 6 моделей и проведены испытания в аэродинамических трубах 4-х моделей. В процессе исследования прочности конструкции изготовлено 50 опытных отсеков и проведены их испытания.

## ЭСКИЗНЫЙ ПРОЕКТ 1964 Г.

В начале 1964 г., после того как самолет **Т-4** был принят к дальнейшей разработке, в соответствии с заданными тактико-техническими требованиями **(iII),** в конструкторском бюро П.О. Сухого приступили к эскизному проектированию ударного самолета Т-4.

У компоновки самолета, предложенной на конкурс, был весьма серьезный недостаток - шасси не вписывалось в предназначенный для него отсек. Наилучшее решение этой проблемы - уборка тележки основных опор шасси под перевернутый на 180° воздухозаборник с горизонтальным клином. Специалисты ЦАГИ категорически отвергли это предложение, поскольку на клине с отрицательным углом торможения происходит потеря восстановления коэффициента полного давления.

Доводом ОКБ П.О. Сухого в пользу такого решения было то, что самолет Т-4 не маневренный истребитель, а летящий на постоянном угле атаки бомбардировщик, поэтому клин воздухозаборника всегда можно построить таким образом, что он будет работать на "оптимале".

Чтобы найти нужную компоновку самолета и схему уборки шасси из ЦАГИ в ОКБ был командирован Борис Хаимович Давидсон. В ходе работы предлагалось множество вариантов для выхода из создавшейся ситуации: уборка 32-х колесных тележек в крыло; взлет самолета с перевернутым воздухозаборником, то есть после выхода на заданный курс, Т-4 должен был переворачиваться кабиной вниз и так совершать полет (при посадке, бомбардировщик должен был снова возвращается в первоначальное положение) и многие др.

Еще одна проблема, возникшая при проектировании самолета с М=3 - это смещение аэродинамического фокуса машины после выхода на сверхзвук на 12-14% и возникающие с этим большие потери на балансировку самолета.

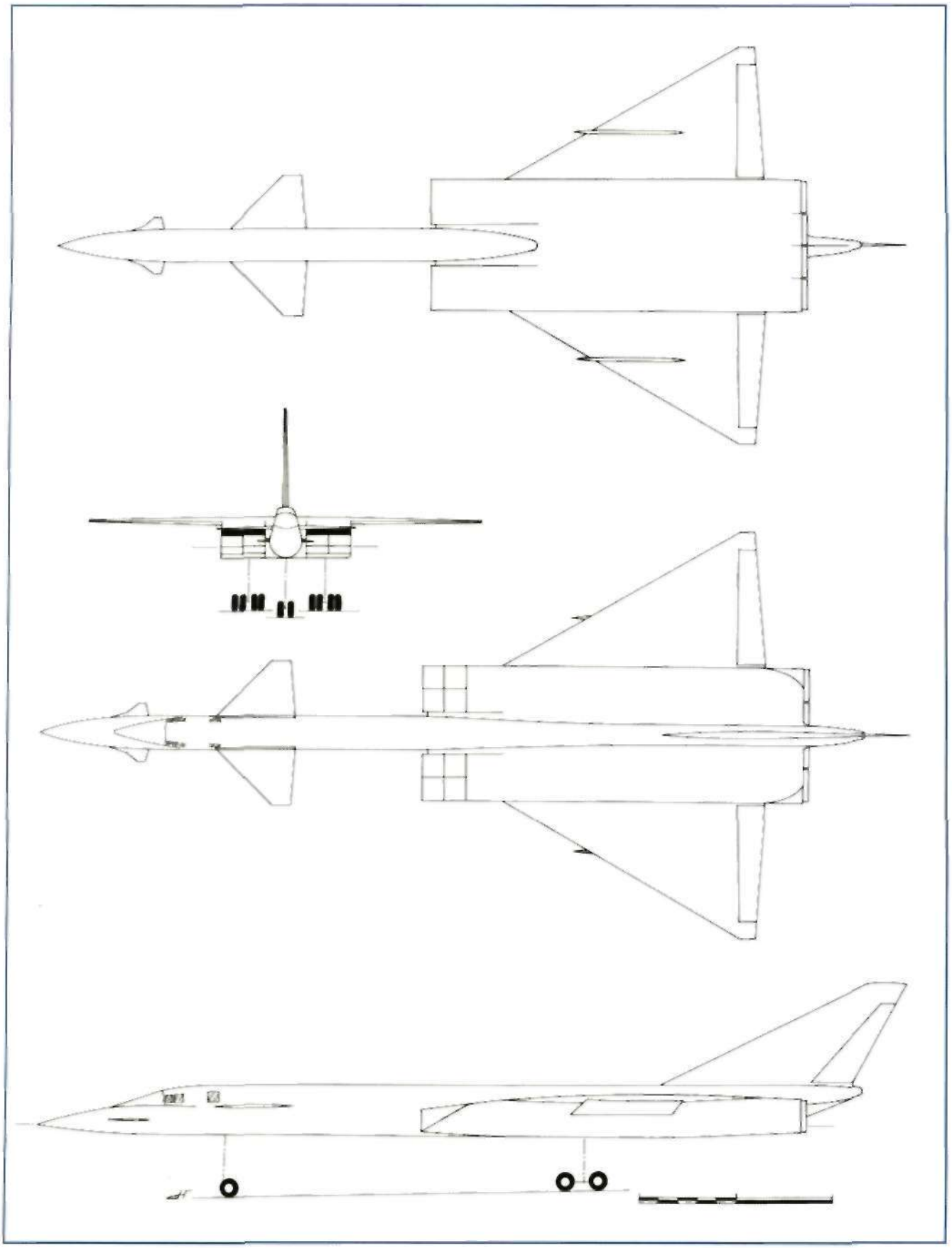
Для решения этой проблемы специалистами ЦАГИ было предложено сделать на самолете плавающее горизонтальное оперение (ПГО). При этом центр давления аэродинамических сил находился позади оси вращения ПГО, то есть он работал как "флюгер". Чтобы проверить правильность этой идеи был создан натурный стенд, где при температуре нагрева 300°С и соответствующих нагрузках испытывалось плавающее горизонтальное оперение. В итоге было выяснено, что ПГО отклоняется с запаздыванием, поэтому управление машиной терялось и фокус "бегал" по самолету.

Выход из создавшейся ситуации нашел гидравлик М.С. Марголин. Он предложил поставить впереди ПГО маленький "флюгарок". Переднее горизонтальное оперение уже крепилось нормально, и связь между ним и флюгарком осуществлялась через бустер. Имея малый момент инерции "флюгарок" быстро стабилизировался в потоке и этот же угол атаки должен был мгновенно передаваться на ПГО.

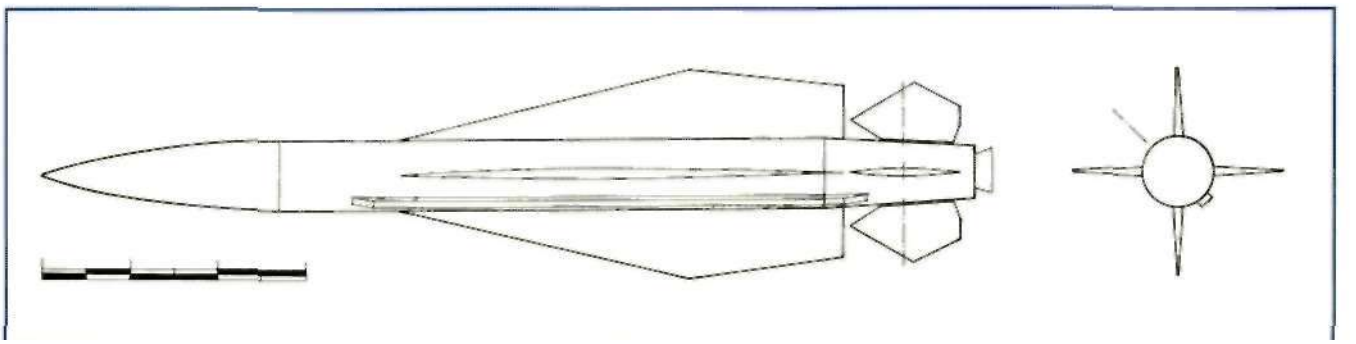
При проверке этой гипотезы выяснилось, что точность гидросистемы должна быть настолько высока, что выполнить ее практически невозможно. Нелинейные колебания "флюгарка" приводили к потере устойчивости самолета. В то время невозможно было создать статически неустойчивую машину.

В результате проведенных исследований была принята схема аванпроекта, но воздухозаборники на ней имели вертикальную поверхность торможения. Эта компоновка явилась основой эскизного проекта, который был закончен в июле 1964 г. В том же месяце эскизный проект самолета Т-4 был передан на рассмотрение Государственному комитету по авиационной технике, и в октябре 1964 г. ГКАТ совместно с Президиумом КТС его одобрили и рекомендовали самолет Т-4 к дальнейшей разработке.

Созданная после этого комиссия ВВС, изучив эскизный проект самолета, одобрила его, отметив в своем заключении полноту конструктивной проработки комплекса, перспективность и реальность его постройки. В итоге руководством ВВС и ВМФ были утверждены новые тактико-технические требования к комплексу Т-4.



*Проекции компоновки самолета Т-4 с "флюгарком"*
*(№13 по схеме на стр. 19 ).*
*(Николай Гордюков)*



*Ракета Х-45.*
*(Николай Гордюков*

Сразу после снятия в ноябре 1964 г. Н.С. Хрущева с поста Первого секретаря ЦК КПСС в конструкторское бюро приехал Дементьев. Петр Васильевич подписал к разработке новые проекты ОКБ, среди которых была "сотка". Было подписано постановление на полномасштабную разработку ударно-разведывательного комплекса Т-4. Оно задавалось в более широком плане, и самолет Т-4 становился многоцелевой машиной (бомбардировщик, постановщик помех, разведчик, ударный и самолет ПВО). Одновременно была задана проработка модификации самолета, которая получила название Т-4М. Эта машина должна была обладать одинаковыми значениями дальности на дозвуковых и сверхзвуковых скоростях.

*Таблица 3.*

| ТТХ ударно-разведывательного самолета по эскизному проекту 1964 г. | |
|---|---|
| **Параметры** | **Характеристики** |
| Количество двигателей | 4 |
| Двигатели разработки ОКБ П.А. Колесова | РД36-41 |
| Суммарная тяга, форсажная, кгс | 64000 |
| Максимальная взлетная масса, т | 120 |
| Нормальная взлетная масса, т | 100 |
| Тяговооруженность при нормальной взлетной массе | 0,64 |
| Крейсерская скорость на высоте, км/ч | .3000 |
| Максимальная скорость на высоте, км/ч | 3200 |
| Дальность полета, на высоте, на крейсерской скорости: | |
| - без подвесных топливных баков, км | .6000 |
| - с подвесными топливными баками, км | 7000 |
| Длина разбега на БВПП, м | 1700 |
| Обеспечено базирование на БВПП | 1 класса |
| Практическая высота полета, км | 22 - 24 |

Приказом председателя ГКАТ СССР №403 от 19 ноября 1964 г. директору завода ОКБ им. С.А. Лавочкина поручалось организовать производство и изготовление самолетов Т-4 и ракет Х-33 на предприятии. Для этого на завод направлялась группа конструкторов, и передавались имеющиеся в наличии материалы по изделиям ОКБ П.О. Сухого. Кроме того, 4 декабря 1964 г. приказом №426 председателя ГКАТ СССР на завод ОКБ им. С.А. Лавочкина было возложено проведение работ по комплексу Т-4: конструкторская разработка, экспериментально-стендовая отработка, доводка и испытания фюзеляжа, вертикального оперения, системы охлаждения, электросистемы, системы управления, ракет Х-33, контейнеров с разведывательным оборудованием и подвесных топливных баков. Одновременно на главного конструктора самолета Н.С. Чернякова возлагалось техническое руководство всеми работами, выполняемыми на заводе ОКБ им. С.А. Лавочкина по комплексу Т-4 и ракете Х-33.

Но из-за нерешительности Павла Осиповича и внутренних склок в КБ - кого "посадить" на "упавший с неба подарок", уже в начале 1965 г. завод Лавочкина был передан Владимиру Николаевичу Челомею под ракетную тематику.

А в самом конструкторском бюро готовились сборочные площади для первого самолета Т-4. Под руководством директора завода "Кулон"2 Михаила Павловича Семенова и главного инженера Александра Сергеевича Зажигина в КБ строился макетный цех. Из-за того, что постройка постоянных сооружений в то время не разрешалась, воздвигалось оно весьма оригинально. Сначала был построен большой ангар - железная конструкция, покрытая шифером, а уже внутри его строили нормальное кирпичное здание.

С целью обеспечения работ по постройке и стендовой отработке опытных экземпляров самолетов Т-4 в ноябре 1965 г. к разработкам был подключен Тушинский машиностроительный завод (ТМЗ). На ТМЗ была возложена задача по проведению конструктивной разработки, доводке и испытанию ряда элементов комплекса под техническим руководством генерального конструктора П.О. Сухого. Таким образом Тушинский машиностроительный завод стал филиалом ОКБ П.О. Сухого.

Отношения между ТМЗ и КБ поначалу складывались трудно, дирекция завода встретила новое задание критически. И это понятно: на заводе бы-

ло налажено серийное производство летательных аппаратов другого типа, с уже отработанным технологическим процессом. А здесь "сваливается" дополнительно к основному плану новый заказ не по профилю завода, да еще с "ворохом" проблем и хлопот. Но в процессе оценки технологическими службами и отделом новой техники ТМЗ разработанных ОКБ конструктивно-технологических решений нашлись энтузиасты, которые оценили и отметили перспективу применения этих решений на Т-4 и в дальнейшем самолетостроении.

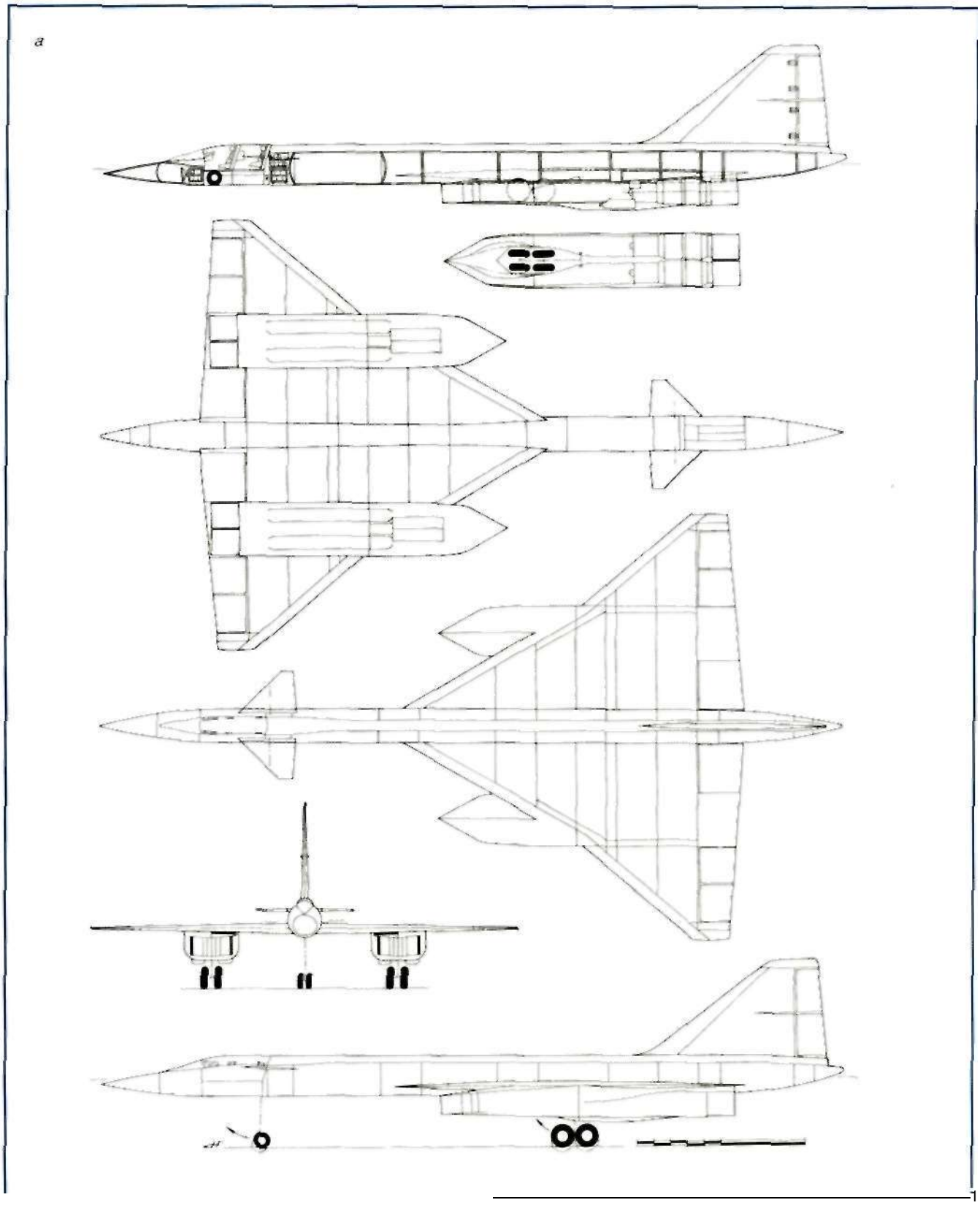
К этим энтузиастам можно отнести главного технолога Юрия Яковлевича Христоева, заместителей главного технолога Раису Федоровну Фадееву и Бориса Васильевича Болбота, главного металлурга Бориса Иосифовича Дуксина-Иванова, главного сварщика Павла Степановича Афанасьева, начальника отдела новой техники Теодора Иосифовича Казакевича и специалистов руководимых ими подразделений. В качестве наглядного примера творческого содружества работников ОКБ и ТМЗ можно привести предложения главного технолога ТМЗ Ю.Я. Христоева о замене панельной схемы сборки фюзеляжа на поотсеченную, что, конечно, потребовало изменения конструкции, но в конечном итоге помогло создать более надежную и легкую конструкцию и снизить трудоемкость изготовления самолета.

Ведущим инженером на Тушинском заводе от ОКБ П.О. Сухого был назначен В.Ф. Бабаев, а старшим военпредом на ТМЗ - О.К. Рогозин. Ведущим инженером от ЦАГИ на завод П.О. Сухого был назначен А.Ж. Рекстин. Среди основных специалистов ОКБ, координировавших работу с ТМЗ были М.П. Семенов, А.С. Зажигин, В.В. Тареев, Г.Т. Лебедев, Е.С. Медведев, А.Н. Шевнин.

Одновременно с ТМЗ к работе над новой машиной было подключено машиностроительное конструкторское бюро (МКБ) "Буревестник" (до 1965 г. подразделение Тушинского завода) под руководством главного конструктора Александра Васильевича Потопалова. ОКБ П.О. Сухого получило в помощь коллектив из 300 конструкторов, которые находились под техническим руководством "суховцев". Конструкторское бюро Сухого определяло только основные параметры, геометрию самолета, принципиальные конструктивно-технологические решения, а разработку рабочих чертежей отдельных систем самолета и запуск в производство были прерогативой МКБ "Буревестник".

С целью координации работ с научно-исследовательскими институтами ВИАМом, НИАТом,

*Рисунок самолета №27 по схеме на сто 20.*
*(Михаил Дмитриев)*



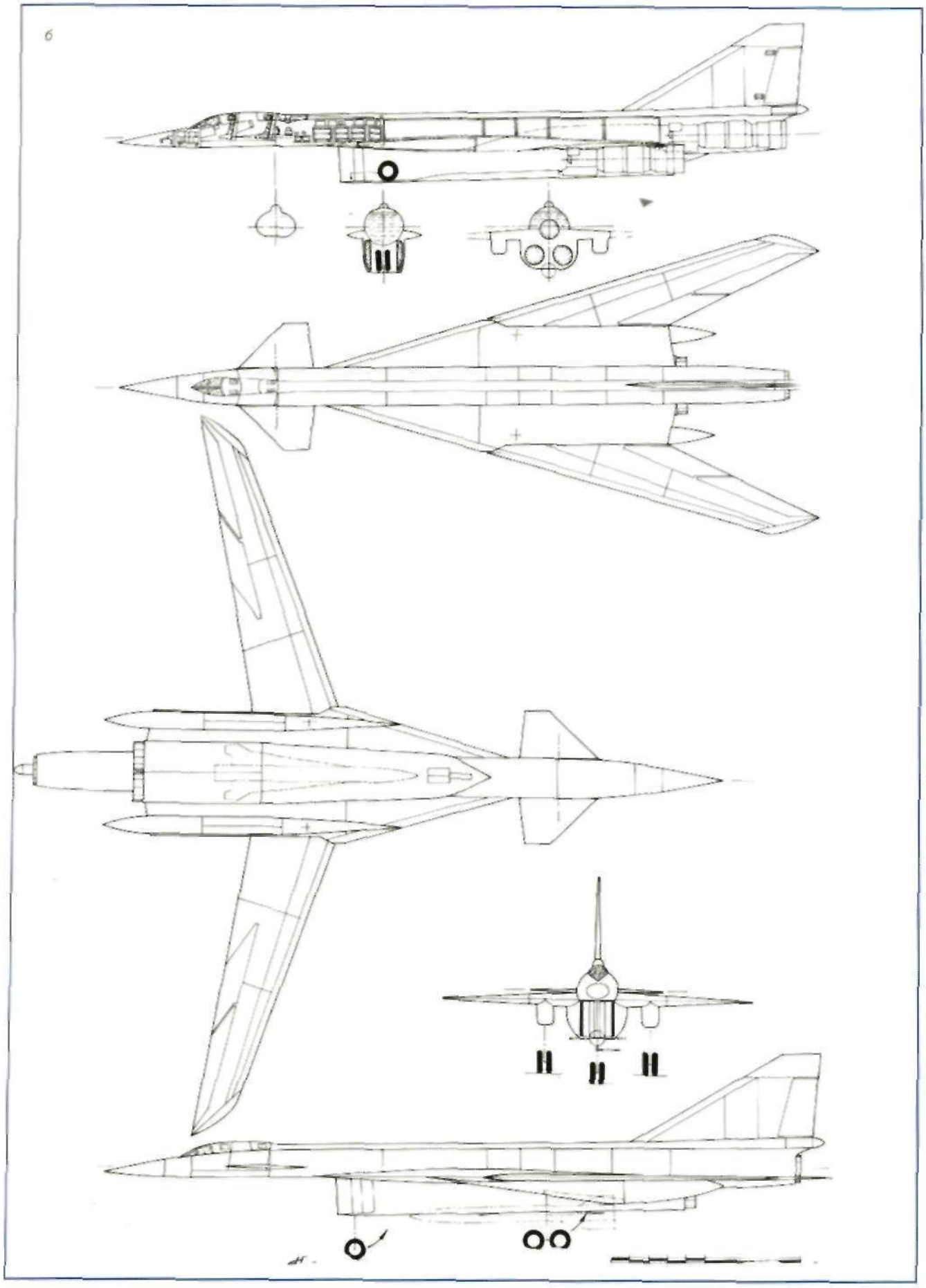

*/ юиск ьыриантои ком/ ЮНОВКИ самолета і -ч привел к созданию 46 вариантов компоновки машины. Некоторые из них представлены на следующих трех рисунках:*

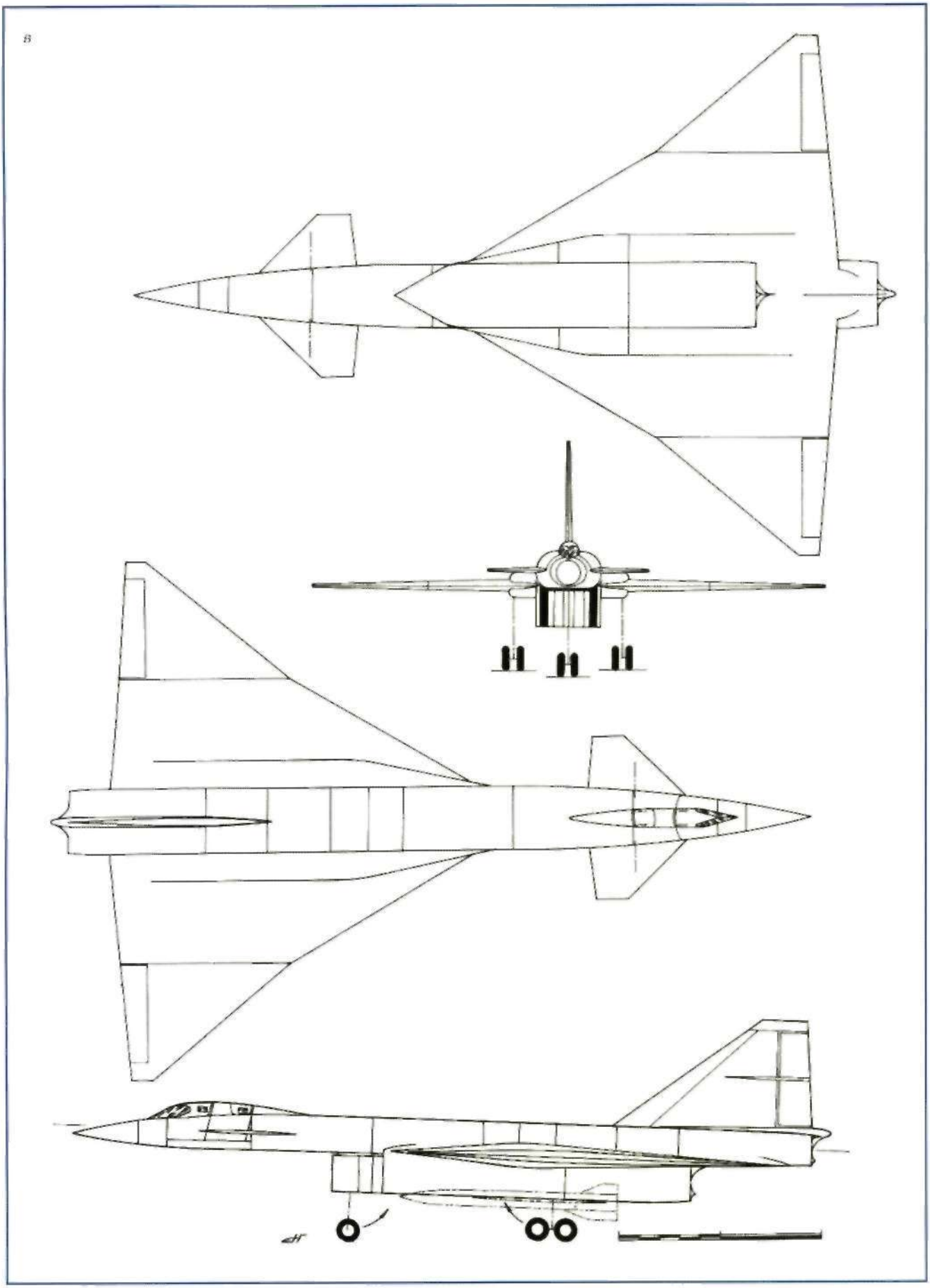
*а - дальнейшее развитие схемы эскизного проекта 1964 г. Выполнен по схеме "утка" с четырьмя двигателями, расположенными попарно по схеме "пакет" в изолированных мотогондолах под консолями крыла. Конструктор Л.И. Бондаренко. Разработка 28 января 1965 г. (№27 по схеме на стр.20);*

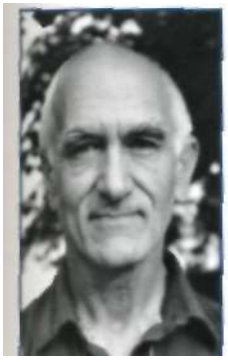
*б - "сотка" с крылом изменяемой геометрии и тремя двигателями. Конструктор В.Ф. Маров. Разработка 1964 г. (№24 по схеме на стр.20);*

*в - вариант самолета с попарным расположением двигателей "одни над другими". Разработка первого квартала 1964 г. (№ 11 по схеме на стр. 19).*

*(Николай Гордюков)*


6


в



*Л. И. Бондаренко.*
*(Ильдар Бедретдинов)*
*Р. И. Штернберг.*
*(ФГУП "НИЦ "ЦАГИ")*

ВИЛСом при разработке сварных конструкций ОКБ П.О. Сухого и МКБ "Буревестник", а также принятия решений при отработке и изготовлении изделий на ТМЗ в 1965 г. ведущий конструктор А.А. Веселов был назначен П.О. Сухим ответственным представителем на ТМЗ от ОКБ.

В 1964-65 гг. ОКБ П.О. Сухого были спроектированы и построены на ТМЗ опытные отсеки фюзеляжа и крыла для статических и тепловых испытаний.

Для определения коэффициента теплопроводности различных конструкций, теплозащиты топливных баков-отсеков и отсеков оборудования спроектированы, изготовлены и испытаны около 20 опытных панелей и 5 различных типов конструкций. Тепловые испытания проводились на специально спроектированном и построенном в кратчайшие сроки стенде в СибНИА (г. Новосибирск).

В1964 г. Дубнинское МКБ приступило к работе над ракетой Х-33 под индексом Х-45 класса "воздух-поверхность". Учитывая сложность задач, которые возлагались на ракету, в Дубнинском МКБ совместно с большим количеством смежных предприятий был проведен колоссальный объем работ. Зама ракета не уступала по наличию сложнейших систем управления и навигации основному носителю, самолету Т-4. Так на ракете Х-45 была установлена БЦВМ "Аргон", впервые появились инерциальная система, захват и выбор цели на траектории полета. Основные решения были отра-

*Рисунок самолета №24 по схеме на стр. 20.*
*(Михаил Дмитриев)*

ботаны еще на ракете Х-33, но технологические решения и воплощение ракеты в металл проходили в Дубне. В 1965 г. был подготовлен аванпроект ракеты Х-45. В 1967 г. собрана в "металле" первая ракета Х-45 и передана в НИИАС (ныне ОАО "Государственный научно-исследовательский институт авиационных систем" (ГосНИИАС)) для отработки согласованности инерциального и радиолокационного комплекса с РЛС "Прогресс", а также для математического моделирования и отработки БЦВМ "Аргон". Всего было собрано три ракеты, которые использовались для испытаний комплекса бортовой аппаратуры, вибрационных и климатических испытаний. В разработке ракеты принимали непосредственное участие известные ученые и конструктора Дубнинского машиностроительного конструкторского бюро: А.Я. Березняк, ПК. Самохвалов, В.А. Ларионов, А.И. Мякотин, Б.И. Маков, РШ. Хайкин, О.В. Мельников, А.Н. Новиков, Я.Ж. Батанов, В.И. Белов, Н.П. Могутов и др.

## ВЫБОР ОСНОВНОЙ АЭРОДИНАМИЧЕСКОЙ КОМПОНОВКИ САМОЛЕТА Т-4. РАЗРАБОТКА МАТЕРИАЛОВ. НАЧАЛО ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫХ РАБОТ

В 1965-66 гг. в ОКБ и на ТМЗ продолжалась интенсивная работа по созданию ударно-разведывательного самолета Т-4.

Задача по созданию самолета, способного совершать длительный полет со скоростью, соответствующей М=3 заставила ОКБ П.О. Сухого и институты ГКАТ с особой тщательностью подойти к облику аэродинамической компоновки "сотки".

Из всего многообразия аэродинамических компоновок машины, рассчитанных и прошедших трубные испытания, наиболее приемлемыми считались две основные:

- первоначальная аэродинамическая компоновка, в которой двигатели размещены в двух разнесенных мотогондолах под консолями крыла;

- вторая компоновка, "пакетная", в которой все четыре двигателя размещены в одной гондоле под фюзеляжем и крылом.

В проектном отделе конструкторского бюро шла работа по выбору аэродинамического облика Т-4. В то же время проводилась конструктивная разработка агрегатов фюзеляжа, расчет веса, определялось направление экспериментальных и опытных работ. В частности, поиском оптимального продольного набора фюзеляжа занимался Ю.А. Рябышкин, конструкцией воздухозаборника и тонкостенных днищ топливных баков - Л.Р. Бальшин, двигательным отсеком - А.В. Михайлов, вопросами прочности - СВ. Чиминов.

В конце 1965 г. конструктором Л.И. Бондаренко совместно с аэродинамиками ОКБ была разработана пакетная компоновка, обеспечивающая увеличение аэродинамического качества на крейсерском режиме полета с 5,7 до 6,2. Она была утверждена ЦАГИ и ЦИАМом и принята как основная для дальнейших работ.

Эта компоновка для самолета размерности Т-4 смогла обеспечить снижение аэродинамического сопротивления вследствие уменьшения омываемой поверхности машины и позволила получить положительную интерференцию между гондолой двигателей и крылом, благодаря чему и была достигнута большая величина аэродинамического качества планера.

Дальнейшие работы в ОКБ П.О. Сухого и в ЦАГИ шли, в основном, уже в направлении совершенствования аэродинамических характеристик "пакетной" компоновки.

Для уменьшения аэродинамического сопротивления и увеличения аэродинамического качества Л. И. Бондаренко было предложено установить относительную толщину крыла равную 2,5%. Для этого же удлинение фюзеляжа при его диаметре 2 м сделали равным 22, а пилоты "расположились" друг за другом в отдельных кабинах.

Для балансировки самолета при смещении его

*Первый вариант кабины самолета " 100":*
*а - кабина летчика;*
*б - кабина штурмана.*
*(ОАО "ОКБ -Сухого")*

*В.С. Ильюшин.*
*Н.А. Алферов.*
*(ОАО "ОКБ Сухого*

фокуса вследствие перехода с дозвука на сверхзвук и обратно было разработано сразу три способа решения проблемы: (основной)перекачка 6,5 ттоплива в центровочный бак, находящийся в хвосте фюзеляжа; применение крыла с двойным углом стреловидности (уменьшает смещение фокуса) и использование ПГО, которое с одной стороны уменьшает смещение фокуса, с другой - дает возможность дополнительной балансировки самолета.

Все работы по выбору аэродинамической компоновки велись ОКБ П.О. Сухого совместно с ЦАГИ, во главе с Р.И. Штейнбергом.

В аэродинамических трубах ЦАГИ был проведен большой объем работ по продувке моделей самолета Т-4, выполненных по различным аэродинамическим схемам, с крыльями различной стреловидности, с разным удлинением и относительной толщиной, формой в плане, деформацией срединной поверхности. Аналогичные исследования проводились с фюзеляжами различного удлинения, имеющими выступающий в воздушный поток фонарь или без него, с гаргротом и без. Продувались также модели с передним горизонтальным и вертикальным оперениями, имеющими различные геометрические характеристики, включая различные формы оперения в плане. Тщательно подбирались места установки на самолете переднего горизонтального и вертикального оперений.

По предложению главного аэродинамика ОКБ П.О. Сухого Исаака Ефимовича Баславского для улучшения аэродинамических характеристик "сотка" была скомпонована статически нейтральной в дозвуковом диапазоне режимов полета. С учетом изменения статической устойчивости в полете на 2-3 %, управление таким самолетом без применения средств широкоходовой автоматики было практически невозможно. Поэтому было принято решение применить на Т-4 электродистанционную систему управления, обеспечивающую необходимую устойчивость и управляемость самолета в дозвуковом и сверхзвуковом режимах полета. Система дистанционного управления осуществляла управление самолета в продольном, поперечном и путевом каналах. Для увеличения надежности машины, было принято решение дублировать ДСУ. Наиболее оптимальную надежность давало четырехкратное дублирование этой системы.

Отработка дистанционной системы управления проводилась на натурном стенде, имитирующем все режимы самолета, в частности, влияние температуры, электромагнитных помех и шумов.

Как запасная, была разработана трехканальная механическая система управления с тросовой связью, автоматом натяжения и бустерами.

Еще одним новшеством этого самолета была установка истребительной ручки управления самолетом вместо привычного для бомбардировщиков штурвала.

К этому времени в конструкторском бюро П.О. Сухого была разработана кабина самолета Т-4. Прямое участие в ее создании принимали летчик-испытатель ОКБ В.С. Ильюшин и штурман Н.А. Алферов.

В 1965 г. разработаны и выданы технические задания разработчикам на отдельные агрегаты и системы самолета, а также на натурные стенды топливной системы, гидромеханического управления и шасси, элевонов и переднего горизонтального оперения, полунатурного моделирования комплекса радиооборудования, электроснабжения, систем подвески и сброса и начато их проектирование. В том же году Рыбинское моторостроительное КБ продолжа-

пг\ гч-э0Чгчт\/ ЦО п ппиготопоч ОГПР.Л! ппорочппатаТ_/|

*Специалисты ОКБ П. О. Сухого по двигательной установке. Слева направо: КН. Матвеев. ИМ. Закс, Л.И.Заславский. (Ильдар Бедретдинов)*

Одной из серьезнейших задач при создании самолета Т-4 явилась разработка силовой установки, в том числе топливной системы, надежно функционирующей при высоких температурах нагрева окружающего воздуха, возникающего при полете на скорости 3000 км/ч. Проведенные продувки натурных топливных отсеков в ЦАГИ показали, что конструктивное решение по теплоизолированию топливных баков приводят к потере запаса топлива и значительному усложнению конструкции топливных баков-отсеков и контролю их герметичности при эксплуатации.

После проведения серии исследований по аэродинамическому нагреву конструкции самолета было принято решение по использованию отсеков самолета для топлива без теплоизоляции. При этом встала задача по созданию агрегатов топливной системы, работоспособных при высоких температурах, а также обеспечение взрывобезопасности самого топлива. Разработка топливной системы была поручена специалистам ОКБ Сухого и выполнялась бригадой, руководимой И.В. Емельяновым, а система взрыво-пожаро-безопасности создавалась бригадой А.А. Крылова. Руководство испытательным комплексом по отработке топливной системы и ее агрегатов было поручено Л.И. Заславскому.

В результате проведенных работ был решен ряд технических проблем, которые впоследствии нашли широкое применение на ряде самолетов поздней разработки.

В качестве примеров можно рассмотреть систему аварийного слива топлива с борта самолета для его облегчения до допустимого посадочного веса в случае аварийной посадки. Такая система, разработанная для Т-4, в настоящее время обязательна для применения на всех боевых самолетах.

Другой проблемой, решенной для самолета Т-4, являлась задача создания надежных насосных агрегатов, связанных в единую систему перекачки и подачи топлива к двигателям, поскольку резко возросли расходы топлива, что привело к увеличению мощности насосов, диаметра трубопроводов, массы насосов, и повысилась температура топли-

*Лауреаты Государственной премии Совета Министров СССР, принимавшие участие в разработке центробежных и струйных насосов: В верхнем ряду слева-направо: И. В. Емельянов, А. В. Иосифов, В.Д. Борисов, В.Д. Московский, А.А- Патюков, ЮЛ. Яковлев, В.В. Калачев. Ю.И. Пичугин, Л.И. Заславский: в нижнем ряду: слева-направо: А.В. Евстафьев, А.А. Попов, А.Л. Доброскоков, А.Ю. Полиновский, В.В. Малышев, В.А. Тверецкий. (Из архива Игоря Емельянова)*

ва, при которой должны функционировать агрегаты топливных систем.. В результате были созданы новые центробежные насосы с приводом от гидравлических турбин - ГТН-3А и ДЦН-66А и струйные насосы СН-6 и СН-7, которые имели малые размеры и высокую степень надежности. Разработчиком новых насосов стало ОКБ "Кристалл" совместно с МВТУ им. Н.Э. Баумана. Эта работа была высоко оценена Государственной премией Совета Министров СССР.

В условиях эксплуатации самолета на скоростях, соответствующих М=3 вследствие разогрева некоторых частей планера до 300°С, а также с целью обеспечения длительного ресурса эксплуатации с одновременным снижением веса, на Т-4 потребовались материалы и конструкции исключающие снижение прочности и обеспечивающие компенсацию температурных напряжений, вызванных неравномерным нагревом конструкции. Кроме того, вследствие нагрева обшивки планера требовалось разработать такие теплоизоляционные материалы, которые создавали бы нормальные температурные условия для экипажа. С учетом высоты полета и нагрева нужны были новые герметики для топливной и воздушной герметизации. Не менее сложным был вопрос разработки новых радиотехнических материалов. Это привело к созданию в широком масштабе новых нержавеющих сталей, сплавов титана, жаропрочных сталей и целой группы новых неметаллических материалов, а также лаков и клеев.

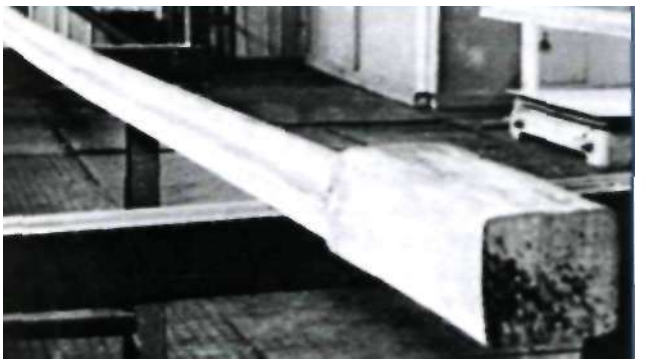
Начало работ по выбору материалов для изделия " 100" следует отнести к середине 1966 г. На заседании координационной комиссии по "сотке" от 22 ноября 1966 г. под председательством заместителя министра А. Кобзарева было принято решение: "...обязать А.Т. Туманова (тогда начальника ВИАМа) и Н.С. Чернякова подготовить и утвердить до 5 декабря 1966 г. совместный план мероприятий, предусмотрев окончание первого этапа работ по выбору материалов в декабре 1966 г., и выдать предварительные рекомендации до 15 января 1967 г." Основными конструкционными материалами были определены титановые сплавы и стали.

В этот период наша металлургическая промышленность располагала разработанными в ВИАМе высокопластичными титановыми сплавами ОТ4-1 и ОТ4, жаропрочным конструкционным титановым сплавом ВТ20 с гарантированным уровнем прочности 900-950 МПа. Эти сплавы для ряда деталей не могли полностью заменить алюминиевые сплавы по своей весовой эффективности. Необходим был титановый сплав с более высокой прочностью. В ВИАМе был разработан титановый сплав ВТ22 нового класса (переходного) с прокаливаемостью в сечениях до 200 мм, обеспечивающий предел прочности 1100-1300 МПа.

Наряду с выбором и разработкой сплавов для самолета, где определяющими факторами были: характеристики прочности, жаропрочности, усталости, трещиностойкости большую роль играла технологичность нового материала - свариваемость, возможность применения химической обработки, пластичность при горячей и холодной деформации и многие другие технологические показатели.

Важнейшей проблемой являлась возможность изготовления различных полуфабрикатов из титановых сплавов в отечественной металлургической промышленности. Так, для изготовления переднего лонжерона крыла из титанового сплава ВТ22 потребовался слиток массой 4000 кг (вместо изготавливаемых в то время слитков массой 2000 кг). Прокатка заготовки для главного лонжерона могла быть осуществлена только на оборудовании черной металлургии. Более лёгкие лонжероны крыла делались сборными из профилей сплава ВТ22 с законцовкой. Технология получения таких полуфабрикатов была освоена впервые в отечественной практике с участием сотрудников ВИАМ и ВИЛС.

Мотогондола самолёта была выполнена из титанового сплава ВТ20 с использованием сварки плавлением и контактной сварки. Предполагалось, что для сплава не потребуется обязательный отжиг сварной конструкции для снятия остаточ-



*Балка из титанового сплава ВТ-22.*
*(ОАО "ВИАМ")*

*Крепеж из титанового сплава ВТ-16.*
*(ОАО "ВИАМ")*

ных напряжений. Такая технология в значительной мере оправдалась при создании изделия "100", что позволило существенно снизить трудоёмкость изготовления сварных конструкций.

Были закончены работы по изысканию технологии сварки титановых сплавов ВТ-22 в сочетании с ВТ-20 и ОТ-4 при участии ВИАМа и предварительные изыскания по исследованию коррозии титановых сплавов в соленой среде. Сплав был удостоен золотой медали ВДНХ СССР.

Совместно с ОКБ П.О. Сухого проводилось сравнительное изучение материалов ВТ-14 и ВТ-14М. Были испытаны элементы шпангоутов крепления центроплана крыла, изготовленные из этих материалов. Это позволило выбрать более пластичный материал ВТ-14М. Для этих материалов была опробована сварка плавлением ААрДЭС и ТЭС.

В ВИАМе с участием НИИСУ была разработана технология производства деформационно-упрочненного крепежа из сплава ВТ-16, позволившая осуществить массовое централизованное изготовление продукции на Нижегородском заводе "Нормаль". Работа была удостоена Государственной премии Совета министров.

Следует отметить, что при изготовлении полуфабрикатов из титановых сплавов для самолета Т-4 был проведен огромный объем работ на металлургических заводах, как авиационной промышленности, так и черной металлургии.

На металлургическом заводе в г. Рустави было освоено производство балок из титанового сплава ВТ-22 сечением 160х270 мм для лонжеронов самолета.

На заводе ВИЛСа разработана технология производства методом прессования профилей с законцовкой для самолета Т-4.

На Верхнее-Салдинском металлургическом заводе освоена вся номенклатура полуфабрикатов (поковки, штамповки, прутки, профили, трубы и др.) из титановых сплавов ВТ-20, ВТ-22, ВТ-16 и др. для самолета Т-4).

Работы по изделию Т-4 проводились ВИАМом совместно с другими предприятиями отрасли. В ВИАМе выполнялись работы по разработке титановых сплавов различного назначения, в которых активное участие принимали сотрудники: С.Г Глазунов, В.Н. Моисеев, Е.А. Борисова, Ю.И. Захаров, Л.Н. Терентьева, К.И. Соколиков, Г.Н. Тарасенко, Л.В. Шохолова, Б.М. Михайлов, М.В. Поплавко, Л.В. Груздева, В.Н. Калугин и некоторые другие. В работу по изготовлению полуфабрикатов из титановых сплавов на Верхнее-Салдинском металлургическом заводе большой вклад внесли И.Н. Каганович, С.А. Кушакевич, В.В. Тетюхин и др.; сотрудники ВИЛС: В.А. Добаткин, Н.Ф. Аношкин, И.С. Полькин и др.; сотрудники НИАТа В.С. Сотников, Я.И. Спектр.

В создании технологии изготовления конструкций из титановых сплавов для изделия Т-4 участвовали сотрудники ОКБ Сухого: И.В. Аргунов, И.А. Вакс, А.А. Веселое и др.; предприятия ТМЗ: Б.И. Дуксин-Иванов, А.В. Потопалов, Б.М. Устинов и др.

Технология изготовления деталей из этих сплавов была связанна с различными видами термической обработки, применяемой на разных стадиях изготовления деталей, а именно: отжиг для снятия внутренних напряжений, нагрев под штамповку, термоупрочняющая обработка для придания сплавам необходимых свойств.

Указанные нагревы приводили к тому, что на поверхности сплавов образовывались окалина и хрупкие газонасыщенные слои, которые снижали конструктивную прочность и пластичность деталей. Удалить эти слои механической обработкой не всегда было возможно, поэтому возникла проблема создания технологии химической обработки поверхности полностью удаляющей окалину и так называемый "алфированный слой". При этом требовалось сохранить пластичность сплавов, не снижая механических свойств, и исключить наводораживание сплавов с разным фазовым составом. И такая технология была создана сотрудниками ВИАМа В.П. Батраковым, Л.Н. Пивоваровой и ТВ. Антоновой Одновременно стояла задача разработать технологию размерного травления (химического фрезерования) листовых заготовок с целью изготовления сложнопрофилированных равнопрочных деталей, не снижающую механические свойства, обеспечивающую высокое качество поверхности, исключающую наводораживание сплавов независимо от их фазового состава. Эта задача также впервые была решена В.П. Батраковым, Л.Н. Пивоваровой и И.И. Гуреевой.

Для самолета Т-4 ВИАМом был разработан целый ряд марок высокопрочных сталей и технологических процессов изготовления полуфабрикатов и деталей с учетом специфики их работы в конструкции самолета. В указанных работах активно участвовали ведущие специалисты ВИАМа - Я.М. Потак, Ю.Ф. Оржеховский, В.В. Сачков, О.К. Ревякина, СВ. Лепнев, А.Л. Селяво и др.

Потребность в размещении максимального объёма топлива и высокие эксплуатационные напряжения в силовых элементах конструкции определили необходимость применения в качестве конструкционных материалов коррозионностойких высокопрочных сталей.

Задачи по их созданию были успешно решены коллективом учёных ВИАМа. При этом высокие характеристики механических свойств разработанных сталей и технологические возможности изготовления из них деталей и сварных узлов позволили определить целый ряд конструктивных решений узлов самолёта.

Так, для несущих высокие нагрузки топливных кессон-баков были разработаны коррозионно-

стойкие стали ВНС-2 и ВНС-5 (Я.М. Потак, Ю.Ф. Оржеховский, Л.С. Попова, С.И. Бирман, Н.М. Вознесенская), обладающие высокой прочностью (более 1150 МПа и 1500 МПа соответственно), вязкостью разрушения, коррозионной стойкостью, высоким сопротивлением повторным нагрузкам, термостойкостью. На заводах металлургической промышленности была разработана технология выплавки, деформации с получением поковок, профилей, штамповок, листов.

Для стали ВНС-2, являющейся основным материалом цельносварных отсеков, были разработаны режимы и присадочные материалы для сварки без проведения последующей термообработки. Применение стали ВНС-2, отличительной особенностью которой являются незначительные деформации при сварке, (что связано с низкой температурой мартенситного превращения), позволило изготовлять крупногабаритные сварные конструкции сложной формы с высокой точностью и дало возможность выполнять ремонтные подварки практически в полевых условиях.

Для силового набора планера (лонжероны, балки) были освоены крупногабаритные полуфабрикаты из стали ВКС-3, режимы термообработки, обеспечивающие надёжную работоспособность деталей при температурах до 450°С. Ряд силовых шпангоутов и балка основной стойки шасси были выполнены из стали 30ХГСН2А, обработанной на прочность 1600-1800 МПа, при этом были проведены глубокие исследования режимов термообработки, работоспособности стали с учётом концентрации напряжений и условий нагружения деталей (В.В. Сачков, С.В. Лепнев, М.Ф. Алексеенко, Ф.Ф. Ажогин, Н.Г. Покровская).

Впервые для ресурсных деталей - цилиндры амортизатора, штоки, балка передней стойки шасси - была создана высокопрочная сталь ВКС-210 с прочностью 2100 МПа (Я.М. Потак, О.К. Ревякина, В.В. Сачков). Для этих крупногабаритных деталей из стали ВКС-210 были разработаны технологии вакуумной выплавки слитков, деформации полуфабрикатов, специальные режимы термообработки заготовок и деталей, обеспечивающие работоспособность узлов шасси.

Разработанные материалы обеспечили создание надёжной конструкции узлов изделия "100" и их высокую весовую эффективность.

Была отработана технология сварки сплава ВНЛ-3 и его сочетаний с ВНС-2, проведены исследования по свариваемости сплавов ВТ-21Л конструкций больших размеров (под руководством В.А. Костюка).

Проводились работы по отработке технологии пайки неразъемных соединений из разнородных материалов применительно к трубопроводным системам (под руководством А.П. Световидова), а совместно с ТМЗ исследованы вибропрочность и работоспособность сварных трубопроводов из титановых сплавов, применяемых в трубопроводах, работающих под внутренним давлением.

В конструкции планера самолёта Т-4 впервые в отечественной практике были применены принципиально новые для того времени теплостойкие полимерные материалы: стеклопластики радиотехнического назначения, герметики, клеи, топливостойкие резины и уплотнители и др., способные длительно работать при температурах до 250-300°С, соответствующих экстремальным рабочим условиям полёта.

Эти материалы, разработанные ВИАМом совместно с институтами химической промышленности и Академии наук СССР, с успехом были применены в конструкциях антенных обтекателей, топливных баков, остекления и других элементов фюзеляжа самолёта.

В связи с огромным значением, которое придавалось научно-исследовательским работам по созданию и освоению новых топливостойких полимерных материалов, решением Правительства СССР был создан Межведомственный научный совет по топливостойким полимерным материалам для сверхскоростных самолётов под научным руководством академика Кузьмы Андриановича Андрианова. Его заместителем был назначен начальник ВИАМа Алексей Тихонович Туманов.

Одной из важнейших и несомненно сложных задач, возникших при проектировании и создании уникальной реактивной машины, была проблема носового антенного обтекателя. К его конструкции, помимо требований по параметрам радиотехнических свойств, предъявлялись требования по высоким прочностным характеристикам при нагреве конструкции до температур 300-350°С Сотрудниками ВИАМа (В.В. Павлов, Б.А. Киселёв, О.К. Белый, И.Ф. Давыдова, В.А. Косарев) были разработаны высокотермостойкое полиамидное связующее (совместно с НИИПМ) и стеклотекстолит на его основе, сохраняющий необходимый комплекс радиотехнических и прочностных свойств при воздействии высоких температур (300-400°С).

Пришлось разрабатывать специальные оригинальные соты на основе стеклянных наполнителей, пропитанных тем же термостойким связующим. Была создана пятислойная конструкция обтекателя, в которой средний слой с толщиной стенки до 1,5 мм нёс основную силовую нагрузку. Для защиты внешней поверхности обтекателя сотрудниками ВИАМ Э.К. Кондрашовым и Л.А. Бутомо было разработано термостойкое, атмосферостойкое кремнийорганическое покрытие.

Необходимо отметить также работы группы сотрудников ВИАМа В.А. Захарова, Г.Н. Надёжиной, А.Н. Насоновой по разработке и освоению в промышленном производстве термостойких пресс-

волокнитов на кремнийорганических смолах. Все штепсельные разъёмы этой "горячей" машины изготовлялись из этих материалов.

При создании герметичных воздушных отсеков фюзеляжа, а также топливных отсеков были использованы специально созданные теплостойкие герметики на кремнийорганической и полисульфидной основах типа Виксинт (У-1-18, У-2-28 и др.), а также УЗОМЭС-5 и др. Работы осуществлялись под руководством главного химика по герметикам Н.Б. Барановской (ВИАМ).

При создании самолёта "100" возникла необходимость разработки теплозвукоизоляционного материала с рабочей температурой до 300°С вместо серийно применявшихся на других самолётах материалов с температурой до 60°С.

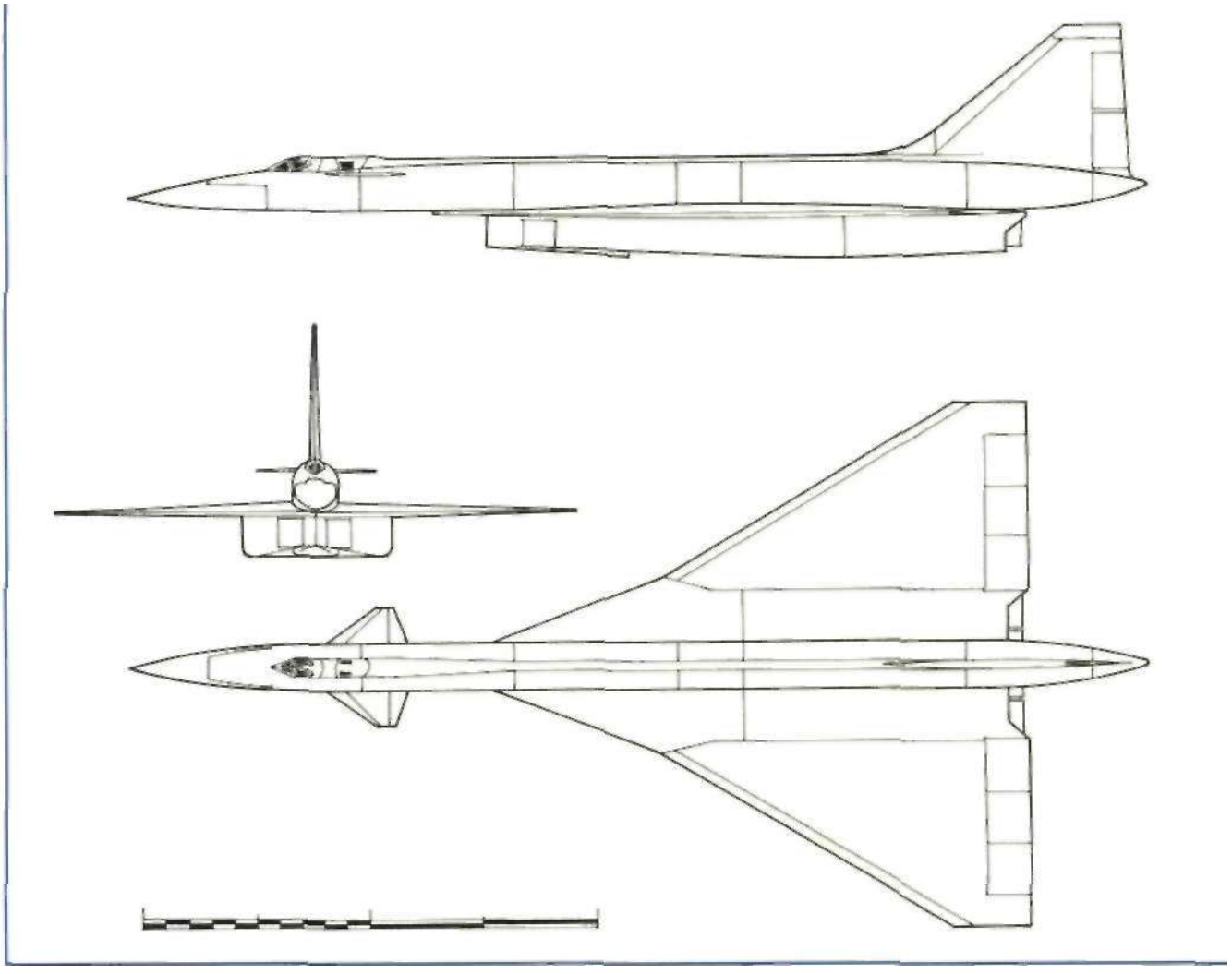
Специалистами ВИАМа под руководством доктора химических наук Н.С. Лезнова и кандидата технических наук В.Г. Набатова в соответствии с техническим заданием был создан материал марки АТМ-7 плотностью 10кг/м$^2$ на основе супертонкого стекловолокна и кремнийорганического связующего.

На Дороховском стеклозаводе отрабатывалась технология изготовления материала АТМ-7. В весьма сжатые сроки было освоено его производство. Разработка материала АТМ-7 явилась весомым вкладом в создание эффективной теплозвукоизоляции для высокоскоростных самолётов.

Эти и многие другие разработки: гидрожидкости, лакокрасочные покрытия, материалы остекления и другие, разработанные ВИАМом, - обеспечили создание агрегатов самолёта Т-4.

Все конструктивно-технологические решения, связанные с применением титановых сплавов и других материалов на самолете Т-4, принимались главным конструктором самолета Н.С. Черняковым только после рассмотрения результатов комплекса подтверждающих испытаний образцов - имитаторов предполагаемой конструкции.

Период создания Т-4 характеризуется бурным развитием всех видов авиационных технологий:



*Проекции эскизного проекта самолета Т-4*
*(№46 по схеме на стр. 21 ).*
*(Николай Гордюков)*

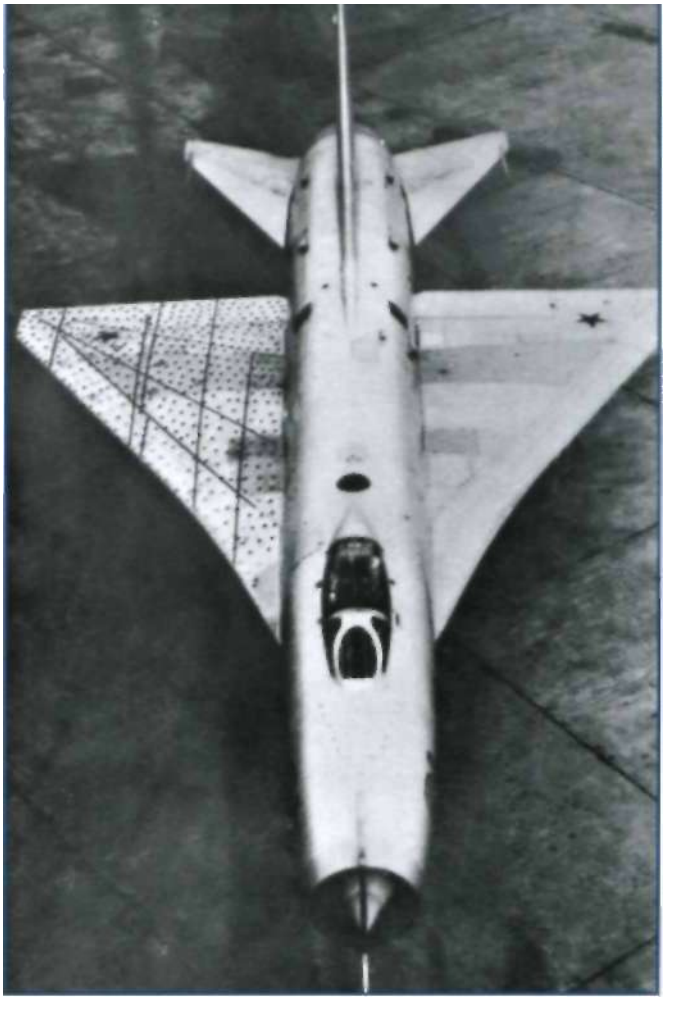
*Макет самолета Т-4 в цехе опытного завода "Кулон", 1967 г. (ОАО "ОКБ Сухого")*

фасонного литья, объемной и листовой штамповки, сварки, пайки и др. В этот период сосредоточили свои усилия на создании комплекса техпроцессов и специализированного оборудования для производства деталей и агрегатов из новых титановых сплавов и сталей и ученые НИАТа. Совместно с ВИАМом, ВИЛСом, ИМЕТом и другими научными учреждениями были определены технологические характеристики титановых сплавов, важные для процессов литья, сварки, формообразования, термической и механической обработки.

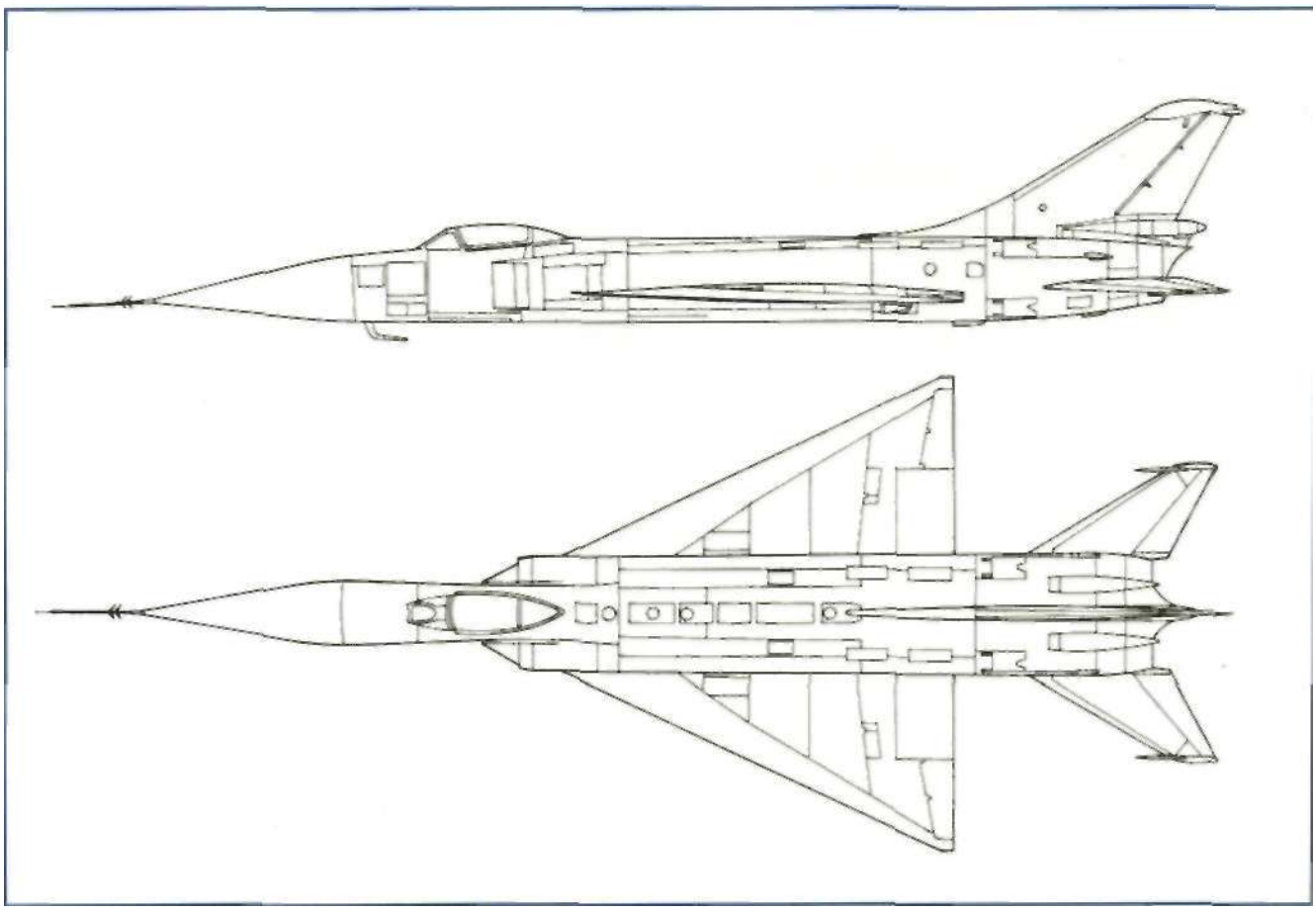
Исследования НИАТ в указанном направлении характеризовались опережающим развитием теоретических основ технологии обработки сплавов. Здесь в полной мере проявилась эффективность научного подхода в решении крупных практических задач. Так, принципиально новые вакуумные плавильно-заливочные установки 833Д, ДВЛ-250, УГЭ-3 для фасонного литья титановых сплавов были созданы по готовым расчетным методикам (под руководством Е.Б. Глотова), что обеспечило их быстрый ввод в эксплуатацию сразу после завершения монтажа. Эти установки не только выдержали испытанием временем, но и сейчас не уступают лучшим зарубежным образцам.

То же можно сказать о создании процессов и оборудования для электронно-лучевой сварки ЭЛУ-20 (создана под руководством А.В. Герасименко) для термообработки установкой типа УВН (созданы под руководством Я.И. Спектра).

Работы по техническому обеспечению самолета Т-4 заложили основу для дальнейшего расширения применения титановых сплавов в новых изделиях авиационной техники.



*Летающая лаборатория "100 Л-1" (на базе самолета Су-9), на которой проводились исследования различных вариантов крыла для самолета Т-4.*
*(Из архива Константина Косминкова)*



*Проекции летающей лаборатории Су-15 с крылом с отогнутым носком. (Николай Гордюков)*

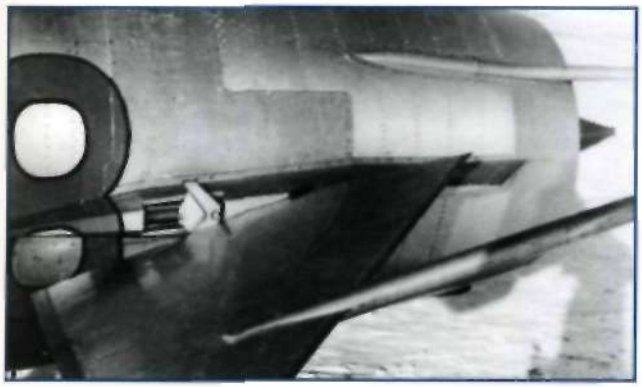
Сложность работы с конструкцией фюзеляжа самолета из титана часто заставляла задуматься конструкторов ОКБ. Так, например, радиоэлектронный бортовой комплекс самолета Т-4 весил 4,8 т. Возник вопрос размещения этого оборудования, поскольку установка его по-истребительному, то есть очень плотно, приводила к большому количеству люков в титановой обшивке машины, а титан такого количества вырезов "не терпит". В итоге проблема была снята, но как это часто у нас бывает благодаря "мозговому штурму". Иногда эти проблемы решались весьма оригинально благодаря находчивости руководителя работ Н.С. Чернякова.

При разработке топливной системы, для размещения агрегатов внутри этих баков, размеры которых превышали 2 м в диаметре, приходилось проникать во внутрь через люки, специально выполненные для этой цели. Но титан не терпит больших вырезов, а через маленький люк может пролезть только очень худой человек и то в легкой одежде. А что делать "толстому" механику в зимнее время при обслуживании самолета в эксплуатации?

Руководитель работ по фюзеляжу К.А. Курьянский, человек достаточно крупный, категорически отрицательно отнесся к идее сделать большие люки в топливных баках. Тогда Наум Семенович решил эту проблему очень просто - он собрал всех заинтересованных в цехе сборки, где стоял почти готовый самолет, около злополучного люка, выслушал внимательно всех, а затем сказал: "Кирилл Александрович, ты, пожалуйста, сейчас, при нас, влезь в бак и вылези обратно, и тогда я больше не буду обсуждать вопрос об увеличении люков для обслуживания топливной системы". Курьянскому ничего не оставалось, как согласиться с увеличением размера люка.

Продолжались работы по проектированию закабинного отсека самолета. По предложению Л.И. Бондаренко был спроектирован закабинный отсек для радиоэлектронного оборудования с люком под фюзеляжем. Вдоль шестиметрового отсека стояли "этажерки", в нишах которых устанавливалось отдельными блоками все оборудование. Размер их соответствовал западному стандарту ARING. Система контроля за неисправностями была автоматической с точностью до блока.

На основании разработанной компоновки "пакетной" схемы летом 1965 г. в ОКБ Сухого приступи-



*Летающая лаборатория "100 ЛДУ" (на базе самолета Су-7Б), на которой проводились исследования системы дистанционного управления.*
*Переднее горизонтальное оперение.*
*(ОАО "ОКБ Сухого")*

ли к созданию второго эскизного проекта. Компоновка этого проекта имела неотклоняемую носовую часть фюзеляжа (НЧФ) с выступающим фонарем клинообразной формы и расположением экипажа по схеме тандем. В остальном этот вариант машины мало чем отличался от будущей "сотки".

В марте 1966 г. эскизный проект был закончен и представлен на рассмотрение в ВВС и МАП.

От Министерства авиационной промышленности программу Т-4 вел заместитель начальника Главного управления номер один - Э.В. Литарев

Параллельно с разработчиками был согласован и утвержден Министерством авиационной промышленности укрупненный график создания комплекса Т-4.

В 1966 г. было закончено предварительное проектирование и начат выпуск рабочих чертежей самолета.

После полученных замечаний по эскизному проекту в ОКБ была начата его доработка.

На самолете с диаметром фюзеляжа, равным 2 м, выступающий фонарь создавал большое лобовое сопротивление. Поэтому было решено применить отклоняемую НЧФ. При полете на высоте 22-24 км видимости как таковой нет, вокруг черное небо, поэтому носовая часть поднята,и полет идет по приборам, а при посадке она отклоняется и летчик получает превосходный обзор из кабины. Лобовое стекло кабины имело большие размеры, и за это в ОКБ его прозвали "троллейбусным". В ОКБ П.О. Сухого отклоняемой НЧФ занимался С.С. Балаховский.

Идея поворотной носовой части самолета была встречена в штыки военными и только с помощью В.С. Ильюшина, который сразу принял эту новинку, удалось убедить ВВС, что это не мешает летчику. Но одновременно с этим В.С. Ильюшин настоял на установке перископа, для обзора вперед, на случай аварийной блокировки механизма отклонения носовой части.

В результате проведенной доработки получилась компоновка всем известной сейчас машины Т-4. Аэродинамический облик самолета был определен окончательно.

Сразу же после завершения эскизного проекта в конструкторском бюро приступили к созданию натурного макета. В том же году был закончен выпуск чертежей и начато изготовление силами ТМЗ стендов элевонов и переднего горизонтального оперения для отработки систем управления.

Большой обьем исследований проводился на летающих лабораториях, созданных на базе серийных машин.

Так для изучения влияния геометрической крутки крыла на аэродинамические характеристики крыла с отогнутым носком и зависающими элевонами были созданы две летающие лаборатории на базе самолета Су-9 (получили обозначения "100 Л-1" И "100 Л-2" соответственно), на которых было установлено крыло сложной формы в плане с корневым наплывом, острносым профилем, подобное крылу самолета Т-4 без отгиба носовой части крыла,и самолета Су-15 с отогнутым носком крыла и отклоняющимися закрылками. В частности, на летающей лаборатории " 100 Л-1" было выполнено более 20 полетов, а на машине "100 Л-2" завершен этап летных испытаний. Выполнено 15 полетов.

На базе самолета Су-7У в ОКБ была спроектирована летающая лаборатория "100ЛДУ" для проведения летной оценки особенностей пилотирования и характеристик управляемости самолета Т-4 с системой дистанционного управления. Для снижения продольной статической устойчивости и достижения управляемости летающей лабораторией самолет Су-7У был оборудован "дестабилизатором" - двумя горизонтальными поверхностями, расположенными в носовой части. ЛЛ "100ЛДУ" позволила до начала полетов самолета Т-4 провести натурную оценку и отработку устойчивости и управляемости с системой дистанционного управления. Большая работа по разработке и оборудованию "100ЛДУ" была проведена ведущим конструктором ОКБ В.А. Наумовым. Оценкой результатов полетов занимался В.Б. Гутник. Ведущим инженером по испытаниям от ЛИИ был Б.В. Бурцев.

## МАКЕТНАЯ КОМИССИЯ ПО САМОЛЕТУ В 1967 Г. РАЗРАБОТКИ КОНСТРУКТОРСКОЙ ДОКУМЕНТАЦИИ НА ПЕРВЫЙ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЙ САМОЛЕТ "101"

В декабре 1966 г. в сроки, установленные заказчиком, ОКБ П.О. Сухого предъявило ВВС макет ударно-разведывательного самолета Т-4. Приказом главнокомандующего ВВС была назначена макетная комиссия, которая с 17 января по 2 февраля 1967 г. рассмотрела макет самолета, состав бортового радиоэлектронного оборудования, вооружения и летно-технические характеристики самолета.

Самолет Т-4 на макетной комиссии рассматривался в двух вариантах - ударном и разведывательном. Указанные варианты самолета могли реализовываться путем установки съемного вооружения и оборудования на единый самолет-носитель, причем средства разведки планировалось разместить в подвесных сменных контейнерах и на борту самолета.

Самолет, предъявленный макетной комиссии, был выполнен по аэродинамической схеме "утка" с передним горизонтальным оперением (ПГО). Фюзеляж машины представлял собой тело большого удлинения, несущее в головной части ПГО, а в хвостовой - консоль вертикального оперения. Крыло самолета треугольной формы в плане с изломом стреловидности по передней кромке. Самолет имел трехопорную схему шасси с передней опорой. Его силовая установка отличалась тем, что все четыре двигателя размещались в единой гондоле под крылом и фюзеляжем, то есть была реализована так называемая "пакетная компоновка".

Макетной комиссии был представлен полноразмерный макет самолета, имеющий длину 43,7 м, с размахом крыла 22 м. Площадь крыла составляла 291 м$^2$. Егоо стреловидность по передней кромке до перелома - 70°, а после перелома - 60. Тонкое стреловидное крыло имело симметричный профиль с относительной толщиной 2,7%. Диаметр фюзеляжа составлял 2,0 м, а длина 43,7 м.

Нормальная взлетная масса самолета Т-4 по расчетам специалистов должна была составлять 104,6 тонны, а максимальная масса в перегрузочном варианте - 122,9 тонны.

Дальность полета Т-4 на высоте без подвесных топливных баков с крейсерской скоростью 3000 км/ч должна была составлять 6200 км.

В заключении макетной комиссии отмечалось, что создание ударно-разведывательного самолета Т-4 является важнейшей общегосударственной задачей по оснащению ВВС качественно новыми и эффективными ударно-разведывательными средствами. Было констатировано, что ударно-разведывательный самолет Т-4 по летно-техническим характеристикам, составу вооружения и бортового радиоэлектронного оборудования, предъявленный генеральным конструктором макетной комиссии, в основном соответствует данным, установленным Постановлением ЦК КПСС и Совета министров СССР №1098-378 от 28 ноября 1967 г., а также тактико-техническим требованиям ВВС.

В то же время, один из выводов макетной комиссии состоял в том, что работы по созданию самолета Т-4 в ОКБ П.О. Сухого и на ТМЗ идут с некоторым запаздыванием относительно установленных сроков. Макетной комиссией был намечен ряд мер, которые должны были ускорить темпы разработки самолета Т-4.

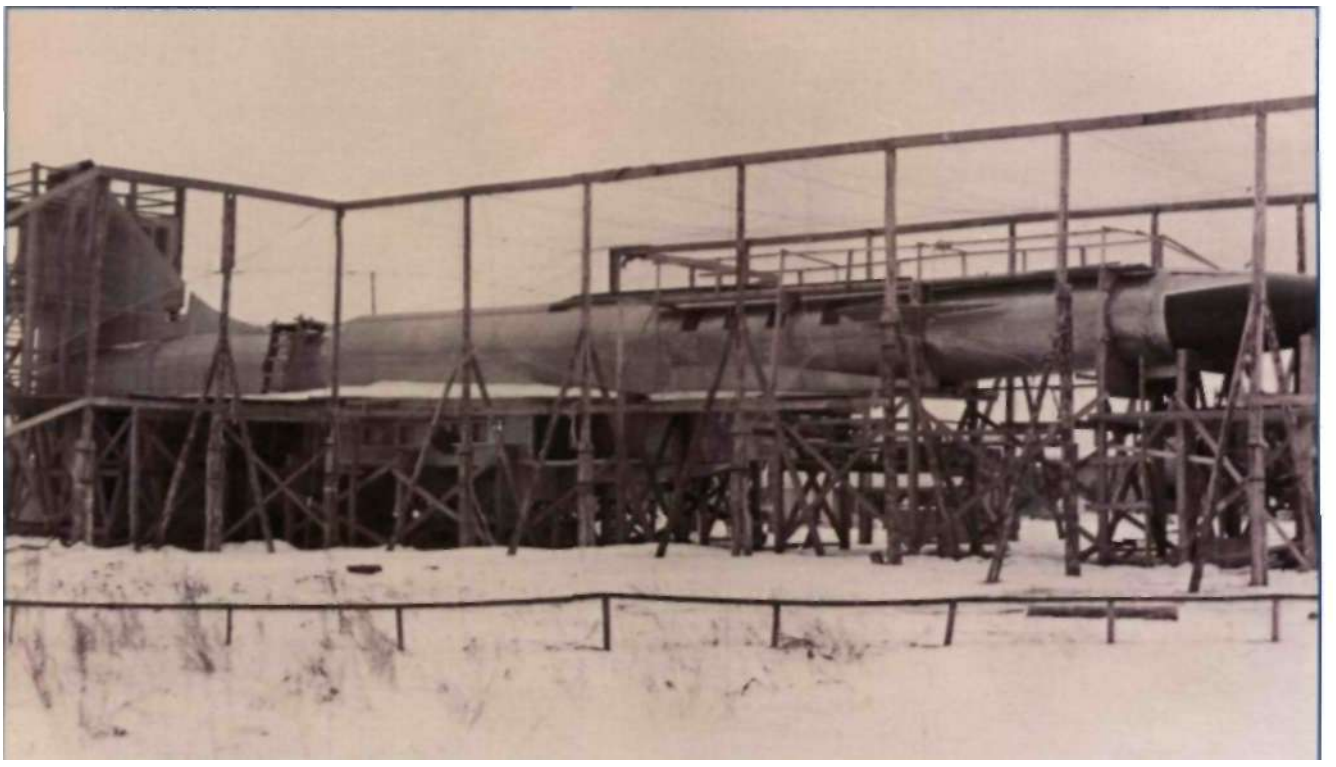
*Таблица 4.*

**ЛТХ самолета Т-4 по данным макетной комиссии 1967 г.**

| Параметры | Характеристики |
|---|---|
| Заводской шифр | "100" |
| Марка двигателя | РД36-41 |
| Разработчик двигателя | Конструкторское бюро имени П.А. Колесова |
| Число двигателей | 4 |
| Суммарная тяга, форсажная (Н=0; М=0), кгс | 64000 |
| Длина самолета, м | 43,7 |
| Размах крыла, м | 22,0 |
| Высота самолета на стоянке, м | 11,2 |
| База шасси, м | 10,3 |
| Колея шасси, м | 5,9 |
| Площадь крыла, м$^2$ | 291 |
| Стреловидность крыла по передней кромке, град.: | |
| - до излома | 70 |
| - консолей | 60 |
| Удлинение крыла | 1,72 |
| Сужение крыла | 7 |
| Относительная толщина профиля крыла, % | 2,7 |
| Площадь элевонов, м$^2$ | 21,7 |
| Максимальная взлетная масса, т | 122,9 |
| Нормальная взлетная масса, т | 104,6 |
| Масса пустого, т | 43,2 |
| Масса топлива, т | 57,0 |
| Площадь переднего горизонтального оперения, м$^2$ | 6,45 |
| Площадь вертикального оперения, м$^2$ | 35 |
| Удельная нагрузка на крыло при нормальной взлетной массе, кг/м$^2$ | 360 |
| Тяговооруженность при нормальной взлетной массе | 0,61 |
| Крейсерская скорость полета, км/ч | 3000 |
| Максимальная скорость полета, км/ч | 3200 |
| Практическая высота полета, км | 22 - 24 |
| Длина разбега на БВПП, м | 900 |
| Длина пробега на БВПП, м | 1150 |

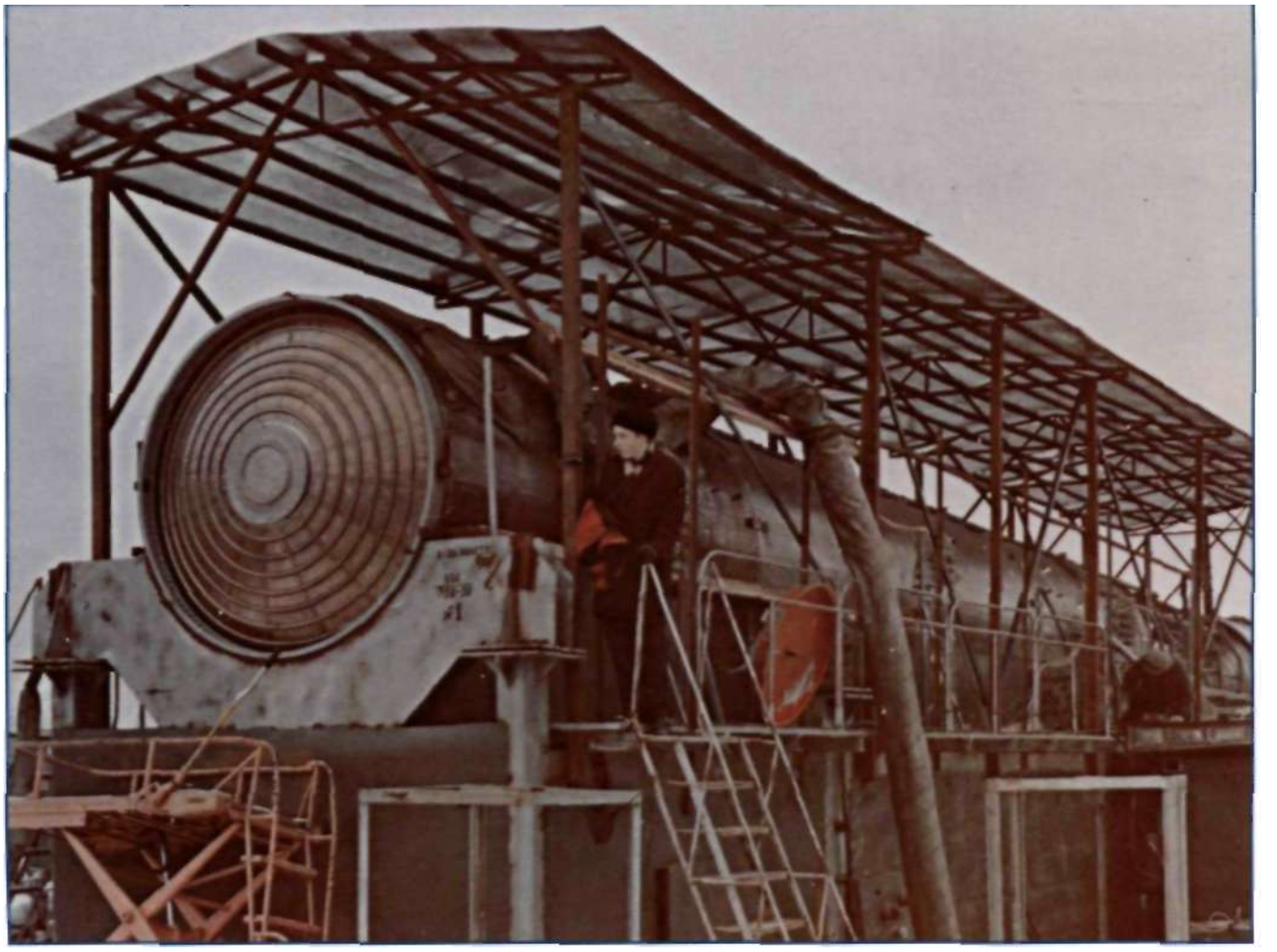
В 1967 г. вышло постановление о постройке опытной партии самолета Т-4 в семи экземплярах (шесть летных, один статический).

Первый экспериментальный самолет "101" намечалось использовать для отработки бортовых систем, определения устойчивости и управляемости на максимальных скоростях полета и определения летно-технических характеристик "сотки".



*Натурный стенд электромагнитной совместимости антенн самолета Т-4.*
*(ОАО "ОКБ Сухого")*

*Стенд работающей модели силовой установки РМСУ самолета Т-4.*
*(ОАО "ОКБ Сухого")*



*Натурный стенд топливной системы изделия "100".*
*(ОАО "ОКБ Сухого")*

Опытный самолет "102" предназначался для отработки навигационного комплекса, а Т-4 - "103" - для отработки реальных пусков управляемых ракет.

На опытном - "104" должны были отрабатываться вопросы применения бомбового вооружения, пуска управляемых ракет, а также ряд испытаний для оценки характеристик дальности полета бомбардировщика.

Самолет "105" планировалось использовать для отработки систем радиоэлектронного комплекса, а машину "106" - всего ударно-разведывательного комплекса в целом. Для статических испытаний предназначался самолет "100С".

Параллельно говорилось о проработке вариантов самолета с атомными двигателями и разработке на базе машины Т-4 многорежимного самолета.

В 1966 г. был закончен период предварительного проектирования ударно-разведывательного самолета Т-4. Отдел проектов КБ выпустил директивную документацию на первый опытный экземпляр самолета, получивший в КБ обозначение "101". Выпуск чертежей первого опытного самолета "101" продолжался часть 1966 г., весь 1967 и был закончен в 1968 г. Однако первые чертежи центроплана и топливных баках фюзеляжа были отданы на ТМЗ уже к концу 1966 г.

В период 1966 - 1967 г.г. было в основном закончено проектирование большей части стендов, сопровождавших разработку соответствующих самолетных систем. Например, в 1967 г. закончено изготовление: гидромеханического стенда системы дистанционного управления самолетом, стенда управления элевонами и передним горизонтальным оперением, стенда испытаний двигательной установки с общим для двух двигателей воздухозаборником, находились в постройке комплексный стенд гидросистемы, управления и шасси и другие.

Одновременно были задействованы стенды автоматического регулирования воздухозаборника, стенд для исследования и отработки систем дистанционного и траекторного управления систем САУ-4, топливной системы. Завершились испытания на стенде автоматической системы дистанционного управления АСДУ-ЗОА двигателями, тепловом стенде испытания моделей мягких баков.

В 1967 г. Рыбинским моторостроительным КБ

было изготовлено 4 и собрано 3 двигателя РД36-41. Два двигателя (47-01 и 47-02) проходили стендовые испытания. На них отрабатывались: выход на максимальную частоту вращения, снятие характеристик на бесфорсажных и форсажных режимах до 94% максимальной тяги, замер осевого усилия на радиально-упорном шариковом подшипнике ротора двигателя. Испытания велись при контроле напряжений в рабочих лопатках ряда ступеней компрессора.

Работы по воздухозаборникам и двигателям РД36-41 проводились на работающем макете силовой установки (РМСУ) на дозвуковой аэродинамической трубе Ц-22 в Тураево (двигательная испытательная база).

На летающей лаборатории, построенной на базе самолета Ту-16 ЛЛ,.с 1968 г. были проведены испытания двигателя РД36-41 на дозвуковых режимах. Отработкой и испытанием двигателей РД36-41 РМКБ в ОКБ П.О. Сухого занималась бригада во главе с Ильей Моисеевичем Заксом.

Анализ результатов испытаний показал, что компрессор обеспечивает требуемый расход воздуха на всех основных режимах, и на двигателе была получена заявленная максимальная бесфорсажная тяга. Наработка двигателей к концу 1967 г. составила 33 часа.

В середине 1967 г. были разработаны компоновка и схема размещения антенны РЛС в носовой части самолета - летающей лаборатории Ту-22 ЛЛ.

На базе самолетов Ил-18, Ту-104Б, Ан-12 был создан ряд лабораторий для отработки систем радиоэлектронного оборудования машины Т-4, в частности, радиоэлектронного и навигационного комплексов, радионавигационных датчиков, навигационных и связных антенн в условиях аэродинамического нагрева, отработки систем и линий связи, фото- и инфракрасных систем, а также ракетного оружия самолета. В создании прицельной системы "сотки" участвовал начальник отдела боевого применения Соломон Ильич Буяновер. Ведущим отдела проектов был назначен Юрий Георгиевич Рудницкий.

В 1968 г. в связи с возрастанием объемов работ по разработке РЭК "Океан" и системы "Вихрь", а также с целью улучшения централизации и координации их выполнения в НИИ-131 была произведена реорганизация структуры в управлении разработкой. Главным конструктором РЭК "Океан" и системы "Вихрь" был назначен А.Н. Лобанов; РЛС "Прогресс" - В.Ф. Чистяков. Главным конструктором наземной автоматизированной системы контроля (НАСК) РЭК "Океан" был назначен В.А. Кац.

После проведенной реорганизации фронт работ по ОКР "Океан" - "Вихрь" существенно расширился. К началу 70-х годов на опытном заводе НИИ-131 в г. Гатчине были изготовлены опытные образцы РЛС "Прогресс", РЛГС "Гарпун" и поставлены на первые опытные самолеты Т-4 и ракеты Х-45. Была в основном отработана и техническая документация для их изготовления.

В 1969 г. были изготовлены в производстве комплекты САУ, СДУ и автомата тяги (АТ) для самолета Т-4. Первый комплект этих систем был установлен на самолет. Необходимо отметить большую роль директора завода Г.М. Григорьяна, установившего строгий контроль исполнения всех работ и обеспечившего изготовление комплектов в весьма сжатые сроки.

Получив комплекты САУ, СДУ и АТ ОКБ П.О. Сухого начало моделирование на натурном стенде всех контуров управления самолетом с помощью автоматических устройств. Особое внимание было уделено контурам управления СДУ-4 и автомата тяги. В этих работах ОКБ П.О.Сухого представляли Ю.И. Шенфинкель и В.А. Наумов, принимавшие участие в работах по созданию указанных систем с более ранних этапов. ОКБ-118 представляли В.С.Яшин, А.В. Егоров и С.Д. Евреинов.

После получения положительных результатов моделирования все комплекты были установлены на самолете, и началась их наземная отработка.

Несмотря на то, что результаты расчетов, основанные на большом опытном материале по продувкам аэродинамических моделей в трубах ЦАГИ, а впоследствии и летные испытания говорили о хорошем совпадении расчетов и экспериментов с реальными характеристиками самолета, в ОКБ П.О. Сухого был намечен ряд мероприятий, направленных на качественное увеличение дальности полета ударно-разведывательного самолета Т-4.

Планировалось ввести более совершенные законы деформации срединной поверхности крыла, модифицировать его профиль.

Для увеличения дальности полета намечалось провести мероприятия по уменьшению потерь на входе в воздухозаборник, оптимизировать форму носовой части фюзеляжа, ввести зависание элевонов на дозвуковых скоростях.

Увеличение тяги двигателей, реализация подготавливаемого плана снижения веса отдельных элементов самолета, увеличения запаса топлива на самолете должны были увеличить дальность полета машины.

Суммарный эффект от внедрения всего комплекса мероприятий мог повысить дальность полета самолета на скорости, соответствующей М=3, на 35 - 40 %.

## РАБОТЫ, ПРОВОДИВШИЕСЯ ПО САМОЛЕТУ Т-4 В 1970-1972 ГГ. ПОСТРОЙКА ОПЫТНЫХ МАШИН

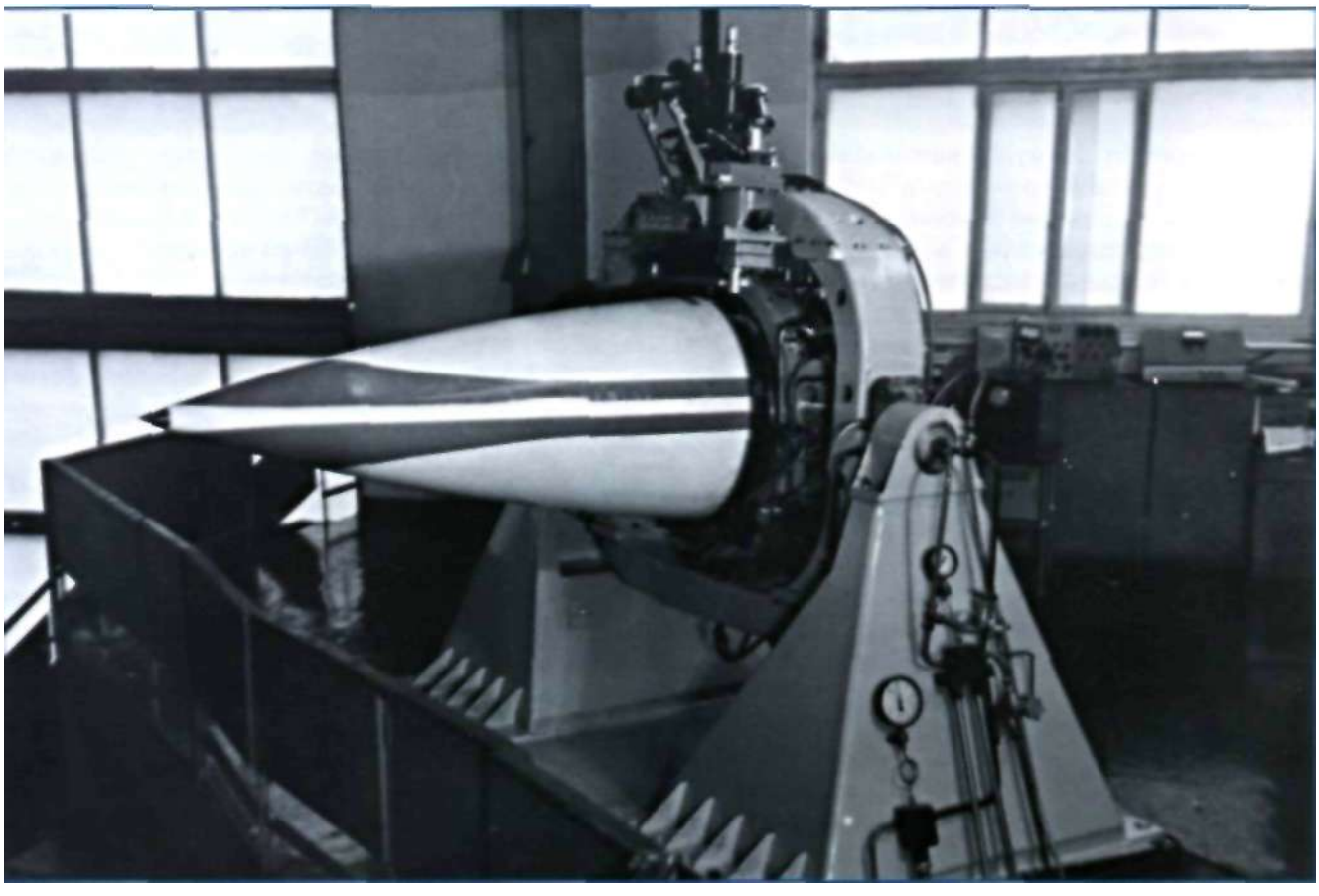
Не менее важной конструкторской проблемой было создание шасси для самолета Т-4.

*ЕЛ. Федосов.*
*(ФГУП ТосНИИАС")*

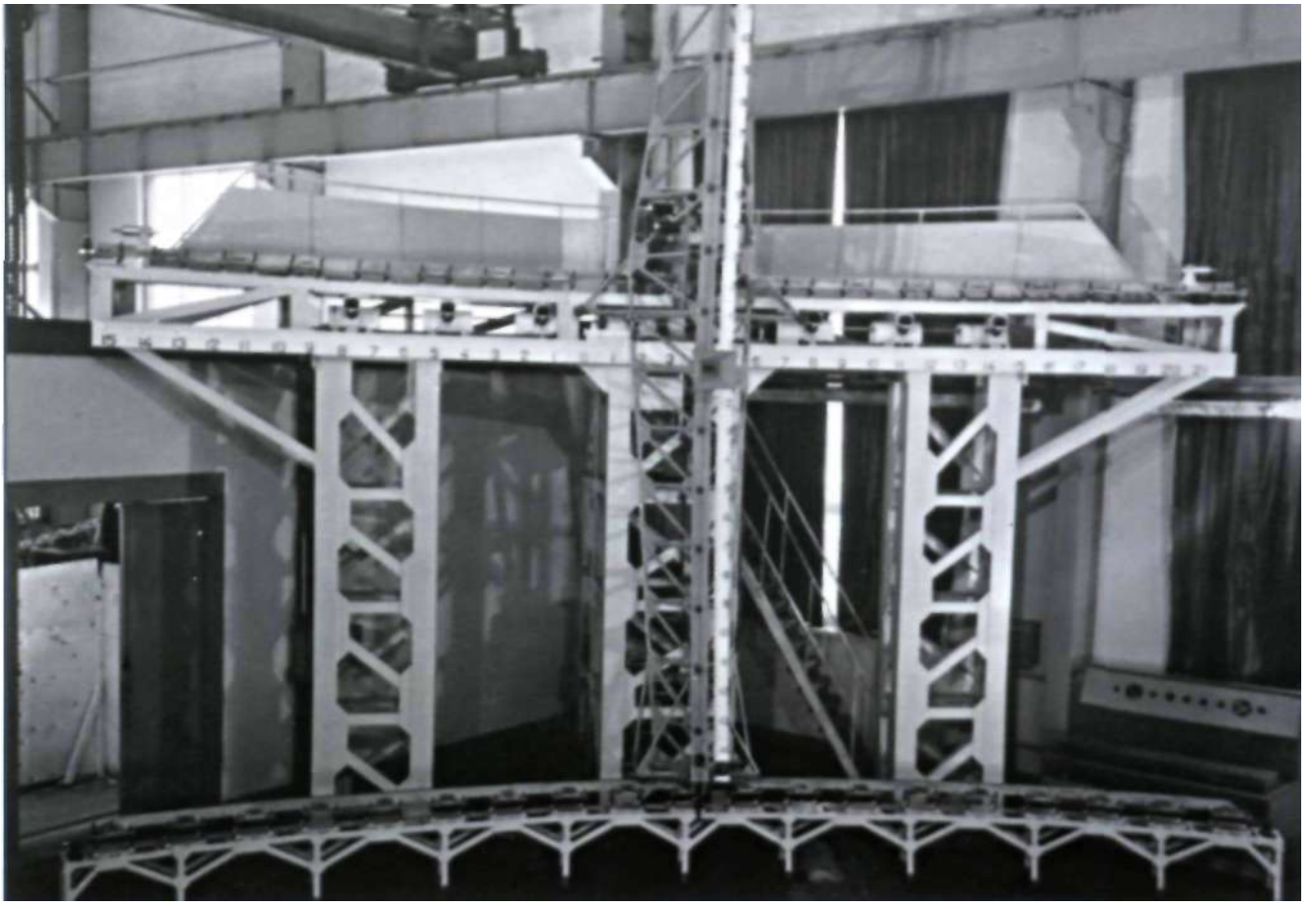
Разработка конструкторской документации, сборка и испытания шасси были поручены конструкторскому бюро, руководителем которого был Игорь Александрович Бережной. Изготовителем шасси был определен завод п/я А-7654 (ныне ОАО "Авиаагрегат", г. Самара) во главе с директором С.А. Копновым.

Конструкторские разработки в основном выполнялись в Москве непосредственно на территории ОКБ им. П.О. Сухого, поскольку такой режим работы диктовался сверхсжатыми сроками создания самолета и позволял оперативно решать все возникающие в процессе работы вопросы и их решение согласовывать с бригадами шасси, гидравлики, электрики, нагрузок генерального конструктора. Данный метод проектирования полностью оправдал себя и в дальнейшем часто применялся при разработках шасси и для других самолетов. Руководили всей работой ведущие конструктора - руководители темы. Ими были В.В. Игнатьев, Б.Д. Рабинович, Ю.Г. Сыромятников, Е.Л. Кпейнер. Учитывая, что самолет Т-4 был уникален по своим техническим характеристикам и многие решения на нем были применены впервые в самолетостроении, необходимо было учесть влияние на конструкцию кинетического нагрева. Поэтому И.А. Бережным перед ОКБ были поставлены первоочередные задачи:

- в процессе проектирования шасси предусмотреть в конструкции возможно большее количество датчиков для измерения жизненно важных параметров в процессе летных испытаний;
- создать наземный испытательный комплекс для кинематической отработки шасси с имитацией внешних нагружений;
- впервые в СССР осуществить комплексную поставку шасси, оснащенного электрогидропроводкой, колесами, системой разворота колес передней опоры и системой контрольно-записывающей аппаратуры;



*Головка ракеты Х-46 на стенде.*
*(ФГУП ТосНИИАС")*



*Двухстепенной стенд для полунатурного моделирования активной РЛГС.*
*(ФГУП ТосНИИАС)*

- впервые в отечественном агрегатостроении применить в конструкции передней опоры цельноштампованную раму и балку из сверхпрочной стали ВКС-210.

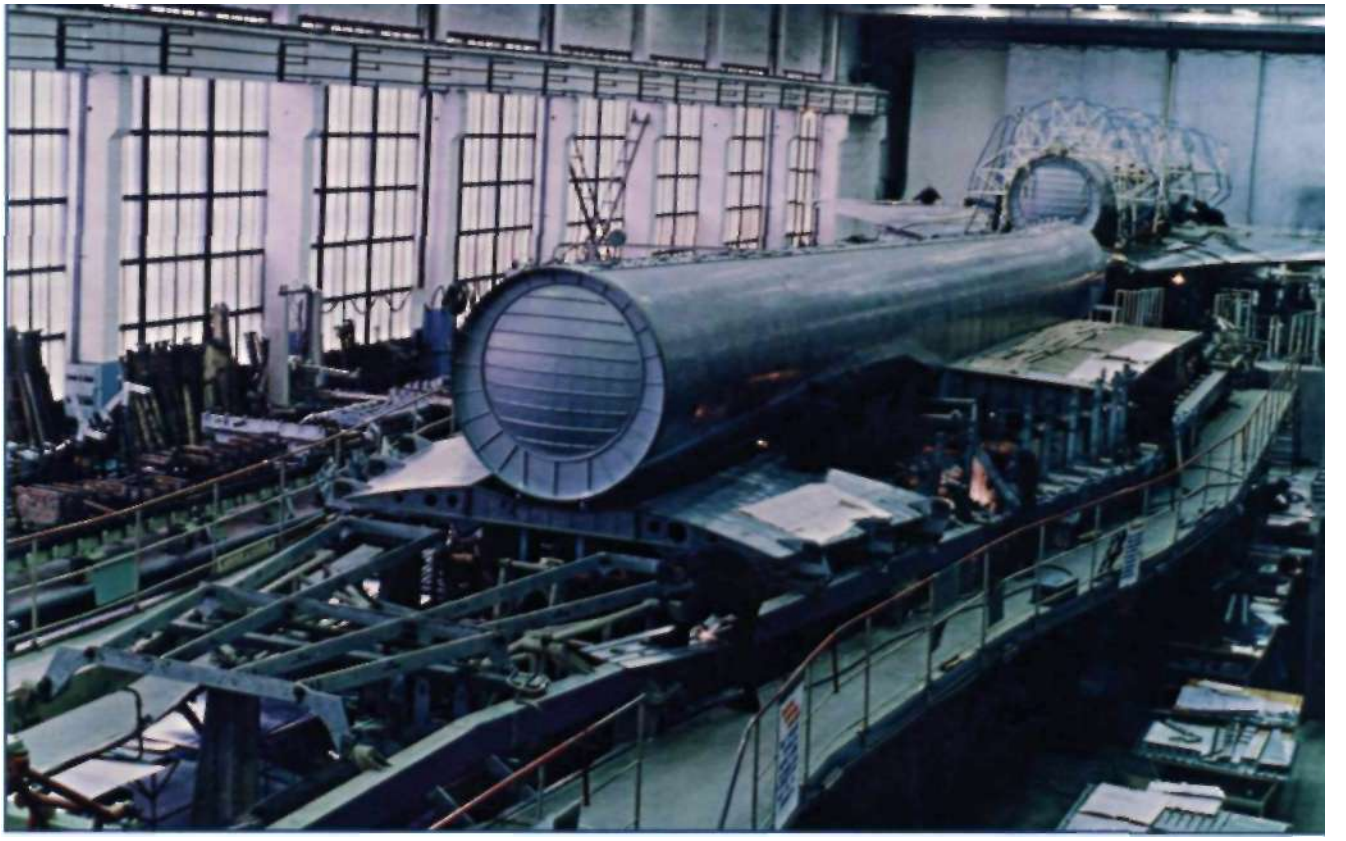
В процессе решения этих задач родилось и крепло сотрудничество КБ под руководством Бережного И.А. с коллективом ОКБ им. П.О. Сухого, где главным конструктором был И.И. Зверев (колеса), а также головными институтами - ЦАГИ, ВИАМ, НИАТ и ВИЛС.

По мере разработки конструкторской документации, она передавалась на серийный завод для подготовки производства и изготовления деталей и узлов. Эта работа на серийном заводе велась под руководством главных инженеров Б.А. Вахе и И.К. Тиция, главных технологов ВТ. Старыгина и А.М. Колесова, начальника производства Д.В. Родкина, главного металлурга И.Б. Левина и др.

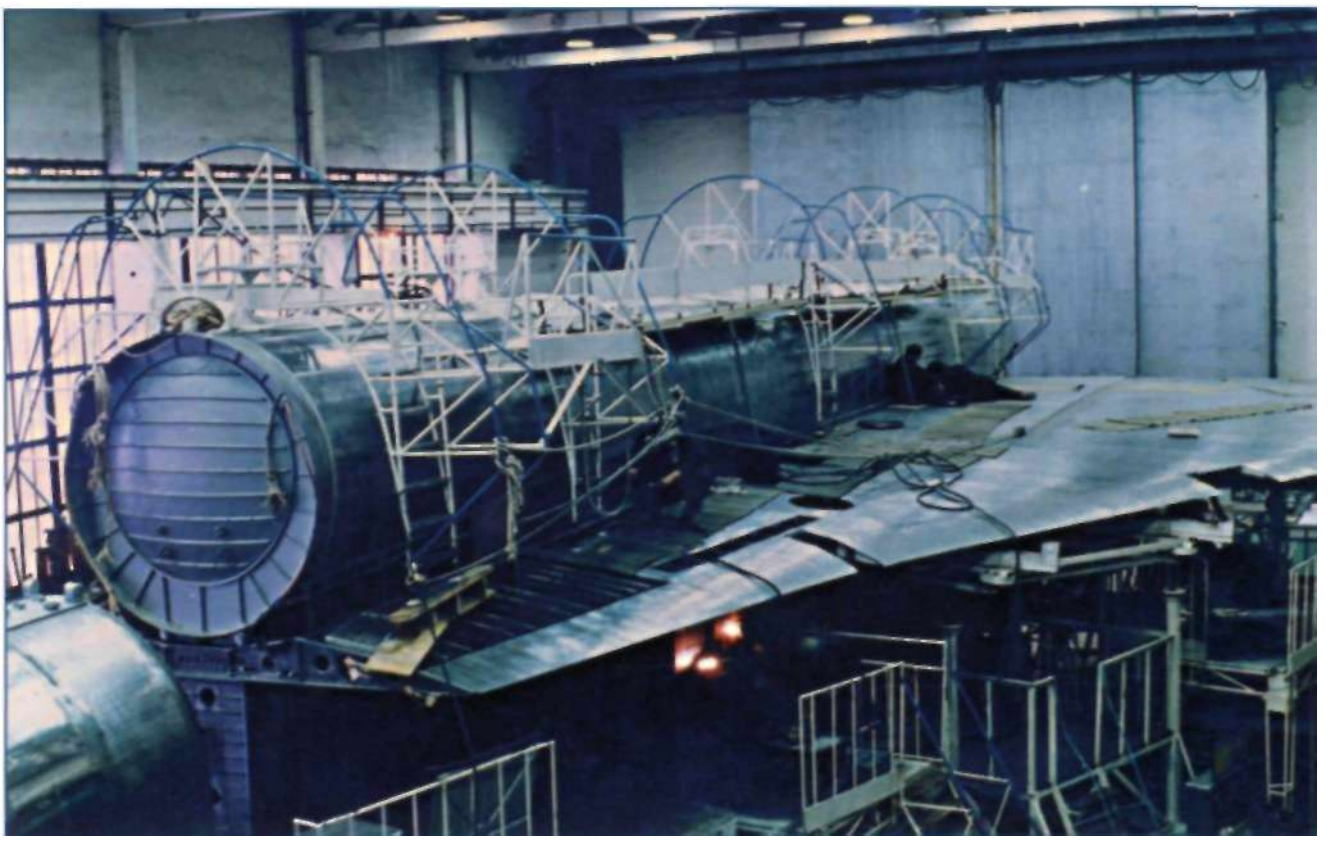
В процессе подготовки производства был проведен большой комплекс опытно-конструкторских работ по отработк е технологических процессов сварки, термообработки натуральных образцов из стали ВКС-210, а также процессы гальванопокрытий.

Вся конструкторская документация была передана серийному заводу, завершена подготовка производства и было начато изготовление деталей и узлов. Параллельно на созданной в ОКБ производственной базе начато изготовление и монтаж кинематического стенда. Скомплектованные поагрегатно детали и узлы с серийного завода передавались на сборку и испытания в ОКБ. Сборка, и испытания шли практически в круглосуточном режиме - многие технические специалисты, в т.ч. главный конструктор, ведущие конструктора работали круглосуточно. Наконец первый комплект шасси был собран и испытан, смонтированы все системы. И вот первый (и к счастью единственный) удар судьбы - на стенде выявился конструктивный дефект основной опоры шасси - мощность привода системы разворота тележки шасси оказалась недостаточной, система не функционировала. Под угрозой стало начало летных испытаний и само существование самолета. Генеральным конструктором совместно с И.А. Бережным было принято решение - начать первый этап летных испытаний без уборки шасси и одновременно найти конструктивное решение по устранению выявленного дефекта. Для

*Сборка самолета Т-4("101") на ТМЗ.*
*(ОАО "ОКБ Сухого")*



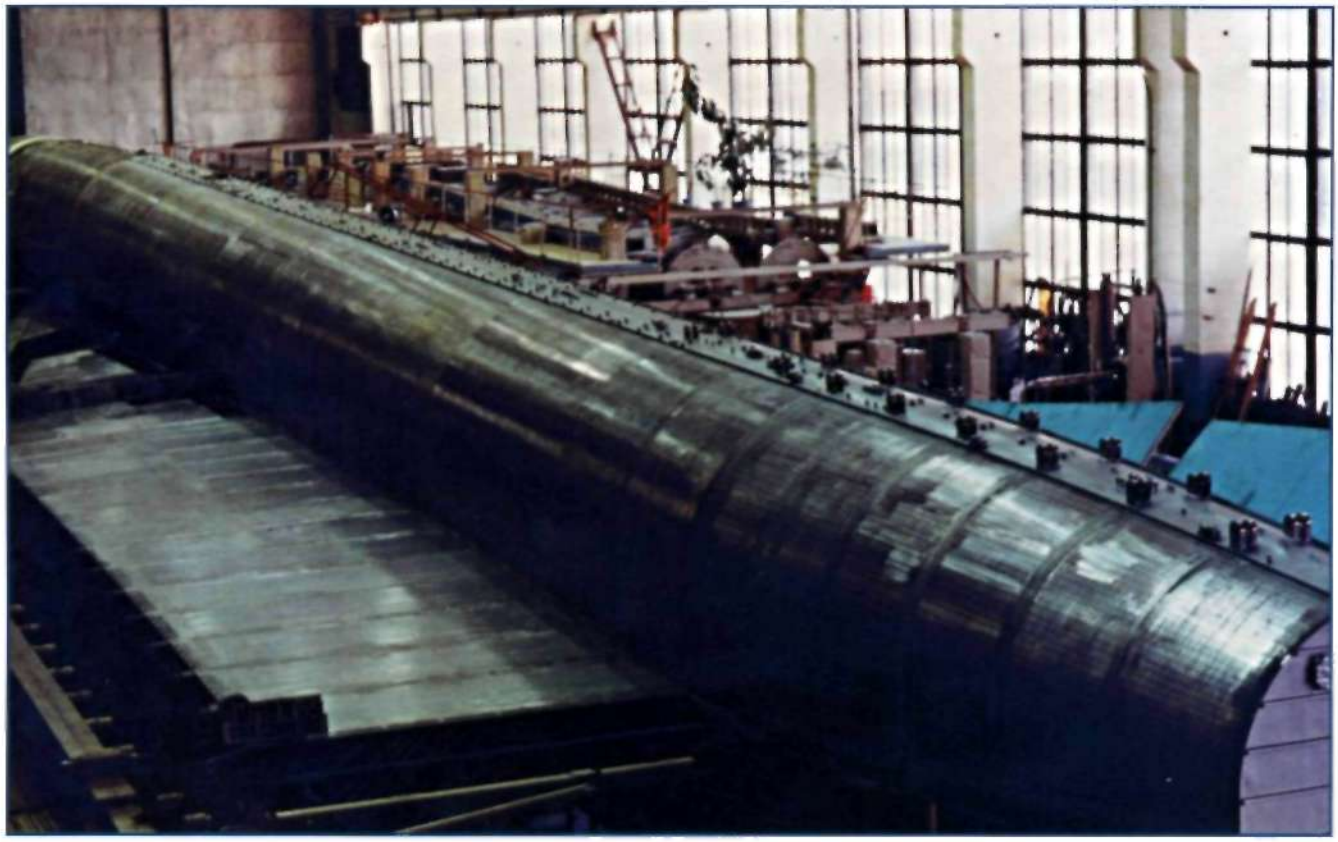
*Сборка "101" и "102" машин на стапелях ТМЗ.*
*(ОАО "ОКБ Сухого")*



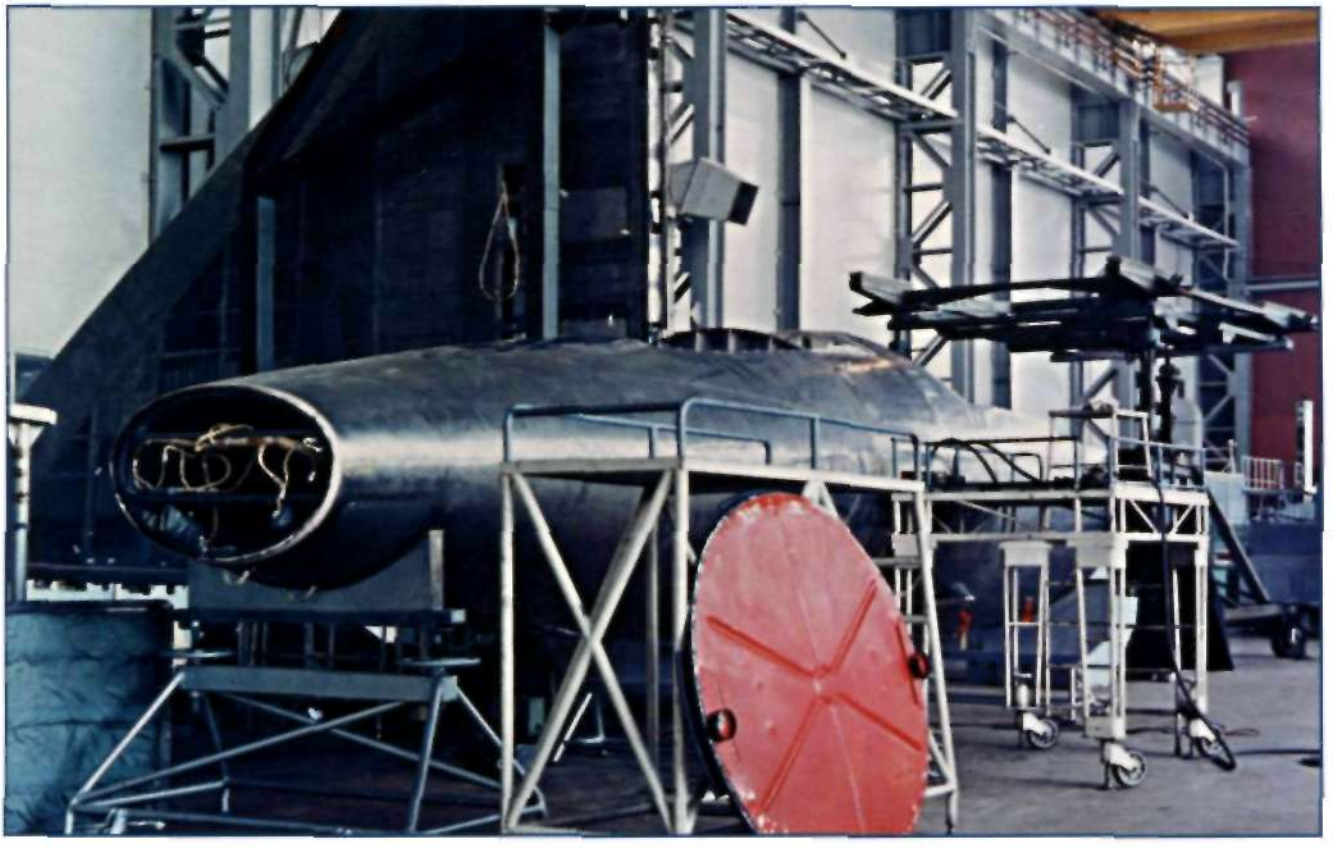
*Хвостовая часть фюзеляжа самолета "102" - ТМЗ.*
*(ОАО "ОКБ Сухого")*

*Сборка мотогондолы самолета "102" - ТМЗ.*
*(ОАО "ОКБ Сухого")*

*Самолет "103" на стапелях ТМЗ.*
*(ОАО "ОКБ Сухого")*



*Фюзеляж " машины 104"- ТМЗ.*
*(ОАО "ОКБ Сухого")*



*Монтажные работы в носовой части самолета Т-4 ("102") на машиностроительном заводе "Кулон".*
*(ОАО "ОКБ Сухого")*

*Отклоняемая носовая часть фюзеляжа самолета "101" на заводе ОКБ П.О. Сухого.*
*(ОАО "ОКБ Сухого")*

*Сборка самолета Т-4 - "100" на заводе "Кулон". (ОАО "ОКБ Сухого")*

обслуживания шасси в процессе летных испытаний в ОКБ было создано специальное подразделение, возглавляемое В.И. Хохотовой.

Задача по ликвидации выявленного дефекта системы разворота-поворота основной опоры была успешно решена, разработана документация по ее доработке, позволявшая на серийном заводе ставить новые узлы, и собрана практически новая основная опора, проведена ее успешная отработка на кинематическом стенде. Наступил этап подготовки самолета к полному комплексу летных испытаний, которым предшествовала отработка модернизированного шасси в составе самолета - отработка системы уборки-выпуска шасси, "укладка" шасси в нишу, устранение выявленных недостаточных зазоров между конструкцией шасси и элементами планера, нивелировка самолета. Вся отработка была завершена, и генеральный конструктор подписал акт о полной готовности шасси к проведению комплекса летных испытаний.

Необходимо также отметить, что при подготовке к летным испытаниям серийный завод завершил изготовление комплектов шасси для статических, копровых и повторно-статических испытаний, а ОКБ на базе СибНИИ и ЦАГИ провели требуемый обьем испытаний, предшествующий началу летных испытаний самолета.

Большой объем работ по авиационному боевому комплексу Т-4 был проведен в НИИАС. Среди них надо отметить: математическое моделирование, которое обеспечило выбор сложной аэробаллистической траектории и параметров системы управления и стабилизации; отработка БЦВМ "Аргон",; полунатурное моделирование на стенде СНАУ "Централь, в которую входило ИНС, БЦВМ и автопилот; полунатурное моделирование активной РЛГС на двухстепенном стенде с двумя подвижными каретками для отработки режима селекции цели на участке самонаведения ракеты на цель; полунатурное моделирование радиоэлектронного комплекса самолета в составе кабины с полным комплектом систем индикации и управления, реальной аппаратуры информационно-управляющей системы в виде закабинного технического отсека, включая РЛС "Прогресс", для которой имитировались условия работы по цели типа "авианосец"; полунатурное моделирование процесса подготовки ракеты Х-45 к пуску, с использованием экспериментальной ракеты со штатным комплектом аппаратуры.

В результате проведенных работ были выданы положительные заключения на первый полет самолета в режиме навигации и целеуказания на пуск ракеты Х-45. Большое участие в работе по комплексу Т-4 приняли работники НИИАС: Е.А. Федосов, В.А. Стефанов, П.Ф. Клубникин,

*Е.К. Кукушее.*
*Г.Г.Диков.*
*А.С. Титов.*
*(ОАО "ОКБ Сухого")*

И.В. Логвинов, К.А. Пупков, В.А. Кислицин, Ю.Г. Макаров, В.И. Широченко, В.В. Инсаров, В.И. Червин, О.В. Комендант, З.Ф. Галицкая, И.К. Волков, А.А. Гречухин, Л.И. Вачаев, Б.П. Топоров, О.С. Коротим, Ю.А. Белоусов, И.И. Копошилко и др.

В 1969 г. на ТМЗ была закончена сборка баковой части фюзеляжа самолета "101" с центропланом головной части фюзеляжа, а также проведена опрессовка и проверка герметичности приборных отсеков и кабин. После чего головная часть фюзеляжа была отстыкована и отправлена для производства монтажных работ в ОКБ П.О. Сухого. Здесь же была произведена сборка гондолы с баковой частью фюзеляжа, центропланом и передней частью крыла. Параллельно был начат монтаж гидро-, пневмо- и топливной систем и электрооборудования, произведен предварительный монтаж передней опоры шасси, получены для монтажа главные опоры шасси, а также закончено изготовление деталей и начата сборка отъемной части крыла, элевонов и вертикального оперения.

Весь 1970 г. происходила сборка различных систем и агрегатов первой опытной машины "101", и уже в 1971 г. была закончена ее постройка. Параллельно проходила цеховая отработка самолетных систем и отработка авиадвигателей.

Были разработаны техническое описание самолета, инструкции по эксплуатации, единый регламент технического обслуживания и инструкции летчику; подготовлены необходимые материалы для методического совета ЛИИ МАП.

В 1971 г. был скомплектован экипаж (из летчика В.С. Ильюшина и штурмана Н.А. Алферова) для проведения летных испытаний и начато освоение материальной части и эксплуатации самолета и его систем. Создана группа ведущих специалистов по организации и оснащению базы для проведения летных испытаний и доводки самолетов Т-4.

С 1969 по 1972 гг. на ТМЗ совместно с опытным заводом "Кулон" проходили работы по изготовлению агрегатов планера опытного самолета - "102", ас 1971 г. - "103". Окончательная сборка и монтаж систем и оборудования проходили на заводе Сухого. После получения второй серии двигателей РД36-41 от Рыбинского моторостроительного КБ, они были установлены на самолет "102". И уже в середине 1973 г. вторая опытная машина была готова.

В это же время изготавливались агрегаты третьего экземпляра Т-4 - "103", а также детали и узлы для четвертого опытного самолета - **"104".**

Сборку самолета"101"планировалось закончить в начале 1973 г. и начать его летные испытания в III квартале 1973 г.

Параллельно был закончен и защищен технический проект радиоэлектронного и навигационного комплекса Т-4, который планировалось установить на самолет "102".

В обеспечение первого вылета и заводских летных испытаний силовой установки самолета Т-4 в **ЛИИ** им. М.М. Громова в 1971-73 гг. проводились опережающие летные испытания двигателя РД36-41 на летающей лаборатории Ту-16ЛЛ №501 (ведущий инженер Ю.И. Квасков). На Ту-16ЛЛ были исследованы: запуск двигателя в наземных условиях и в полете; работа на бесфорсажных и форсажных режимах; газодинамическая устойчивость; устойчивость работы форсажной камеры сгорания; работа топливной системы низкого давления, маслосистемы и др.

По результатам испытаний двигателя РД36-41 на летающей лаборатории Ту-16 №501 было подготовлено и передано в методический совет МАП положительное заключение и рекомендации, реализация которых способствовала обеспечению безопасности летных испытаний самолета.

В то же время была выпущена техническая документация на установку под фюзеляжем самолета двух управляемых ракет класса "воздух-поверхность" Х-45 и на размещение дополнительного топлива в центроплане опытного самолета "103", а также уменьшены размеры подвесных топливных баков.

Для " 103-й" машины была выпущена техническая документация на новый, более легкий и технологичный киль.

В целях определения прочности конструкции

*Самолет Т-4 ("101") на аэродроме ЛИИ, г. Жуковский.*
*Вид сбоку.*
*(ОАО "ОКБ Сухого")*

"сотки" перед началом летных испытаний первого опытного Т-4, один экземпляр, получивший обозначение "100С", был изготовлен в 1972 г. на Тушинском машиностроительном заводе и передан в ЦАГИ для проведения статических испытаний.

Испытаниям подверглись: фюзеляж и отклоняемая носовая часть, кабинные отсеки, переднее горизонтальное оперение, элевоны, передняя и главные опоры шасси, воздушные гондолы двигателей, приборные гермоотсеки и ряд других элементов планера.

Отклоняемая носовая часть фюзеляжа вместе с кабинным и приборным отсеками подверглись тепловым испытаниям с кинетическим нагревом до 250° С в термостатической камере.

Результаты статических исследований подтвердили достаточную прочность конструкции планера "сотки". До начала первого этапа летных испытаний был проведен достаточный объем статических испытаний, что позволило разрешить летные испытания и безопасно провести их первый этап.

## ЛЕТНЫЕ ИСПЫТАНИЯ САМОЛЕТА Т-4

В 1972 г. была подготовлена летно-доводочная база (ЛДБ) для обеспечения первого этапа летных испытаний самолета Т-4 - "101".

*"Сотка" на стоянке аэродрома ЛИИ. Под крылом самолета стоит ведущий инженер А. С. Титов.*
*(ОАО "ОКБ Сухого")*

*Заправка самолета на гоночной площадке двигателей.*
*(ОАО "ОКБ Сухого")*

Так как испытательная станция ОКБ П.О. Сухого не была рассчитана на эксплуатацию самолетов таких габаритов, как изделие "101", и не располагала нужным эксплуатационным оборудованием, то было принято решение проводить работы на базе ЭМЗ В.М. Мясищева. На ней была выделена часть большого ангара и подсобные помещения, в которых располагались лаборатории радиооборудования, электрооборудования, бортовых измерений, силовой установки с площадкой для отработки двигателей, экипаж, группа анализа работ и производственный участок.

Ведущим инженером по летным испытаниям был назначен А.С. Титов, его заместителем Л.В. Серов, а инженером по эксплуатации ГГ. Ди-

*Самолет 1-4 на стоянке.*
*(ОАО "ОКБ Сухого")*

*Таблица 5.*

**Сравнение основных ЛТХ самолета Т-4 на различных этапах проектировании**

| Характеристики | ТТТ заказчика 1963 г | Эскизный проект 1966 . | Состояние на. январь 1973 г |
|---|---|---|---|
| Скорость полета на высоте 20-24 км, км/ч: | | | |
| - крейсерская | 3000 | 3000 | 3000 |
| - максимальная | 3200 | 3200 | 3200 |
| Дальность полета на крейсерской скорости, км: | | | |
| - без подвеснвх топливных баков | 6000 | 7000 | 6000 |
| - с подвесными баками | 7000 | 7300 | 6500 |
| Макс. скорость полета у земли, км/ч | - | 1150 | 1150 |
| Взлетная масса без подвесных топливных баков, т | 100 | 104,6 | 128 |
| Запас топлива, т | - | 57,0 | 69,0 |
| Максимальная взлетная масса, т | 120 | 123 | 163 |

ков. Заместителем начальника ЛДБ по испытаниям самолета стал Е.К. Кукушев.

Первый опытный самолет - "101" был перевезен из сборочного цеха ОКБ П.О. Сухого на ЛДБ 30 декабря 1971 г. В течение четырех месяцев на самолете проводились доводочные работы, а также отладка и отработка систем. Одновременно были проведены попарные и общие запуски двигателей РД36-41.

20 апреля 1972 г. самолет был принят экипажем на летные испытания.

По разработанной программе предполетной подготовки было выполнено 12 рулежек, из них четыре - с доведением скорости машины до близкой к взлетной. При этом проверялась и анализировалась работоспособность всех самолетных систем. Также было проведено два прерванных взлета самолета.

Из-за летних пожаров 1972 г., когда горели леса и торфяники и видимость из-за густого дыма, стелившегося по аэродрому, была почти нулевая, взлет 101-й машины постоянно откладывался. Поэтому первый полет экспериментального самолета "101" состоялся только 22 августа 1972 г. Самолет пилотировали Заслуженный летчик-испытатель СССР, Герой Советского Союза В.С. Ильюшин и Заслуженный штурман СССР Н.А. Алферов.

*Экипаж самолета "101" перед первым вылетом. Слева направо: штурман Н.А. Алферов, летчик В.С. Ильюшин. (Из архива Николая Алферова)*

Впервые в практике отечественного и зарубежного самолетостроения полет проводился с применением системы дистанционного управления и автомата тяги.

На первом этапе испытаний самолета было выполнено 9 полетов, первые пять из них проводились с неубранным шасси.

Выполненные полеты показали, что самолет на рулении прост и хорошо управляется, на взлете машина устойчива и не имеет тенденции к самопроизвольному рысканию или подъему носа. Самолет имел очень хороший обзор с опущенной носовой частью фюзеляжа, что значительно облегчало выполнение руления, взлета и посадки. Взлетный угол легко выдерживался. Отрыв самолета происходил плавно. После подъема носовой части фюзеляжа полет проходил по приборам. Установленный на самолете перископ давал возможность обозревать лежащее впереди пространство. Набор высоты самолетом был прост и не требовал от летчика повышенного внимания. В горизонтальном полете самолет управлялся хорошо. Разгон и переход "звукового барьера" проходили спокойно, а момент прохода М=1 отмечался только по приборам. Интенсивность разгона самолета была достаточно хорошая. Заход на посадку и посадка выполнялись легко. Наличие автомата управления тягой (АУТ) полностью разгружало летчика от работы двигателями на режиме захода на посадку. Пользование органами управления АУТ было весьма удобно, особенно при использовании гашетки скорости на ручке управления самолетом. Самолет касался

Взлет самолета "101".
(ОАО "ОКБ Сухого")

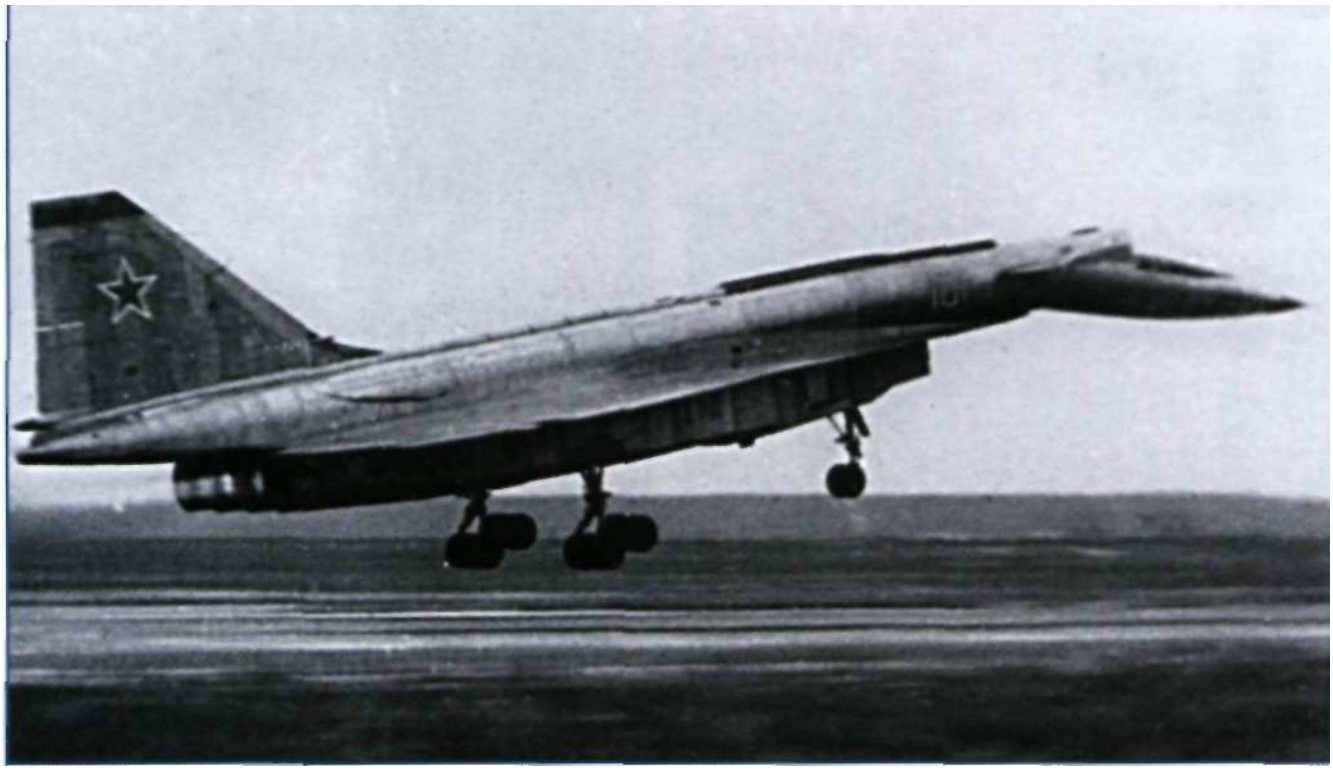
Первые минуты полета
(ОАО "ОКБ Сухого")

Момент уборки шасси.
(ОАО "ОКБ Сухого")

Т-4 ("101") в воздухе. Вид снизу.
(ОАО "ОКБ Сухого")

Носовая часть самолета опущена.
(ОАО "ОКБ Сухого")

Носовая часть самолета поднята.
(ОАО "ОКБ Сухого")



*Посадка "101" машины.*
*(ОАО "ОКБ Сухого")*

земли плавно, без тенденции к "козлению" или самопроизвольному опусканию носа. На пробеге самолет был устойчив и хорошо управляем. Тормозные парашюты и тормозная система колес показали свою эффективность.

Дистанционное управление самолетом работало безотказно. Была отмечена хорошая управляемость самолета. Производилось переключение самолета на механическое управление. На этом режиме было отмечено, что управление самолетом возможно, но требует от летчика больших физических усилий и внимания.

К сожалению, как всегда бывает при испытаниях новых машин, выявились и первые неприятности: сбои в работе гидросистемы, заклинивание шасси, микрорастрескивание стальных баков с топливом и другие, что заставляло периодически останавливать испытания.

Первый этап летных испытаний Т-4 завершился девятым полетом, который состоялся 6 июля 1973 г. После этого машина была поставлена на доработку, а параллельно проходило изучение полученной информации.

Одновременно с летными испытаниями проводились дальнейшие работы по комплексу Т-4:

- для устранения микрорастрескивания баков ВИАМом предложено заменить материал ВТ-5 на ВТ-6;
- на Ил-18Л велась отработка в полете радиоэлектронного комплекса самолета Т-4;
- на самолете 1622-47 (Ту-16) был отработан на дозвуковых режимах двигатель и выданы рекомендации на доработку системы управления двигателями.

В 1972 г. состоялись испытания системы подкачки центровочного топлива, перекачки аварийной воздушной системы на топливе "Нафтил" при различных температурах окружающей среды, самого топлива, резиновых уплотнений и имитаторов мягкого бака самолета Т-4 в условиях, приближенных к эксплуатационным.

На стендах отрабатывались два варианта главных опор шасси самолета по определению разворота и запрокидыванию, а также их проверка на работоспособность и ресурс.

## ВТОРОЙ ЭТАП ЛЕТНЫХ ИСПЫТАНИЙ. ЗАКРЫТИЕ РАЗРАБОТКИ САМОЛЕТА Т-4

Имевшийся в это время на вооружении советских ВВС бомбардировщик средней дальности Ту-22 уже отживал свой век и мало устраивал военных. Поэтому они с большим интересом следили за испытаниями "сотки" и фактически ситуация складывалась к тому, что самолет Т-4 должен был заменить туполевские машины.

Военные заказали в начинающейся пятилетке (1975-80 гг.) партию самолетов в 250 машин! Одновременно в 1973 г. в ОКБ П.О. Су-

хого начали готовить Постановление ЦК КПСС и Совета Министров СССР на серийное производство ударно-разведывательного комплекса Т-4.

Тушинский машиностроительный завод, делавший совместно с МКБ "Буревестник" и ОКБ П.О. Сухого установочную опытную партию из семи машин, не мог строить их серийно. Слишком малы были его производственные мощности.

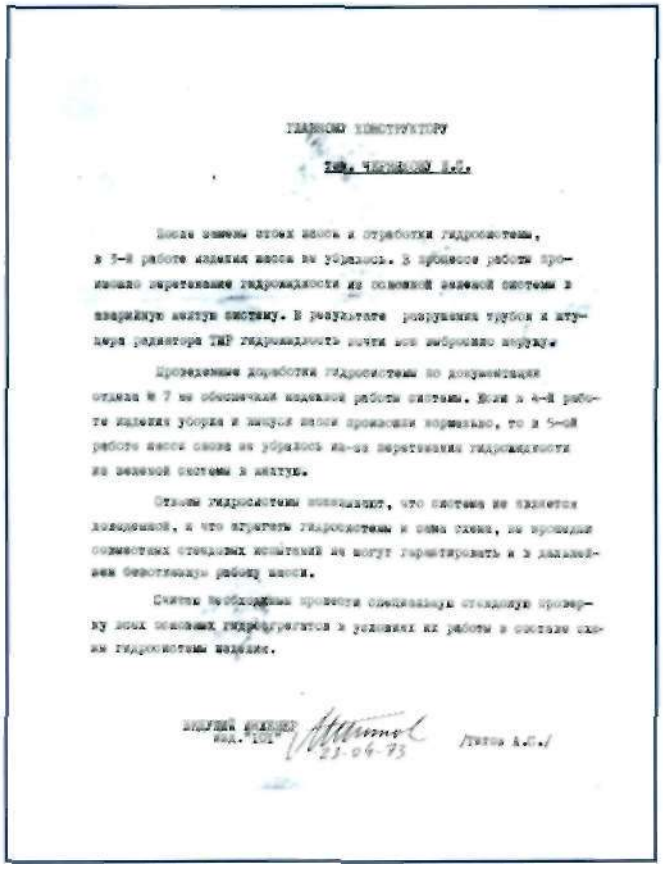
Единственным серийным заводом, который был свободен и мог бы осилить такое количество самолетов на тот момент, был Казанский авиационный завод. Поэтому в Казани началась подготовка оснастки под производство нового самолета.

Как говорится во всех приключенческих романах, "вот тут все и началось"... Когда министр авиационной промышленности узнал о такой большой серийной партии столь дорогих самолетов как Т-4, то он был вынужден остановить программу или умерить аппетиты военных. Да и передавать Сухому Казанский завод он тоже не хотел (ОКБ А.Н. Туполева теряло свою основную производственную базу).

П.В. Дементьев вызвал к себе главного конструктора темы Н.С. Чернякова и сказал ему: "Пока я жив, на Казанском заводе черного металла не будет! Запомни!" И министр не заставил долго ждать...

Ранее А.Н. Туполев выходил с предложением создать на базе самолета Ту-22 его усовершенствованную версию Ту-22М. Его доводом было то, что Ту-22М, являясь алюминиевым самолетом, был изначально более дешевым, с большей, чем у Т-4 дальностью, и должен был строиться как модификация Ту-22, а значит, не было необходимости переделывать все производство. Некоторые недостатки машины, в частности, большее время полета и меньшая скорость не столь серьезны. А.Н. Туполев обещал министру оборо-

*Встреча летчиков после первого полета.*
*(ОАО "ОКБ Сухого")*



ГЛАВНОМУ КОНСТРУКТОРУ

тов. ЧЕРНЯКОВУ Н.С.

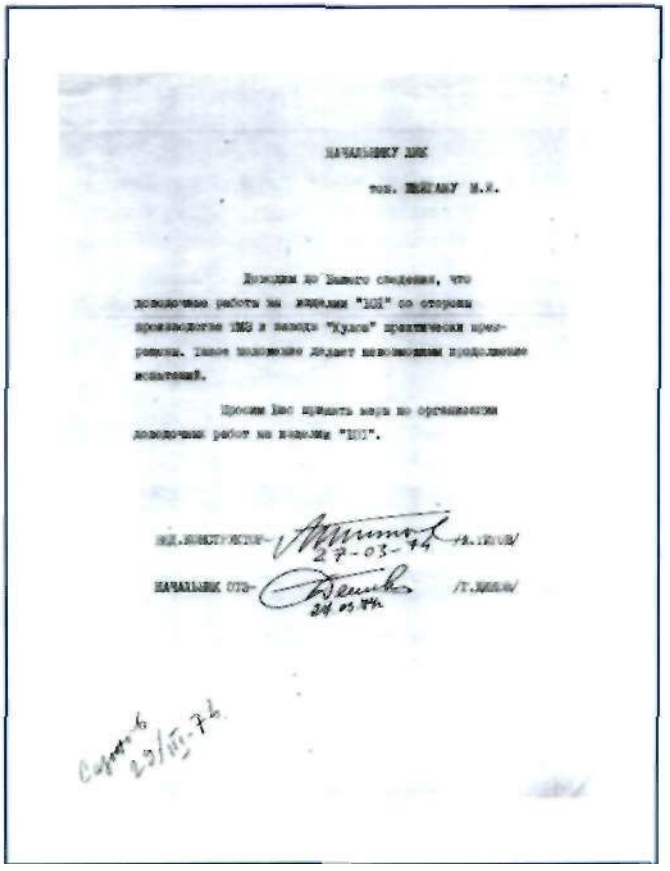
После замены этих насосов и отработки гидросистемы, в 3-й работе изделия насос не убрался. В процессе работы произошло перетекание гидрожидкости из основной силовой системы в аварийную магистраль системы. В результате разрушения трубок и штуцера радиатора ТВР гидрожидкость почти вся выбросило наружу.

Проведение доработки гидросистемы по документации отдела № 7 не обеспечивает надежной работы системы. Если в 4-й работе изделия уборка и выпуск насоса проходили нормально, то в 5-ой работе насос снова не убрался из-за перетекания гидрожидкости из силовой системы в магистраль.

Отделы гидросистемы сообщают, что система не является доведенной, и что агрегаты гидросистемы и сама схема, по проведенным совместным стендовым испытаниям не могут гарантировать и в дальнейшем бесотказную работу насоса.

Считаю необходимым провести специальную стендовую проверку всех основных гидроагрегатов в условиях их работы в составе схемы гидросистемы изделия.

ведущий инженер ОКБ "102" 23-06-73 /Титов А.С./



НАЧАЛЬНИКУ ЛИК

тов. ПЕЛЕВУ И.Я.

Доводим до Вашего сведения, что доводочные работы на изделии "102" со стороны производства ТМЗ и завода "Кулон" практически прекращены. Такое положение делает невозможным продолжение испытаний.

Просим Вас принять меры по организации доводочных работ на изделии "102".

ВЕД.КОНСТРУКТОР- 27-03-74 /А.ТИТОВ/

НАЧАЛЬНИК ОТД- 24.03.74 /Г.ДИКОВ/

27/III-74

*Оригинал письма ведущего инженера А.С. Титова главному конструктору Н.С. Чернякову о неполадках самолета при испытаниях. (Из архива Александра Титова)*

*Оригинал письма, свидетельствующий о закрытии испытаний самолета Т-4. (Из архива Александра Титова)*

ны А.А. Гречко, что они внедрят Ту-22М в производство за два года, а с Т-4 еще столько проблем, что времени на ее доводку уйдет раз в пять больше. По словам Андрея Николаевича, его новая машина была той самой "синицей в руках", которая естественно лучше "журавля в небе".

Туполеву удалось убедить Гречко и ВВС, что лучшего решения, чем Ту-22М нет, да и Казанский завод как раз стоял без дела. В результате Ту-22М был заложен в стапелях казанского авиазавода, а после внесения изменений в конструкцию и проведения этапа ГСА было развернуто производство крупной серии самолетов уже под индексом Ту-22М2 (был принят на вооружение в 1976 г.), и только в 1989 г. получив новый модифицированный облик, ударный самолет стал полноценной боевой машиной - Ту-22М3. Но это уже было потом... После того как "сотку" "выпихнули" с Казанского завода, П.О. Сухой несколько раз обращался в ЦК КПСС и Совет Министров СССР о постройке серийной партии этих машин на каком-нибудь другом авиазаводе. А пока шли все эти баталии, работа по машине продолжалась.

22 января 1974 г. состоялся первый полет (десятый по счету) второго этапа летных испытаний. В нем Т-4 достиг высоты 12000 м и скорости, соответствующей М=1,36.

На втором этапе предполагалось довести скорость самолета до 3000 км/ч (М = 2,8) с максимальной взлетной массой 128 т и начать испытания "102" машины со штатным комплектом радиоэлектронного оборудования. Но к марту 1974 г. все приостановилось. На замечания и запросы со стороны инженеров А.С. Титова и ГГ. Дикова никаких ответов из ОКБ П.О. Сухого не поступало.

В это же время произошла еще одна беседа между П.В. Дементьевым и Н.С. Черняковым. Министр авиапромышленности предложил построить партию в 50 машин на ТМЗ и параллельно заняться расширением базы завода для производства такого самолета. Нужно было провести реконструкцию, а фактически перестройку всего завода, что было маловероятно как во временном отношении, так и в финансовом.

В середине 70-х годов в серийное производство запускался истребитель МиГ-23, и это было задачей номер один, поскольку в стране не было современного истребителя.

В разговоре с министром обороны П.В. Дементьев предложил ему закрыть программу Т-4 на

Копия

П Р И К А З

Министерства авиационной промышленности СССР

28 января 1976 г. Москва № 38[redacted]

Выписка

О создании самолета Ту-160

Центральный Комитет КПСС и Совет Министров СССР постановлением от 19 декабря 1975 года № 1040-348:

15. В целях сосредоточения сил и средств на создание самолета Ту-160 как основного стратегического многоцелевого самолета, приняли предложение Министерства авиационной промышленности и Министерства обороны СССР о прекращении работ по созданию самолета Т-4, предусмотренных постановлением ЦК КПСС и Совета Министров от 3 декабря 1963 года № 1194-440 /приказ ГКАТ от 14 декабря 1963 № 441ов/, от 28 ноября 1967 года № 1098-378 /приказ Министерства от 20 декабря 1967 № 433ов/ и от 26 июня 1974 года № 534-187 /приказ Министерства от 10 июля 1974 года № 265сс/

ПРИКАЗЫВАЮ

Заместителю Генерального конструктора Машиностроительного завода "Кулон" т. Иванову Е.А. работы по самолету Т-4 прекратить, сообщить о прекращении этих работ всем предприятиям и организациям.....
Подготовить к 1 марта 1976 года материалы на списание затрат по самолету Т-4.

п.п. Министр авиационной промышленности СССР

Дементьев П.В.

*Копия приказа №38 от 28 января 1976 г.*
*(Центральный архив МО РФ)*

*Олег Сергеевич Самойлович и Леонид Иванович Бондаренко осматривают макет самолета "101". Москва. 1996 г. (Ильдар Бедретдинов)*

ТМЗ и организовать на этом заводе производство крыльев для МиГ-23, то есть разгрузить предприятие "Знамя труда". Это должно было обеспечить производство необходимого количества истребителей. А.А. Гречко дал свое согласие...

В числе противников создания "сотки" были и работники КБ: заместитель Сухого Е.А.Иванов и главные конструкторы Н.Г. Зырин и Е.С. Фельснер Они считали, что Т-4 это не свойственная конструкторскому бюро тематика.

В конструкторском бюро П.О. Сухого противников и союзников создания "сотки" называли "черными" и "белыми" соответственно. К "белым" можно отнести СИ. Буяновера, О.С. Самойловича, Н.С. Чернякова и других.

После смерти П.О. Сухого генеральным конструктором конструкторского бюро стал Е.А. Иванов, и его отношение к машине во многом повлияло на закат программы по "сотке".

Бездействие и отсутствие всякой реакции на запросы по испытаниям "101-й" машины вынудили закрыть доводочные испытания самолета и перевести всех специалистов в Москву. А 28 января 1976 г. вышел приказ МАП СССР под № 38, которым закрывались работы по программе изделия "100", а на основании Постановления ЦК КПСС и Совета Министров СССР от 19 декабря 1975 г. №1040-348, этим же приказом было принято решение о создании самолета Ту-160.

В 1975 г. самолет "101" был отправлен на вечную стоянку в Монинский музей ВВС, где и находится по настоящий день. Фрагменты самолета "102" экспонировались в ангаре Московского авиационного института, но впоследствии они были разрезаны на куски и увезены на переплавку. Такая же судьба постигла и частично собранный самолет "103". В 1976 г. ОКБ П.О. Сухого представило смету по расходам по самолету Т-4, которая по ценам этого года составила 1 млрд. 300 млн. рублей! В верхах поднялся шум. Но и этот последний всплеск эмоций по "сотке" ни к чему не привел...

*Самолет Т-4 в музее Монино. Лето 1995 г. (Ильдар Бедретдинов)*

# ГЛАВА 2
## ЗАВОДСКОЕ ПРОИЗВОДСТВО

*Л. П. Соколов. (ТМЗ)*
*И.К. Зверев. (Ильдар Бедретдинов)*
*Ю.Я. Христов. (ТМЗ)*

## ТУШИНСКИЙ МАШИНОСТРОИТЕЛЬНЫЙ ЗАВОД

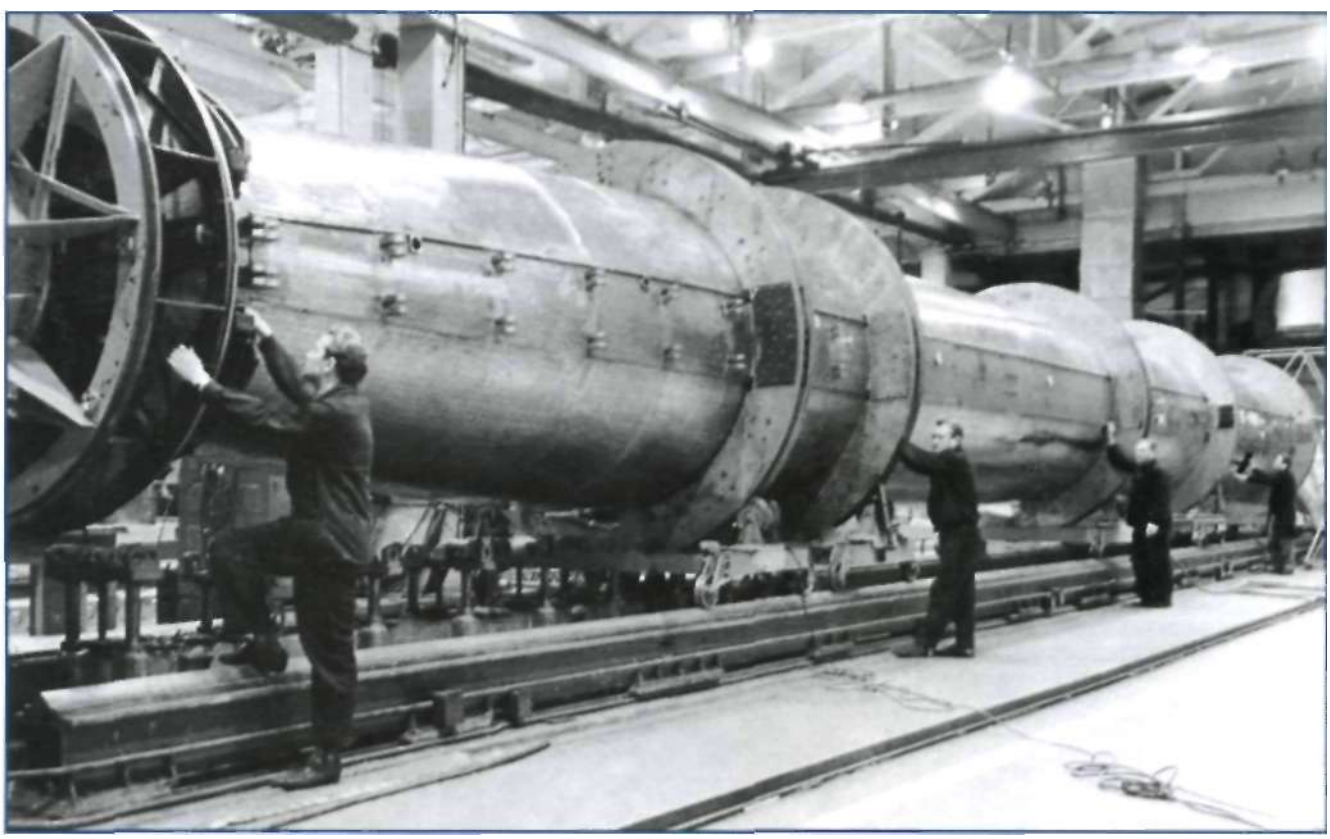
В начале шестидесятых годов завод имел высококвалифицированный коллектив рабочих и ИТР, развитую инфраструктуру производства, развитую инфраструктуру производства. Эти обстоятельства во многом определили выбор руководством отрасли Тушинского машиностроительного завода для изготовления опытной партии самолета Т-4.

В 1964 г. На ТМЗ совместно с ОКБ П.О. Сухого началась работа по подготовке производства для постройки новой машины. Директором завода в это время был Л.П. Соколов, главным инженером В.П. Порубиновский, главным технологом Ю.Я. Христоев, главным металлургом Б.И. Дуксин-Иванов, главным сварщиком П.С. Афанасьев, заместителями директора В.Г. Василенко, И.А. Дегтярев, начальниками производства Е.И. Маслов, М.Н. Востриков, заместителями главного инженера И.К. Зверев, В.Д. Сапегин.

Поскольку полет самолета Т-4 происходил на больших скоростях, и планер «сотки» в некоторых местах разогревался до 300° С, то потребовались материалы и конструкции исключающие при этом снижение прочности, компенсирующие температурное напряжение, вызванные неравномерным нагревом конструкции.

Это привело к применению в широком масштабе новых нержавеющих и жаропрочных сталей, сплавов титана и целой группы новых неметаллических материалов,лаков и клеев.

Совместно с НИАТом и ВИАМом на ТМЗ велась работа по доведению титановых сплавов, по-



*Установка для сварки фюзеляжа. (ТМЗ)*

*В. И. Дуксин-Иванов.*
*Р.С. Афанасьев.*
*Т.И. Казакевич.*
*(ТМЗ)*

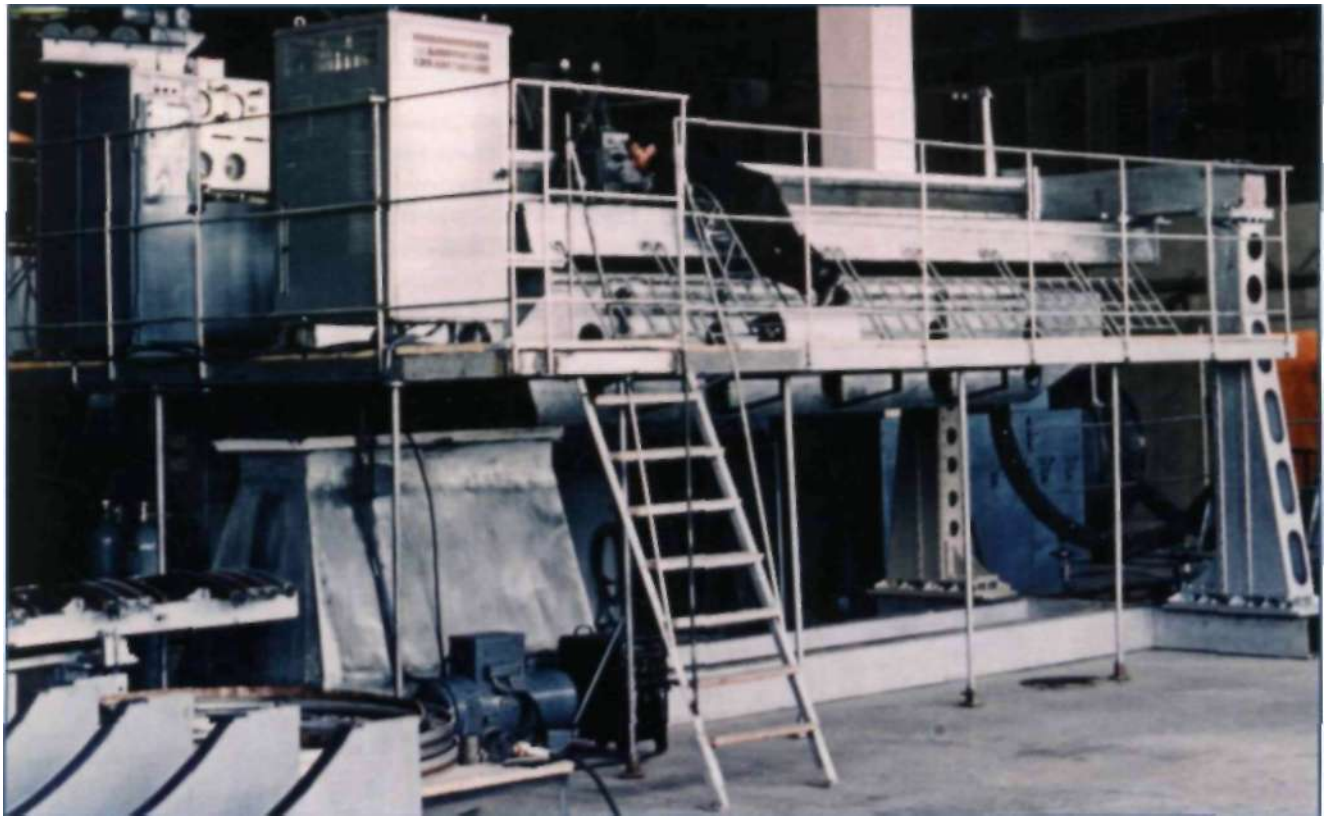
скольку при сварке шло произвольное трещинообразование. Из титана необходимо было удалить вредные примеси (кислород, азот, водород, фосфор и серу).

Освоением новых материалов занимались инженеры ТМЗ А.В. Баранов, В.И. Васильев, И.И. Зуев, И.Д. Нахабцев, В.Д. Превратухин, Г.Т. Кулинченко, Р.И. Рогочева, Н.Т. Махортов, Е. Тюклов, В.Н. Капустин, Н.М. Шварц, Н.Н. Марина, А.А. Бондарев.

С целью сокращения времени постройки, рациональной подготовки производства с учетом имеющегося на ТМЗ оборудования, определения необходимых научно-исследовательских работ с институтами об обработке технологий по инициативе главного конструктора ОКБ Н.С. Чернякова, были привлечены специалисты ТМЗ.

С конца 1964 г. специалисты отделов главного технолога Р.Ф. Фалеева, Б.В. Болбот, Л.А. Наумов и главного металлурга - П.С. Афанасьев, В.В. Гринин принимали активное участие в разработке конструктивных технологических решений с отделом 21 КБ для того, чтобы в процессе проектирования учитывались существующие возможности ТМЗ, определялись направления научно-исследовательских работ институтов и будущих экспериментальных работ по отработке технологии.

В результате этих совместных работ ТМЗ был разработан альбом типовых конструктивно-технологических решений, который был утвержден главным инженером ТМЗ и главным конструктором Т-4 и являлся основой для разработки технических заданий. На основании этого альбома было разработано техническое задание и выдано



*Стенд для сварки продольных швов.*
*(ТМЗ)*

конструкторскому отделу ТМЗ, смежным предприятиям и авиационным институтам.

После выхода приказа министра авиапромышленности В.П. Дементьева, по предложению Ю.Я. Христоева, был определен перечень крупностапельной (основной) оснастки. Оборудование и оснастка - приспособления для сборки, сварки, технического оборудования, было стандартизировано и выполнялось по предложенному Ю.Я. Христоевым принципу «кубиков» из детского конструктора, то есть всегда можно было быстро размонтировать одну установку и переделать ее в другую. Эта работа выполнялась бригадой конструкторов из НИАТа под руководством Б.А. Хропика и 18-м отделом ТМЗ.

Ржевскому станкостроительному заводу был выдан заказ МАП на изготовление автоматического сварочного оборудования (для точечной и роликовой сварки и для сварки плавлением). Вскоре ТМЗ получил новые станки АД СВ-6.

По проекту НИАТа для Тушинского машиностроительного завода были сделаны разделочные станки, уникальный поворотный стенд для сварки центроплана.

В течение двух лет на ТМЗ совместно с ЦАГИ и ОКБ П.О. Сухого шел поиск оптимальной конструкции опытных отсеков центроплана, фюзеляжа и крыла.

В 1966 г. на заводе по приказу министра был создан технический совет для решения вопросов, возникающих в ходе подготовки к производству самолета Т-4. В него входили: от ТМЗ - В.П. Порубеновский, И.К. Зверев, Ю.Я. Христоев; от ОКБ П.О. Сухого - Н.С. Черняков, А.А. Веселов; от МАП - Э.В. Литарев; от НИАТа - С.И. Реснин, от ВИАМа - Я.М. Потак, С.Г. Глазунов, Е.А. Борисова, В.П. Батраков, Л.Я. Гурвич и др.

В 1967 г. на ТМЗ стали поступать первые чертежи опытных отсеков Т-4. Одновременно на заводе была создана установка для полирования поверхности (для деталей длиной до 7 м), шла модернизация сварочного оборудования и приспособлений, позволявших изготавливать крупногабаритные сварные конструкции (под детали до 6 м), и отработка технологии процессов механообработки и резки. В последнем случае весь парк механообрабатывающих станков ТМЗ модернизировался для работы с титаном. Этим занимались П.В. Журавлев, С.П. Марченков, А.И. Коломиец и В.И. Вавакин.

Большое количество работ выполнялось отделом новой техники Тушинского завода во главе с Т.И. Казакевичем и его заместителем Ю.И. Альштадтом, в частности, проектирование средств механизации, программирование, научно-исследовательские работы, штамповка резка и т.д.

Совместно с ОКБ П.О. Сухого на ТМЗ был составлен сетевой график, который позволял наиболее оптимально определить последовательность планируемых работ в сторону уменьшения времени работы, снижения затрат и так далее.

На Тушинском машиностроительном заводе шла автоматизация станочного парка и программирование процессов и операций. Были созданы станки для считывания параметров детали с плазов фотоэлектрическим способом, а также фрезерно-копировальные - с числовым программным управлением (ЧПУ). Решением этих вопросов на заводе занимались начальник лаборатории программного управления М.С Арутюнян, начальник конструкторского бюро В.И. Ишник и другие.

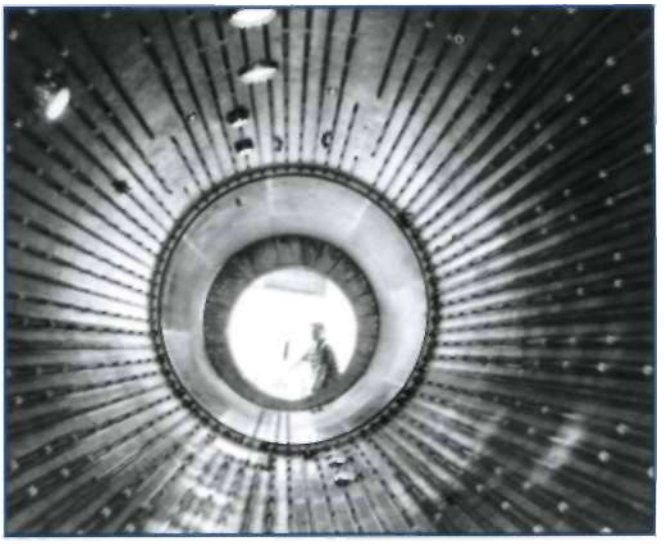
Кроме того, были отработаны совместно с сотрудником ВИАМа Г.Л. Ходаровским другие оригинальные технологические процессы: изготовление литых заготовок из титановых сплавов, разработанных сотрудниками института - Л.Н. Пивоваровой и Е.А. Борисовой, с нанесением перед нагревом специального изолирующего покрытия или нагрева в печах с обычной средой, широкое внедрение обработки по программе панелей, шпангоутов, балок из титановых сплавов и нержавеющих сталей на отечественных станках ЧПУ; освоение оборудования для расчета и записи программ на магнитную ленту; травление и химическое фрезерование листовых деталей из титановых сплавов и не-

*Опытный крыльевой бак.*
*(ТМЗ)*

*Крыло самолета.*
*(ТМЗ)*

*Опытный фюзеляжный бак.*
*(ТМЗ)*

ржавеющих сталей; изготовление тонкостенного трубопровода из титановых сплавов и нержавеющих сталей (от ОКБ им. П.О. Сухого работой занимался А.И. Фурман), сварка и пайка трубопровода в монтажных условиях; внедрение алмазного инструмента и оборудования для полирования кромок сварных соединений изготовление из нормализованных элементоЕ комплекта стапелей и стендов со встроенным сварочным оборудованием для сборки-сварки передней, боковой, хвостовой частей фюзеляжа, центроплана и крыла; термообработка *v* термофиксация (термоправка) профилей и панелей из титановых сплавов в вакуумных термических печах; автоматизированная точечная сварка профилей, обечаек и панелей с перемещением агрегата или сварочного оборудования по шагу; автоматическая сварка продольных *v* кольцевых сварных швов агрегатов; автоматическая сварка поперечных кольцевых швов имеющих форму, отличную от окружности, с применением следящей системы; автоматическая сварка Т-образных профилей методом сквозного проплава с растяжением деталей пе-



*Внутренняя часть фюзеляжного топливного бака.*
*(ТМЗ)*

ред сваркой; создание комплекса испытательного, контрольно-измерительного оборудования для обработки и контроля топливных, гидравлических и электро-радио систем и другие.

На ТМЗ происходила реконструкция завода. В частности, был построен уникальный термогальванический комплекс, площадью 15000 м$^2$, позволявший обрабатывать детали до десяти метров длиной. В два раза возросла площадь механического цеха, в полтора раза увеличились цеха штамповки, агрегатно-сборочный, сборки фюзеляжа и крыла. Большое участие в этом приняли начальник бюро реконструкции Н.Т. Аров и инженер-строитель В.В. Присов.

Все эти и другие работы выполнялись с участием отраслевых НИИ (НИАТ, ВИАМ, ВИЛСидр.), института электросварки им. Патона, ВНИИалмаз и других научных и технических организаций технического управления МАП.

Среди сотрудников этих организаций, принимавших участие в работе, надо отметить начальника главного технического управления МАП Г.М. Кошелева, его заместителя Ю.М. Бральского, главного инженера НИАТа Н.М. Видкора, заместителя начальника НИАТа Б.Н. Романовича, директора Савеловского завода И.А. Панкова, главного инженера этого же завода А.Н. Киселева, директора Ржевского завода М.П. Кулешова, главного инженера Ржевского завода В.П. Сарчука и других.

## МКБ «БУРЕВЕСТНИК»

В 1965 г. Конструкторское бюро КБ-82 было выделено из состава Тушинского машиностроительного завода - ТМЗ (п/я 1309 МАП) в самостоятельное предприятие п/я 4705 ( с 1967 г. именуемое Машиностроительным конструкторским бюро МКБ «Буревестник») и подключено в помощь головному ОКБ П.О. Сухого к разработке конструкции и рабочих чертежей самолета Т-4, его экспериментальных узлов агрегатов и стендов с изготовлением их в опытном производстве, а также к конструкторскому сопровождению при изготовлении опытных образцов самолета на ТМЗ. Ответственным руководителем вновь созданного предприятия был назначен главный конструктор - Александр Васильевич Потопалов.

На первом этапе совместных работ с ОКБ П.О. Сухого и Тушинским машиностроительным заводом в МКБ «Буревестник» организовалось конструкторское бюро КБ-1 только по самолетной тематике, в состав которого было отобрано около 100 наиболее квалифицированных конструкторов предприятия. В связи с возросшими объемами проектных работ через 2 года эта численность практически была удвоена, главным образом за счет целевой подготовки конструкторов из студентов-старшекурсников вечернего отделения МАТИ, вечернего техникума ТМЗ и выпускников средней школы.

*А. В. Потопалов. (МКБ "Буревестник")*

Возглавили эту конструкторскую организацию заместитель главного конструктора - Максим Григорьевич Олло и ведущий конструктор с правами его заместителя Борис Иванович Мерзляков, которые осуществляли техническое руководство при проектировании и выпуске конструкторской документации на разные объекты по ТЗ, выданным головным разработчиком.

В первую очередь был определен объем работ, выполняемых МКБ "Буревестник", составлен перечень и сроки их выполнения. На основании взаимно-согласованных документов были разработаны сетевые графики, по которым в дальнейшем велась организация и контроль выполнения работ как при разработке конструкторской документации, так и при изготовлении и испытаниях материальной части. Система сетевого планирования и управления (СПУ) впервые в авиационной промышленности начала внедряться в ОКБ П.О. Сухого при строительстве самолета Т-4. Ответственные от ОКБ П.О. Сухого - Д.Н. Бобрышев, от **МКБ** «Буревестник» - Е.Л. Татарский.

В то время отсутствовал промышленный опыт изготовления цельносварных, герметичных «горячих» авиационных конструкций. Поэтому головным ОКБ совместно с Тушинским машиностроительным заводом-изготовителем самолета Т-4 было принято решение о разработке конструктивно-технологических схем (КТС) отсеков фюзеляжа, мотогондолы и крыла, которые были выполнены в сжатые сроки с участием конструкторов МКБ «Буревестник», что ускорило подготовку производства ТМЗ.

В ОКБ головного предприятия под техническим руководством начальника конструкторского отдела Кирилла Александровича Курьянского и начальника отдела прочности Сергея Васильевича Чиминова и при участии ведущих специалистов технологов, как завода «Кулон», так и ТМЗ были разработаны конструкции основных силовых элементов - шпангоутов, панелей и др., а также общие виды отсеков.

Затем эта группа была значительно расширена за счет дополнительного привлечения конструкторов МКБ «Буревестник», которые и начали выпуск рабочих чертежей, а возглавлял эту группу ведущий конструктор А.И. Зембулатов.

Разработка и запуск рабочих чертежей на агрегаты фюзеляжа, мотогондолы и бака-пилона на первые экспериментальные самолеты были в полном объеме выполнены конструкторами отдела, возглавляемым И.М. Клочковым, с проведением прочностных расчетов специалистами отдела В.М. Лебедева.

Учитывая новизну конструкции, в ОКБ П.О. Сухого был разработан обширный план экспериментальных наземных испытаний, в реализации которого внесен значительный вклад МКБ «Буревестник».

Были разработаны чертежи, прочностные расчеты, программы проведения испытаний и отработаны конструкции ряда экспериментальных отсеков, панелей силового титанового крепежа, крыла и воздухозаборника, а также крепежа односторонней постановки - В.М. Троицкий, В.И. Гришин, О.Н. Охотников, А.С. Нилов, Н.И. Муравьев - под непосредственным техническим руководством ведущих конструкторов ОКБ П.О. Сухого: центроплана - Ю.В. Остапова, крыла - Б.М. Рабиновача, фюзеляжа - Ю.А. Рябышкина и др.

Кроме того, конструкторами МКБ «Буревестник» были разработаны компоновки, конструктивно-силовые схемы, а также принципиальные и монтажные схемы систем управления двигателем, системы управления механизацией воздухозаборника, системы измерения, и выпущены рабочие чертежи для работающего макета силовой установки стенда РМСУ, который предназначался для отработки взлетно-посадочных характеристик воздухозаборн и ка.

Также были разработаны, изготовлены и испытаны агрегаты и системы самолета на стендах:

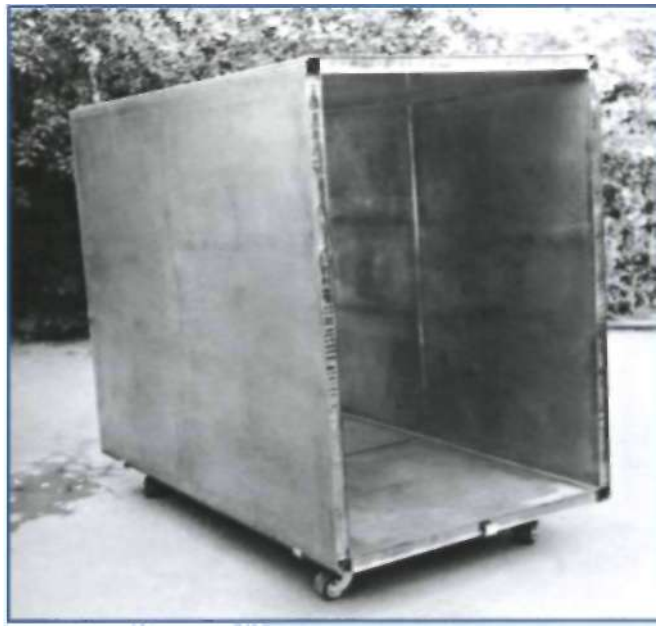
- МСУ модель силовой установки с двумя вертолетными двигателями ТВ2-117 завода им. В.Я. Климова в масштабе 1:3 для отработки в ЦИАМе на стенде Ц1А характеристик воздухозаборника на трансзвуковых и сверхзвуковых скоростях полета;
- СВ-100 - стенд для отработки системы автоматического регулирования воздухозаборников;
- ПУ-45 - пусковая установка и стенд для отработки безопасности схода ракеты Х-45 при воздействии вибрационных нагружений;
- стенд для тепловых испытаний в Тураево теплозащитного экрана;
- стенд горизонтального оперения и элевонов и др.

Одновременно с проектно-конструкторскими работами по конструкции самолета Т-4 в МКБ «Буревестник» под руководством ведущих специалистов ОКБ П.О. Сухого велись работы по созданию принципиальных схем, компоновок, разработке и выпуску монтажных и установочных чертежей электро-радиооборудования и систем измерений. Эта работа выполнялась специалистами конструкторского отдела, возглавляемого Владимиром Александровичем Корниловым.

В дальнейшем работы по системе измерений были сосредоточены во вновь созданном специализированном отделе во главе с Л.И. Корчиком и А.И. Тепловым и отделе обеспечения эксплуатации системы измерений на первом самолете и выпуск конструкторской документации на последующие самолеты. В числе конструкторов, внесших наибольший вклад в эти работы, были: О.А. Голяницкий, М.Ф. Сафронов, А.В. Дунаев, М.С. Арутюнян, В.И. Ковалев, Ю.А., Алимов, Г.Г. Крючков, В.С. Королев и др. Большая работа была проведена по разработке электрооборудования стендов, МСУ, РМСУ, НИР «ОВАЛ».

Конструкторами отдела была разработана техническая документация на создание летающей лаборатории для отработки радиотехнического оборудования на базе самолета Ил-18. Летающая лаборатория изготавливалась на экспериментальном машиностроительном заводе ЭМЗ им. В.М. Мясищева.

При использовании самолета в разведывательном варианте специальное оборудование должно было размещаться в подвесных контейнерах. Компоновка контейнеров, установочные чертежи, чертежи на макеты контейнеров и оборудования, размещаемого в них, были выполнены конструкторами В.С. Головлевым, В.Б. Дешкиным, Б.С. Клименковым, В.И. Кулаковым, Ю.Г. Мушкаревым, С.М. Дундуковым, В.И. Бавиловским, Е.В. Лазаревой, Г.Л. Калькута, В.В. Игнатовой, В.Ф. Сахаровой и др.



*Опытная конструкция части воздухозаборниа самолета. (МКБ "Буревестник")*

Разработка конструкции подвесных контейнеров и механизации защитных створок иллюминаторов были выполнены конструкторами КБ-1: А.В. Жучковым, Ю.П. Елисеевым, ВИ. Куликовым, Р.Д. Ванчуриным, Ю.С. Гуровым, Н.К. Даутовым, И.Г. Зиньковским, А.Я. Шаровым и др.

По мере развертывания производства и разработок штатного варианта к работам по самолету Т-4 были привлечены значительные силы специалистов по радиоэлектрооборудованию из подразделений, возглавляемых заместителем главного конструктора Биллем Георгиевичем Куксовым и начальником отдела Дмитрием Михайловичем Хоревым, которые обеспечили конструкторское сопровождение производства и в дальнейшем активно выполняли работы, связанные с комплексной отработкой бортового оборудования в НИИАС.

В 1965 г. к расчетно-теоретическим и исследовательским работам, выполняемым в ОКБ П.О. Сухого, подключились специалисты теоретического отдела МКБ «Буревестник», возглавляемого Леонардом Николаевичем Селивановым.

В 1968 г., когда на Тушинском машиностроительном заводе было развернуто в полном объеме строительство опытных головных образцов самолета стало очевидным, что бригада по конструкторскому сопровождению от головного предприятия не в состоянии обеспечить оперативные решения вопросов производства ТМЗ и тем более своевременно производить уточнение конструкторской документации, Главными конструкторами Н.С. Черняковым и А.В. Потопаловым было принято решение о создании в МКБ «Буревестник» отдела по конструкторскому сопровождению производства ТМЗ во главе с ведущим конструктором Константином Николаевичем Титовым, а затем ведущим конструктором Виталием Ивановичем Покжевницким, который продолжил эту работу вплоть до полного ее прекращения в 1975 г. Они провели большую работу по созданию этого подразделения, организации работ по обеспечению ТМЗ рабочей конструкторской документацией и оперативному решению вопросов производства. Главной же задачей нового отдела была разработка комплекта конструкторской документации для изготовления штатных вариантов самолета, и им был создан большой задел этой документации.

В 1970 г. была организована комплексная конструкторская бригада - по сопровождению летных испытаний в ЛИИ самолета «101», которой руководил начальник бригады Владимир Ильич Виноградов, основной задачей которой являлось оперативное обеспечение КД и внедрение конструкторских изменений в процессе летных испытаний. Кроме того, в процессе ЛИ была разработана система КЗА, проведены измерения статистических и динамических нагрузок температур с анализом их результатов под руководством специалистов Л.И. Корчика, О.И. Охотникова, О.А. Голяницкого, В.С. Косцова, Ю.И. Алимова.

Наряду с проектно-конструкторскими работами по теме Т-4 в МКБ «Буревестник» велось изготовление большого количества экспериментальных объектов, крепежа, моделей и стендов (в том числе МСУ, СВ-100) для наземных испытаний, а также производственное обеспечение лабораторно-экспериментальных работ.

Опытным производством, которое возглавлял заместитель главного конструктора Шая (Александр) Давыдович Гольштейн было освоено промышленное производство стальных сотовых паяных конструкций и проведена технологическая подготовка к широкому применению их в конструкции воздухозаборников на самолете Т-4. Был изготовлен экспериментальный натурный образец воздухозаборника с регулируемыми панелями.

Проектно-конструкторскими и экспериментальными работами по созданию паяных сотовых конструкций занимался отдел, возглавляемый Аскольдом Ивановичем Ендогуром. Среди конструкторов, внесших основной вклад были: М.Я. Гофин, Э.Л. Чуева, В.И. Куликов, А. Музыка и др.

Для конструкторов и других специалистов МКБ «Буревестник», до этого, в основном, не имеющих опыта работы по созданию самолетов, совместная работа по теме Т-4 с ОКБ П.О. Сухого явилась хорошей школой в подготовке высококвалифицированных специалистов (конструкторов, расчетчиков, технологов, испытателей и т.д.). Был создан творческий конструкторский коллектив, способный выполнять еще более совершенные конструкции, что и было подтверждено при создании ВКС «Буран».

# ГЛАВА 3
## ТЕХНИЧЕСКОЕ ОПИСАНИЕ УДАРНОГО САМОЛЕТА Т-4

## АЭРОДИНАМИЧЕСКАЯ КОМПОНОВКА

Аэродинамическая схема самолета Т-4 представляет собой «бесхвостку» с передним горизонтальным оперением.

Фюзеляж - тело большого удлинения, несущее переднее горизонтальное и хвостовое вертикальное оперения и имеет отклоняющуюся носовую часть, которая позволяет улучшить обзор из кабины летчика на дозвуковых режимах полета, при заправке топливом в полете и на режимах взлета и посадки. На самолете установлено крыло треугольной формы в плане с изломом по передней кромке. Шасси самолета выполнено по трехстоечной схеме с носовой стойкой.

Силовая установка включала четыре двигателя РД36-41, размещенных в ряд в гондоле под крылом - «пакетная компоновка». Такая компоновка обеспечивала снижение аэродинамического сопротивления самолета и позволяла использовать положительную интерференцию между мотогондолой и крылом и достичь более высоких значений величин аэродинамического качества.

Продольное управление самолетом осуществлялось элевонами и передним горизонтальным оперением, поперечное управление - элевонами, путевое - рулем направления. На режимах взлета и посадки переднее горизонтальное оперение работало совместно с элевонами. На остальных режимах переднее горизонтальное оперение служило для продольной балансировки самолета.

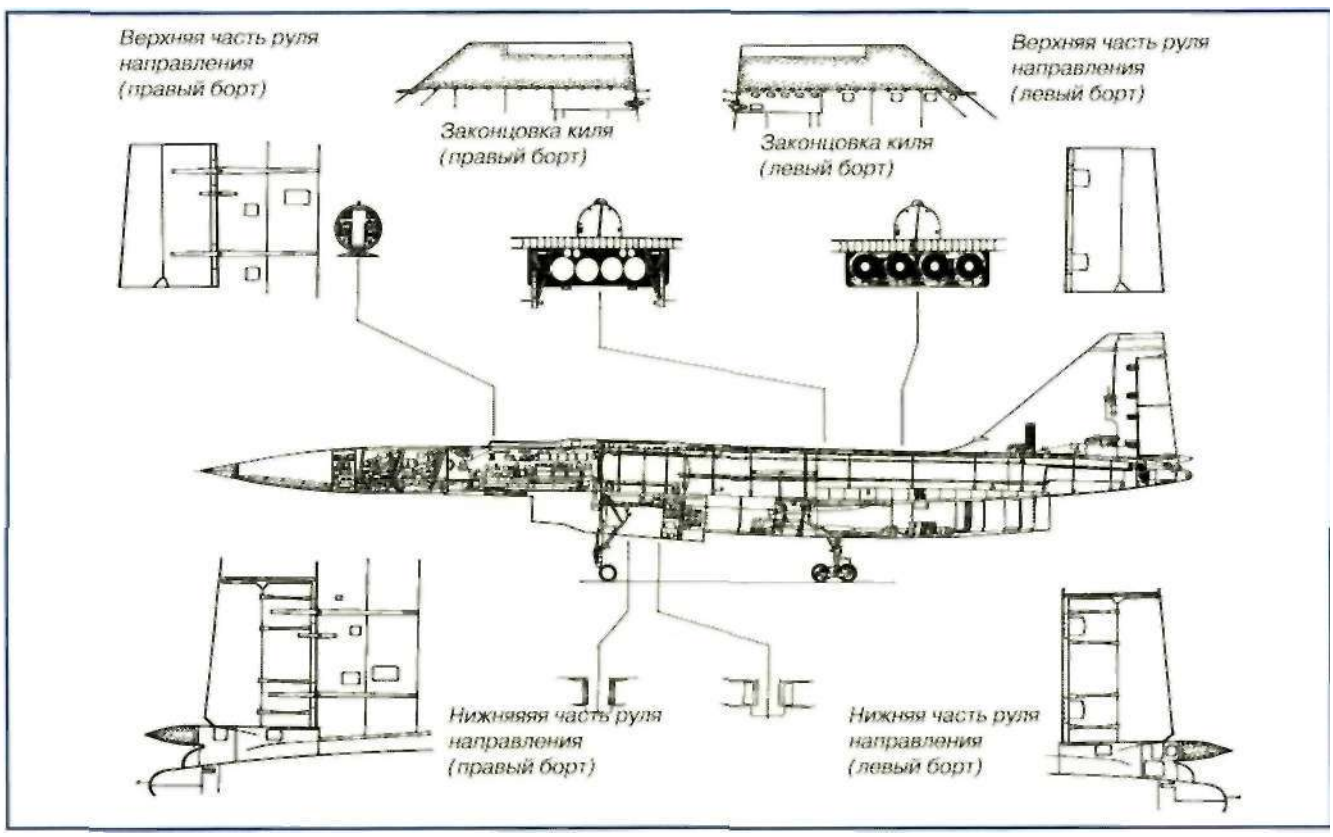
Самолет Т-4 обладал высокими сверхзвуковыми и дозвуковыми характеристиками, которые были достигнуты благодаря колоссальному объему аэродинамических исследований на этапе разработки.

Большое количество работ было проведено при выборе оптимальной формы крыла будущего самолета. В ходе исследований подобрана такая форма крыла в плане, которая позволяла достичь наименьшего смещения фокуса машины при изменении режима полета с дозвукового на сверхзвуковой.[1]

Параллельно проводились исследования различных профилировок крыла и подбор их для самолета Т-4. Наиболее удовлетворял требованиям остроносый профиль У5. При имеющейся относительной толщине 2,74%, он обладал минимальным сопротивлением на сверхзвуке.

Для достижения требуемых характеристик на дозвуковых режимах был введен отгиб носка крыла. Это позволило получить при дозвуке на остроносом профиле повышение аэродинамического

[1] Известно, что при переходе от дозвука к сверхзвуку фокус самолета резко смещается назад от центра тяжести (и наоборот), при этом возникает проблема балансировки ЛА. Путем подбора профиля крыла удалось уменьшить потери на балансировку. Прим. автора.




*Компоновка самолета Т-4 (вид сбоку) (Николай Гордюков)*

качества, по сравнению с обычным неотогнутым крылом, приблизительно на единицу, и существенно улучшить летно-технические характеристики самолета на дозвуковых режимах полета. Данные по отгибающемуся носку крыла были получены после исследований деформации срединной поверхности и обтекания крыла.

На основании полученных положительных результатов в 1969 г. Павел Осипович Сухой совместно с Наумом Семеновичем Черняковым приняли решение переделать носовую часть крыла на практически уже готовом самолете.

Отклонение флаперонов на дозвуковых режимах полета влияет на повышение аэродинамического качества самолета. При малых углах отклонения флаперонов, порядка 5 градусов, можно поднять максимальное аэродинамическое качество, которое в свою очередь влияет при полете на дальность. Этот режим был также введен на строящийся самолет.

Флапероны на Т-4 использовались не только для повышения аэродинамического качества, они также служили как органы управления поперечного и продольного каналов, балансировки и одновременно зависания. Зависание было новым элементом в управлении самолетом, которое повышало его аэродинамические качества при одновременном выполнении всех остальных функций управления.

Отдельной темой при выборе компоновки крыла Т-4 была работа по отклоняемым законцовкам. Отклонение законцовок крыла вниз влияло на характеристики путевой устойчивости и повышало его упругие свойства. Но из-за тонкого профиля крыла самолета Т-4 отклоняемые законцовки установлены не были.

Для уменьшения сопротивления самолета в трансзвуковой области и при полете с числом M>1 при формировании геометрических обводов самолета использовался «график площадей» поперечных сечений самолета.

Большое значение при создании аэродинамической компоновки «сотки» было уделено вопросам тряски самолета. На летающей лаборатории на базе Су-9 проводились исследования по обтеканию крыла самолета методом шелковинок, а также с применением датчиков давления. Полученные данные, позволили выяснить на каких режимах возникает это явление на самолете Т-4.

Невероятно большой объем исследований при создании самолета проводился при изучении аэродинамики двигательных установок: гондол и их расположению, воздухозаборникам и соплу.

Для самолета Т-4 совместно с ЦАГИ впервые в отечественной практике был разработан сверхзвуковой регулируемый воздухозаборник смешанного сжатия с автозапуском, для расчетного числа Mтах = 3,0. Он обеспечивал высокие значения коэффициента полного давления во всем диапазоне чисел М. Были также созданы: программно-замкнутая система регулирования воздухозаборника смешанного сжатия, регулируемое сверхзвуковое сопло, обеспечивающее высокую эффективную тягу во всем диапазоне скоростей полета и система перепуска воздуха в тракт охлаждения двигателей из пограничного слоя, сливаемого с нижней поверхности крыла перед воздухозаборниками.

Аэродинамическая компоновка самолета с малым запасом продольной устойчивости и большим передним горизонтальным оперением обеспечивала малые потери аэродинамического качества на продольную балансировку самолета.

## ТЕХНОЛОГИЧЕСКОЕ ЧЛЕНЕНИЕ САМОЛЕТА

Технологическое членение самолета Т-4 позволяет вести сборку самолета при серийном производстве широким фронтом и способствует сокращению цикла изготовления самолета.

Деление самолета на агрегаты, отсеки и панели позволяет максимально механизировать сверлильно-зенковальные и клепочные работы.

В связи с увеличением доли титановых и высокопрочных стальных сплавов в конструкции самолета состав технологических процессов по его изготовлению значительно отличался от традиционных, что увеличивало объем сварочных работ.

Планер самолета в технологическом плане делился на следующие агрегаты: фюзеляж, гондола двигателей, крыло, переднее горизонтальное оперение, киль, главные и передняя опоры шасси.

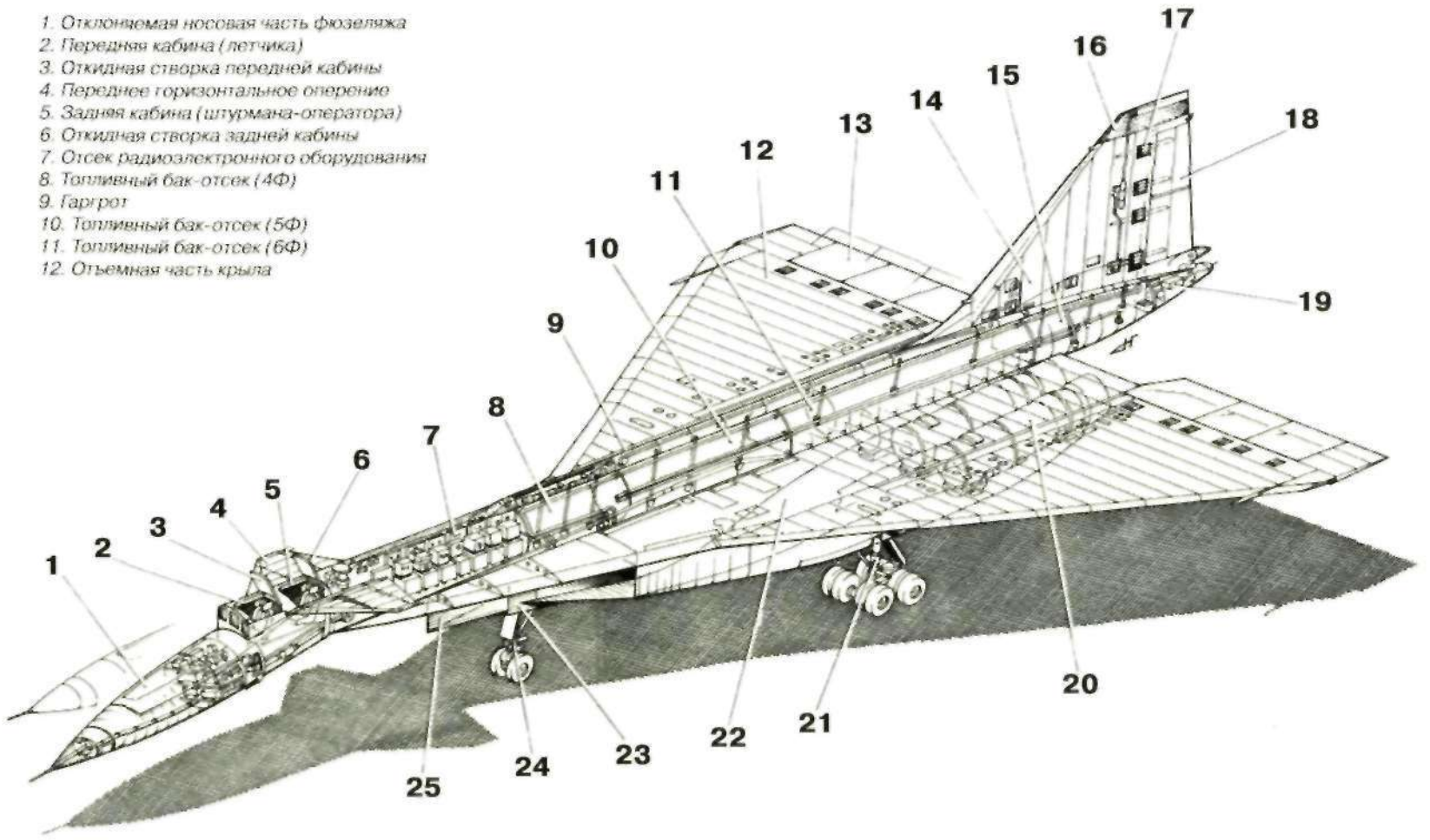
В свою очередь агрегат-фюзеляж делился на следующие технологические отсеки: отклоняемая носовая часть фюзеляжа, кабинный отсек, закабинный (приборный) отсек, отсек центрального топливного бака, хвостовой отсек и отсек тормозного парашюта.

Крыло состояло из центральной части, двух консолей с механизацией задней кромки, левой и правой передних частей крыла(наплывов).

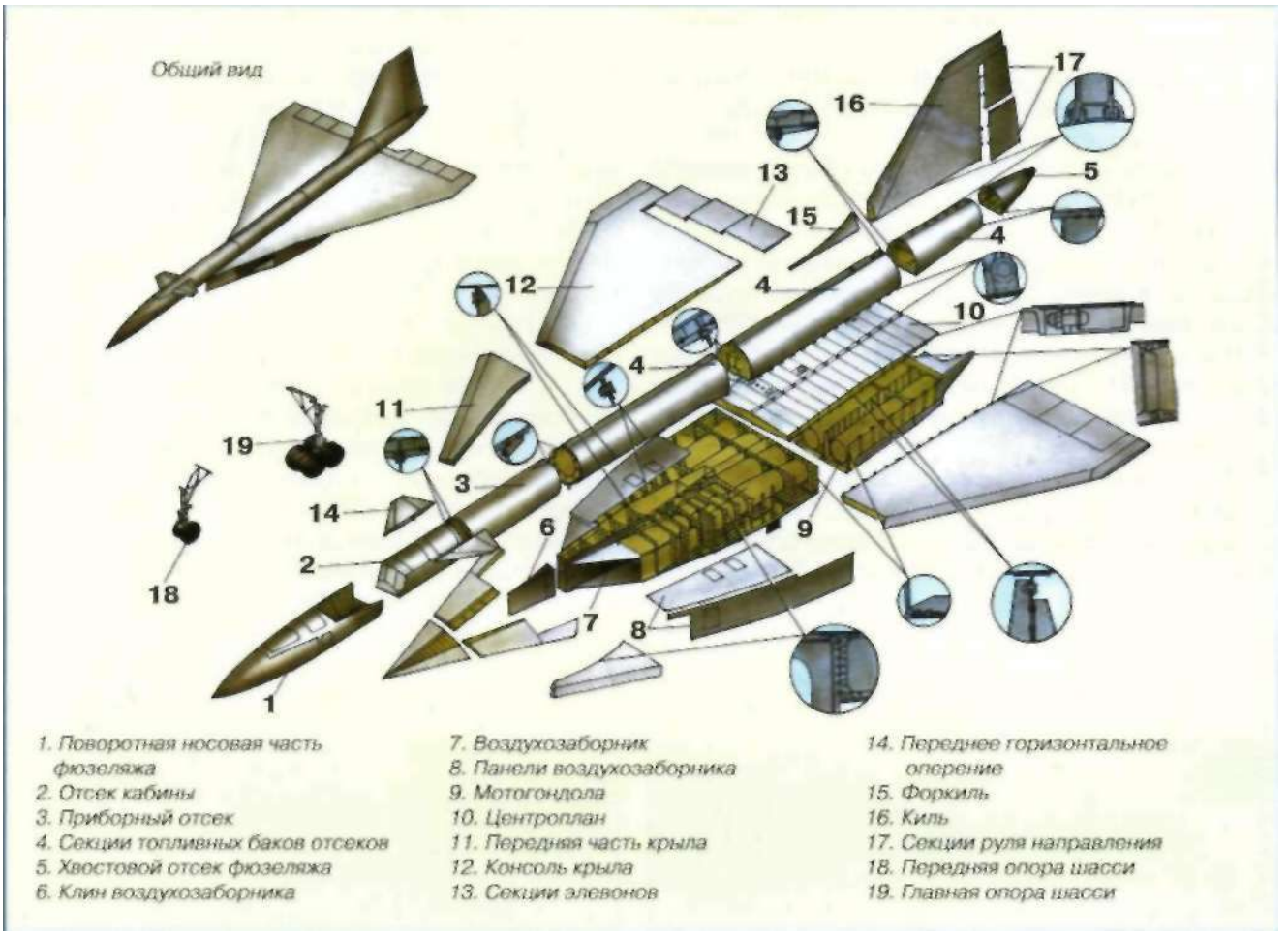
Гондола двигателей состояла из передней части с клином воздухозаборника, створками подпитки, противопомпажными створками, регулируемыми панелями воздухозаборника, нижнего обтекателя, центральной части с топливным баком, конструкций воздушных каналов и хвостовой части гондолы со створками люков на ее нижней поверхности, обеспечивающими замену и эксплуатацию двигателей.

Вертикальное оперение состояло из центральной части, законцовки, форкиля и руля направления.

# УДАРНО-РАЗВЕДЫВАТЕЛЬНЫЙ САМОЛЕТ Т-4




Компоновочная схема самолета Т-4
(Николай Гордюков)




*Технологическое членение самолета 1-4.*
*(Николай Гордюков)*

## КОМПОНОВКА И КОНСТРУКЦИЯ ФЮЗЕЛЯЖА

Фюзеляж самолета круглого сечения был выполнен по полумонококовой схеме и состоял из семи основных отсеков. В отклоняемой носовой части фюзеляжа под радиопрозрачным обтекателем, размещалась антенна и радиоэлектронные блоки радиолокационной станции, а в носке обтекателя - основной приемник воздушного давления. Перед передней стенкой кабины в отклоняемой носовой части фюзеляжа были размещены стеллажи с блоками пилотажно-навигационной системы управления оружием, а также агрегаты системы кондиционирования.

В передней части фюзеляжа были установлены узлы для крепления отклоняемой носовой части фюзеляжа и гидроцилиндра для ее подъема и опускания.

В отклоняемой носовой части фюзеляжа предполагалось установить штангу дозаправки самолета топливом в полете.

В верхней части кабинного отсека были размещены тандемно расположенные кабины летчика и штурмана. В кабинах были установлены органы управления самолетом, двигателями и приборы прицельного и навигационно-пилотажного оборудования.

Герметизация отсеков оборудования и кабины осуществлялась герметиком по заклепочным и болтовым швам. Технологические фланцевые стыки герметизировались термостойкими прокладками.

Каждая кабина была оборудована откидным люком для аварийного покидания самолета и посадки экипажа в кабины.

Под кабинами - в подкабинных отсеках были установлены агрегаты системы жизнеобеспечения экипажа и системы охлаждения и кондиционирования. В подкабинных отсеках устанавливались узлы подвески отклоняемой носовой части фюзеляжа.

Поперечный набор фюзеляжа был выполнен из типовых и силовых стеночных и арочных шпангоутов. Типовые шпангоуты состояли из профилей Z-образного сечения из титановых сплавов. Силовой шпангоут стенки кабины имел одностеночную конструкцию. Шпангоуты, являющиеся стенками герметичных отсеков, также составляли

одностеночную конструкцию с подкрепляющим силовым набором.

Основная часть радиоэлектронного оборудования самолета была установлена в приборном (закабинном) отсеке. Для обеспечения работоспособности радиоэлектронного оборудования в длительном сверхзвуковом полете приборный отсек был выполнен герметичным, с теплоизоляционным покрытием по всей поверхности отсека. Фюзеляж в зоне приборного отсека по всей его длине имел круглое сечение диаметром 2000 мм.

Длина приборного отсека составляла 6746 мм. Поперечный набор отсека состоял из 22 типовых промежуточных шпангоутов с шагом между ними равным 300 мм.

По бортам приборного отсека на нескольких уровнях размещались блоки комплексов радиоэлектронного оборудования, а также блоки электросистемы самолета. Большинство блоков было сгруппировано в отдельные модульные одно-, двух-, трехэтажные этажерки, позволяющие резко сократить установочный вес радиоэлектронного оборудования и объем, который оно занимало на самолете. Кроме того, установка блоков в модульные этажерки позволила централизованно с меньшими, в том числе и весовыми потерями, подвести к блокам охлаждающий их воздух из системы кондиционирования, а также уменьшить длину жгутов, связывающих между собой блоки оборудования.

По всей длине приборного отсека по его центру был расположен «коридор», обеспечивающий подход к блокам при их эксплуатации и замене.

В верхней части отсека по оси симметрии проходили тросы управления рулем направления. Внизу по бортам размещались агрегаты и трубопроводы системы кондиционирования. В приборном отсеке были также расположены газификаторы кислородной системы.

Большая часть жгутов, проложенных вдоль отсека, была расположена по бортам в нижней части отсека под стеллажами, на которых устанавливалась большая часть модульных этажерок оборудования.

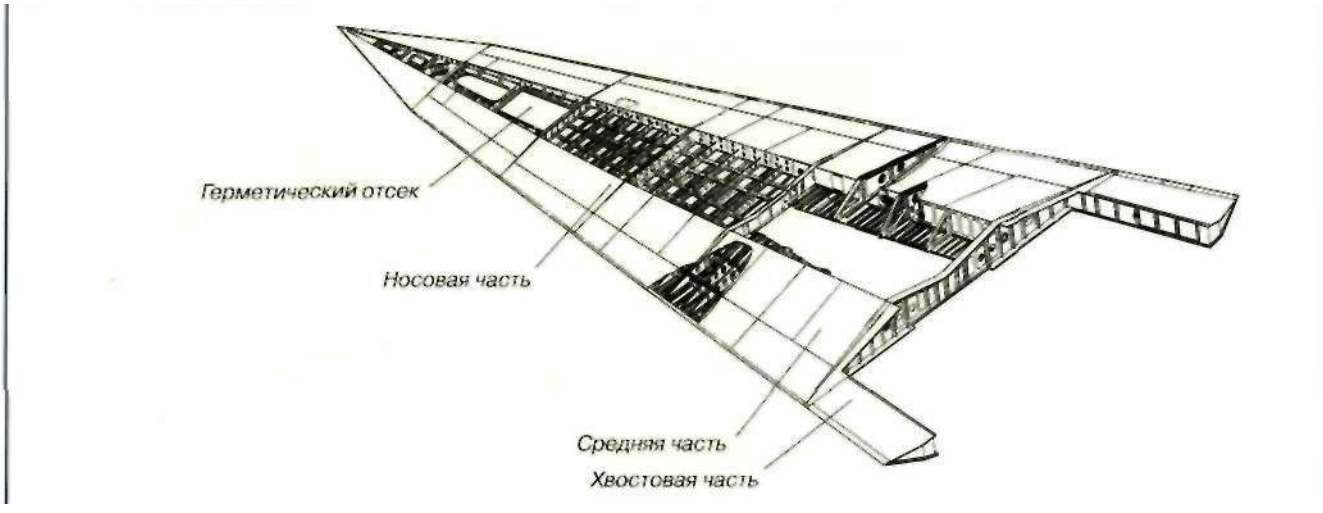
На «потолке» коридора были установлены блоки электросистемы.

*Общий вид самолета Т-4 в музее г. Монино:*
*а) вид спереди;*
*б) вид 1/3 спереди:*
*в) вид 1/3 сзади;*
*г) вид с правого борта*
*(Ильдар Бедретдинов)*

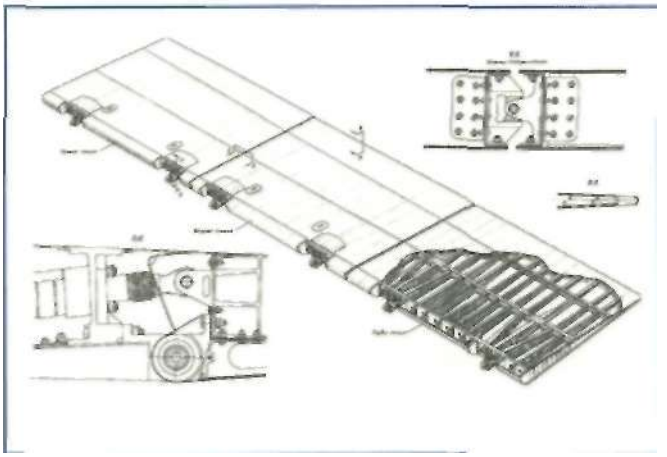
/Срыло.
*(Николай Гордюков)*

Трубопроводы системы кондиционирования располагались по бортам отсека в его нижней части. Толщина теплоизоляционного слоя составляла 50 мм.

В приборном отсеке были установлены блоки системы радиотехнической разведки, станции активных помех, инфракрасного пеленгатора, госопознавания, связи, самолетного ответчика,




*Носок крыла.*
*(Николай Гордюков)*



*Элевон крыла.*
*(Николай Гордюков)*

*Крыльевой противофлаттерный балансир.*
*(Ильдар Бедретдинов)*

бортовой цифровой вычислительной станции, коммутации, управления силовой установкой, спасаемого самописца, автоматизированной системы контроля, аппаратуры управления ракетами, антиюзовой автоматики и управления воздухозаборниками. Здесь же располагались части блоков радиолокационной станции, астроинерциальной системы и радиотехнических систем ближней и дальней навигации.

Технологические отсеки фюзеляжа - 4Ф, 5Ф и 6Ф - топливные баки-отсеки. Отсек 4Ф имел круглое сечение постоянного диаметра 2000 мм, передняя стенка отсека представляла собой сферическую форму для восприятия избыточного давления в баке. Длина отсека 4Ф - 9750 мм. Отсек 5Ф - надкессонный, с плоским днищем, **под** отсеком 5Ф располагался кессон крыла. Поперечные сечения отсека 6Ф, аналогичны поперечным сечениям отсека 5Ф, но имели меньшие геометрические сечения. Топливные баки были соединены системой трубопроводов.

В гермошпангоутах топливных баков - отсеков имелись люки с герметичными крышками для доступа внутрь баков.

Над баками был расположен гаргрот, в форме полуцилиндра. В гаргроте располагались основные транзитные коммуникации самолета: жгуты электросистемы, радиоэлектронных систем, тросы управления рулем направления, трубопроводы топливной системы.

В хвостовой части фюзеляжа размещался хвостовой отсек, в котором была установлена четырехкупольная парашютно-тормозная установка (ПТУ). Створки ПТУ при выпуске парашюта раскрывались в стороны.

Под фюзеляжем и центропланом крыла была установлена гондола с пакетным расположением четырех двигателей.

Гондола двигателей технологически делилась на переднюю часть мотогондолы и хвостовую часть.

Носок передней части гондолы представлял собой вертикальный клин, на котором слева и справа установлены регулируемые створки воздухозаборника и сам воздухозаборник. В носке гондолы была размещена ниша передней опоры шасси. За нишей передней опоры в носке между воздушными каналами был расположен отсек оборудования, в котором, располагались агрегаты самолетных систем.

В центральной зоне гондолы между воздушными каналами был размещен расходный топливный бак. По бокам центральной части гондолы под центропланом располагались левая и правая ниши главных опор шасси. Кинематическая схема створок главных опор позволяла закрывать их при выпущенных опорах.

## КОНСТРУКЦИЯ И КОМПОНОВКА КРЫЛА

Крыло самолета Т-4 имело треугольную в плане форму с изломом по передней кромке.

Профиль крыла - симметричный с относительной толщиной 2,7%.

Крыло самолета технологически делилось на две части:

- центральную (центроплан);
- консоли крыла.

Центральная часть крыла имела многобалочную конструкцию с часто расположенным поперечным набором (нервюрами) и панелями, представляющими собой обшивку, подкрепленную стрингерами.

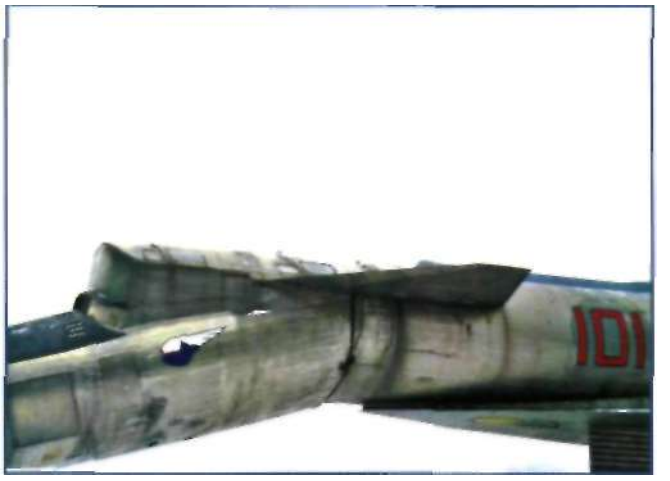
Центральная часть крыла делилась на:

- герметичную переднюю, в которой был расположен топливный бак-отсек;
- негерметичную заднюю.

По периметру топливного отсека были предусмотрены люки для осмотра и ремонта при обнаружении течи.

Стык центральной части крыла с консолями осуществлялся по узлам силовых балок болтами,

*Киль самолета Т-4.*
*(Ильдар Бедретдинов)*




*Переднее горизонтальное оперение самолета.*
*(Ильдар Бедретдинов)*

по панелям: по верхней поверхности с помощью гребенки, по нижней - с помощью силовой ленты.

На верхней поверхности центральной части крыла располагались узлы стыковки ее с фюзеляжем, на нижней поверхности - узлы крепления главных опор шасси и узлы крепления гондол двигателей.

Основные силовые продольные балки имели двутавровые сечения и были выполнены из стали. Промежуточные продольные балки представляли из себя ферменную конструкцию с поясами двутаврового сечения. Верхние и нижние панели топливного отсека были выполнены из стали ВНС-2 и представляли собой обшивку, подкрепленную стрингерами.

Задняя часть центроплана была негерметична. Нижняя поверхность негерметичного отсека полировалась для повышения ее способности отражать тепло от работающих двигателей.

Каждая консоль крыла состояла из основного отсека и носка и представляла собой сварную конструкцию. Элементы конструкции консолей крыла были выполнены из титановых сплавов. В консолях крыла топливных баков не было.

В конструкции консоли были применены силовые балки двух типов:

- цельноштампованные, двутаврового сечения;
- сборные с поясами таврового сечения.

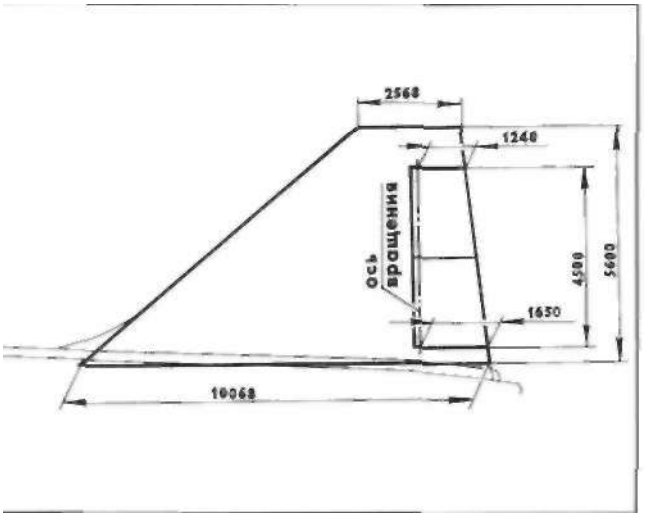
Несиловые балки были выполнены из поясов таврового сечения и стенок.

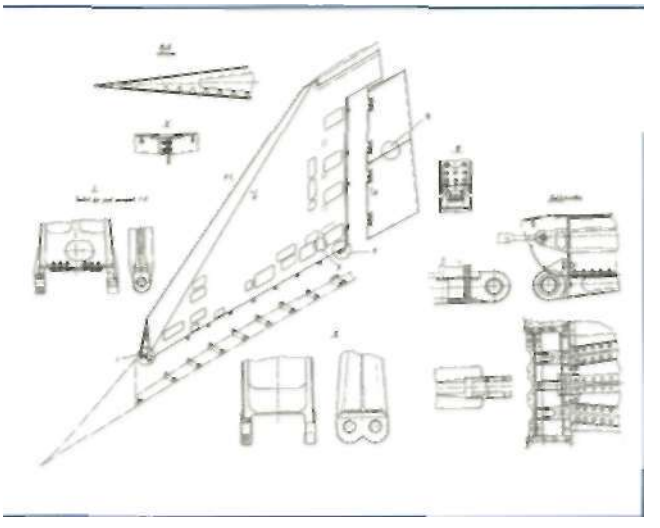
Верхние и нижние панели отсека состояли из обшивки, подкрепленной часто расположенными стрингерами. Соединение стрингеров с обшивкой производилось контактной электросваркой.

Нервюры консолей были выполнены: цельноштампованными, арочными и стеночными.

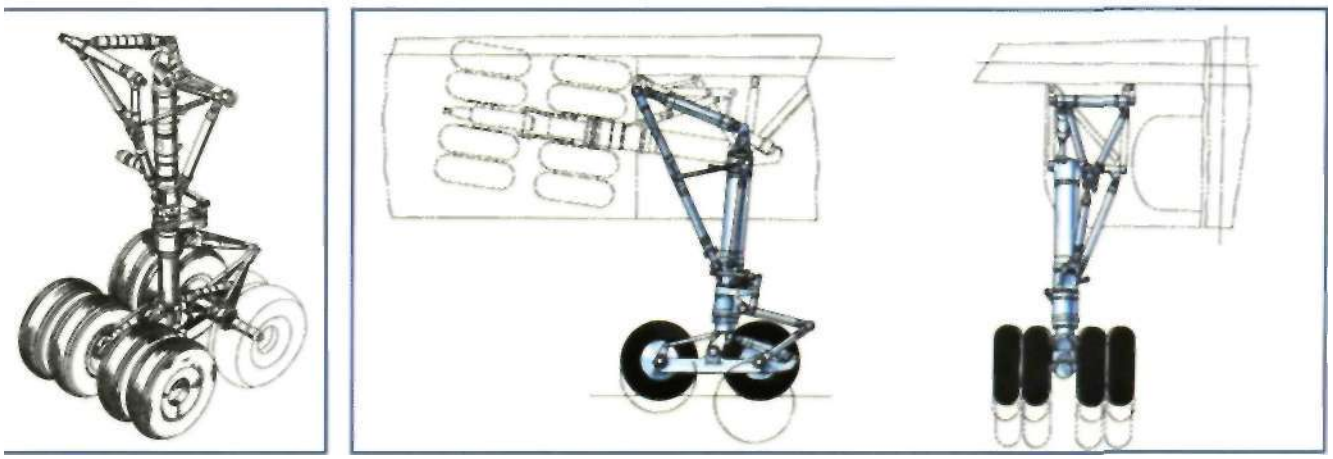
Носок консоли состоял из двух панелей, подкрепленных гофром, и набора облеченных нервюр.

Левый и правый элевоны консолей состояли каждый из трех секций, отклоняющихся вверх на угол 25° и вниз на угол 10°. Каждая секция была



Передняя стойка шасси.
(Николай Гордюков)



Основная стойка шасси.
(Николай Гордюков)

шарнирно подвешена в двух точках и отклонялась с помощью гидроцилиндров. Продольный набор элевонов состоял из переднего лонжерона и двух стенок, поперечный - из часто расположенных нервюр.

Исследования, проведенные в ОКБ П.О. Сухого, показали, что наиболее рациональной конструктивно-силовой схемой тонкого сверхзвукового крыла большой стреловидности, обеспечивающей местную жесткость, являлась многостеночная кессонная конструкция, воспринимающая изгиб, кручение и местные нагрузки.

Принятая и реализованная конструктивно-силовая схема крыла обеспечивала прочность и хорошую весовую отдачу при нормальной и повышенной температурах.

Фотографии передней стойки шасси самолета "101".
(Ильдар Бедретдинов)

Фотографии основной стойки шасси (левый борт) самолета "101".
(Ильдар Бедретдинов)

*Таблица 1.*

| Характеристики крыла | |
|---|---|
| Параметры | Характеристики |
| Площадь крыла полная, м² | 295,7 |
| Удлинение | 1,51 |
| Сужение | 6,86 |
| Относительная толщина профиля, %: | |
| - по корневому сечению | 2,35 |
| - по концевому сечению | 2,74 |
| Площадь элевонов, м² | 22,09 |

## КОНСТРУКЦИЯ И КОМПОНОВКА ВЕРТИКАЛЬНОГО ОПЕРЕНИЯ

Вертикальное оперение самолета имело трапециевидную форму в плане с углом стреловидности по передней кромке 51° и состояло из киля и руля направления. Руль направления по высоте был разделен на две части.

Управление рулем направления осуществлялось гидроцилиндрами, установленными внутри киля.

Гидроцилиндры крепились на балках киля и нервюрах руля направления.

По своей конструктивно-силовой схеме киль представлял собой многолонжеронную конструкцию.

Стыковка киля с фюзеляжем осуществлялась по 9 лонжеронам. Лонжероны киля имели двутавровое сечение и изготавливались целиком из стали горячей штамповкой. Некоторые лонжероны состояли из двух частей: нижней, изготавливавшейся из стали горячей штамповкой и верхней, представлявшей собой сварную конструкцию из полок и стенок.

Верхняя и нижняя части руля направления имели одинаковую конструкцию. Каркас руля направления состоял из лонжерона, стенок, нервюр и носков.

В киле были размещены антенны радиоэлектронных комплексов, тросы и исполнительные органы системы управления рулем направления.

*Таблица 2.*

| Характеристики вертикального оперения | |
|---|---|
| Параметры | Характеристики |
| Площадь, м² | 35 |
| Относительная площадь | 0,135 |
| Удлинение | 0,89 |
| Сужение | 3,92 |
| Относительная толщина профиля, % | |
| - по корневому сечению | 3,47 |
| - по концевому сечению | 3,52 |
| Плечо вертикального оперения, м | 10,572 |
| Площадь руля направления, м² | 6,5 |
| Относительная площадь руля направления | 0,185 |
| Угол стреловидности по передней кромке переднего горизонтального оперения | 51°20' |

## КОМПОНОВКА И КОНСТРУКЦИЯ ПЕРЕДНЕГО ГОРИЗОНТАЛЬНОГО ОПЕРЕНИЯ

Переднее горизонтальное оперение (ПГО) служило для оптимальной продольной балансировки самолета на взлете и посадке и для балансировки Т-4 в горизонтальном полете при нулевом отклонении элевонов.

Переднее горизонтальное оперение имело трапециевидную форму в плане со стреловидностью по передней кромке 55°. ПГО было выполнено цельноповоротным, с прямой осью вращения и состояло из взаимозаменяемых правой и левой консолей.

Управление ПГО осуществлялось с помощью дублированного электропривода.

Профиль переднего горизонтального оперения - двойная трапеция.

Каждая консоль состояла из передней, средней и хвостовой частей. Средняя часть, в свою очередь, состояла из верхней и нижней панелей, лонжерона, нервюр, задней и передней стенок.

*Таблица 3.*

| Характеристики ПГО | |
|---|---|
| Параметры | Характеристики |
| Площадь поворотной части, м² | 6,45 |
| Относительная площадь поворотной части | 0,0227 |
| Удлинение | 1,4 |
| Сужение | 4,38 |
| Относительная толщина профиля, %: | |
| - по корневому сечению | 5,42 |
| - угол по концевому сечению | 4,73 |
| Угол стреловидности по передней кромке переднего горизонтального оперения, град | 55 |

## ВЗЛЕТНО-ПОСАДОЧНЫЕ УСТРОЙСТВА САМОЛЕТА

Взлетно-посадочные устройства самолета состояли из шасси трехопорной схемы с носовым колесом и были рассчитаны на эксплуатацию самолета с аэродромов 1 класса с бетонированным покрытием.

Основные стойки шасси были снабжены двухосными тележками с четырьмя тормозными колесами. Каждое колесо имело спаренную шину.

Передняя стойка шасси имела рычажно-подвешенные колеса со стартовыми тормозами. Механизм управления служил также демпфером «шимми».

Для уменьшения объемов, занимаемых главными опорами в убранном положении, была применена система уборки с разворотом на 90° и запрокидыванием на 70° тележек шасси.

Тормозная система главных опор шасси имела основное, аварийное и стартовое торможение от гидросистемы.

*Мотогондола.*
*(Ильдар Бедретдинов)*

*Передняя часть воздухозаборника самолета "101". В центре заборника виден вертикальный клин.*
*(Ильдар Бедретдинов)*

Для уменьшения длины пробега на самолете была установлена парашютно-тормозная система, состоявшая из четырех парашютов общей площадью 100 м$^2$. Система применялась на скоростях до 280 км/ч и подтвердила свою эффективность.

## КОНСТРУКЦИЯ ГОНДОЛЫ ДВИГАТЕЛЕЙ САМОЛЕТА

Гондола под установку четырех двигателей, была подвешена к фюзеляжу и крылу.

Гондола двигателей конструктивно делилась на две части:

- переднюю, где были расположены воздухозаборники, отсек оборудования, расходный бак и ниши передней и главных опор шасси;
- хвостовую, где располагались четыре двигателя.

В технологическом плане передняя часть гондолы делилась на следующие технологические единицы: рассекатель, каналы воздухозаборников, створки каналов, шпангоуты, верхние и боковые панели, узлы крепления главных опор шасси.

Хвостовая часть гондолы в технологическом плане делилась на панели с люками для установки двигателей, боковые панели, противопожарные перегородки, узлы крепления двигателей.

*Обтекатель слива пограничного слоя левого крайнего воздухозаборника.*
*(Ильдар Бедретдинов)*

*Обтекатель слива пограничного слоя двух центральных воздухозаборников-*
*(Ильдар Бедретдинов)*

*Правый воздухозаборник самолета "101".*
*(Ильдар Бедретдинов)*

*Створка перепуска воздуха.*
*(Ильдар Бедретдинов)*

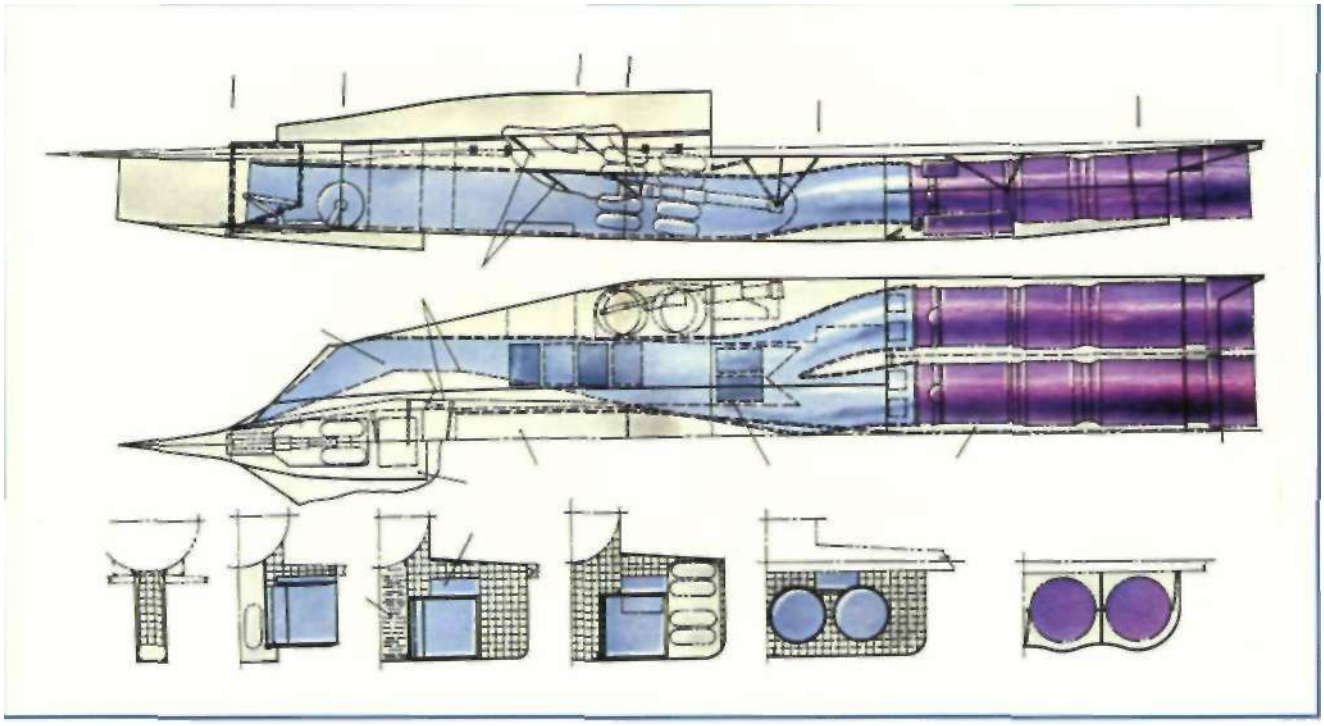
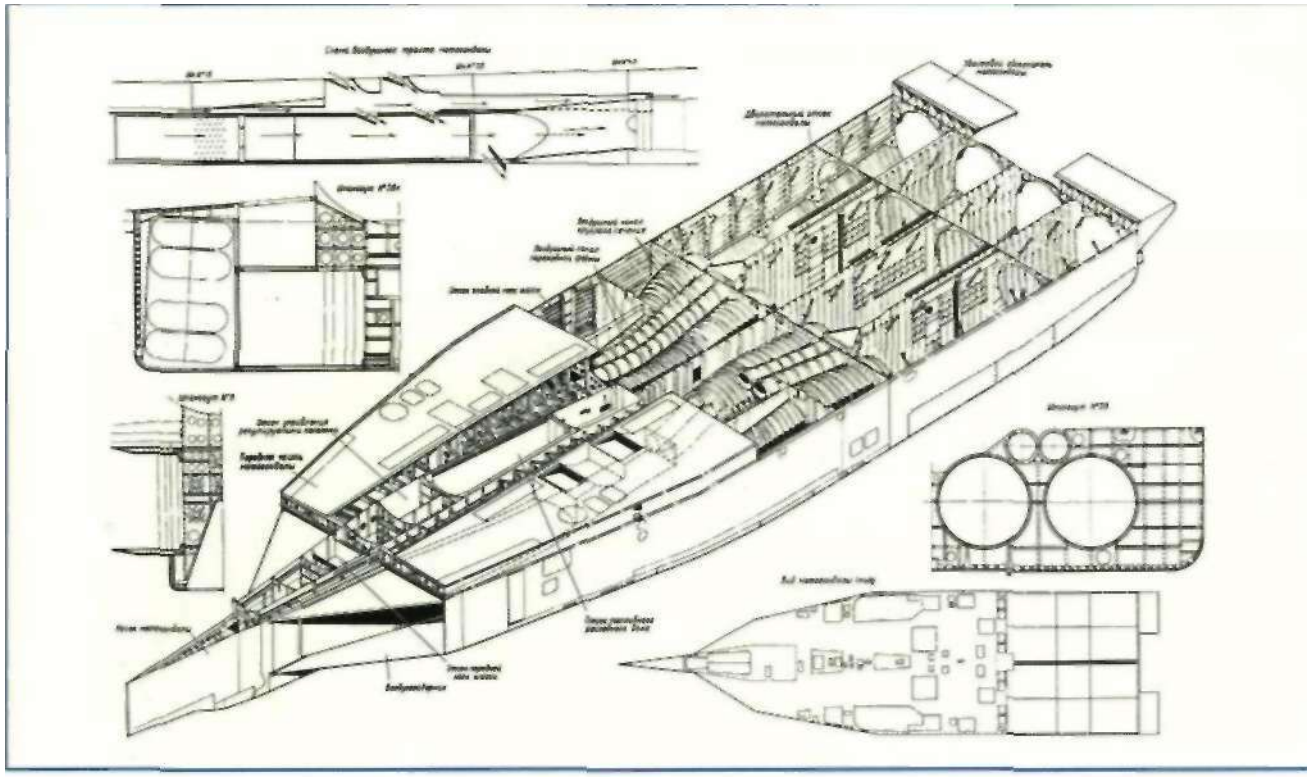


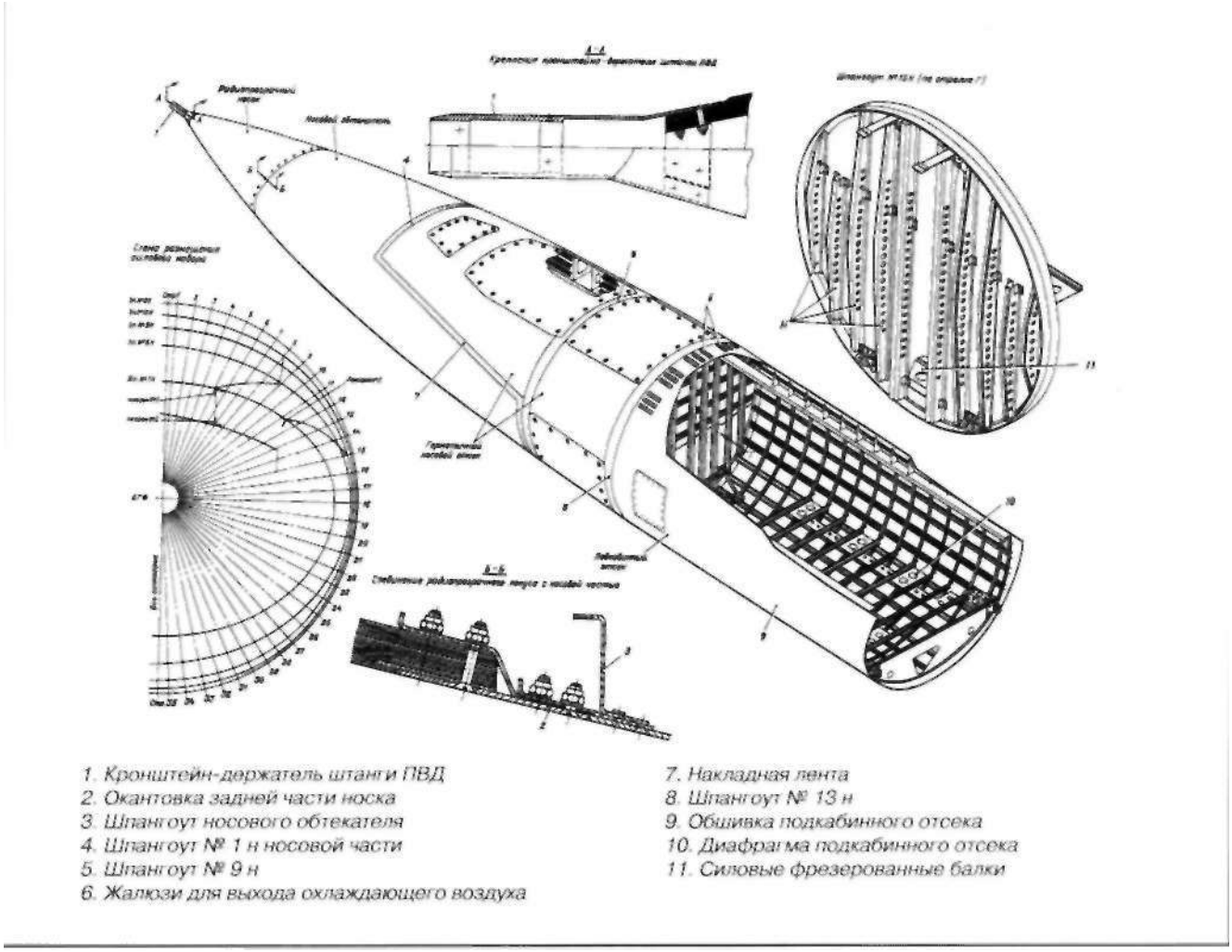
*Схема сечений мотогондолы.*
*(Николай Гордюков)*

Соединение гондолы с фюзеляжем и крылом осуществлялось продольными силовыми стенками, шпангоутами стеночного типа и контурными угольниками.

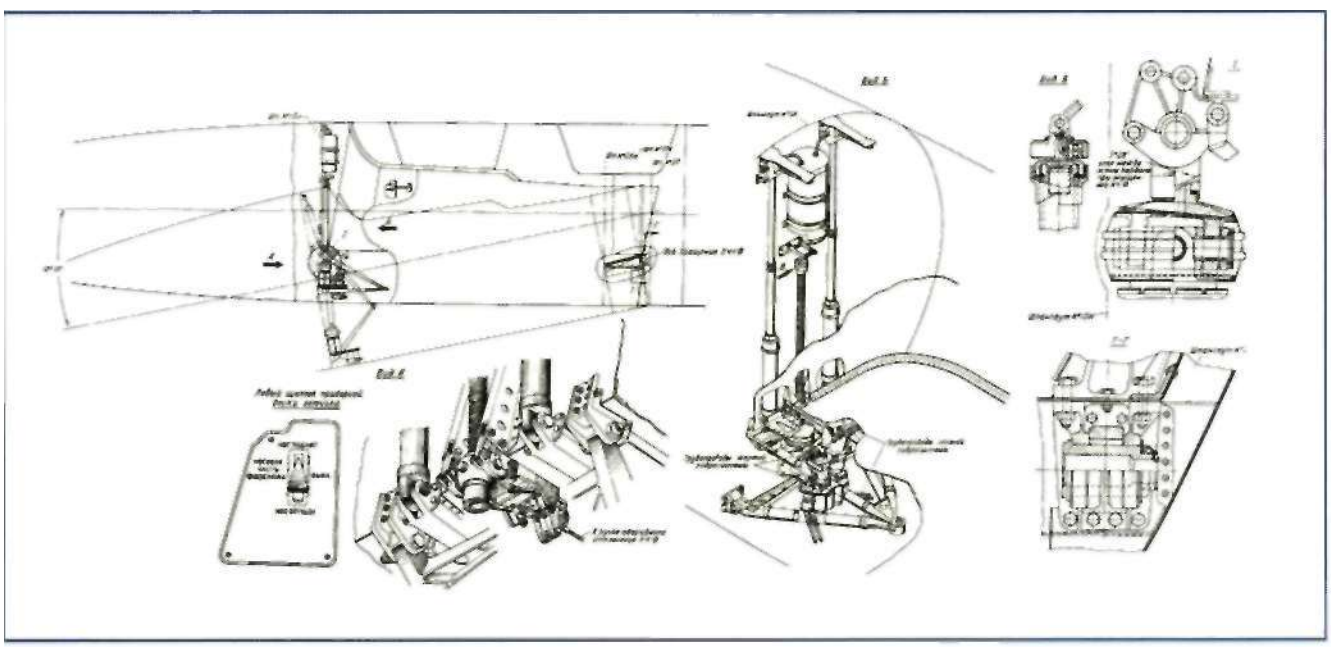
Гондола начиналась двумя изолированными друг от друга воздухозаборниками, переходящими в два воздушных крыла каждый. Входные отверстия воздухозаборников прямоугольного сечения были разделены вертикальным клином. Для обеспечения устойчивой работы двигателей на всех режимах площадь входной части каждого воздухозаборника регулировалась подвижными панелями.



*Компоновочная схема мотогондолы.*
*(Николай Гордюков)*




*Конструкция носовой отклоняемой части фюзеляжа.*
*(Николай Гордюков)*



*Элементы носовой отклоняемой части фюзеляжа.*
*(Ильдар Бедретдинов)*

*Поворот носовой части самолета Т-4 на разных режимах полета и ее элементы (дано для самолета " 7 03").*
*(Николай Гордюков)*

*Отклоняемая носовая часть фюзеляжа.*
*(Ильдар Бедретдинов)*

Каждый из воздушных каналов перед входом в отсек двигателей, находящийся в хвостовой части гондолы, разветвлялся на два рукава круглого сечения.

Внешняя часть гондолы состояла из верхней, нижней и боковых панелей. Каждая панель была выполнена из обшивки, подкрепленной продольным (стрингеры П-образного сечения) и поперечным (шпангоуты) набором. В отсеке двигателей был выполнен только поперечный набор - шпангоуты. Вдоль нижней панели гондолы были установлены два лонжерона, переходившие перед отсеком двигателей в один.

На верхней панели гондолы и верхней части воздушного канала были расположены створки подпитки. В нижней части гондолы - четыре противопомпажные створки. К верхней части воздухозаборника и воздушного канала примыкал канал охлаждения двигателей.

Проход воздуха через створки подпитки, расположенные на верхней панели гондолы, осуществлялся через каналы охлаждения двигателей.

В носовой части гондолы между регулируемыми вертикальными панелями была расположена ниша передней опоры шасси с узлами ее установки. Узлы установки передней опоры шасси были расположены на боковых стенках ниши, которые одновременно являлись стенками подвески гондолы к фюзеляжу. В носовой нижней части гондолы, имелся обтекатель, заканчивавшийся отверстием для выхода воздуха из системы слива пограничного слоя воздухозаборников.

В средней части гондолы был расположен расходный бак топливной системы.

Между боковыми панелями гондолы и воздушными каналами находились ниши главных опор шасси.

Крепление двигателей в мотоотсеке гондолы к нижней части крыла и к продольной силовой стенке, идущей по оси симметрии гондолы, осуществлялось с помощью тяг и рам. Установка двигателей производилась при снятых люках нижней панели гондолы.

Конструкция гондолы - сварная. Материал стенок, обшивки, стрингеров, шпангоутов - титановые сплавы и сталь, лонжеронов и узлов крепления передней опоры шасси - сталь.

Плоские стенки воздухозаборника и воздушного канала были выполнены из типовых фрезерованных панелей, к ребрам которых были приварены профили.

На участке расходного бака и по нижней поверхности гондолы конструкция воздушного канала была двухстенной, в остальной части воздушный канал состоял из обшивки и профилей, выполненных их титанового сплава.

*Таблица 4.*

**Геометрические характеристики гондолы двигателей**

| Параметры | Характеристики |
|---|---|
| Высота от плоскости хорд крыла, максимальная, м | 1,9 |
| Ширина максимальная, м | 6,4 |
| Площадь поперечного сечения до плоскости хорд, м² | 10,6 |
| Площадь входа до двигателя, м² | 2,52 |

## ОТКЛОНЯЕМАЯ НОСОВАЯ ЧАСТЬ ФЮЗЕЛЯЖА

Отклоняемая носовая часть фюзеляжа обеспечивала необходимый обзор при взлете, посадке и при полете до скорости 700 км/ч. Опускание и подъем носовой части производился винтовой парой с помощью редуктора и двух гидромоторов. Время подъема и опускания носовой части фюзеляжа на земле и в полете составляло не более 15 секунд.

На время испытаний для улучшения обзора в кабине летчика при поднятой носовой части фюзеляжа был установлен перископ, который мог использоваться до скорости 600 км/ч.

## СИСТЕМА УПРАВЛЕНИЯ

Экспериментальный самолет «101» был оборудован двумя системами управления:

- электрогидравлической дистанционной;
- резервной механической.

При необходимости, переключение систем производилось локанально - одновременно в продольном и поперечном каналах и в канале управления рулем направления.

Система СДУ обеспечивала необходимые характеристики устойчивости и управляемости самолета, неустойчивого в путевом канале и близкого к нейтральному в продольном канале.

Принципы проектирования системы СДУ: 4-кратное резервирование, методы контроля и способы повышения статической и динамической устойчивости средствами автоматики.

Электрогидравлическая система дистанционного управления являлась основной системой управления самолетом и обеспечивала необходимые характеристики устойчивости и управляемости. Четырехкратное резервирование дистанционной системы гарантировало ее надежную работу без ухудшения характеристик при двух последовательных отказах любого типа.

Для получения заданных характеристик устойчивости и управляемости во всем диапазоне режимов полета дистанционная система управления имела три режима работы: демпферный, совместно с механической системой управления, взлетно-посадочный и маршрутный.

Механическая система управления - обычного типа. В каждом канале механической системы управления был установлен автомат натяжения тросов и механизм переключения систем, одноименные каналы системы дистанционного управления и механической системы управления имели общие загрузочные устройства и механизмы триммерного эффекта.

Переднее горизонтальное оперение, предназначенное для продольной балансировки самолета, управлялось дублированным электромеханическим приводом посредством командных электрических сигналов, задаваемых летчиком.

Тщательная отработка и подготовка системы дистанционного управления к полетам, надежность ее работы при выполнении скоростных рулежек, хорошие характеристики устойчивости и управляемости самолета с СДУ дали возможность проведения первого полета с использованием дистанционной системы управления.

Все полеты опытный самолет «101» совершило помощью дистанционной системы управления, включаемой со старта.

Материалы испытаний и отзывы летчика-испытателя о пилотировании самолета и работе дистанционной системе управления позволяют сделать заключение, что структура системы, законы управления и законы коррекции передаточных чисел СДУ были выбраны правильно и обеспечивали хорошую устойчивость и управляемость самолета.

Индикация состояния системы СДУ отображалась на пульте СДУ и табло аварийных сигналов.

Перед установкой на самолет аппаратура системы СДУ прошла отработку и регулировку на специальном гидромеханическом стенде. Было проведено полунатурное моделирование динамики полета с дистанционной и механической системами управления, а также проверка на отказобезопасность при моделировании вероятных отказов.

При подготовке самолета к полетам были проведены частотные испытания СДУ, сняты динамические и кинематические характеристики, характеристики загрузочных устройств и трения проводки управления. Проводилась отработка и проверка систем управления с работающими двигателями на стоянке и на первых рулежках самолета.

По результатам наземных испытаний и первых рулежек самолета было определено, что дистанционная система управления вследствие особенностей схемы самолета, конструкции рулевых приводов и поста управления (ручка управления вместо штурвала) имела лучшие характеристики трения и была удобной и надежной.

В ходе летных испытаний система СДУ была отработана в демпферном режиме (совместно с механической системой управления), в режимах управления «взлет-посадка», «маршрут». Параллельно, были оценены характеристики устойчивости и управляемости самолета с дистанционной и механической системами управления.

Материалы испытаний показали, что переключение режимов работы СДУ и переключение СДУ и механической системы управления (МСУ) выполнялись просто и практически без рывков системы управления. Система дистанционного управления СДУ-4 обеспечивала управление рулевыми поверхностями самолета на всех этапах полета по сигналам, пропорциональным перемещениям ручки управления и педалей.

Для придания «чувства управления» в систему СДУ-4 были введены пружинные механизмы загрузки.

С целью повышения живучести самолета в аварийных ситуациях, возникающих вследствие пожара или механических повреждений, блоки вычислительной аппаратуры СДУ были разнесены по двум

бортам. На одном борту размещались блоки 1 -го и 2-го резервных каналов, на другом - 3-го и 4-го.

**СИЛОВАЯ УСТАНОВКА**

Силовая установка включала в себя:
- 4 двигателя РД36-41 с воздухозаборниками и каналами подвода воздуха;
- топливную систему;
- систему пожаротушения;
- систему охлаждения;
- систему защиты воздухозаборника от обледенения;
- систему запуска двигателей на земле и в воздухе;
- системы автоматического регулирования воздухозаборников двигателей.

На самолете была применена пакетная схема силовой установки с четырьмя опытными двигателями РД36-41 и двумя каналами воздухозаборника, каждый из которых питал 2 двигателя. Двигатели РД36-41 конструкции главного конструктора П.А.Колесова представляли собой мощные турбореактивные двигатели одновальной схемы с форсажной камерой. Двигатели имели развитую механизацию компрессора в виде регулируемых передних и задних направляющих аппаратов, охлаждаемые рабочие лопатки турбины и регулируемое сверхзвуковое сопло. Впервые в практике отечественного авиадвигателестроения на моторах РД36-41 были применены системы розжига форсажной камеры путем впрыска топлива через турбину («огневая дорожка»), система аварийного слива, использующая форсажный насос, а также автоматизированная система дистанционного управления двигателями.

Для обеспечения надежной работы двигателей на всех режимах высот и скоростей полета самолета был применен сверхзвуковой регулируемый воздухозаборник смешанного сжатия с автозапуском для расчетного числа полета М = 3.

Примененное на двигателе многорежимное регулируемое сверхзвуковое сопло, содержало три венца подвижных створок, образующих дозвуковую и сверхзвуковую части сопла, и имело нерегулируемую профилированную обечайку, образующую срез сопла.

Сопло обеспечивало высокую эффективную тягу во всем диапазоне скоростей полета.

Каждая пара двигателей (правая и левая), установленных на самолете, питалась воздухом от одного, общего для них воздухозаборника, который разделялся в дозвуковой части перегородкой, образующей два канала.

Воздухозаборники двигателей были восьмискачковые, смешанного сжатия.

Для обеспечения оптимальных условий совместной работы воздухозаборника и двигателей каждый воздухозаборник имел свою автономную систему автоматического управления положением регулирующей панели и створки перепуска в зависимости от изменения режимов полета и параметров работы двигателей.

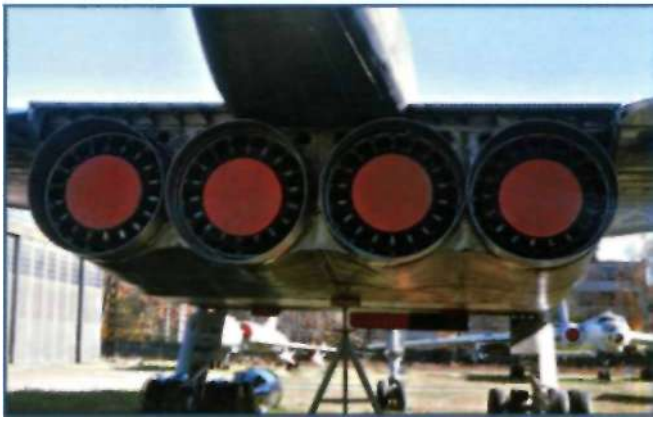
Для самолета была разработана система перепуска воздуха из пограничного слоя, сливаемого с нижней поверхности крыла перед воздухозаборниками, в тракт охлаждения двигателей.

**СИСТЕМА АВТОМАТИЧЕСКОГО УПРАВЛЕНИЯ ТЯГОЙ ДВИГАТЕЛЕЙ**

Для регулирования тяги двигателей Т-4 на дроссельных режимах на самолете была впервые установлена электрическая дистанционная следящая система управления двигателями - АСДУ-ЗОА, управляемая как летчиком, так и автоматом тяги. Система использовалась на режимах снижения самолета и при заходе на посадку. Большой объем работ, проделанный по математическому и полунатурному моделированию, позволил применить систему, начиная с первого полета самолета.

Отличительной особенностью примененного автомата являлось командное воздействие на ав-

*Двигатель РД36-41.*
*(ОАО "НПО "Сатурн")*



*Сопла двигателя РД36-41, установленные на самолете Т-4.*
*(Ильдар Бедретдинов)*

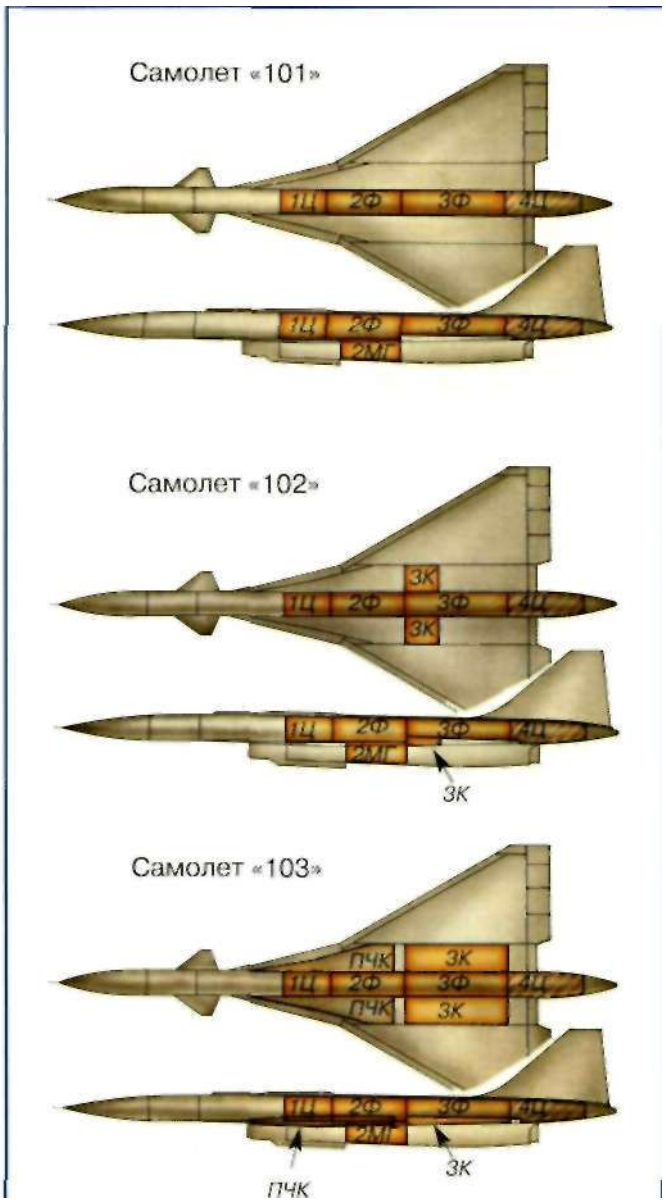



*Схема размещения топлива в самолетах «101", «102», «103». (Николай Гордюков)*

томатизированную систему управления двигателями.

Для повышения надежности система автоматического управления была дублирована и снабжена встроенным контролем, обеспечивавшим подключение резервного подканала при отказах аппаратуры и цепей питания.

Стабилизация заданной летчиком скорости с помощью системы автоматического управления осуществлялась при следующих воздействиях:

- изменение конфигурации самолета при отклонении носовой части фюзеляжа и выпуске шасси;
- переход из набора высоты в горизонтальный полет и из горизонтального полета в снижение;
- разворот самолета;
- изменение заданной скорости полета на глиссаде планирования.

Система АСДУ-ЗОА состояла из двух каналов, передающих движение от рычага газоуправления, и аварийного канала, управление которым осуществлялось «от кнопок». Управление систем могло осуществляться как вручную, так и автоматически по команде от системы автоматического управления тягой.

В процессе всех наземных и летных испытаний система осуществляла устойчивое управление двигателями на бесфорсажных и форсажных режимах.

При наземной отработке двигателей с целью определения их помехоустойчивости были проведены испытания четырех систем АСДУ-ЗОА, и какого-либо влияния на них внешних электромагнитных полей, а также влияния изменения напряжения питания на систему и элементы ее внутреннего контроля не было обнаружено. АСДУ-ЗОА устойчиво работала на всех режимах работы двигателей.

## ТОПЛИВНАЯ СИСТЕМА САМОЛЕТА

Топливные баки-отсеки были расположены в фюзеляже самолета. Основной конструктивный материал силовых элементов отсеков фюзеляжа - сталь ВНС-2.

Топливная система самолета состояла из:

- системы топливопитания, обеспечивающей автоматическую выработку топлива;
- системы заправки топливом на земле и в воздухе;
- системы аварийного слива топлива;
- системы наддува баков нейтральным газом;
- системы, обеспечивавшей центровку самолета путем перекачки топлива.

Впервые в отечественной практике была разработана принципиально новая топливная система с гидротурбонасосами для подкачки топлива к двигателям, перекачки топлива из очередных баков в расходный и для перекачки центровочного топлива.

Для самолета были изготовлены теплостойкие агрегаты топливной системы.

Хладоресурс топлива был использован для охлаждения воздуха в системе кондиционирования, гидросмеси в гидросистемах и масла в маслосистемах двигателей и приводов генераторов.

## ТОПЛИВНЫЕ БАКИ САМОЛЕТОВ «101», «102», «103»

Топливо в самолете «101» размещалось в 4 топливных баках: 1Ц, 2Ф, 3Ф и 2МГ.

Крыльевые топливные баки на самолете «101» залиты не были. Суммарный запас топлива во внутренних баках самолета составлял 46550 кг. Подвесные топливные баки на первом самолете установлены не были.

На втором опытном самолете «102» топливо дополнительно было размещено в баке № 3К. Суммарный запас топлива на самолете составил 58350 кг. На самолете «102» планировалось применить два подвесных топливных бака с запасом топлива, равным 4435 кг. Масса конструкции такого подвесного бака с невырабатываемым остатком топлива должна была составлять 565 кг.

На третьем серийном самолете планировалось увеличить запас топлива во внутренних баках до 69250 кг. По сравнению со вторым опытным самолетом, увеличивался запас топлива в крыльевых баках, и были залиты баки в передней части крыла.

На самолете «103» планировалось использовать такие же, как и на «102» подвесные топливные баки.

Суммарный запас топлива, который одновременно поднимал самолет, должен был составлять 78070 кг.

## СИСТЕМА НЕЙТРАЛЬНОГО ГАЗА

Для самолета Т-4 впервые в Советском Союзе была разработана система нейтрального газа (НГ) на жидком азоте, что позволило значительно уменьшить удельный вес этой системы (до 3-4 кг/м$^3$ топлива).

Наддув топливных баков в системе нейтрального газа производился от газификаторов жидкого азота, установленных в мотогондоле самолета. Работоспособность и надежность топливной системы и системы нейтрального газа была проверена на специальном стенде «СТН-100». При испытаниях перечисленные системы работали без замечаний, обеспечивая нормальную работу двигателей на всех режимах.

Для сокращения объема нейтрального газа, размещаемого в газификаторах применялся способ обогащения свободного от топлива объема баков нейтральным газом, выделяемым из топлива в процессе набора высоты (из-за уменьшения давления в топливных баках). Для этого был разработан способ замещения растворенного в топливе кислорода на азот перед заправкой - «газификация топлива».

## СИСТЕМА СРЕДСТВ СПАСЕНИЯ

В первой и второй кабинах самолета устанавливались катапультируемые сидения К-36.

Оснащение самолета катапультируемыми креслами К-36 обеспечивало безопасное покидание самолета на всех высотах и скоростях полета, включая режимы взлета и посадки.

Система спасения предусматривала также аварийное покидание самолета экипажем на земле. Покидание осуществлялось с помощью капронового фала. При необходимости покидания, он крепился к спецснаряжению экипажа.

## СИСТЕМА ЖИЗНЕОБЕСПЕЧЕНИЯ

Система жизнеобеспечения включала в себя систему кислородного обеспечения, кондиционирования воздуха и спецснаряжения экипажа.

Кислородная система состояла из двух газификаторов жидкого кислорода, регуляторов и бортового унифицированного комплекта кислородных приборов. Она предназначалась для подачи кислорода во всем диапазоне высот полета.

Система кондиционирования воздуха включала агрегаты трехступенчатого охлаждения воздуха и систему автоматического регулирования заданных параметров. Воздухо-воздушный и топливовоздушный радиаторы предназначались для предварительного охлаждения воздуха. На маловысотном режиме охлаждение воз-

Таблица 5.

**Размещение топлива в баках самолета Т-4**

| Баки | Вместимость топлива*, кг | | |
|---|---|---|---|
| | «101» | «102» | «103» |
| 1Ц | 9520 | 9520 | 9520 |
| 2Ф | 15030 | 15030 | 15030 |
| 3Ф | 18200 | 18200 | 18200 |
| 2МГ | 3800 | 3800 | 3800 |
| 3К | Отсутствовал | 11800 | 20300 |
| ПЧК | Отсутствовал | Отсутствовал | 2400 |
| 4Ц** | 6505 | 6505 | 6505 |
| Суммарная масса топлива | 46550 | 58350 | 69250 |
| 2хПТБ 4435 | Отсутствовали | 8870 | 8870 |
| Суммарная масса топлива с учетом ПТБ | 46550 | 67220 | 78070 |

** Запас топлива во внутренних баках берется при плотности топлива равной 0,835 кг/дм$^3$*

*** Бак 4Ц - центровочный и в обычном состоянии не заполняется*

*Катапультное кресло К-36 самолета Т-4. (ОАО -ОКБ Сухого-)*

духа происходило в турбохолодильниках, откуда он поступал в кабины экипажа и приборные отсеки. На высотном режиме охлаждение воздуха для экипажа происходило в турбокомпрессорной установке, а воздух, поступавший в приборные отсеки, охлаждался в турбовентиляторных холодильных установках.

Основным видом снаряжения экипажа самолета Т-4 являлся скафандр.

Система кислородного питания и вентиляция скафандров экипажа обеспечивала нормальное функционирование экипажа как в загерметизированной, так и в разгерметизированной кабине.

## ГИДРАВЛИЧЕСКАЯ СИСТЕМА

Экспериментальный самолет «101» имел четыре автономные системы (зеленую, синюю, коричневую и желтую), предназначенные для работы органов управления самолетом, уборки-выпуска шасси, подъема и опускания носовой части фюзеляжа, регулирования панелей воздухозаборников, торможения колес, управления разворотом носовых колес и др. Рабочее давление в системе составляло 280 кг/см$^2$.

В гидросистеме применялись паяные соединения трубопроводов из стали ВНС-2 и титанового сплава.

Для самолета Т-4 был создан гидрокомплекс, рассчитанный на работу в условиях длительного воздействия высоких температур.

Также был разработан принципиально новый тип рулевого привода, отличительная особенность которого состояла в разделении силовых и распределительных узлов на отдельные блоки и компоновке их раздельно на объекте. Привод обеспечивал работу при электродистанционном и механическом управлении распределителем, сохранял работоспособность при двух последовательных отказах. Компоновка его в тонких несущих поверхностях не требовала обтекателей, а многоточечное распределение тягового усилия привода вдоль размаха улучшало противофлаттерные характеристики системы «поверхность-привод». В целом система приводов самолета имела лучшие весовые характеристики по сравнению с традиционными системами. При этом блочная конструкция позволила широко унифицировать агрегаты и узлы приводов, что существенно сократило расходы на их создание.

## СИСТЕМА ЭЛЕКТРОСНАБЖЕНИЯ

Основой системы электроснабжения самолета являлась система трехфазного переменного тока со стабилизированным напряжением 220/115 В и частотой 400 Гц. В качестве источников тока были применены четыре синхронных генератора с масляным охлаждением и мощностью 60 КВА каждый. Стабилизация частоты достигалась работой генератора с гидравлическим приводом постоянных оборотов.

Питание потребителей постоянным током 27 В и переменным током 36 В 400 Гц осуществлялось с помощью четырех выпрямительных устройств и двух трехфазных трансформаторов. В качестве аварийных источников использовались три аккумуляторных батареи и преобразователь.

Система электроснабжения была выполнена в виде четырех раздельных каналов, размещенных попарно на разных бортах самолета с автоматическим взаимным резервированием и работающих независимо друг от друга. Наиболее важные потребители были подключены на аварийные шины. Потребители, не допускающие перерывов в питании, подключались одновременно к распределительным устройствам разных бортов. Защита сети от перегрузок и коротких замыканий осуществлялась с помощью автоматов защиты.

## БОРТОВОЕ РАДИОЭЛЕКТРОННОЕ ОБОРУДОВАНИЕ

Выбор состава бортового радиоэлектронного оборудования самолета зависел от ряда факторов: объема задач, возлагаемых на него, режима и высоты профиля полета, зоны боевых действий.

Поскольку самолет разрабатывался в вариантах: ракетоносца, разведчика и самолета обеспечения (постановщик-помех), то и состав бортового оборудования менялся в зависимости от назначения. Оборудование, которое должно было размещаться на всех вариантах машин,

подразделялось на два больших класса: штатное и подвесное.

Штатное бортовое оборудование устанавливалось на самолет постоянно, и в его состав входили: навигационный комплекс (НК); система обобщения индикации и сигнализации (СОН) и радиоэлектронный комплекс (РЭК).

Сменное подвесное оборудование определялось назначением самолета. Так, на ракетоносце устанавливалось ракетное вооружение, на разведчике - контейнеры с разведывательным оборудованием, на постановщике помех - аппаратура из состава комплекса обороны.

Наличие большого объема решаемых задач и разнородного бортового оборудования обусловило комплексность его построения. При этом, как внутри комплексов, так и между ними обеспечивались функциональные связи и обмен информацией.

## НАВИГАЦИОННЫЙ КОМПЛЕКС

Навигационный комплекс (НК) предназначался для ведения боевых действий на морских и сухопутных театрах военных действий в любых метеоусловиях, днем и ночью, над сушей и водной поверхностью на всех широтах и высотах полета. Он обеспечивал:

- автоматическое определение места нахождения самолета и навигационных параметров на основе алгоритма комплексной обработки информации;
- автоматическое и полуавтоматическое управление на всех этапах боевого применения от взлета до посадки на основе унифицированного алгоритма выхода в заданную точку в заданное или минимальное время с заданным вектором скорости;
- межсамолетную навигацию: сбор строя, следование в строю, роспуск строя группы самолетов, встречу с дозаправщиком;
- рациональное взаимодействие автономных и радиотехнических датчиков навигационной информации для оптимизации режимов работы аппаратуры и повышения точности, надежности и помехозащищенности;
- информацию о навигационной и тактической обстановке, работоспособности оборудования и аварийных ситуациях;
- непрерывный автоматический контроль НК в полете с переключением на резервные варианты.

Навигационный комплекс самолета давал возможность непрерывного определения местоположения самолета в пространстве, выдавал навигационных данные в систему автоматического управления и необходимую пилотажную информацию экипажу и обеспечивал связь с другими системами.

Во взаимодействии с радиоэлектронным комплексом навигационный комплекс обеспечивал:

- прицеливание, выбор программы, подготовку и пуск управляемых ракет;
- решение задач бомбометания;
- решение задач разведки, управления разведоборудованием и обработки развединформации;
- управление комплексом средств индивидуальной защиты;
- управление радиосвязным оборудованием, уплотнение и кодирование информации;
- решение задач радиолокационной коррекции навигационных параметров;
- работу радиолокационной станции «Прогресс»;
- контроль систем радиоэлектронного комплекса.

Навигационный комплекс представлял собой набор датчиков информации, объединенных вычислительной системой, и состоял из двух Больших универсальных вычислительных машин (БУВМ) «Орбита-10», работающих параллельно. Эта система обеспечивала выполнение всех логических операций управления, как в самом навигационном комплексе, так и РЭК, СОН.

В состав комплекса навигации входили следующие датчики информации:

- малогабаритная астроинерциальная система (МАИС), обеспечивала автономную астронавигацию;
- малогабаритная инерциальная система (МИС) выдавала угловую информацию в систему автоматического управления самолетом (САУ-4), Система МАИС могла дублировать МИС при получении угловой информации;
- допплеровский измеритель скорости и угла снова (ДИСС)[2];
- радиотехническая система ближней навигации и посадки (РСБН);
- радиотехническая система дальней навигации (РСДН)[3];
- система воздушных сигналов (СВС) выдавала информацию о воздушной скорости и барометрической высоте полета;
- радиовысотомеры больших и малых высот обеспечивали выдачу информации об относительной высоте полета, используемой при полетах на большой высоте и посадке;
- самолетный ответчик (СО) обеспечивал полет

[2] Обработка информации системами МИС и ДИСС обеспечивала автономный доплеровско-инерционный режим навигации. Прим. автора.

[3] Системы РСБН и РСДН являлись корректирующими устройствами в части определения местоположения самолета, а также обеспечивали полет самолета по заданному маршруту. При этом следует отметить, что основным режимом самолетовождения являлся режим автономной навигации. Прим. автора.

самолета в системе управления воздушным движением.

## СИСТЕМА ОБОБЩЕННОЙ ИНДИКАЦИИ И СИГНАЛИЗАЦИИ

Система обобщенной индикации и сигнализации была построена так, чтобы максимально разгрузить экипаж от выполнения логических и вычислительных операций.

Вся навигационно-тактическая обстановка и пилотажная информация отображалась на индикаторе телевизионного обзора (ИНТО), а пилотажно-навигационная на приборе КПП. В качестве датчиков информации использовались приборы, входящие в состав НК. На ИНТО отображалась навигационная обстановка на фоне карт пролетаемой местности с изображением запрограммированного маршрута и указанием промежуточных пунктов маршрута (ППМ) - зон ПВО, запаса топлива и координат местоположения самолета.

ИНТО и КПП были установлены в кабине летчика и штурмана. ИНТО имел пять режимов работы: обзор, маршрут, расшифровка атаки, строй, ввод ППМ. Информация ИНТО дублировалась отображением в цифровом виде на пульте управления **НК.** Кроме того, имелась группа дублирующих приборов, обеспечивающих самолетовождение при отказе второстепенных датчиков информации, таких как авиагоризонт, барометрический высотомер, горизонт, вариометр, указатель числа М и истинной скорости полета и т.д.

Для решения задач управления вооружением в кабине штурмана размещался индикатор РЛС переднего обзора «Прогресс».

Информация об отказах самолетных систем и систем бортового оборудования отображалась на световом табло аварийных и предупреждающих сигналов.

Вся световая информация, предоставляемая экипажу, дублировалась речевой информацией, и выдавалась блоком речевых команд, как факт происшествия, так и в виде подсказки.

## РАДИОЭЛЕКТРОННЫЙ КОМПЛЕКС

На радиоэлектронный комплекс «Океан» возлагались задачи обнаружения целей, прицельного пуска авиационных крылатых ракет (АКР), радиолокационной коррекции местоположения самолета, ведение радиосвязи, разведки и обороны.

Для выполнения такого большого объема задач РЭК был составлен из следующих систем:

- управления АКР Х-45 - «Вихрь»;
- радиосвязного оборудования (РО);
- разведки «Рапира»;
- обороны «Отпор».

Система «Вихрь» обеспечивала: обзор водной и земной поверхности, обнаружение и определение координат целей (ориентиров) совместно с НК, пуск АКР и госопознавание.

Основным элементом системы «Вихрь» являлось радиолокационная станция (РЛС) переднего обзора «Прогресс».

*Таблица 6.*

**Технические характеристики РЛС переднего обзора «Прогресс»**

| Параметры | Характеристики |
|---|---|
| Дальность обнаружения кораблей с эффективной поверхностью рассеивания (ЭПР) 10000 м², км | 550-600 |
| Сектор обзора, град | ±100 |
| Точность определения координат: | |
| - по дальности, м | 300 |
| - по азимуту, град | 20 |
| Диапазон волн, см | 3 |
| *Размер зеркала антенны, м* | *0,8x1,5* |

Второй частью системы «Вихрь» являлось радиолокационная головка самонаведения (РЛГСН) «Гарпун» авиационной крылатой ракеты Х-45.

Задачи госопознавания решались аппаратурой, состоящей из запросчика и ответчика.

По распределению обязанностей между членами экипажа управление АКР возлагалось на штурмана-оператора.

Система радиосвязного оборудования предназначалась для ведения радиосвязи самолета с наземными командными пунктами, другими самолетами и пунктами сбора разведывательной информации.

Состав средств РО обеспечивал ведение командной радиосвязи между самолетами в дециметровом диапазоне и дальней связи в коротковолновом диапазоне волн. При дальней связи обеспечивалось ведение телефонных переговоров, прием и передача стандартных сообщений, автоматическая передача разведывательной информации. В том и другом случаях принимаемая и передаваемая информация подвергалась кодированию (криптозащите).

Внутреннюю телефонную связь, выход на внешнюю связь и прослушивание речевой информации обеспечивало самолетное переговорное устройство (СПУ). На блок речевой информации (РИ-65) возлагалась обязанность оповещения экипажа об аварийных ситуациях, отказах самолетных систем и систем бортового оборудования, критических режимах и выдача подсказок. Для документирования телефонных переговоров экипажа в составе системы имелись два магнитофона. Управление вручную выполнялось экипажем с группы пультов, а автоматическое - по программе БЦВС-НК.

К особенностям системы РО следует отнести: ведение криптозащитной телефонной и телекодной радиосвязи, атакже наличие пульта стандартных сообщений, который обеспечивал экипажу передачу формализованных сообщений, типа: «Вижу группу кораблей, количество, дальность до них, координаты и т.д.». Посылка сообщений сопровождалась одновременной посылкой координат самолета. Принятая и передаваемая информация регистрировалась на бумажной ленте цифропечатающего устройства СУ-38 и представлялась экипажу.

Состав средств разведки комплекса «Рапира» и их технические характеристики определялись кругом задач, возлагаемых на самолет-разведчик, а также его профилем полета, то есть выполнение полета на больших высотах. Кроме того, состав разведывательного оборудования определялся районами сбора информации: сухопутные или морские, а также необходимостью ведения разведки в дневных или ночных условиях.

Высокая эффективность ведения разведки могла обеспечивается только комплексом средств, работающих в различных диапазонах длин волн электромагнитного спектра - от микрон до метров. С этой целью для обеспечения комплексности выполнения задачи был определен состав аппаратуры разведки, в который входило оборудование:

- общей радиотехнической разведки;
- детальной радиотехнической разведки;
- детальной радиолокационной разведки - радиолокационная станция бокового обзора с синтезированной апертурой;
- инфракрасной разведки;
- дневной обзорной фотосъемки;
- дневной детальной фотосъемки;
- дневной боковой перспективной фотосъемки;
- дневной топографической съемки;
- ночной фотосъемки с применением фотоосветительных бомб ФОТАБ;
- панорамно-кадровой фотосъемки.

Вся вышеперечисленная аппаратура размещалась в четырех подвесных сменных контейнерах.

Кроме того, в каждом контейнере размещалась следующая аппаратура:

- блок «БУВМ-Р» - управление средствами разведки, обработка радиотехнической развединформации, сопряжение с «БУВМ-НК» навигационного комплекса и с комплексом радиосвязного оборудования, контроль работоспособности средств комплекса «Рапира» и выдача информации в систему сигнализации самолета;
- фоторегистратор координат ФК-4 обеспечивал регистрацию работы средств разведки (координат местоположения самолета, углового положения и текущего времени).

По зарегистрированной информации при дешифровании результатов разведывательного полета производилось определение координат обнаруженных объектов с привязкой по времени.

Вне зависимости от вариантов самолета Т-4 на его борту постоянно устанавливалась аппаратура попутной радиационной разведки «Галина», информация которой передавалась по коротковолновому радиоканалу комплекса.

Одной из проблем, возникшей в процессе разработки средств разведки, явилось обеспечение ее работы при нагретом до температуры 300°С стекле оптического иллюминатора на обшивке фюзеляжа. Для ее решения была проведена научно-исследовательская работа «Овал», в процессе которой имитировались реальные условия работы фотосредств через нагретый оптический иллюминатор.

Очень важным звеном в выполнении разведки являлась доставка развединформации и ее оперативность. Значительное удаление самолета Т-4 от наземного комплекса приема, обработки и дешифрирования развединформации при выполнении разведки ограничивало возможность ее передачи по радиоканалам. В связи с этим имелась возможность передачи только по коротковолновому радиоканалу обработанной на борту самолета разведывательной информации от средств детальной радиотехнической и радиационной разведки. Развединформация от средств общей радиотехнической разведки документировалась на магнитной пленке, а от средств фото- и инфракрасной разведки - на фотопленке. Кроме того, разведывательные данные от средств детальной радиотехнической разведки фиксировались на бумажной ленте цифропечатающего устройства СУ-38.

Вся развединформация, полученная от самолета в полете и после посадки его на аэродром дешифрировалась и обрабатывалась в наземном комплексе обработки информации. Наземный комплекс приема и обработки представлял собой сложную систему, состоящую из ряда лабораторий, обеспечивающих прием разведывательной информации по радиоканалу, обработку и дешифрирование. Комплекс должен был состоять из лабораторий, размещенных на 22-х автомобилях типа «Урал».

Самолет Т-4, вне зависимости от варианта его комплектации, должен был выполнять боевые задачи вне территории СССР и на значительном удалении от него. Это в свою очередь накладывало определенные требования на объем задач, ре-

шаемых комплексом обороны, а также к составу средств.

Комплекс обороны «Отпор» проектировался в составе средств:

- индивидуальной обороны, устанавливаемых на борту каждого варианта комплектации самолета;
- коллективной обороны, также устанавливаемых на борту каждого варианта комплектации самолета;
- коллективно-групповой обороны, размещавшихся в подвесном сменном контейнере.

Средства индивидуальной и коллективной обороны самолета включали в себя:

- радиотехническую (РТ) аппаратуру обнаружение облучения самолета РЛС ПВО и истребителей;
- станцию активных помех;
- аппаратуру обнаружения пуска ракет и отслеживания их траекторий в инфракрасном (ИК) диапазоне;
- радиотехническую аппаратуру обнаружения облучения самолета РЛС целеуказания, целераспределения системы ПВО противника;
- станцию активных помех РЛС целеуказания, целераспределения системы ПВО противника;
- автомат сброса дипольных отражателей и ложных тепловых целей;
- аппаратуру управления средствами комплекса обороны и сопряжения с бортовым оборудованием самолета.

По данным от информационной аппаратуры (РТ-разведки и ИК-обнаружения пуска ракет) должно было производиться управление средствами обороны с одновременным выполнением самолетом противоракетного маневра.

Средства коллективно-групповой обороны размещались в сменном подвесном контейнере, в состав которого входили:

- радиотехническая аппаратура обнаружения облучения самолета РЛС целеуказания, целераспределения ПВО;
- станция активных помех РЛС вышеперечисленного назначения с расширенным ди-

а

б

в

г

*Кабина пилота:*
*а - приборная доска*
*б - левый пульт*
*в - правый пульт*
*г - задняя стенка кабины*
*(ОАО "ОКБ Сухого»)*

апазоном волн и разнообразным набором помех;

- дополнительный автомат сброса дипольных отражателей и ложных тепловых целей для усиления обороны самолета обеспечения.

Управление средствами коллективно-групповой обороны должно было производиться с борта самолета общим для средств индивидуальной и коллективной обороны вычислителем.

Подвесной сменный контейнер комплекса обороны «Отпор» предполагалось устанавливать на самолете вместо подвесного сменного контейнера с разведывательной аппаратурой, либо вместо авиационной крылатой ракеты. В этой комплектации самолет мог выполнять функции самолета обеспечения (постановщика помех).

Целью вышеперечисленного состава средств комплекса обороны являлась борьба (противодействия) с информационными системами и средствами огневого противодействия ПВО вероятного противника.

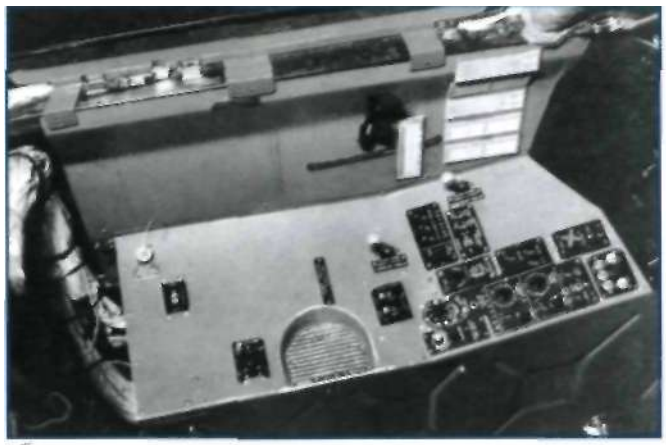
## КАБИНА ЭКИПАЖА

Экипаж самолета состоял из двух человек - летчика и штурмана-оператора. Он помещался в кабине, разделенной на два отсека негерметичной поперечной перегородкой. В переднем отсеке было установлено кресло летчика, а за перегородкой в заднем отсеке - кресло штурмана-оператора.

Особенностью компоновки кабины самолета Т-4 являлось отсутствие обычного фонаря. В крейсерском (сверхзвуковом) полете обзор из кабины должен был осуществляться через боковые и верхние окна, а также перископ. Для обеспечения необходимого обзора вперед-вниз, носовая часть фюзеляжа впереди кабины была выполнена подвижной и на режимах взлета и посадки, дозаправки топливом в воздухе и полете на малой высоте - опускалась вниз.

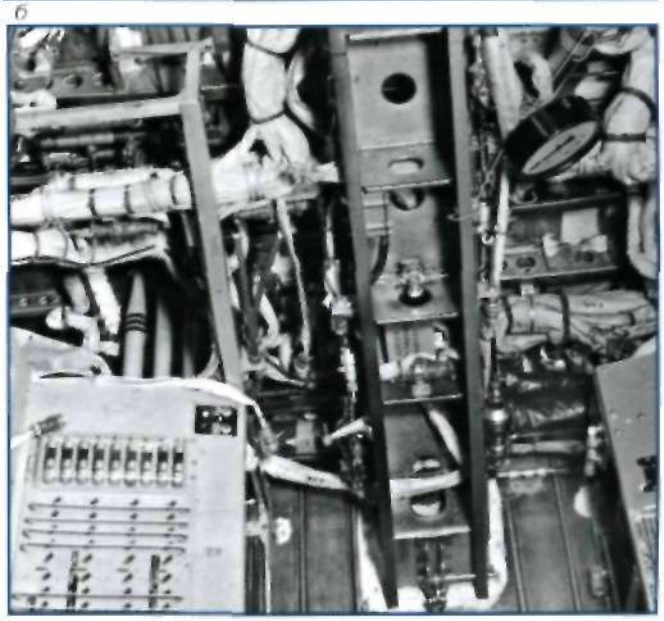
В кабине летчика был расположен пост управления самолетом, состоящий из ручки, педалей и РУДов. Кабина штурмана-оператора не была снабжена органами управления машиной и

а



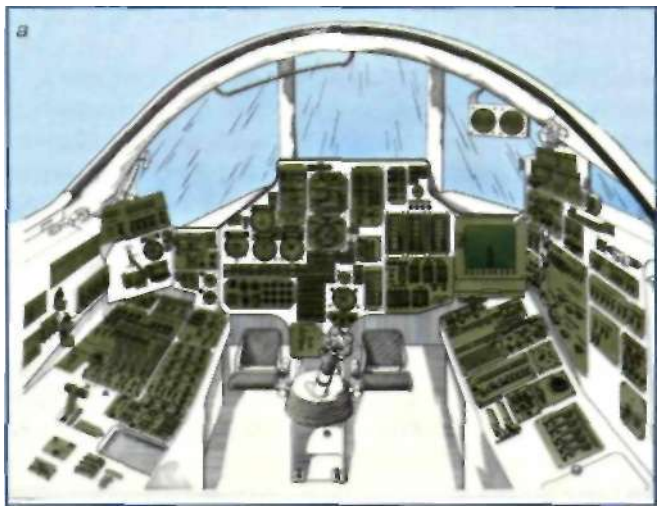
б

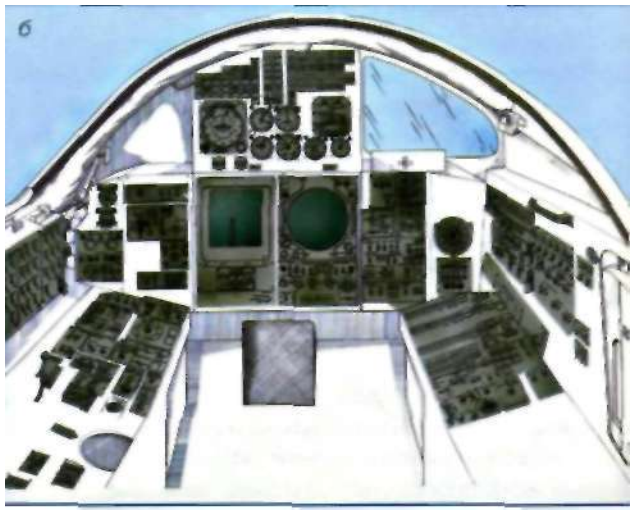
в



г

*Кабина штурмана:*
*а - приборная доска*
*б - левый пульт*
*в - правый пульт*
*г - задняя стенка кабины*
*(ОАО «ОКБ Сухого»)*




*Кабина второго экспериментального самолета Т-4 - -102»:*
*а - кабина летчика*
*б - кабина штурмана*
*(Николай Гордюков)*

содержала навигационное оборудование, управление вооружением и частично дублировались датчики системы управления полетом для разгрузки пилота.

Экипаж должен был работать в скафандрах, обеспечивающих полет в случае разгерметизации кабины.

## МАТЕРИАЛЫ И ТЕХНОЛОГИЧЕСКИЕ ПРОЦЕССЫ, ИСПОЛЬЗОВАННЫЕ ПРИ СОЗДАНИИ САМОЛЕТА

В конструкции планера самолета Т-4 были применены новые на то время высокопрочные материалы: титановые сплавы: ВТ1-0, ОТ4, ОТ4-1, ВТ20, ВТ21Л, ВТ22; нержавеющие стали: ВНС-2 и ВНС-5; конструкционная сталь ВКС-210.

Наряду с серийными титановыми сплавами ОТ4-1, ОТ4, ВТ20 и др., впервые в отечественной и зарубежной практике были применены новые титановые сплавы с прочностью > 1000 МПа.

Сплав ВТ22 с прочностью 1100-1250 МПа рекомендовался для изготовления высоконагруженных деталей и конструкций сечением до 200 мм.

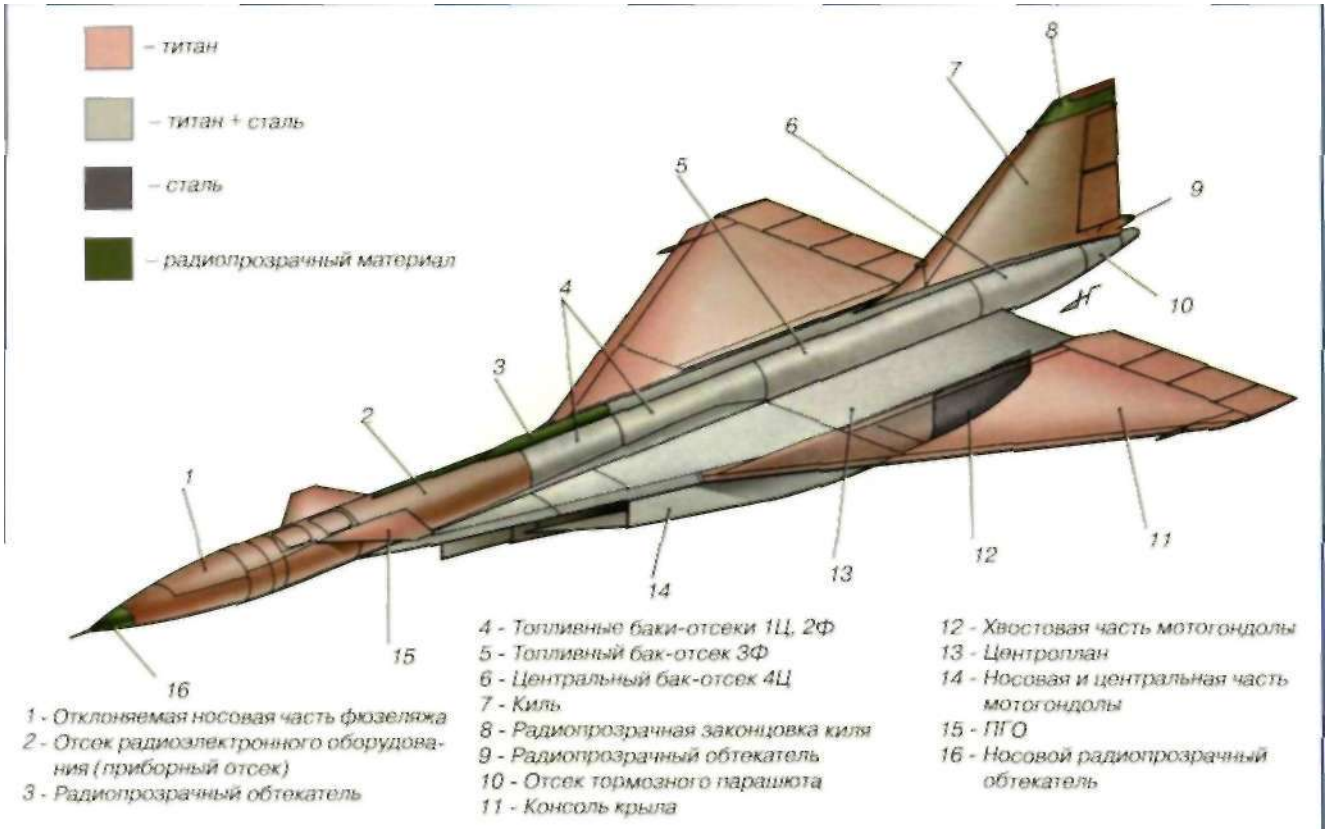
Высокопрочный титановый сплав ВТ16 был рекомендован для изготовления деталей крепления: болтов, винтов, гаек, заклепок и др. Сплав использовался в термически упрочненном или деформационно-упрочненном состоянии с прочностью 1050-1150 МПа.

Чертежные детали крепления из сплава ВТ16 в термически упрочненном состоянии можно было изготавливать в условиях машиностроительного предприятия.

Широкое использование деталей крепления из титанового сплав ВТ 16 позволяло снизить вес деталей в 1,7 раза по сравнению со стальными.

Титановые сплавы ОТ4-1 и ОТ4 с прочностью 600-700 МПа применялись для изготовления обшивки самолета Т-4.

*Фотографии приборных досок в кабине самолета «102»:*
*а - приборная доска летчика*
*б - приборная доска штурмана*
*(ОАО • • ОКБ Сухого-)*




*Использование материалов в конструкции самолета Т-4.*
*(Николай Гордюков)*

Из титанового сплава ВТ20, учитывая его повышенную жаропрочность, изготавливалась мотогондола двигателей.

Титановый сплав ОТ4 использовался в конструкции закабинного отсека фюзеляжа и переднего горизонтального оперения, титановый сплав ВТ20 в конструкции гондол двигателей, вертикального оперения и консолей крыла.

Для передней и основных стоек шасси впервые была применена мартенситостареющая сталь ВКС-210 с прочностью более 1900 МПа. Греющиеся в зоне двигателя лонжероны мотогондолы изготавливались из стали ВКС-3, термообрабатываемой по специально разработанному режиму. Для цельносварных топливных баков была разработана высокопрочная коррозионностойкая сталь ВНС-2, свариваемая в термоупрочненном состоянии без последующей термообработки с практически равнопрочным основному металлу сварным швом, что позволило отказаться от клепаной конструкции бака, и исключало проблему его герметизации. Наряду с этим был проведен широкий круг испытаний по определегнию работоспособности при длительных нагревах в эксплуатации.

Нержавеющая сталь ВНС-2 использовалась в конструкции центральной части крыла и гондол двигателей.

Также в конструкции были применены следующие новые неметаллические материалы:

- теплопрочное полиамидное связующее СП-6;
- высокотеплостойкие эластомеры;
- резины, смазки;
- гидрожидкость ХС-21;
- топливо «нафтил»;
- лакокрасочные покрытия.

69% поверхности планера самолета представляло собой панели, сваренные из листа точечной электросваркой;

21% поверхности планера - панели, сваренные из листа сквозным проплавлением (ААРДЭС);

9,4% поверхности планера - фрезерованные из плит панели.

Трудоемкость производства одного килограмма конструкции самолета Т-4, несмотря на применение высокопрочных материалов, превышала трудоемкость, затраченную на один килограмм веса конструкции самолета Су-24, выполненного из традиционных материалов по традиционным технологиям, всего на 25-30%.

## СРЕДСТВА НАЗЕМНОГО ОБСЛУЖИВАНИЯ

Средства наземного обслуживания должны были обеспечить эксплуатацию самолета на бетонированных и грунтовых аэродромах.

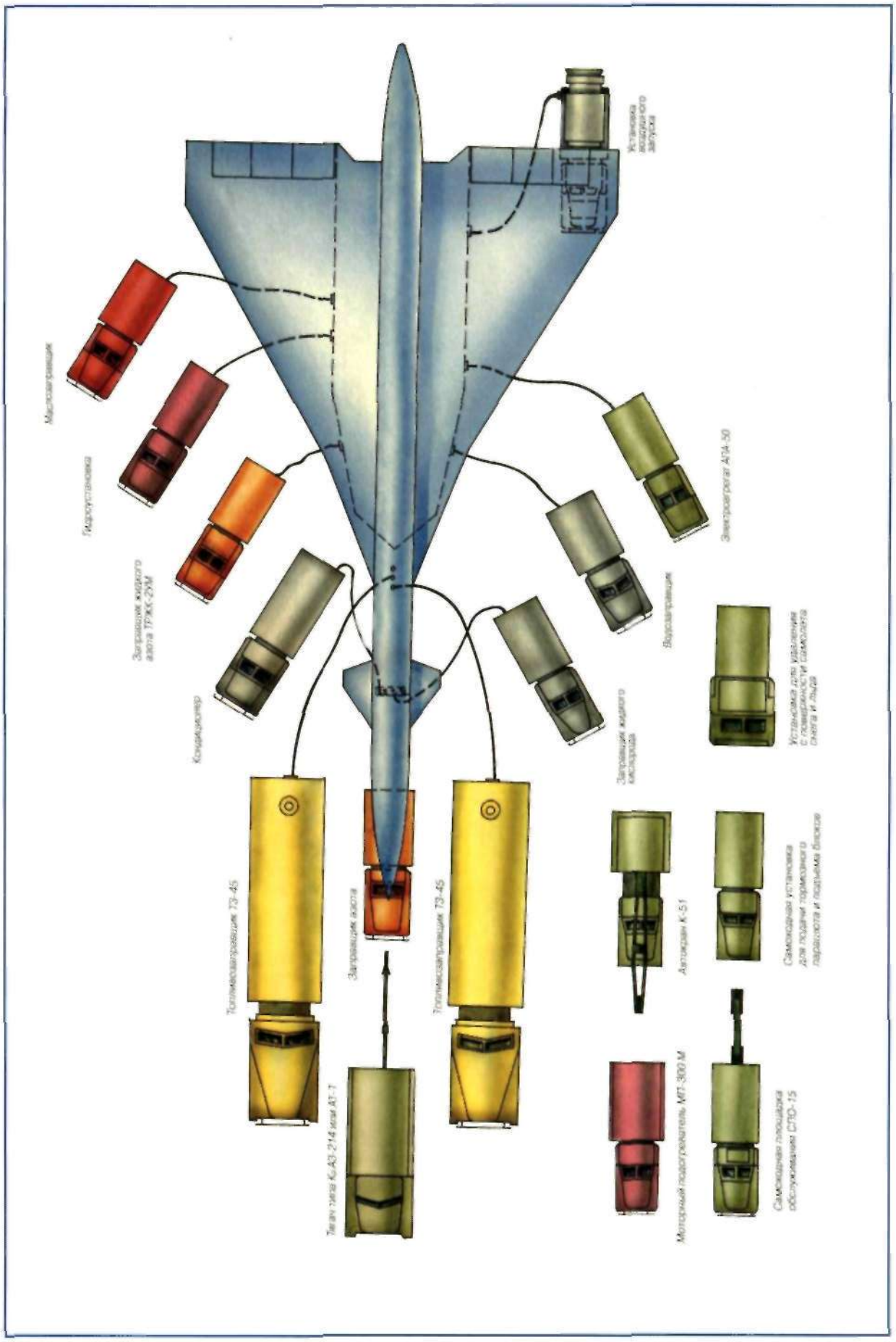



*Схема аэродромного обслуживания самолета Т-4. (Николай Гордеюков)*

Большая часть комплекса наземного обслуживания разрабатывалась специально для самолета Т-4. Штатную численность технического экипажа, групп обслуживания и ТЭЧ планировалось окончательно определить в ходе государственных и войсковых испытаний.

Предусматривалось проектирование специальных тележек для транспортировки, подъема и подвески ракет, контейнеров и подвесных топливных баков.

Для обеспечения подъема отдельных агрегатов самолета, таких как консоли крыла, переднее горизонтальное оперение, элевоны, киль, на них были предусмотрены специальные такелажные узлы.

В конструкции самолета были предусмотрены узлы для крепления страховочных приспособлений, обеспечивающих безопасность обслуживающего персонала при работе на верхних поверхностях самолета.

Конструкция самолета обеспечивала открытие на земле створок отсеков опор шасси для обеспечения подхода к агрегатам, расположенным в этих отсеках.

При разрушении пневмосистем главных и передней опор шасси конструкция самолета позволяла осуществлять их подъем с помощью гидродомкратов.

Самолет был снабжен средствами, позволяющими удерживать его на стоянке при опробывании двигателей.

Средства наземного обслуживания, планировавшиеся для применения с самолетом, можно разделить на следующие три категории:

- средства, находящиеся на снабжении ВВС;
- средства, которые должны были быть предъявлены на испытания вместе с самолетом;
- специализированные средства наземного обслуживания, которые также планировалось предъявить на испытания вместе с самолетом.

Средства наземного обслуживания Т-4, находящиеся на снабжении ВВС:

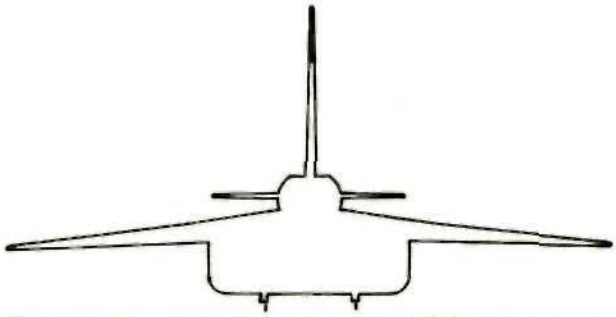
- автокраны К-51, К-111;
- комплект аварийных пневмотканевых подъемников АПГП-М;
- самоходная площадка обслуживания СПО-15;
- топливозаправщик ТЗ-30;
- маслозаправщик МЗ-66;
- аэродромная кислородно-азото-добывающая станция АКДС-70М;
- аэродромный заправщик газообразного азота ВЗ-20-350;
- аэродромный заправщик огнетушителей самолета АЗОС-1;
- дистиллятор воды Эд-2М;
- установка газификации жидкого азота УГЖИ-2М;
- моторный подогреватель МП-3000М;
- унифицированная компрессорная станция УКС-400ПВ;
- спецавтобус для летчиков с системой кондиционирования и системой проверки спецснаряжения 1711 КС;
- тягач для буксировки самолета КРАЗ-214.

В опытные средства наземного обслуживания должны были входить:

- установка для воздушного запуска двигателя;
- агрегат для заправки самолета дистиллированной водой;
- установка для удаления с поверхности самолета пыли и грязи;
- установка для удаления с поверхности самолета снега и льда;
- наземный кондиционер;
- аэродромный передвижной электроагрегат;
- комплект установки автоматизированного контроля;
- передвижная станция для насыщения топлива нейтральным газом;
- установка для продувки топливной системы нейтральным газом;
- передвижная установка для отработки гидросистем самолета, а также для их промывки и заправки.

Специализированные средства наземного обслуживания, предъявленные на испытания с самолетом, должны были включать в себя:

- приспособление для буксировки самолета носом вперед;
- приспособление для буксировки самолета хвостом вперед;
- упорные колодки под колеса;
- гидравлические подъемники отдельно под крылья, отдельно под фюзеляж;
- съемные приспособления для подъема блоков;
- стропы для подъема элевонов, рулей направления, консолей горизонтального оперения, радиопрозрачных обтекателей килевой и шлейфовой антенн;
- лестницу-стремянку для входа и выхода экипажа;
- комплект стремянок для обслуживания двигателей и воздухозаборников, подхода к носовой части фюзеляжа, выхода на крыло, обслуживания узлов подвески шасси и вооружения, входа в приборный отсек;
- тележку для перевозки, снятия и постановки двигателя с форсажной камерой;
- стропы для подъема двигателя и форсажной камеры в упаковке и без нее;
- ложементы для секций нижней части;
- эксплуатационный комплект приспособлений для топливной системы самолета.



| Наименование | Количество |
|---|---|
| **Управляемое ракетное вооружение "Воздух-поверхность"** | |
| Крылатые ракеты Х-45 | 2 |
| Авиационные баллистические ракеты Х-2000 | 2 |
| **Авиационные бомбы на внешней подвеске** | |
| ФАБ-3000 | 6 |
| ФАБ-1500 | 12 |
| ФАБ-500 | 36 |
| ФАБ-250 | 48 |
| **Авиационные бомбы в контейнерах** | |
| ФАБ-3000 | 2 |
| ФАБ-1500 | 4 |
| ФАБ-500 | 16 |
| ФАБ-250 | 32 |
| **Контейнеры с разведывательным оборудованием** | |
| Контейнер дневной разведки | 1 |
| Контейнеры ночной разведки | 2 |
| Контейнер радиотехнической разведки | 1 |
| Контейнер "СКО" (со средствами коллективной обороны) | 1 |

*Схема вооружения самолета Т-4.*
*(Николай Гордюков)*

## СИСТЕМА ИЗМЕРЕНИЙ САМОЛЕТА «101»

Для обеспечения летных испытаний на самолете была установлена система измерений,обеспечивающая до 1500 замеров. Система измерений предусматривала регистрацию параметров аэродинамических характеристик, режимов работы силовой установки и основных параметров работы систем самолета.

Основной регистрирующей аппаратурой, на которую записывалось до 65% всей информации, являлись магнитные накопители, что упрощало обработку полученной информации.

Для увеличения надежности получения информации запись наиболее ответственных параметров самолета дублировалась на осциллографы и самописцы. На этой же аппаратуре записывались параметры, не требующие машинной обработки.

Система измерений включала проведение траекторных измерений для определения взлетно-посадочных характеристик, измерений температур и напряжений в элементах конструкции самолета.

В процессе полетов проводился контроль за поведением самолета с помощью визуального отображения телеметрической информации (наиболее важных параметров).

На самолете была установлена система аварийной регистрации параметров, предназначенная для записи и сохранения информации основных характеристик самолета. Система состояла из опытной аппаратуры «Тестер», которая позволяла регистрировать 241 параметр с частотой опроса один раз в секунду и давала возможность сохранять информацию за последние 2 часа.

## ВООРУЖЕНИЕ САМОЛЕТА

В состав вооружения, применяемого на самолете Т-4, должны были входить управляемые ракеты класса «воздух-поверхность» - Х-45, Х-2000, снаряд ТУС-2, неуправляемое бомбардировочное вооружение, контейнеры с разведывательным оборудованием, контейнер индивидуально-групповой защиты комплекса обороны.

Для увеличения дальности полета самолета планировалась установка на внешних точках подвески самолета двух подвесных топливных баков (2 х ПТБ 4435) с суммарным запасом топлива в них, равным 8870 кг.

Вооружение и подвесные топливные баки самолета должны были размещаться на 5 внешних точках подвески, в том числе на 3 точках подвески под мотогондолой: на одной точке подвески, расположенной по оси симметрии самолета, и на 2-х точках подвески под консолями крыла самолета (по одной под каждой консолью).

Максимальная боевая нагрузка самолета составляла 18000 кг.

Для обеспечения сверхзвукового полета с бомбовой нагрузкой планировалось применить специальный «контейнер бомбардировочного вооружения», внутри которого могли бы быть установлены авиабомбы калибром от 250 кг до 3000 кг.

Контейнер должен был подвешиваться под центральную точку мотогондолы. Геометрические размеры контейнера совпадали с соответствующими геометрическими размерами контейнеров с разведывательным оборудованием и контейнером индивидуально-групповой защиты комплекса обороны.

Контейнеры имели сложную аэродинамическую форму, которая позволяла обеспечить самолету полет с ними во всем диапазоне высот и скоростей.

Оборудование, обеспечивающее задачи разведки разведывательного варианта самолета Т-4 было установлено как на борту самолета - штатно, так и в специальных подвесных контейнерах, устанавливаемых на центральную (по оси симметрии самолета) точку подвески мотогондолы.

Планировалось использование нескольких типов контейнеров с разведывательным оборудованием:

- контейнер К1 дневной разведки, который можно было использовать с больших и малых высот. В контейнере должно было быть установлено оборудование общей радиотехнической разведки, радиолокационной разведки, ИК разведки и фотоаппараты различных типов;

- контейнер К2 ночной разведки. В состав разведывательного оборудования контейнера также должно было входить оборудование для обеспечения общей радиотехнической, радиолокационной, ИК разведки, а также фотоаппараты, позволяющие производить ночную фотосъемку в специальных условиях. Аппаратура контейнера обеспечивала ведение разведки в ночное время на больших и средних высотах;

- контейнер К3 обеспечивал общую и детальную радиотехническую разведку и фоторазведку с больших и малых высот;

- контейнер К4 ночной разведки, обеспечивал фотосъемку при помощи ФОТАБ с больших и средних высот.

Для обеспечения разведки в ночное время под самолет должно было устанавливаться 3 контейнера, для обеспечения разведки в дневное время - один.

*Таблица 7.*

| ЛТХ опытного самолета Т-4 «101» по состоянию на 1973 г | |
|---|---|
| **Параметры** | **характеристики** |
| Число членов экипажа, чел | 2 |
| Длина самолета, м | 44,5 |
| Размах крыла, м | 22,0 |
| Площадь крыла, м² | 295,7 |
| Высота самолета на стоянке, м | 11,195 |
| База шасси при необжатых амортизаторах, м | 10,357 |
| Колея шасси, м | 5,88 |
| Нагрузка на крыло, при взлетной массе, без подвесных топливных баков, кг/м² | 434 |
| Крейсерская скорость полета, км/ч: | |
| - на сверхзвуковом режиме | 3000 |
| - на дозвуковом режиме на высоте | 950 |
| - на дозвуковом режиме у земли | 900 |
| Максимальная скорость полета, км\ч: | |
| - на высоте | 3200 |
| - у земли | 1150 |
| Высота полета, км | 20-24 |
| Дальность полета, км: | |
| - без подвесных топливных баков | 6000 |
| - с подвесными топливными баками | 6500 |
| Тип двигателя | РД36-41 |
| Количество двигателей | 4 |
| Тяга двигателя стендовая (Н=0; М=0), кгс: | |
| - на максимальном режиме | 4x10850 |
| - на форсажном режиме | 4x16000 |
| Тяговооруженность, при взлетной массе, без подвесных топливных баков | 0,5 |
| Взлетная масса без подвесных топливных баков, кг | 128000 |
| Масса топлива во внутренних топливных баках, кг | 69000 |
| Максимальная взлетная масса, кг | 136000 |
| Максимальная масса боевой нагрузки до, кг | 19000 |
| Длина разбега, м | 1500 |
| Длина пробега, м | 1100 |

*Таблица 8.*

| Весовые характеристики самолета «101» | |
|---|---|
| **Параметры** | **характеристики** |
| Пустой самолет (с центровочным грузом 1340 кг), кг | 57720 |
| Нагрузка самолета, кг в т.ч.: | 605 |
| - летчик | 100 |
| - штурман | 100 |
| - масло | 200 |
| - кислород | 41 |
| - азот | 164 |
| Самолет с нагрузкой, кг | 58320 |
| Топливо самолета, кг | 46550 |
| Взлетная масса самолета без центровочного груза, кг | 56680 |

# ГЛАВА 4
## ДАЛЬНЕЙШЕЕ РАЗВИТИЕ УДАРНО-РАЗВЕДЫВАТЕЛЬНОГО КОМПЛЕКСА Т-4

## ПАССАЖИРСКИЕ ВАРИАНТЫ САМОЛЕТА Т-4

На базе уже имевшихся компоновок в 1961 г. в ОКБ было разработано несколько вариантов в пассажирском исполнении. Все они сводились к трем альтернативным схемам размещения силовой установки на самолете и были выполнены по схеме "утка" с низкорасположенным крылом. Проектирование этих компоновок вел Ю.В. Ивашечкин.

Дальнейшего продолжения тема не получила.

### ТЕХНИЧЕСКОЕ ОПИСАНИЕ

ФЮЗЕЛЯЖ (варианты I, II и III)

Фюзеляж самолета был технологически расчленен на несколько крупных отсеков. В носовой части машины, под радиопрозрачным конусом, предполагалось установить радиолокационную станцию, за ней было решено разместить радиотехнический отсек с электронным оборудованием. Кабина летно-технического состава должна была размещаться в верхней части фюзеляжа за радиотехническим отсеком.

Первого и второго пилотов было решено расположить по традиционной схеме "рядом". Далее должны были располагаться штурман и инженер-радист (по правому борту). Перед фонарем кабины экипажа предполагалось установить створки, закрывавшие в полете лобовые стекла. На режиме взлета и посадки створки должны были опускаться вниз, обеспечивая экипажу обзор вперед. Под кабиной экипажа размещалась ниша передней опоры шасси с двумя спаренными колесами. Далее по левому борту фюзеляжа находились передняя входная дверь, багажное отделение с гардеробом и туалет.

Первый и второй салоны пассажирской кабины были размещены в центральной части фюзеляжа. Каждый салон, рассчитанный в основном варианте на 32 пассажира, предполагалось оборудовать восемью рядами по четыре кресла в ряд (два парных блока, между которыми образовывался проход). Между первым и вторым салонами должны были находиться вторая входная дверь и технический отсек (кухня). Второй пассажирский салон заканчивался небольшим отсеком гардероба и туалетом.

Хвостовая часть фюзеляжа состояла из двух топливных баков (первый из которых - расходный), и отсека тормозного парашюта.

КРЫЛО И МОТОГОНДОЛА (вариант I)

Крыло, в плане, имело треугольную форму с незначительно скошенными назад задними кромками. На середине размаха каждой консоли снизу размещалась мотогондола, рассчитанная на установку двух двигателей. Так как гондолы находились далеко от фюзеляжа, а воздухозаборники имели большой вынос вперед относительно передней кромки крыла, то слив пограничного слоя отсутствовал.

Воздухозаборник каждой мотогондолы был снабжен вертикальным клином с перегородкой, которая делила его надве части, каждая из которых обслуживала один двигатель. По оси каждой мотогондолы предполагалось установить главные шасси, имевшие опоры с тележками по четыре колеса на каждой. Механизация задней кромки законцовки консолей крыла от мотогондол во внешнюю сторону включала в себя элероны. В крыле располагался топливный бак-отсек.

(Вариант II)

В этом варианте компоновки крыло имело трапецевидную форму в плане с отклоненными вниз концевыми частями (приблизительно треть полуразмаха). Силовая установка размещалась в одной мотогондоле под нижней поверхностью крыла по оси самолета. Каждый двигатель был снабжен воздухозаборником с изолированным, регулируемым в горизонтальной плоскости клином. Воздухозаборники располагались вблизи поверхности крыла и фюзеляжа и поэтому снабжались клином слива пограничного слоя, отделяющим боковую поверхность мотогондолы от фюзеляжа.

По бортам мотогондолы располагались обтекатели, так называемые "штаны", в которые убирались главные стойки шасси (с тележками по четыре колеса), игравшие также роль дополнительных подфюзеляжных килей.

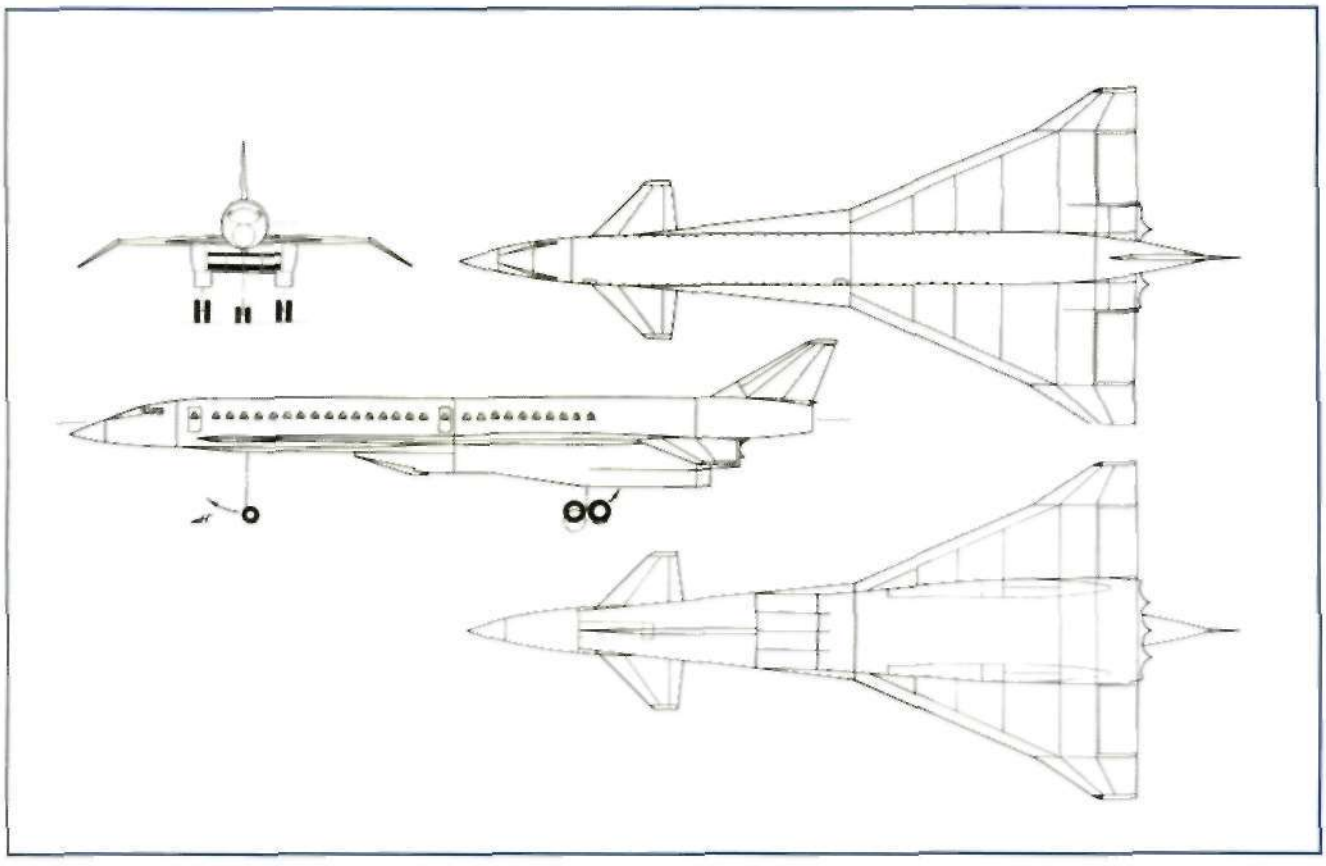
(Вариант III)

Третий вариант самолета должен был иметь крыло с переломом по передней кромке, образующим наплыв большой стреловидности. Задняя кромка крыла также имела перелом. Силовая установка размещалась аналогично варианту II. Воздухозаборник с тремя вертикальными перегородками обслуживал все четыре двигателя и имел регулируемый в горизонтальной плоскости обратный клин. Воздухозаборник не выступал за переднюю кромку крыла.

ОПЕРЕНИЕ (варианты I, II и III)

Во всех трех случаях самолет имел переднее горизонтальное оперение треугольной формы в плане, которое размещалось в носовой части фюзеляжа и имело рули высоты.

Вертикальное цельноповоротное оперение небольшой площади располагалось на хвостовой



*Проект пассажирского самолета на базе Т-4 по схеме "утка" с ЛГО и расположением двигателей попарно в мотогондолах под консолями крыла. Конструктор Ю.В. Ивашечкин. Разработка первого квартала 1962 г. (№ 2 по схеме на стр.18).*
*(Николай Гордюков)*

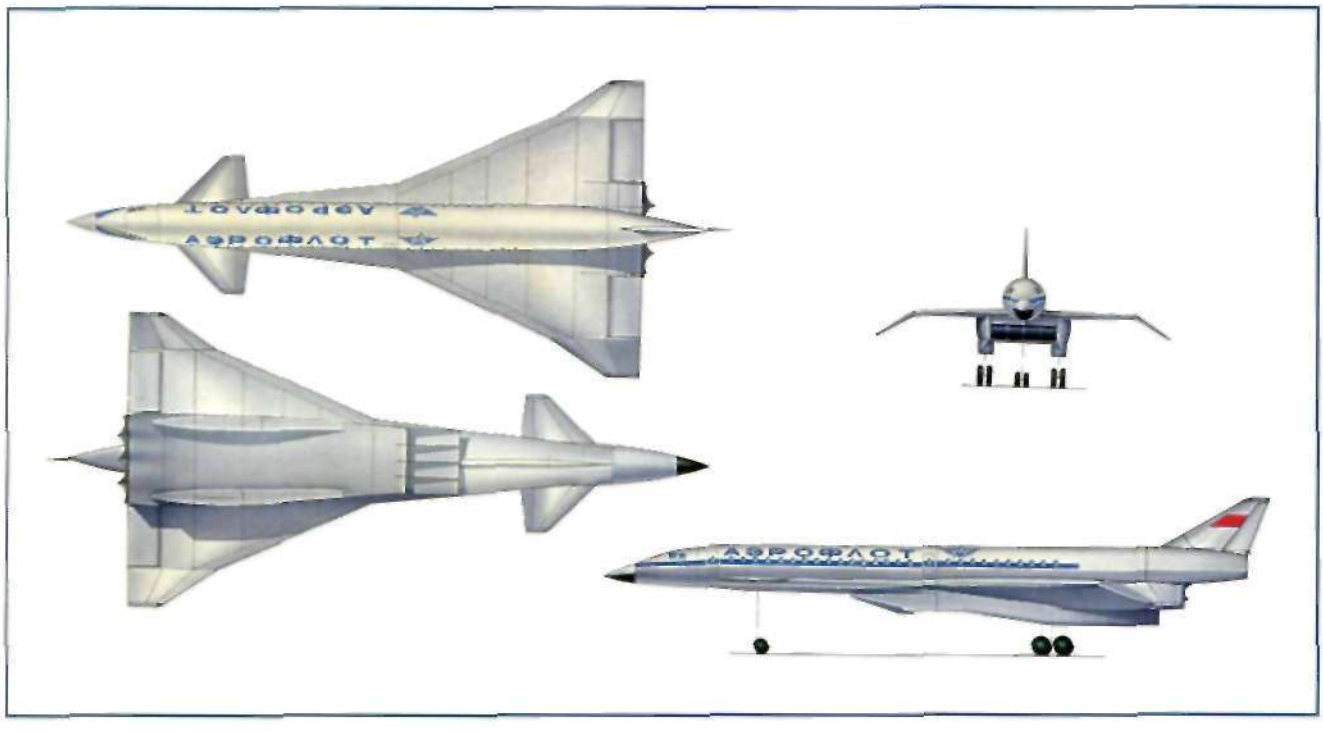
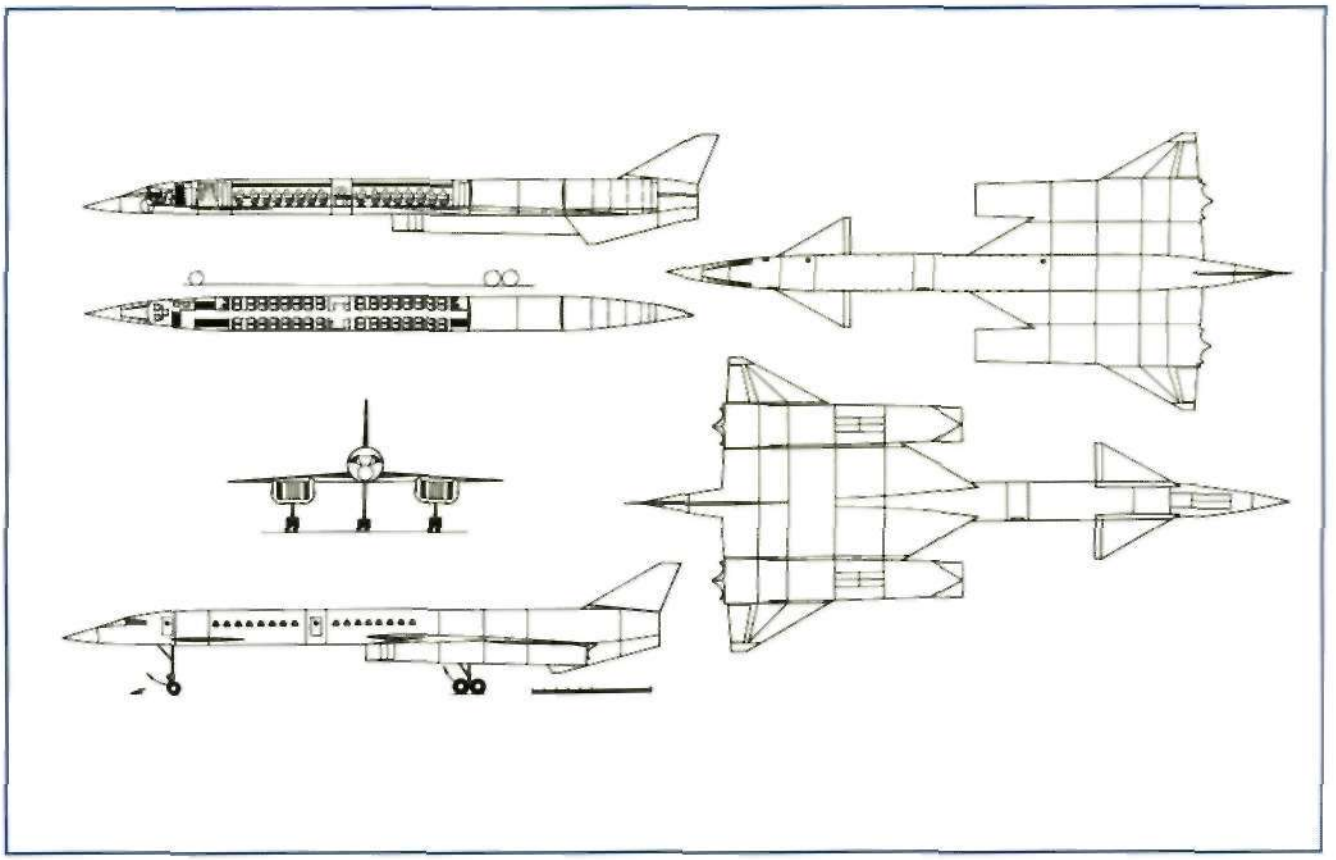



*Рисунок варианта компоновки пассажирского самолета Т-4 (№ 2 по схеме на стр. 18).*
*(Николай Гордюков)*



*Проект пассажирского самолета на базе Т-4 по схеме "утка" с ПГО и расположением двигателей попарно в мотогондолах под консолями крыла. Конструктор Ю.В. Ивашечкин. Разработка первого квартала 1962 г. (№ 3 по схеме на стр. 18). (Николай Гордюков)*

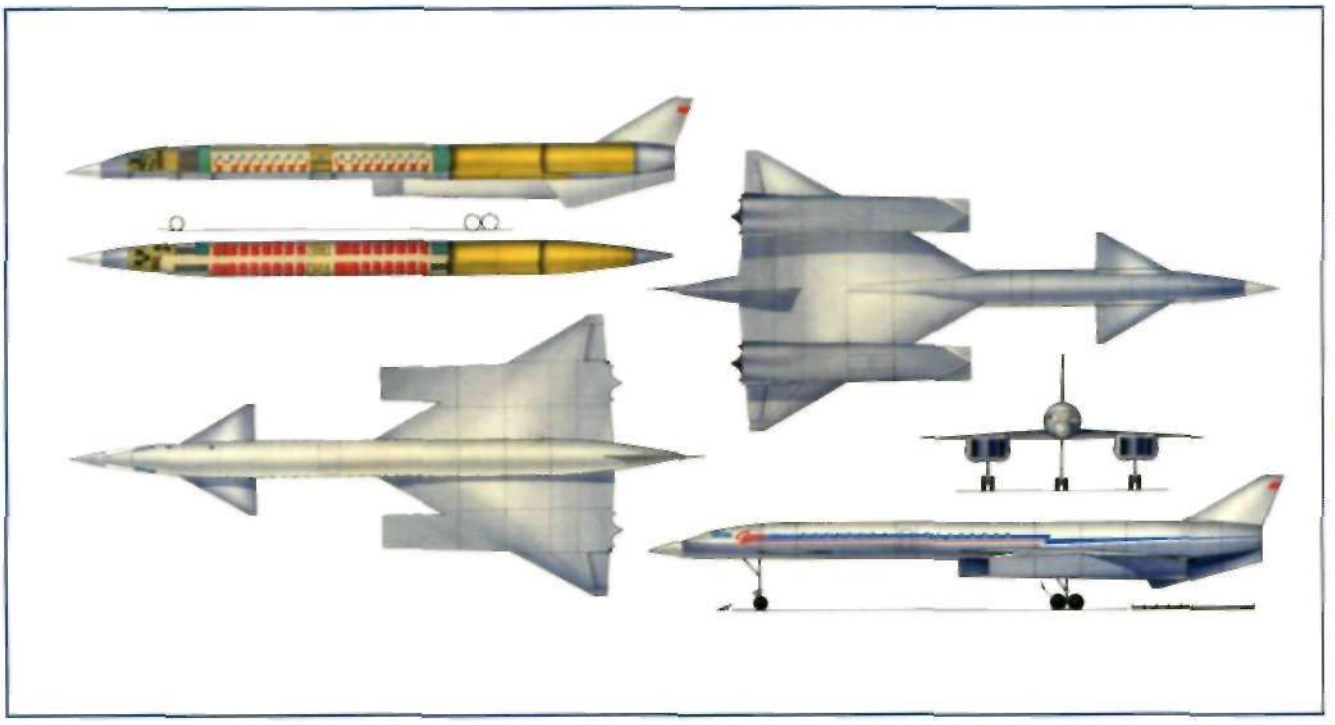


*Рисунок варианта компоновки пассажирского самолета Т-4 (№ 3 по схеме на стр. 18). (Николай Гордюков)*

части фюзеляжа. Кроме того, в первом варианте, в зоне киля, на нижней поверхности фюзеляжа располагался неподвижный подфюзеляжный киль.

Все варианты рассматривались на этапе разработки предварительного эскизного проекта.

*Таблица 1.*

**Основные технические характеристики сверхзвукового пассажирского самолета на базе самолета Т-4***

Название в ОКБ – пассажирский вариант "изд. 100"

| Параметры | Характеристики |
|---|---|
| Количество двигателей | 4 |
| Тяга форсажная, стендовая, кг | 4x15000 |
| Нормальная взлетная масса, кг | 110 000 |
| Максимальная скорость полета на высоте 19000 - 23000 м, км/ч | 2500-3000 |
| Посадочная скорость, км/ч | 260 |
| Скорость отрыва, км/ч | 285 |
| Дальность полета, км | 4900 |
| Длина разбега, м | 1800 |
| Длина пробега, м | 1500 |
| Масса максимальной платной нагрузки (пассажиры, багаж, грузы), кг | 7500 |
| Количество пассажиров в основном варианте, чел | 64 |
| Экипаж, чел., (2 летчика, штурман, инженер-радист, 2 борт-проводника) | 6 |

* Характеристики в равной степени относятся к вариантам I, II и III.

## ВАРИАНТ УДАРНО-РАЗВЕДЫВАТЕЛЬНОГО САМОЛЕТА С ВОДОРОДНЫМ ДВИГАТЕЛЕМ

### КРАТКАЯ ИСТОРИЯ СОЗДАНИЯ

В 1963 г. В ОКБ П.О. Сухого на базе первого эскизного проекта "сотки" рассматривался вариант машины с двигателями, использующими в качестве топлива водород.

Предполагалось что топливо - жидкий водород - будет находиться в специальных баках-термосах и поступать через испаритель уже в газообразном состоянии в двигательную установку. Но водород, несмотря на его видимую экономичность, имеет очень низкую плотность, поэтому баки-термосы имели бы большие размеры и самолет "разбухал". Все это приводило к резкому увеличению площади миделевого сечения самолета и увеличению его длины. Аэродинамическое сопротивление самолета на всех числах М полета возрастало на неприемлемую величину. В результате водородное топливо, как энергоноситель оказалось невыгодным. Как показали исследования, такое горючее становится эффективным только на машинах весом более 300 тонн.

На этом тема была закрыта.

## ПРОЕКТ УДАРНО-РАЗВЕДЫВАТЕЛЬНОГО САМОЛЕТА С ДВИГАТЕЛЯМИ С АТОМНЫМ РЕАКТОРОМ

### КРАТКАЯ ИСТОРИЯ СОЗДАНИЯ

В конце 1966 г. ОКБ П.О. Сухого было предложено создать на базе самолета Т-4 модификацию с турбореактивными двигателями с атомным реактором. Надо сказать, что подобные задания были предложены многим авиационным конструкторским бюро. Так, например, в ОКБ А.Н. Туполева разрабатывался проект атомного самолета на основе ракетоносца Ту-135, а в ОКБ В.М. Мясищева - самолеты сухопутного базирования М-60 и М-30 и гидросамолет - М-60М.

Этой проблемой в бригаде общих видов ОКБ занимались О.С. Самойлович и Ю.В. Ивашечкин. Работы и консультации с ядерщиками шли довольно долго и когда уже были рассчитаны все параметры, то получалось, что один только вес биологической защиты у такого самолета составлял 20 - 25 тонн, что в размерности "сотки" сводило к нулю все преимущества атомного двигателя. А их, кроме большой тяги и компактности у такого двигателя было немного. Больше было отрицательных моментов. Основными и самыми неприятными из них были радиация и высокая рабочая температура.

В итоге, работы по этой теме были закрыты в середине 1967 г., как собственно и в других конструкторских бюро.

*Фотография документации по аванпроекту самолета Т-4М. (ОАО "ОКБ Сухого")*

## ДАЛЬНИЙ МНОГОРЕЖИМНЫЙ УДАРНО-РАЗВЕДЫВАТЕЛЬНЫЙ САМОЛЕТ Т-4М

### КРАТКАЯ ИСТОРИЯ СОЗДАНИЯ

Самолет Т-4 являлся одно-режимной машиной, предназначенной для полетов на большой сверхзвуковой скорости и дальностях до 6000 км.

Во время проектирования "сотки" расчет шел на имеющиеся средства ПВО, поэтому подобные технические характеристики устраивали военных. С развитием средств противовоздушной обороны их мощь возрастала и к середине шестидесятых многие страны НАТО имели достаточный потенциал ПВО для отпора любого воздушного нарушителя. Т-4 мог преодолеть корабельную систему ПВО в варианте противокорабельного самолета, но в ударном варианте машины наземный комплекс противовоздушной обороны становился для "сотки" серьезной угрозой. Тактика прохода Европы в "лоб", используя большие скорость и высоту полета, была уже неприемлема.

Мощная система ПВО, а также недостаточная дальность полета уменьшали эффективность "сотки" и при нанесении ударов по противнику.

При оценке боевой эффективности самолетов Т-4 (еще в ходе работы над проектом) в ЦНИИ ВВС было выяснено, что при имеющемся уровне ПВО из 100 ударных машин после выполнения задания на аэродромы вернуться всего лишь 20-25. Это огромные потери, как в материальном, так и в финансовом плане. Была необходима новая тактика использования комплекса Т-4 и другие маршруты полета.

Наиболее эффективным вариантом применения "сотки" по Американскому континенту являлась атака через Северный ледовитый океан: самолет летел на сверхзвуке до нейтральной зоны Северного полюса и затем переходил в режим барражирования на дозвуке, а в случае необходимости, должен был выполнить пуск ракет, не заходя в зону действия ПВО противника. Исходя из этого, возникли новые ТТТ к такому самолету, которые предполагали возможность длительного полета на большой дозвуковой скорости и дальность 14 - 18 тыс. км.

Для преодоления мощной Европейской системы противовоздушной обороны, с наименьшими потерями, самолет должен был вести полет на небольшой высоте над землей с соблюдением рельефа местности.

Такие характеристики можно было получить лишь на многорежимном самолете. На Т-4 этого можно было достичь только путем установки на самолет крыла изменяемой геометрии.

*Макет самолета Т-4М.*
*(ОАО "ОКБ. Сухого")*

После проведения с 17.01 по 02.02. 1967 г. макетной комиссии по самолету Т-4 военными были выданы тактико-технические требования на многорежимный ударный самолет на базе комплекса Т-4.

К проработке внешнего облика такого самолета в ОКБ П.О. Сухого приступили уже в апреле 1967 г. Новый самолет назвали Т-4М (внутризаводское обозначение "100 И").

Поскольку многорежимная машина задумывалась как модификация самолета Т-4, то при ее проектировании практически ничего не создавалось заново, кроме общей схемы. Самолет Т-4М в основном был идентичен "сотке" как по аэродинамической компоновке, так и по составу бортового радиоэлектронного оборудования. Отличия заключались в том, что на самолете "100 И" применялось крыло с изменяемой стреловидностью и был увеличен диаметр фюзеляжа с 2,0 м до 2,2 м. Размеры фюзеляжа стали больше вследствие возросшего объема топлива (дальность Т-4М по 11 I составляла 14 - 18 тыс. км). Увеличение диаметра фюзеляжа дало возможность разместить третьего члена экипажа (второго пилота). Полет мог длиться до 14 часов, что вело за собой увеличение физической нагрузки на летчика. Поэтому второй пилот был просто необходим.

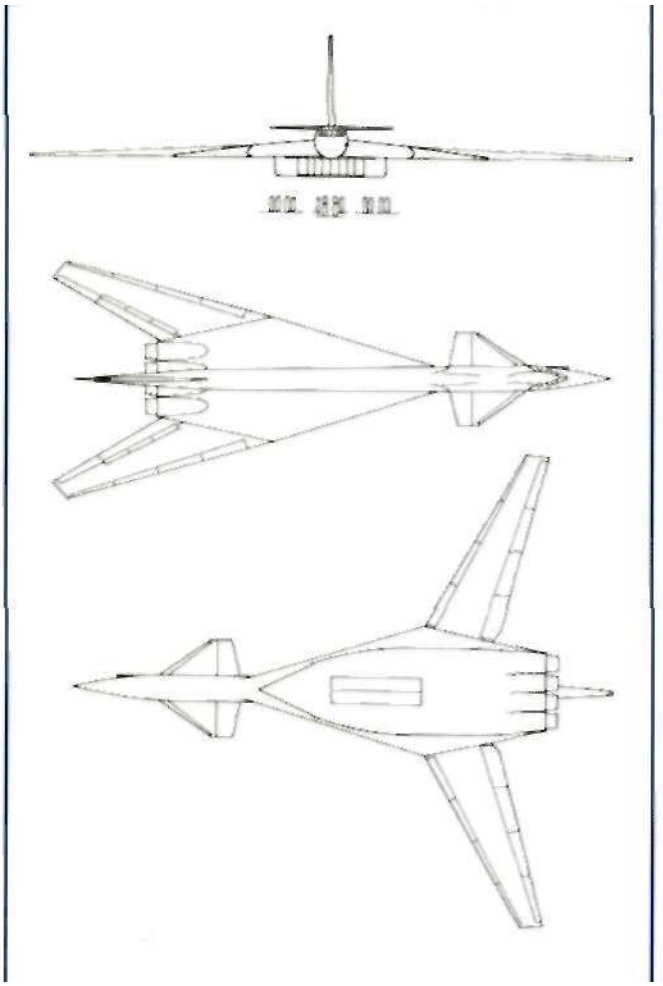
Почти весь 1967 г. шел поиск аэродинамической компоновки многорежимного самолета. За этот срок было разработано 9 вариантов компоновок, но ни один из них не удовлетворял конструкторов.

В вышедшем 28 ноября 1967 г. Постановлении ЦК КПСС и Совета Министров СССР № 1098-378, кроме закрепления факта начала постройки самолета Т-4, предусматривались: "исследования, экспериментальные работы и предварительное проектирование (аванпроект), направленные на создание стратегического двухрежимного самолета-ракетоносца с дальностью полета 16000 - 18000 км и возможным его использованием для целей разведки и борьбы с подводными лодками".

В это время уже стали известны некоторые данные об американской программе стратегического бомбардировщика В-1, поэтому, можно сказать, что вышедшее в 1967 г. постановление было ответным шагом на американскую машину. Поскольку работы в ОКБ П.О. Сухого по этой теме, велись больше полугода то вышедшее постановление позволило инициативную разработку перевести в ранг приоритетных.

В 1968 г. работы по выбору компоновки самолета " 100 И" продолжались. В том же году начались аэродинамические продувки моделей в ЦАГИ. Также были проведены исследования аэродинамически упругой модели.

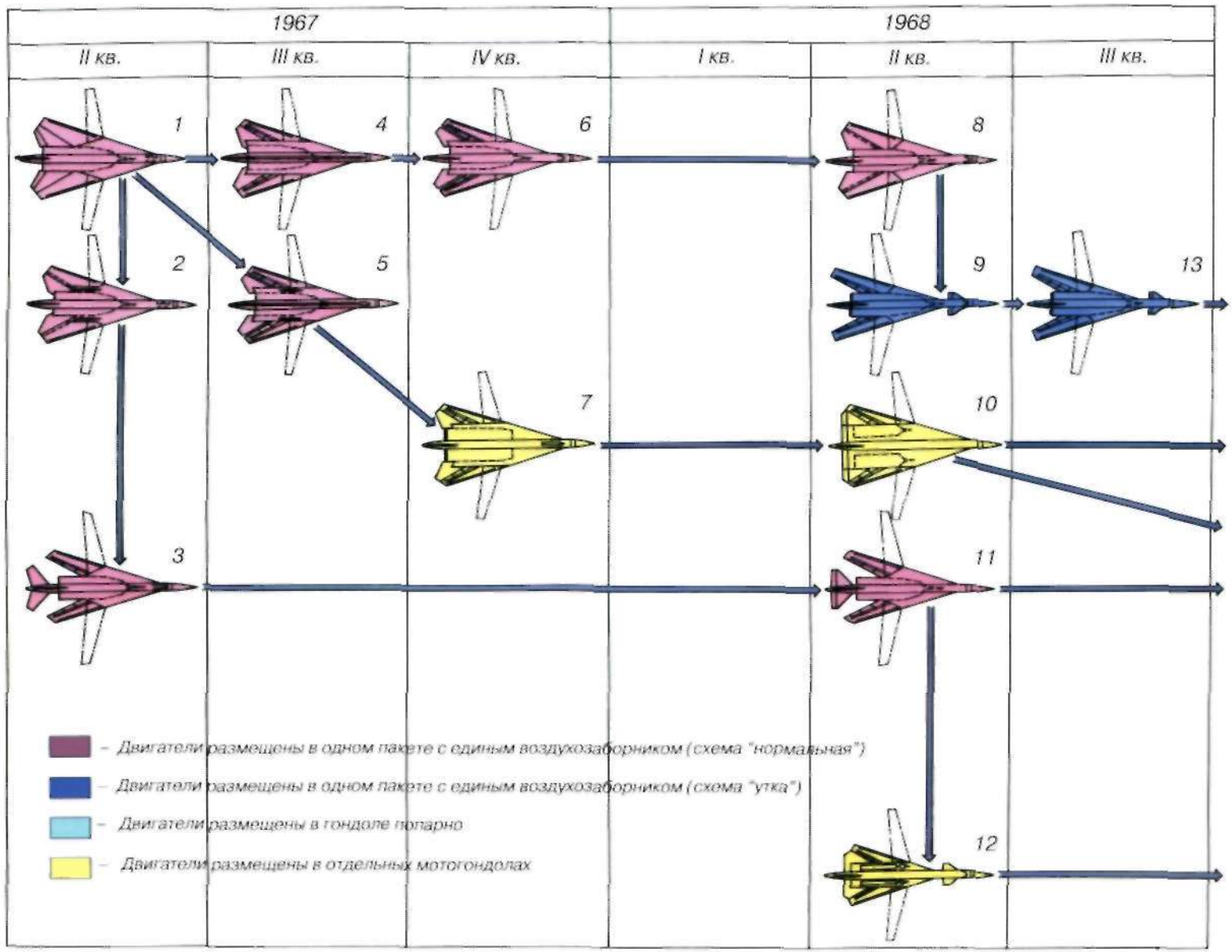
Эти исследования выявили очень неприятный эффект, связанный с упругой деформацией крыла...

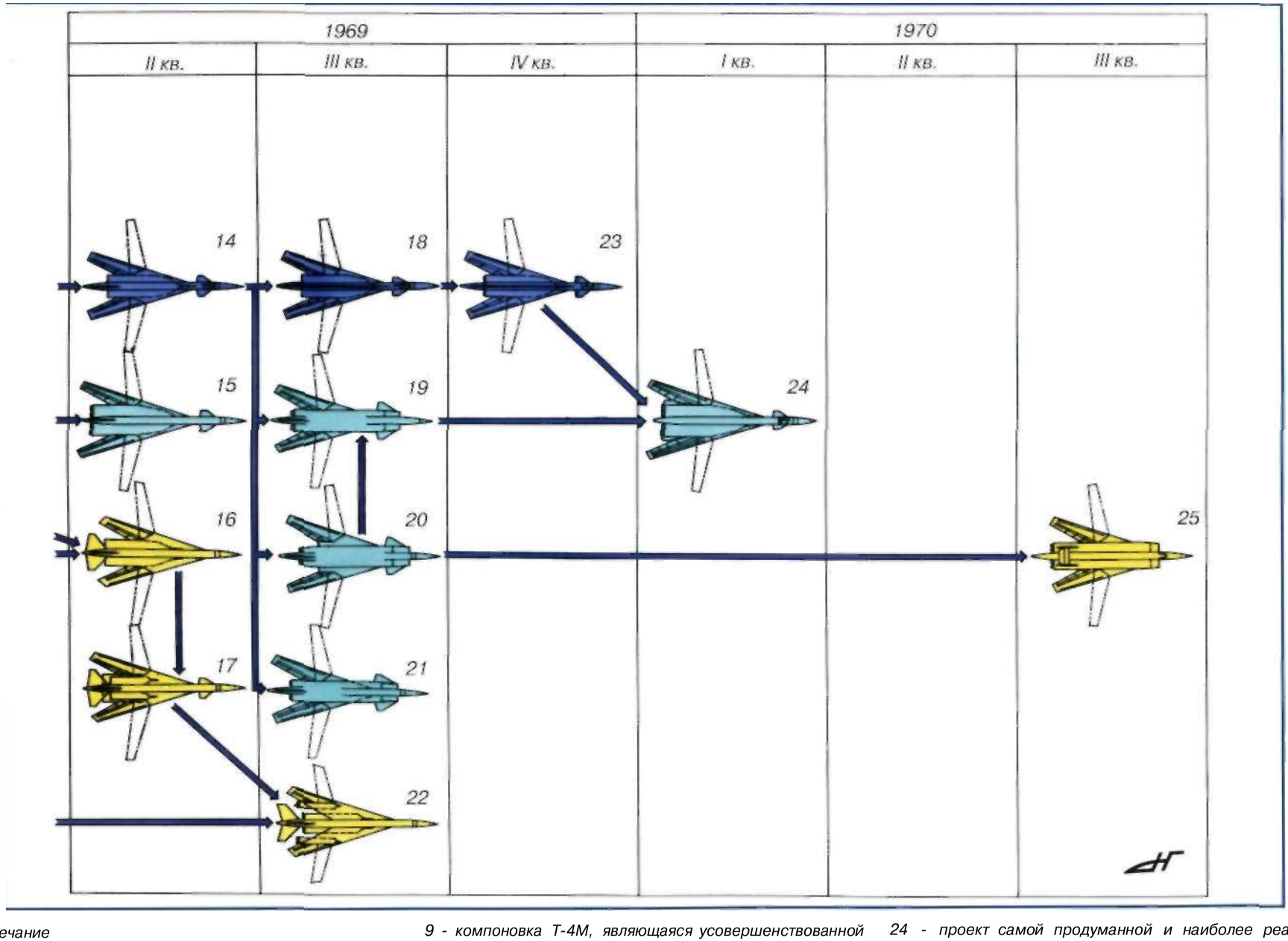


*Три проекции самолета Т-4М.*
*(Николай Гордюков)*

Поскольку консоли крыла были очень большие, то для увеличения аэродинамического качества на дозвуковой скорости пришлось спроектировать его изменяющуюся часть очень большого удлинения. В сложенном положении это крыло закручивалось таким образом, что концы его отгибались вниз и теряли подъемную силу. Из-за этого фокус самолета смещался вперед' и машина попадала в очень большую степень неустойчивости. Электродистанционная система управления, стоявшая на Т-4, была не в состоянии "прожевать" такую степень неустойчивости и "вытянуть" самолет обратно. Конструкторы столкнулись с проблемой, решить которую на том уровне техники они не могли (такая степень неустойчивости является легко преодолимой для современных ЭДСУ). Было предложено множество вариантов по преодолению возникшей сложности, но к успеху они так и не привели. А это заставляло, в свою очередь, искать новые варианты компоновок.

' При скорости 1200 км/ч смещение фокуса составляло 35%. Прим. автора .


1967
1968
II кв.
III кв.
IV кв.
I кв.
II кв.
III кв.
1
2
3
4
5
6
7
8
9
10
11
12
13
– Двигатели размещены в одном пакете с единым воздухозаборником (схема "нормальная")
– Двигатели размещены в одном пакете с единым воздухозаборником (схема "утка")
– Двигатели размещены в гондоле попарно
– Двигатели размещены в отдельных мотогондолах




*Примечание*

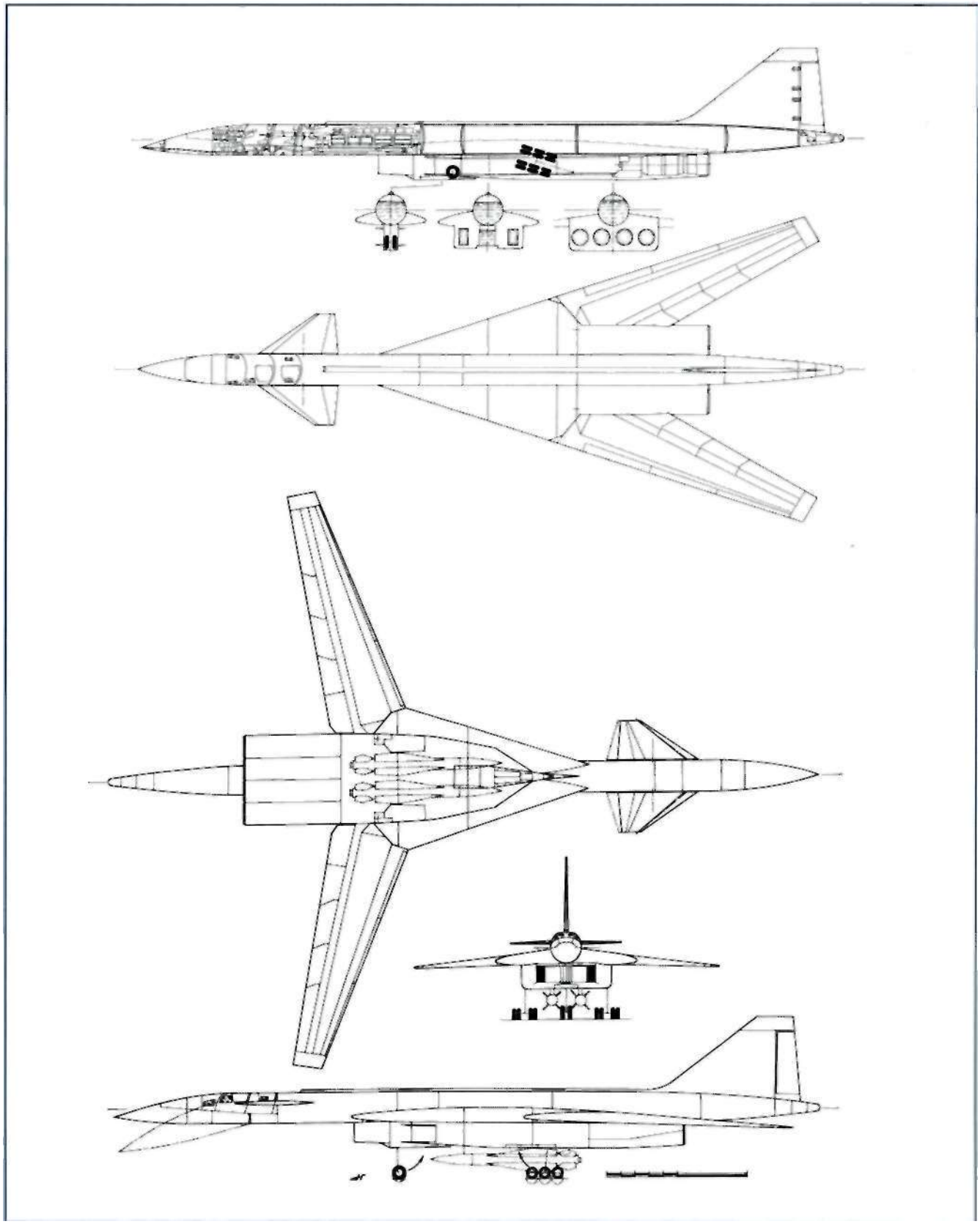
*1 - проект самолета Т-4М,редакция №2, конструктор ЛИБондаренко. июль 1967г.*

*7 - первоначально рассматриваемая для аванпроекта компоновка Т-4М с полностью изгибаемым рулем высоты, конструктор Л.И. Бондаренко, редакция №9, декабрь 1967 г.*

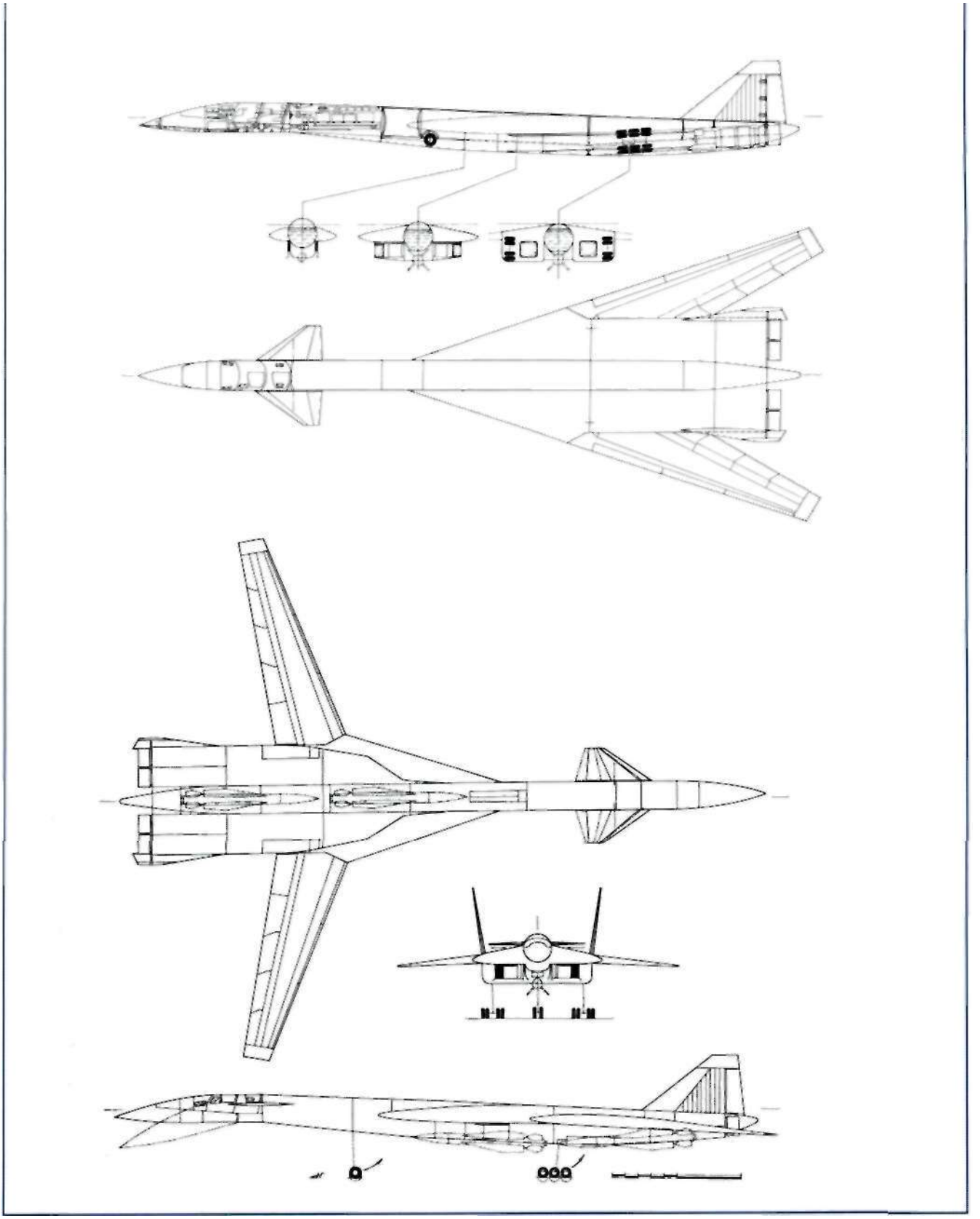
*9 - компоновка Т-4М, являющаяся усовершенствованной версией самолета Т-4, конструктор Л. И. Бондаренко, редакция 13А, июнь 1968 г.*

*18 - проект самолета Т-4М, представленный в аванпроекте 1969 г., разработан 13 мая 1969 г., редакция №13Г, конструктор Ю. В. Васильев.*

*24 - проект самой продуманной и наиболее реальной компоновки самолета Т-4М. Схема "интегральная". Разработана в феврале 1970 г., редакция №29, конструктор Л. И. Бондаренко.*



*Проектдвухрежимного ударного самолета с изменяемой геометрией крыла Т-4М. Схема "утка ' с ПГО и пакетным расположением двигателей под центропланом (четыре двигателя). Конструктор Л. И. Бондаренко. Разработка июля 1969 г. (№18 по схеме на стр. 121).*
*(Николай Гордюков)*



*Проект самолета Т-4М по схеме "утка" с ПГО. Конструктор Л.И. Бондаренко. Разработка февраля 1970 г. (№ 24 по схеме на стр. 121). (Николай Гордюков)*

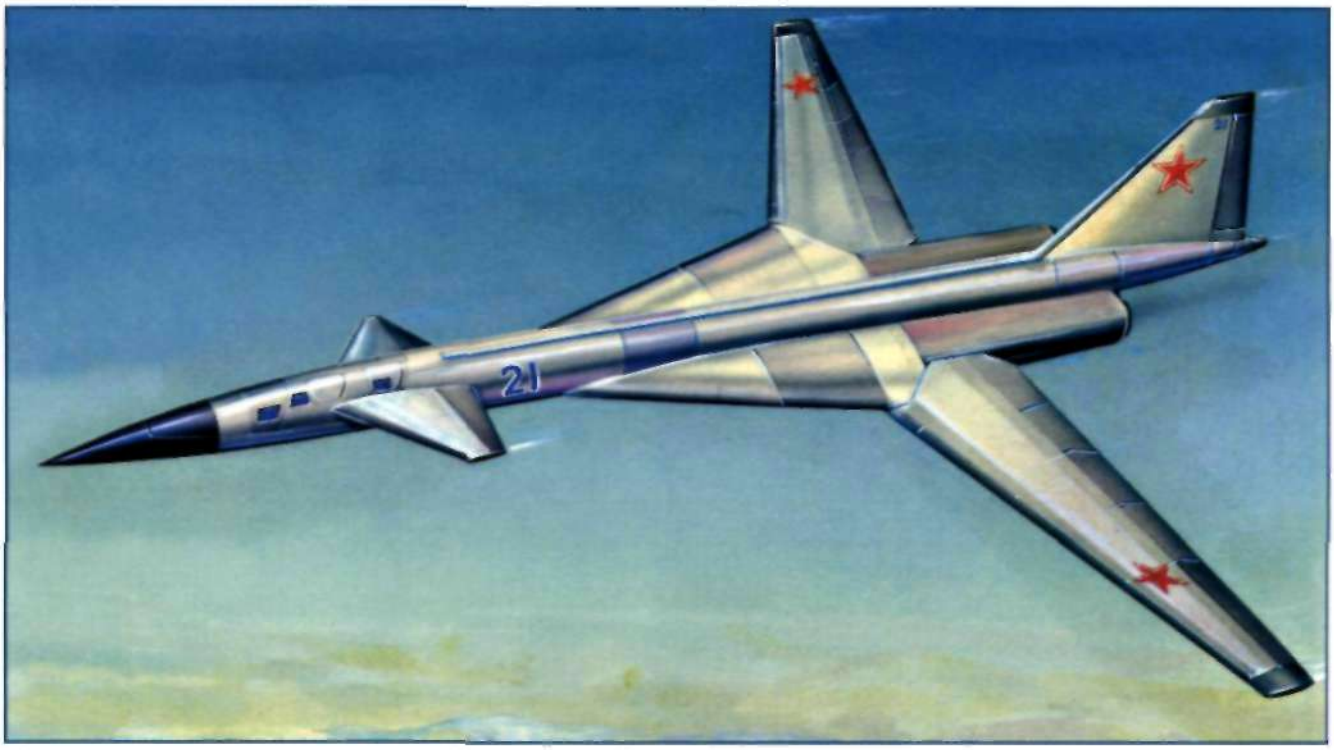



*Рисунок варианта компоновки самолета Т-4М №27 (№18 по схеме на стр. 121), представленный в аванпроекте 1970 г. (Михаил Дмитриев)*

*Рисунок варианта компоновки самолета Т-4М № 29 (№ 24 по схеме на стр 121). (Михаил Дмитриев)*

"Пакетная" мотогондола, перекочевавшая с самолета Т-4, не позволяла разместить вооружение внутри фюзеляжа, что приводило к резкому увеличению веса и размеров самолета. Естественно, это тоже вызывало негативное отношение к полученной компоновке.

26 мая 1968 г. заместителем главнокомандующего ВВС по вооружению были утверждены ТТТ на разработку аванпроекта стратегического двухрежимного самолета. По этим техническим требованиям максимальная полезная нагрузка увеличилась до 45 тонн. Возросшая боевая нагрузка увеличивала размерность самолета, и проект Т-4М не соответствовал новым ТТТ. Но военные не спешили закрывать тему Т-4М.

За 1969 г. было рассмотрено рекордное количество компоновок. В итоге компоновка № 13Г была принята за основу к дополнению эскизного проекта самолета Т-4. Материалы дополнения и сам эскизный проект были направлены в Министерство авиационной промышленности, Министерство обороны и отраслевые институты: ЦАГИ, ЦИАМ, ЛИИ, ВИАМ и НИАТ для получения заключения.

Но работы по самолету "100 И" в конструкторском бюро не прекращались, поскольку, как уже было сказано выше, никак не удавалось решить проблему с упругой деформацией крыла. Даже после выпущенного дополнения к эскизному проекту удовлетворенности этой работой у специалистов ОКБ не было, и конструкторская мысль двигалась дальше. Последние компоновки уже имели большие отличия от более ранних и приближались к интегральному виду.

Заключение по дополнению к эскизному проекту самолета Т-4М получено не было.

Изменения в умах военных в сторону смены ТТТ фактически "сыграли на руку" ОКБ П.О. Сухого, поскольку дали возможность остановить разработку по заведшему конструкторов в тупик проекту Т-4М и приступить к созданию новой машины, реализовав при ее создании весь опыт, полученный от работы над самолетамиТ-4 и Т-4М.

Окончательно работы по машине "100 И" были завершены в сентябре 1970 г. компоновкой под номером 32. Всего же конструкторами из отдела общих проектов: Л.И. Бондаренко, Ю.В. Васильевым, Ю.В. Давыдовым за три года работы над комплексом Т-4М было сделано 36 вариантов компоновок.

То, что было спроектировано и проработано такое большое количество компоновок говорит о том, что создание многорежимного самолета в компоновочном и весовом отношении близком к Т-4 на том уровне науки и техники было практически неосуществимо.

Нельзя сказать, что работы, проведенные при проектировании Т-4М, прошли впустую. Ведь они вывели ОКБ П.О. Сухого на новый технический уровень. Например, при проектировании самолета "100 И" был разработан новый способ управления по крену в сложенном положении крыла.

Самолет Т-4М представлял собой "бесхвостку", поэтому возник вопрос, как управлять таким самолетом по крену без горизонтального оперения. Были придуманы так называемые "кренер" - пластины на верхней задней поверхности крыла, которые при изменении стреловидности крыла держались по потоку параллелограмным механизмом и крепились к заднему лонжерону крыла. Для управления по крену включался гидроцилиндр, который управлял углом поворота "кренеров", меняя его от 0 до 900 и практически доводя до состояния интерцептора, затормаживая воздушный поток на верхней поверхности крыла и уменьшая его подъемную силу. И если на одной стороне "кренер" работал, то на другой он был отключен или наоборот. Так шло управление по крену.

В ходе работ над темой Т-4М был решен вопрос с закрытием щелей между поворотными частями крыла с фюзеляжем, что должно было заметно снизить аэродинамическое сопротивление самолета, особенно на сверхзвуковых скоростях полета.

Аэродинамическая компоновка первых вариантов стратегического самолета Т-4МС во многом использовала основные фрагменты самолета Т-4М.

## ТЕХНИЧЕСКОЕ ОПИСАНИЕ

### ПРЕЕМСТВЕННОСТЬ С САМОЛЕТОМ Т-4

При разработке проекта самолета Т-4М большое внимание было уделено максимальной преемственности его с машиной Т-4 в части:

- сохранения двигательной установки, бортовых систем и оборудования;
- применения освоенных материалов и типовых конструкторских решений;
- применения отработанных технологических решений.

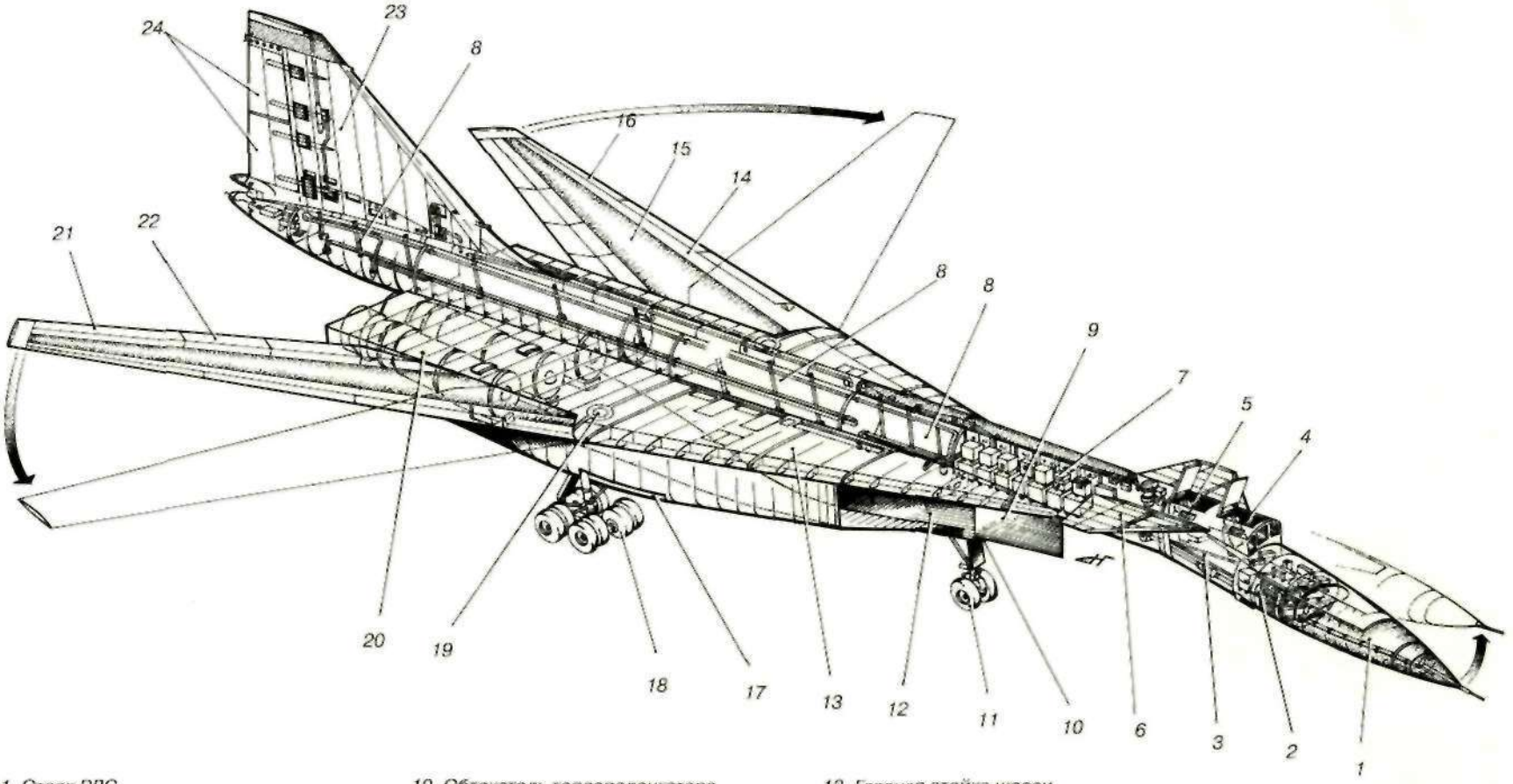
Таким образом реализация заявленных летно-технических характеристик самолета базировалась на уже достигнутых и освоенных в промышленности технических решений.

### ПРЕИМУЩЕСТВА ПРИМЕНЕНИЯ КРЫЛА ИЗМЕНЯЕМОЙ СТРЕЛОВИДНОСТИ

Самолет Т-4М мог бы быть первым в мире самолетом с крылом изменяемой стреловидности, рассчитанным на диапазон крейсерских скоростей от М=0 до М=3.

Применение на самолете крыла изменяемой стреловидности позволило бы существенно расширить возможности боевого применения маши-

# УДАРНО-РАЗВЕДЫВАТЕЛЬНЫЙ САМОЛЕТ Т-4




1. Отсек РЛС
2. Предкабинный отсек РЭО
3. Отклоняемая носовая часть фюзеляжа
4. Кабина летчиков
5. Кабина штурмана-оператора
6. Горизонтальное оперение
7. Закабинный отсек РЭО
8. Топливные баки фюзеляжа
9. Неподвижная ступень клина воздухозаборника
10. Обтекатель теплопеленгатора
11. Передняя стойка шасси
12. Регулируемая панель воздухозаборника
13. Центральная часть крыла
14. Поворотная часть крыла
15. Топливные баки поворотной части крыла
16. Выдвижные предкрылки
17. Отсек главной стойки шасси
18. Главная стойка шасси
19. Шарнир поворотной части крыла
20. Двигатель РД36-41
21. Элероны
22. Выдвижные закрылки
23. Вертикальное оперение
24. Руль направления

*Компоновочная схема самолета Т-4М. (Николай Гордюков)*

ны, так большая дальность и продолжительность полета на дозвуковых скоростях позволяли самолету наносить в кратчайшие сроки удары по противнику из положения "дежурства в воздухе", большой диапазон скоростей и высот полета позволял успешно обходить и преодолевать зоны ПВО на больших и малых высотах и наносить удары по противнику с широким применением комбинированных профилей типа "большая-малая-большая высота".

Большая дальность и продолжительность полета на дозвуковых скоростях позволяли успешно применять самолет в качестве бомбардировщика и носителя минно-торпедного оружия.

## АЭРОДИНАМИЧЕСКАЯ КОМПОНОВКА

Аэродинамическая компоновка самолета Т-4М была выполнена по схеме "утка" с крылом изменяемой в полете стреловидности. При проектировании самолета "100 И" были сохранены основные принципиальные решения, полученные в ходе создания машины Т-4, поэтому кроме крыла с изменяемой геометрией других существенных отличий аэродинамическая компоновка Т-4М не имела.

## КОНСТРУКЦИЯ И КОМПОНОВКА

Фюзеляж самолета круглого сечения был выполнен по полумонококовой схеме с работающей обшивкой, подкрепленной стрингерами и поперечным набором - типовыми шпангоутами.

Фюзеляж технологически разделялся на следующие отсеки:

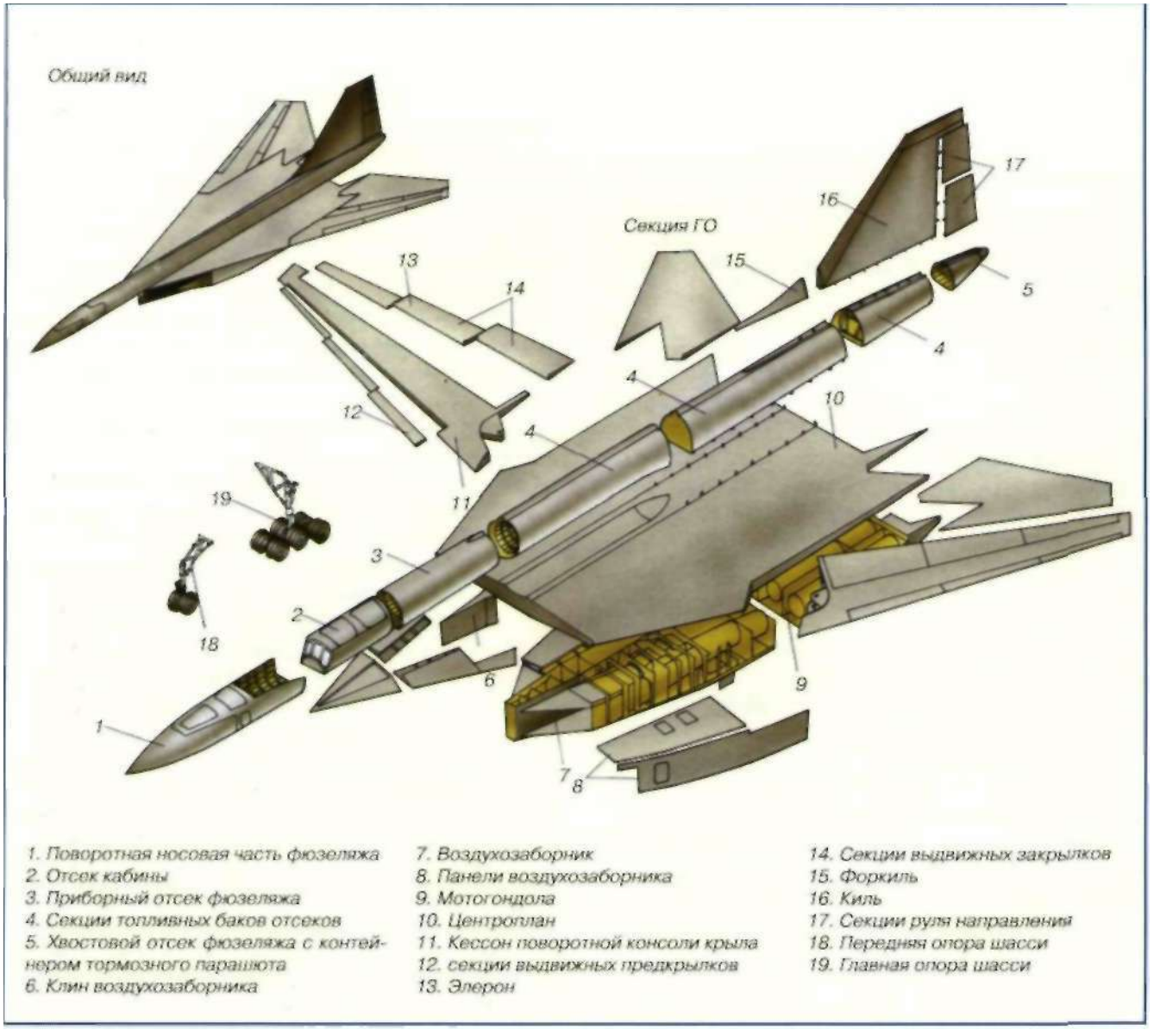



*Схема технологического членения самолета Т-4М [1].*
*(Николай Гордюков)*

[1] В Аванпроекте горизонтального оперения не было.Прим. автора

- отклоняемая носовая часть фюзеляжа с радиопрозрачным носовым обтекателем;
- кабина экипажа;
- отсек оборудования;
- топливные баки;
- хвостовая часть фюзеляжа.

Основным методом соединения элементов конструкции являлась сварка. Материал, из которого изготавливался фюзеляж - титан марки ОТ4 и ВТ20, а также сталь марки ВНС-2.

В хвостовой части фюзеляжа размещался контейнер тормозного парашюта. На верхней поверхности фюзеляжа был расположен гаргрот, в котором размещались коммуникации самолетных систем.

Мотогондола располагалась под фюзеляжем и центропланом и начиналась двумя изолированными друг от друга воздухозаборниками, переходившими в два воздушных канала прямоугольного сечения. Каждый воздушный канал перед входом в отсек двигателей разветвлялся на еще два - круглого сечения. Для обеспечения устойчивой работы двигателей на всех режимах полета площадь входной части каждого воздухозаборника регулировалась подвижными панелями.

На боковой и верхней поверхностях мотогондолы и воздушного канала располагались створки подпитки, на нижней поверхности - противопомпажные створки,

В носовой части мотогондолы находилась ниша передней опоры шасси.

В средней части мотогондолы располагался расходный бак топливной системы. Между нишей передней опоры шасси и расходным баком была установлена система управления регулируемыми панелями воздухозаборника. В мотогондоле были расположены балка и подкос центроплана, к которым шарнирно крепилась поворотная часть крыла.

Между боковой панелью мотогондолы и воздушным каналом находилась ниша главных опор шасси. Узлы крепления главных опор шасси присоединялись к подкосу, а узел крепления цилиндра уборки и выпуска шасси - к балке центроплана.

В задней части мотогондолы размещался отсек двигателей. Установка двигателей должна была производиться через откидные люки, которые располагались на боковой и нижней поверхностях двигательного отсека мотогондолы.

Конструкция мотогондолы - сварная. Входная часть воздухозаборника - литая из титанового сплава. Силовые балки, лонжероны и шарнир были сделаны из стали ВНС-5, ВЛ-1, ВКС-3 и высокопрочного титанового сплава ВТ-22.

Крыло самолета состояло из неподвижной части и двух поворотных консолей, каждая из которых шарнирно соединялась с центропланом.

Консоль крыла кессонного типа, состояла из узла шарнира, кессона, передней части крыла, секции предкрылков, хвостовой части, секции двухщелевых закрылков, секции элерона и законцовки крыла. Предкрылок каждой консоли представлял собой пять секций, шарнирно соединенных между собой. Движение предкрылка должно было осуществляться по рельсам.

Двухщелевой закрылок сдвижного типа каждой консоли был выполнен из трех секций, шарнирно соединенных между собой. Движение каждой секции шло по двум рельсам. Элерон состоял из двух секций. На самолете была применена принципиально новая конструкция шарнира поворотной консоли крыла.

Кессон поворотной консоли крыла - герметичный отсек, в котором размещалось топливо. Конструкция кессона собиралась из верхней и нижней панелей, лонжеронов и нервюр. Каждая из панелей была сварена встык аргоно-дуговой сваркой из отдельных плит ВТ-20 стандартного размера, к которым методом контактной сварки приваривались пояса лонжеронов и нервюр.

Цельноповоротное переднее горизонтальное оперение состояло из двух половин стабилизатора, полуоси которых были установлены в подшипники фюзеляжа. Каждый стабилизатор имел три секции прикрылка и две секции закрылка. Отклонение половин стабилизатора осуществлялось с помощью трех гидроцилиндров через качалки. Предкрылки отклонялись на кронштейнах винтовыми домкратами. Закрылки сдвигались по направляющим рельсам винтовыми редукторами, установленными на силовых нервюрах стабилизатора.

Конструкция стабилизатора состояла из панелей и каркаса.

Вертикальное оперение по своей геометрии и конструкции было полностью идентично вертикальному оперению самолета Т-4.

Взлетно-посадочные устройства представляли собой шасси нормальной трехстоечной схемы и систему тормозных парашютов.

Главная стойка шасси включала в себя трехосные тележки с шестью тормозными колесами, на каждом из которых предполагалось установить по две шины 840x290 мм.

На передней опоре, унифицированной с передней опорой самолета Т-4, были установлены два колеса, оснащенные стартовыми тормозами и шинами 950x300 мм.

В убранном положении стойки шасси размещались в теплоизолированных, охлаждаемых отсеках мотогондолы и крепились к ее силовым элементам. Главные опоры убирались движением вперед в нишу с помощью гидравлических цилиндров-подкосов.

В процессе уборки и выпуска колесные тележки главных опор поворачивались относительно оси их подвески специальным механизмом. Пара-

метры шасси обеспечивали массовую эксплуатацию самолета с аэродромов 1 класса с БВПП и выполнение требований по проходимости самолета на полевых аэродромах с ГВПП, имеющих прочность грунта 8-9 кг/см$^2$.

## САМОЛЕТНЫЕ СИСТЕМЫ

Управление самолетом состояло из систем продольного, поперечного и путевого управления и осуществлялось с помощью системы дистанционного управления - СДУ, которая входила в систему автоматического управления самолетом - САУ-4М. Продольное управление осуществлялось передним горизонтальным оперением, поперечное - элеронами,расположенными на поворотных консолях крыла, путевое управление - рулем направления.

В кабине летчиков были установлены два поста управления, связанные между собой проводкой управления. Для обеспечения высокой надежности СДУ должна была быть выполнена с четырехкратным резервированием, что обеспечивало нормальную работу системы при двух последовательных отказах любого типа. Исполнительными механизмами дистанционных передач являлись четырехканальные рулевые агрегаты.

Система изменения стреловидности крыла была выполнения из рулевого гидромоторного привода, который работал от двух независимых гидравлических систем, раздаточных редукторов, трансмиссии и шариковых винтовых преобразователей.

Гидропривод, установленный в мотогондоле передавал вращение и крутящий момент через трансмиссию и раздаточные редукторы к шариковым винтовым преобразователям, которые преобразуют вращательное движение в поступательное и крутящий момент в осевое усилие.

Привод консолей крыла - реверсивный, с фиксацией различных углов стреловидности. Синхронизация угловых перемещений обеспечивалась за счет жесткой механической связи от гидропривода до преобразователя через трансмиссию.

Выпуск и уборка закрылков и предкрылков осуществлялась от системы, аналогичной системе изменения стреловидности крыла и состоял из гидромоторного привода, работающего от двух независимых гидросистем, раздаточных редукторов, трансмиссии и самотормозящихся винтовых домкратов.

Привод закрылков и предкрылков - реверсивный, с фиксацией различных углов отклонения закрылка. Валы трансмиссии были зафиксированы в опорах, расположенных вдоль размаха крыла. На стыке консолей с центропланом валы трансмиссии выполнялись телескопическими со шлицевым соединением.

Система управления закрылками и отклоняемыми носками переднего горизонтального оперения работала от двух независимых гидравлических систем, центрального раздаточного редуктора, винтовых домкратов предкрылков и закрылков, трансмиссии и системы управления. Винтовые домкраты отклоняемых носков самотормозящиеся, а закрылков - несамотормозящиеся. Система управления электрическая с обратной связью. Закрылки и носки выпускались и убирались одновременно.

Гидравлическая система самолета состояла из четырех систем. Условно называемых "зеленая", "синяя", "коричневая" и "желтая".

Гидравлическая система обеспечивала работу подсистем:

- выпуска-уборки шасси и разворота передней опоры шасси;
- торможения колес передней опоры, шасси;
- управления панелями и противопомпажными створками воздухозаборников двигателей;
- управления механизмом переключения загрузки;
- управления приводами механизации крыла, а также питания рулевых приводов горизонтального оперения, руля направления, элеронов и рулевых агрегатов САУ. Максимальная гидравлическая мощность системы 525 л.с.

Источником питания гидросистем являлись 8 насосов переменной производительности, установленные на двигателях, и одна насосная станция.

Нормальное давление в гидросистеме 280 кг/см$^2$. Так как температура окружающей среды в зонах расположения агрегатов гидросистем могла достигать 250"С, в системе были установлены топливожидкостные радиаторы.

Система кондиционирования и охлаждения отсеков предназначалась для поддержания жизненных условий в кабине экипажа и заданных температурных режимов в отсеках.

Система обеспечивала:

- поддержание заданных температур и давления в кабине экипажа;
- подачу воздуха в систему вентиляции скафандра;
- поддержание заданных температур и давлений в герметичных приборных отсеках;
- охлаждение отсеков шасси;
- охлаждение негерметичных отсеков с оборудованием;
- охлаждение рабочей жидкости гидросистемы;
- подачу воздуха и воды в системе охлаждения подвесок.

Средства спасения. Рабочие места членов экипажа были оборудованы катапультными креслами К-36. Кресла в кабине устанавливались на тележ-

ки. В крайних положениях тележки фиксировались замками воздушных цилиндров. Эксплуатационное управление перемещением тележки - от ручки на борту кабины.

Катапультирование членов экипажа должно было осуществляться с тележек, аварийно фиксируемых в крайнем заднем положении, от ручек катапультирования.

Для выхода из кабины каждый член экипажа имел свой люк, открывающийся вверх-назад. Подъем и опускание его производились пневмоцилиндром. Аварийный сброс люков должен был осуществляться системами пиро- и пневмоподброса и аварийного открытия замков от ручек автономного сброса люков или ручек катапультирования на креслах.

Опускание и подъем носовой части фюзеляжа, обеспечивающий обзор через лобовое стекло кабины, должен был производиться двумя гидромоторами, питающимися от независимых гидросистем. Аварийное опускание носовой части фюзеляжа производилось на двух гидравлических демпферах.

Система жизнеобеспечения экипажа. В шлемах скафандров предусматривалось применение регенерационного контура регулирования газового состава. Наддув и вентиляция скафандров осуществлялись воздухом по обычной разомкнутой схеме, а регенерация воздуха проходила только в гермошлемах.

Кислород хранился в газообразном состоянии в баллонах в количестве, достаточном для компенсации утечек из контура при полете в разгерметизированной кабине. В случае катапультирования происходило автоматическое переключение на питание от аварийного баллона, установленного на кресле.

Система автоматического управления - САУ, была предназначена, так же как и на самолете Т-4, для ручного, полуавтоматического и автоматического управления самолетом и состояла из системы дистанционного ручного управления СДУ и системы стабилизации и траекторного управления **СТУ.** Система дистанционного ручного управления обеспечивала управление рулевыми поверхностями самолета на всех режимах полета по сигналам перемещения ручек управления или педалей.

Система электроснабжения самолета Т-4М переменным током стабилизированной частоты была идентична системе самолета Т-4. Мощность генератора обеспечивала полное питание всех потребителей при выходе из строя одного двигателя или одного генератора.

## КАБИНА ЭКИПАЖА

Экипаж самолета состоял из трех человек, в составе двух летчиков и штурмана-оператора и размещался в кабине, разделенной на два отсека негерметичной поперечной перегородкой. В переднем отсеке предусматривалась установка рядом друг с другом кресел летчиков, за перегородкой, в заднем отсеке, ближе к левому борту было установлено кресло штурмана-оператора.

Особенностью компоновки кабины, также как и на самолете Т-4, являлось отсутствие обычного фонаря. Все режимы работы отклоняемого носа на различных этапах полета были аналогичны самолету Т-4. При полном отклонении носовой части нижняя граница обзора по направлению вперед-вбок на 15° к линии полета составляла 24° градуса.

Каждый летчик имел отдельный пост управления самолетом, состоящий из ручки и педалей. Один комплект РУДов, которым пользуются оба летчика, размещался на среднем пульте между сидениями. Кресла летчиков, предполагалось разместить, как в самолете Т-4.

Экипаж, как и пилоты "сотки", должен был работать в скафандрах, обеспечивающих .боевую работу в случае разгерметизации кабины.

## СИЛОВАЯ УСТАНОВКА И ТОПЛИВНАЯ СИСТЕМА

Силовая установка самолета состояла из четырех двигателей РД36-41 со статической тягой 16000 кг каждый и устанавливалась в единой мотогондоле под центропланом. Она принципиально не отличалась от двигательной установки самолета Т-4 и включала в себя плоские регулируемые воздухозаборники с вертикальными поверхностями торможения, каждый из которых обслуживал два двигателя.

Система автоматического регулирования воздухозаборников обеспечивала согласованную работу воздухозаборников и двигателей на всех эксплуатационных режимах. Каждый воздухозаборник управлялся независимо и имел регулируемую панель и створку перепуска. Автоматическое управление панелью и створкой осуществлялось двумя автономными каналами - основным или резервным. Система также обеспечивала возможность ручного управления панелями и створками.

Топливо в самолете "100 И" размещалось в 10 топливных баках: в 5 , расположенных в фюзеляже, в правом и левом топливных баках передней части центроплана, в расходном топливном баке, расположенном в мотогондоле между воздушными каналами, в двух топливных баках (правом и левом), расположенным в поворотных консолях крыла.

Суммарный запас топлива во внутренних баках самолета составлял 82000 кг.

Самолет был оснащен системой дозаправки топливом в полете. Штанга дозаправки располагалась в носовой части фюзеляжа. Заправку топливом в полете планировалось осуществлять от однотипного самолета или самолета-заправщика на базе самолета Ил-76. Заправка должна была происходить на

высоте 8-9 км при скорости соответствующей числу М=0,75-0,8 на рубеже 1200-1300 км. При этом самолет-заправщик должен был отдавать не менее 20 т топлива со скоростью перекачки 2500-3000 л/мин.

Аварийный слив топлива осуществлялся форсажными насосами двигателей через специальные коллекторы, на каждом двигателе.

Система наддува баков предназначали для поддержания избыточного давления с целью обеспечения бескавитационной работы топливной системы во всем диапазоне высот. Для наддува баков использовался азот. Его запас на борту самолета составлял 160 кг. Азот хранился на борту в газификаторах в жидком состоянии, что должно было обеспечить малый вес системы наддува.

## РАДИОЭЛЕКТРОННОЕ ОБОРУДОВАНИЕ

Радиоэлектронный комплекс самолета Т-4М практически идентичен радиоэлектронному комплексу самолета Т-4.

Навигационный комплекс самолета Т-4М являлся дальнейшим развитием навигационного комплекса самолета Т-4.

Система радиосвязного оборудования самолета Т-4М, в отличие от самолета Т-4, обеспечивала дальность действия радиосвязи до 10000 км и ведение внутренней и внешней связи тремя членами экипажа.

## ВООРУЖЕНИЕ САМОЛЕТА

Вооружение на самолете Т-4М устанавливалось на двух точках подвески под мотогондолой.

На самолете Т-4М планировалось применить управляемые ракеты класса "воздух-поверхность" - Х-45, Х-2000 и ТУС-2 и др., авиабомбы, авиационные мины, разовые бомбовые кассеты, зажигательные баки.

Подвеску авиабомб планировалось осуществить в двух вариантах:

- основном, включающем авиабомбы общим весом до 8000 кг, размещающихся в 2 контейнерах, унифицированных по габаритам с контейнером для разведывательной аппаратуры;

- дополнительным, с размещением авиабомб на открытой подвеске на многозамковых балочных держателях, с максимальным весом бомбовой нагрузки до 18000 кг.

С бомбовой нагрузкой, размещенной в контейнерах, самолет мог совершать полет на сверхзвуковой скорости.

Разведывательное оборудование, применяемое на самолете, должно было обеспечить проведение радиотехнической, радиолокационной, инфракрасной, фото- и радиационной разведки. Разведывательное оборудование должно было размещаться в четырех подвесных контейнерах.

## ПУТИ ДАЛЬНЕЙШЕГО УЛУЧШЕНИЯ ЛЕТНО-ТЕХНИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК САМОЛЕТА Т-4М

Планировалось поэтапное наращивание (улучшение) летно-технических характеристик самолета Т-4М за счет:

- создания двухконтурных двигателей с высокой весовой отдачей (отношение тяги двигателя к его весу должно было составлять 8:1 вместо реализованных 5,5:1 на двигателе РД36-41) и меньшими удельными расходами топлива;

- разработки и освоения промышленностью композиционных конструкционных материалов, позволяющих снизить вес планера на 10-15%;

- освоения промышленного производства радиоэлектронного оборудования на микросхемах, что позволяло существенно повысить надежность радиоэлектронного оборудования и снизить его вес.

*Таблица. 2*

**Основные летно-технические характеристики самолета Т-4М**
(по второму дополнению к эскизному проекту №2).
Подписано П.О. Сухим в 1969 г.

| Параметры | Характеристики |
|---|---|
| Максим. скорость полета, км/ч | 3200 |
| Крейсерская скорость полета, км/ч: | |
| - сверхзвуковая | 3000-3200 |
| - дозвуковая | 850-900 |
| Высота крейсерского полета, км: | |
| - на сверхзвуковой скорости | 20-23 |
| - на дозвуковой скорости на высоте | 9-14 |
| - на дозвуковой скорости у земли, min | 0,2 |
| Максимальная практическая дальность полета, км: | |
| - на сверхзвуковой скорости | 7000 |
| - на дозвуковой скорости на высоте | 10000 |
| - на дозвуковой скорости у земли | 3500 |
| Максимальная практическая дальность полета с двумя дозаправками в воздухе, км: | |
| - крейсерский полет на сверхзвуковой скорости | 10000 |
| - крейсерский полет на дозвуковой скорости | 16000 |
| Взлетная масса самолета, кг: | |
| - нормальная | 131000 |
| - максимальная | 145000 |
| Масса боевой нагрузки, кг: | |
| - нормальная | 4000 |
| - максимальная | 18000 |
| Двигательная установка: | |
| - количество и тип двигателей | 4хРД36-41 |
| - разработчик | КБ им. П.А. Колесова |
| - суммарная тяга, кгс | 4х16000 |

| Наименование | Количество |
|---|---|
| **Управляемое ракетное вооружение "Воздух-поверхность"** | |
| Крылатые ракеты Х-45 | 2 |
| Авиационные баллистические ракеты Х-2000 | 2 |
| **Авиационные бомбы на внешней подвеске** | |
| ФАБ-3000 | 6 |
| ФАБ-1500 | 12 |
| ФАБ-500 | 36 |
| ФАБ-250 | 36 |
| ФАБ-100 | 54 |
| **Авиационные бомбы в контейнерах** | |
| ФАБ-3000 | 2 |
| ФАБ-1500 | 4 |
| ФАБ-500 | 16 |
| ФАБ-250 | 32 |
| **Контейнеры с разведывательным оборудованием** | |
| Контейнер дневной разведки | 1 |
| Контейнеры ночной разведки | 2 |
| Контейнер радиотехнической разведки | 1 |
| Контейнер "СКО" (со средствами коллективной обороны) | 1 |

*Схема размещения вооружения на самолете Т-4М.*
*Николай Гордюков*

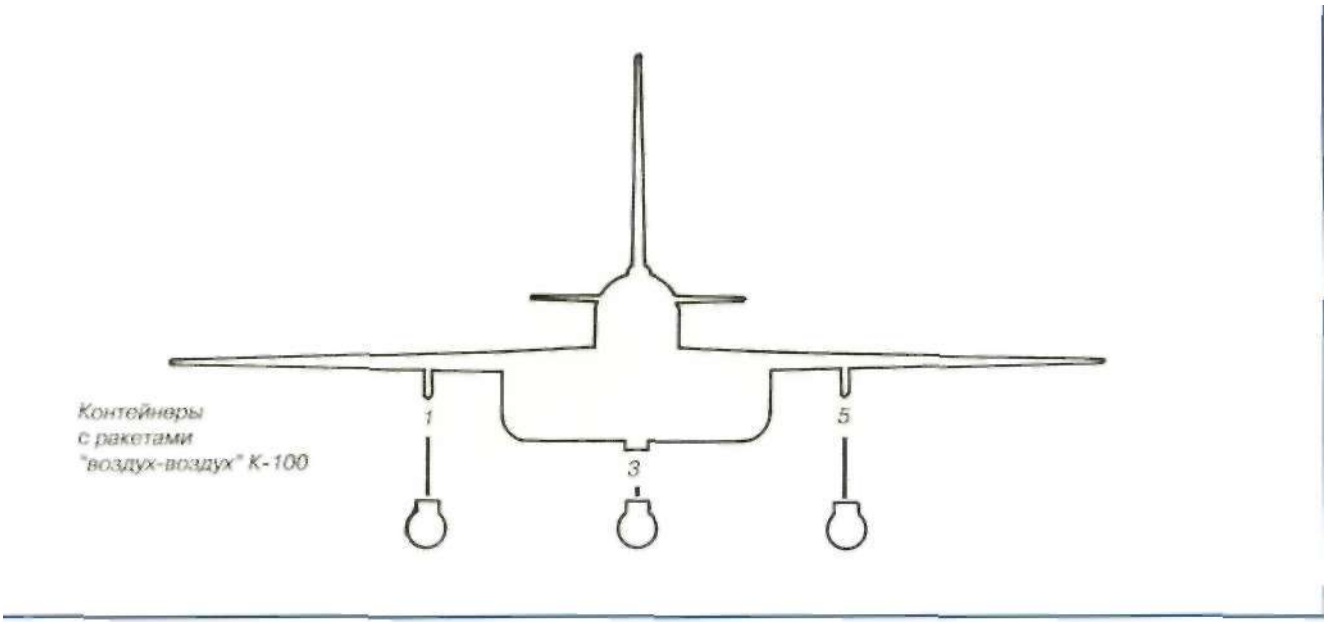



*Схема размещения вооружения на самолете Т-4П (1,3, 5 - номера используемых точек подвески)*
*Николай Гордюков*

**АВИАЦИОННЫЙ РАКЕТНЫЙ КОМПЛЕКС ДАЛЬНЕГО ПЕРЕХВАТА Т-4П**

В 1969-1970 гг. на базе ударно-разведывательного самолета Т-4 прорабатывалась возможность создания авиационного ракетного комплекса дальнего перехвата, получившего в ОКБ название Т-4П.

Т-4П предназначался для противосамолетной обороны в периферийных северных и северо-восточных районах Западной и Восточной Сибири, не имеющей развитой сети аэродромов и наземных средств радиолокационного оповещения и целеуказания.

Дальний перехватчик авиационного ракетного комплекса - Т-4П, должен был представлять собой модификацию сверхзвукового самолета Т-4. Для самолета Т-4П использовался планер базовой машины Т-4 с незначительными изменениями, касавшимися в основном системы вооружения. Работа проводилась в соответствии с техническими требованиями ПВО, сформулированными в 1968 г.

Перехватчик должен был обеспечивать перехват воздушных целей, летящих со скоростью до 4500 км/ч на высоте до 35 км, а также целей, летящих у земли на высотах до 50 м со скоростями 1600 км/ч.

В состав бортового радиоэлектронного оборудования самолета Т-4П должны были войти бортовая РЛС типа "Смерч" с антеннами переднего и бокового обзора, навигационное и радиосвязное оборудование.

Навигационное оборудование, которое планировалось установить на самолете Т-4П, должно было обеспечивать автономное определение перехватчиком цели и наведение на нее, выработку управляющих сигналов для системы автоматического управления, привод самолета на аэродром посадки и заход на нее.

В состав навигационного оборудования должны были войти:

- инерциальная система для определения места положения самолета;
- доплеровский измеритель путевой скорости и угла скоса;
- радиотехническая система ближней навигации и посадки;
- датчик скорости;
- радиовысотомер малых высот;
- радиовысотомер больших высот;
- аппаратура линии связи;
- самолетный ответчик;
- система воздушных сигналов.

В составе радиосвязного оборудования должны были войти:

- система государственного опознавания;
- связная радиостанция;
- коротковолновая радиостанция;
- самолетное переговорное устройство;
- самолетный магнитофон;
- блок речевых команд;
- система предупреждения об облучении.

Система вооружения должна была позволить самолету осуществлять атаки под любым ракурсом с превышением цели до 17 км и с принижением ее относительно перехватчика до 15 км.

Самолет должен был быть вооружен 6-8 ра-

кетами класса "воздух-воздух" типа Х-100, имеющими массу каждая 680 кг. На ракете Х-100 планировалось обеспечить максимальную дальность пуска до 200-250 км.

В 1970 г. по самолету Т4-П была выпущена инженерная записка, в которой освещались основные характеристики комплекса дальнего перехвата и характеристики перехватчика Т-4П, основные характеристики ракеты Х-100 и бортового радиоэлектронного оборудования и были показаны характеристики боевой эффективности комплекса.

Работа по дальнему перехватчику Т-4П дальнейшего развития не получила.

*Таблица 3.*

**Основные летно-технические характеристики самолета Т-4П**

| Параметры | Характеристики |
|---|---|
| Взлетная масса, кг | 101350 |
| Запас топлива во внутренних баках, кг | 53000 |
| Размах крыла, м | 22 |
| Длина самолета, м | 43,7 |
| Площадь крыла, м² | 288 |
| Крейсерная скорость, км/ч | 3000-3200 |
| Максимальная скорость, км/ч | 3300 |
| Число и тип двигателей | 4хРД36-41 |
| Время барражирования с 4 ракетами и ПТБ, ч | 7 |
| Время барражирования с 6 ракетами, ч | 5,5 |
| Длина разбега по бетонированной ВПП, м | 900 |
| Длина разбега с грунтовой ВПП, м | 1300 |
| Длина пробега по бетонированной и грунтовой ВПП, м | 1200 |
| Высота полета, км | до 25 |

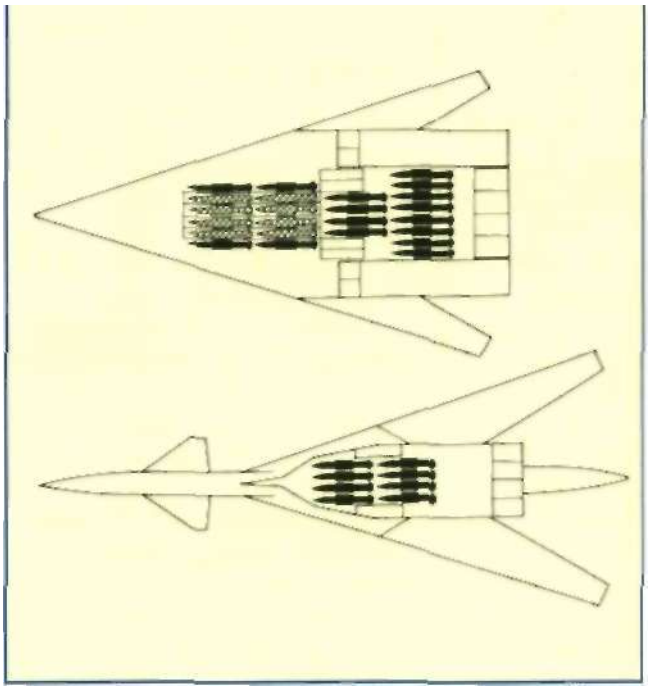
## СТРАТЕГИЧЕСКИЙ МНОГОРЕЖИМНЫЙ УДАРНО-РАЗВЕДЫВАТЕЛЬНЫЙ КОМПЛЕКС Т-4МС (ИЗДЕЛИЕ "200")

### КРАТКАЯ ИСТОРИЯ СОЗДАНИЯ

Предприятия МАП были привлечены к исследованиям и созданию аванпроекта по новому стратегическому двухрежимному самолету на основании приказа Министра авиационной промышленности СССР от 10 января 1969 г. Эту дату можно считать началом конкурса, который был объявлен между тремя конструкторскими бюро: А.Н. Туполева, В.М. Мясищева и П.О. Сухого. На основании этого же приказа предприятия МАП должны были приступить к созданию силовой установки, ракетного вооружения и самолетных систем этого самолета. Приказ по созданию радиоэлектронного комплекса был выпущен Министерством радиоэлектронной промышленности 25 мая 1969 г.

После объявления конкурса в конструкторском бюро П.О. Сухого приступили к разработке стратегического двухрежимного самолета Т-4МС ("С" - стратегический), при этом особое внимание уделялось максимальной преемственности его с самолетом Т-4. В частности предполагалось: сохранение силовой установки, бортовых систем и оборудования, применение освоенных материалов, типовых конструкторско-технологических решений, а также применение отработанных технологических процессов.

В ОКБ началась работа над аванпроектом самолета Т-4МС. За период работы над аванпроектом было исследовано несколько вариантов аэродинамических компоновок. Причем вначале была проанализирована возможность создания стратегического самолета путем масштабного изменения самолета Т-4М. Но попытка реализации самолета Т-4МС в компоновочной схеме "100И" не дала желаемых результатов, поскольку приводила к резкому увеличению габаритов и веса самолета и не обеспечивала размещения полного объема вооружения (это можно видеть на сравнительной схеме размещения ракет Х-2000).

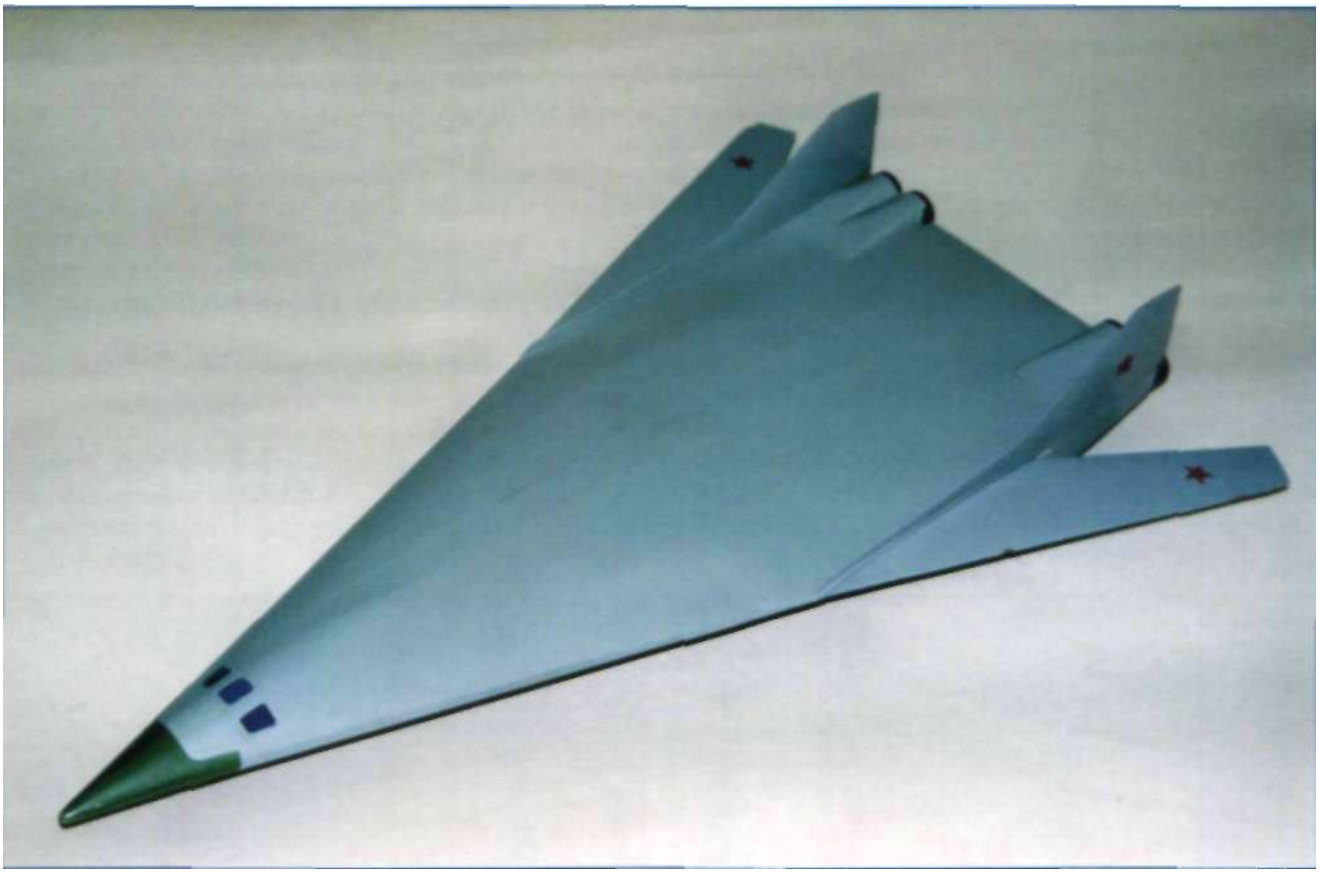


*Сравнительная схема размещения ракет Х-2000* на самолетах Т-4М и Т-4МС.*
*Petr Butowski*

Конструкторское бюро вынуждено было искать новые принципы построения компоновочной схемы самолета, которая удовлетворяла бы следующим основным положениям:

- получение максимально возможных объемов при минимальной омываемой поверхности;
- обеспечение размещения в грузовых отсеках необходимого состава вооружения;
- получение максимально возможной жесткости с целью обеспечения полетов на больших скоростях у земли;

[1] - Схема взята из статьи польского автора Петра Бутовского "Rosyjskie naddzwiekowe bombowce stralegiczne cz. 2" из журнала "T&W" 1/94, стр. 30.Прим. автора



*Макет самолета Т-4МС("200").*
*ОАО "ОКБ Сухого"*

- 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-технических данных самолета.

Вариантом компоновки, удовлетворяющим выше перечисленным условиям, явилась аэродинамическая компоновка интегральной схемы типа "летающее крыло" с изменяемой в полете стреловидностью поворотных консолей сравнительно малой площади. К этому выводу конструкторы ОКБ пришли, работая над последними интегральными компоновками самолета Т-4М.

Такая компоновка, под номером "2Б" была создана в августе 1970 г. конструктором Л.И. Бондаренко. Она была одобрена начальником отдела общих видов О.С. Самойловичем, главным конструктором Н.С. Черняковым и генеральным конструктором П.О. Сухим и послужила прообразом для аванпроекта.

Продувки моделей этой компоновки в аэродинамических трубах ЦАГИ показали возможность реализации высоких значений аэродинамического качества, как на дозвуковых, так и на сверхзвуковых скоростях полета.

Когда работники ОКБ впервые привезли модель Т-4МС в ЦАГИ и показали начальнику института Г.П. Свищеву, он сказал: "Можете не дуть. Качество больше 14 не получите!" - и ошибся. На этой модели было получено совершенно "фантастическое" аэродинамическое качество (на М=0,8 аэродинамическое качество равнялось 17.5, а на М=3,0 - 7,3). Результат всех обескуражил, и продувки были проведены еще несколько раз, но все осталось по-прежнему.

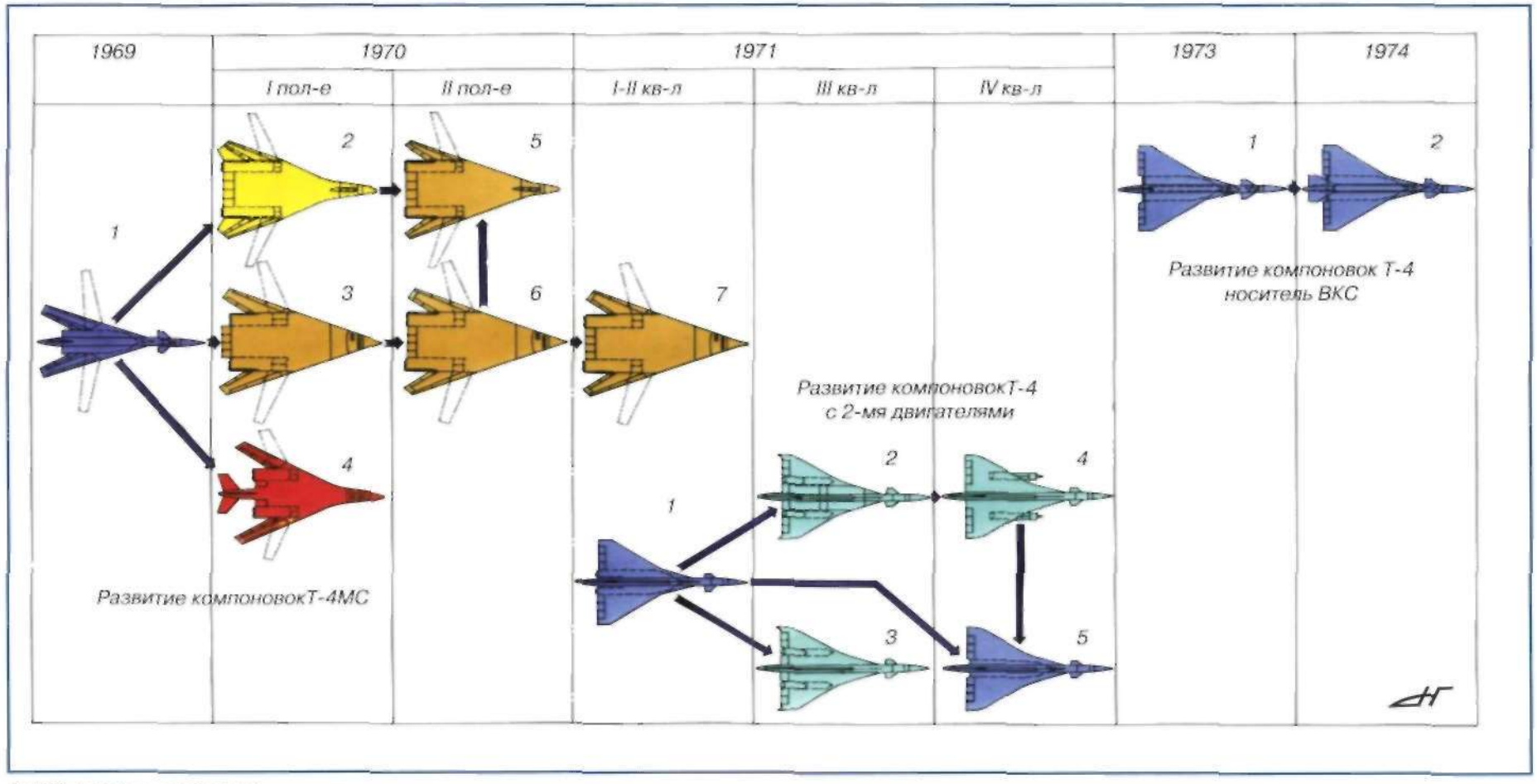
На новой "интегральной" компоновке была также решена проблема упругой деформации крыла.

В принятой компоновке малая площадь поворотных консолей в сочетании с жестким несущим корпусом центроплана гарантировала возможность полета на больших скоростях у земли.

В сентябре 1970 г. аванпроект по самолету Т-4МС был готов и представлен для рассмотрения в МАП и институтам ВВС для получения заключения. Кроме того, к указанному сроку были выполнены большие работы по изучению облика будущего летательного аппарата:

- изготовлены и испытаны в аэродинамических трубах ЦАГИ продувочные модели Т-4МС;
- совместно с лабораториями ЦАГИ исследованы весовые и аэродинамические характеристики самолета;
- с учеными ЦИАМа проведен анализ и выбор силовой установки;
- произведен расчет стоимости изготовления самолета и его систем;

# УДАРНО-РАЗВЕДЫВАТЕЛЬНЫЙ САМОЛЕТ Т-4




Схематическое изображение:

- "утка" с пакетным расположением двигателей.
- "утка" с разнесенными заборниками.
- "бесхвостка" с разнесенными гондолами.
- нормальная схема с разнесенными гондолами.
- нормальная схема с пакетом.

Примечание:
Для Т-4МС:
Рисунок №6 - компоновка представленная в аванпроекте 1970 г.
Конструктор Л. И. Бондаренко.
Рисунки №5 и 7 - компоновки - результат борьбы с неустойчивой схемой.
Для Т-4 с 2-мя двигателями все показанные компоновки должны были иметь новые двигателями РД36-51.
Для Т-4 носителя ВКС:
Рисунок № 1 - компоновка с разгоняемым блоком под фюзеляжем.
Рисунок №2 - компоновка с разгоняемым блоком над фюзеляжем, что увеличивало полезную нагрузку ВКС и его размеры.

Схема развития проектов самолетов Т-4МС, Т-4 с двумя двигателями и Т-4 носителя ВКС.
(Николай Гордюков)

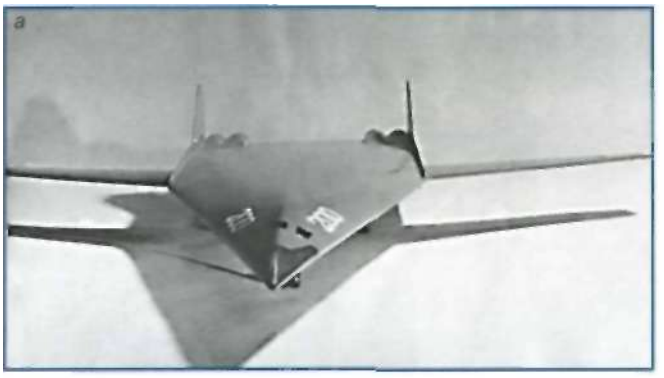
- начата подготовка к разработке эскизного проекта и созданию натурного макета самолета для предъявления заказчику.

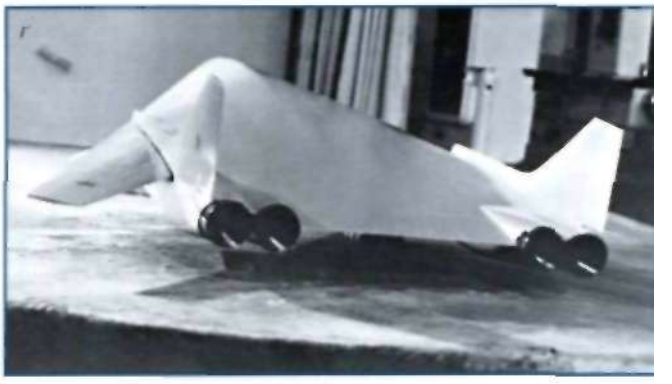
Весь 1971 г. велись работы по доводке аванпроекта "двухсотки" в части:

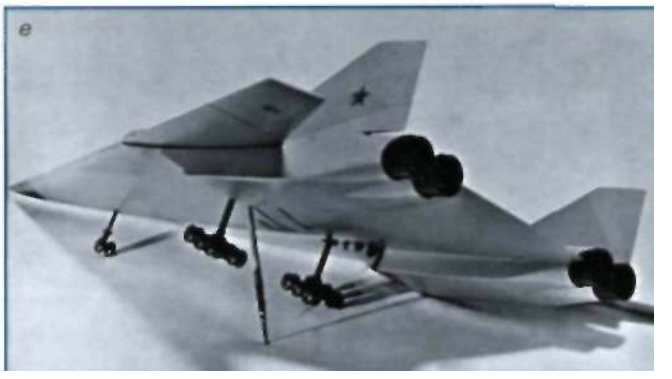
- увеличения аэродинамического качества путем изменения толщины и формы профиля крыла;
- повышения дозвуковой крейсерской скорости при применении суперкритических профилей;
- исследования влияния скосов крыла на работу вертикального оперения и силовой установки;
- подбора формы крыла в плане с целью отработки устойчивости и управляемости;
- повышения весовой отдачи топлива за счет оптимальной конструктивно-силовой схемы планера.

В том же году были изготовлены продувочные модели, а в аэродинамических трубах ЦАГИ Т-102, Т-108, Т-112 и Т-113 исследованы на моделях различные варианты центроплана, поворотных консолей крыла, вертикального и горизонтального оперений.

При продувках компоновок Т-4МС было установлено, что самолет не центруется и обладает 5% неустойчивостью. Главный конструктор темы Н.С. Черняков решил не рисковать с неустойчивостью и принял решение доработать компоновку аванпроекта. В результате возникли варианты "200" с длинным носом с горизонтальным оперением. Одна из них имела иглообразный нос (компоновка "№8"). Но принята была компоновка с удлиненным носом и слабовыступающим фонарем (все остальное соответствовало изначальной компоновке аванпроекта). Эта работа была закончена в сентябре 1971 г.

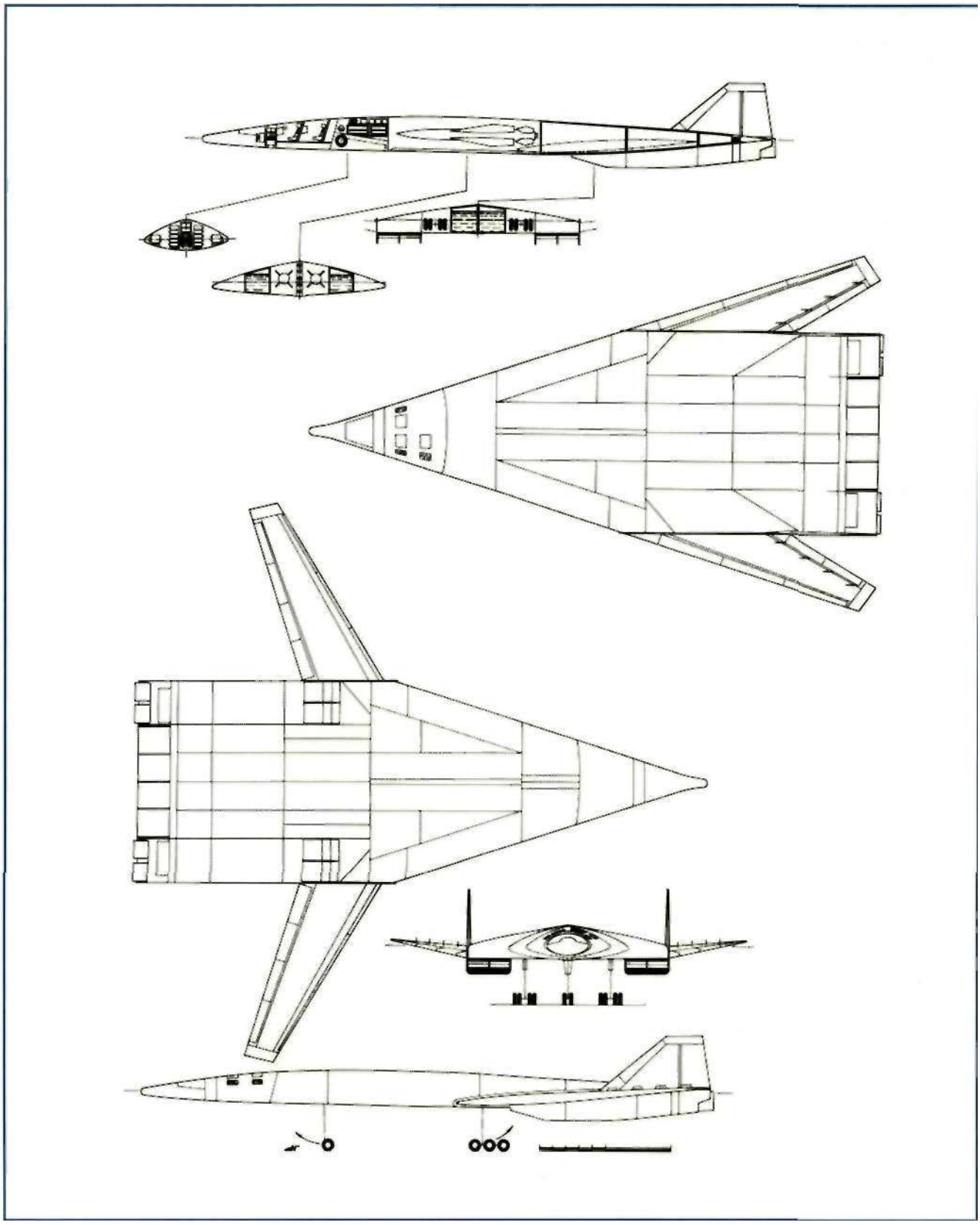




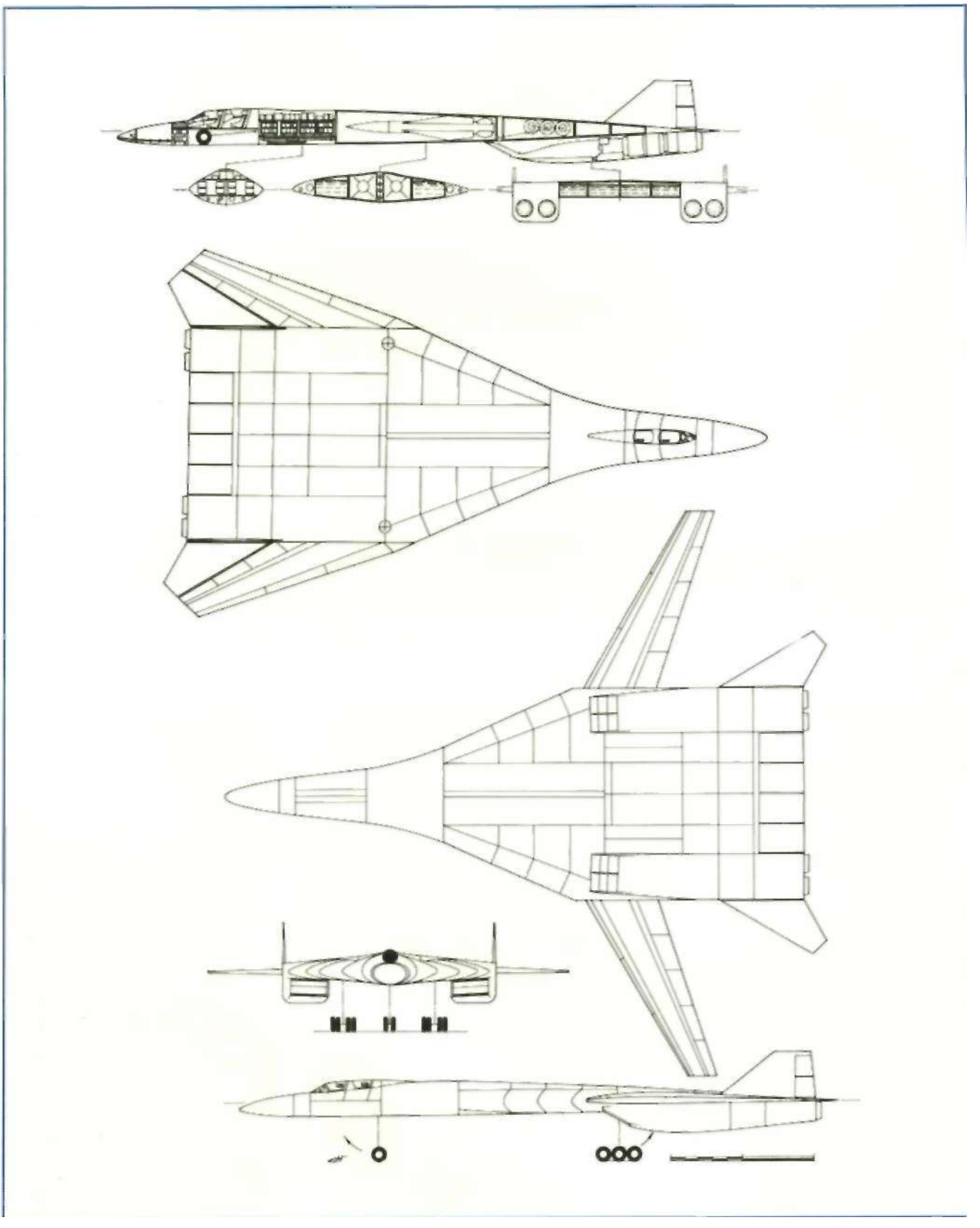



*Фотографии макета самолета Т-4МС("200") (ОАО "ОКБ Сухого"):*

*а) вид спереди*
*б) вид спереди - снизу*
*в) вид справа - сзади*
*г) вид сзади*
*д) вид слева-спереди*
*е) вид снизу*



*Проект многорежимного ударного самолета Т-4МС ("двухсотка") с "интегральной" компоновкой и изменяемой геометрией крыла. Конструктор СБ. Смирнов.(№ 7по схеме на стр. 136). (Николай Гордюков)*



*Проект самолета Т-4МС по "нормальной" схеме с фонарем*
*(№ 2 по схеме на стр. 136).*
*(Николай Гордюков)*

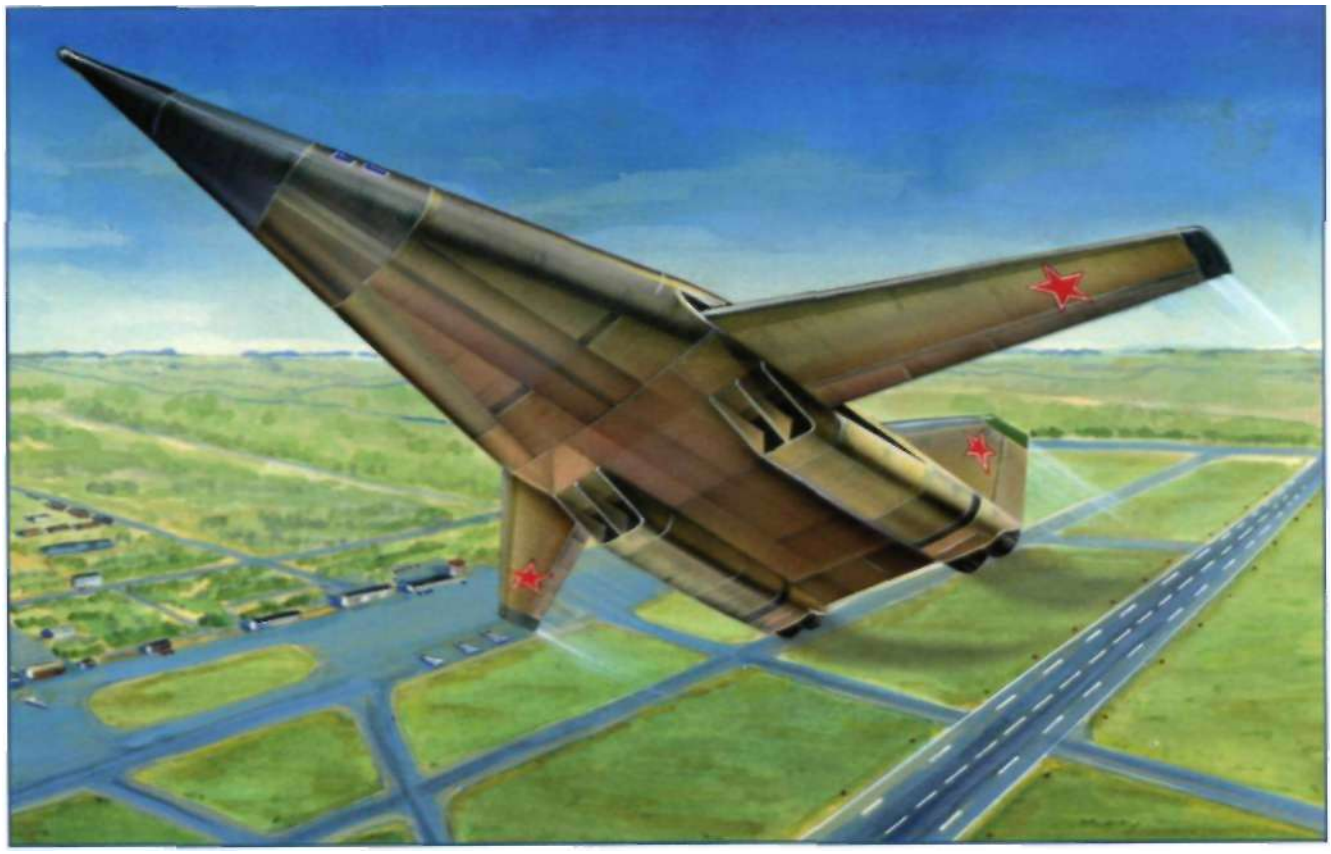


*Рисунок варианта компоновки самолета Т-4МС (№6 (аванпроект) по схеме на стр. 136). (Михаил Дмитриев)*

*Рисунок варианта Т-4МС с удлиненным носом (№ 2 по схеме на стр. 136). (Михаил Дмитриев)*

Осенью 1972 г. в МАПе состоялся научно-технический совет, на котором были заслушаны проекты по конкурсу стратегического двухрежимного ударного самолета.

Перед конкурсной комиссией представили проекты трех фирм: изделие: "160М" с оживальным крылом (на базе Ту-144) ОКБ А.Н. Туполева, Т-4МС ОКБ П.О. Сухого и **М-20** ОКБ В.М. Мясищева.

Первым был заслушан доклад ОКБ А.Н. Туполева, который представлял А.А. Туполев по самолету "160". Проект не получил поддержки из-за его несоответствия ТТТ Занимавший в то время пост командующего дальней авиацией генерал-полковник В.В. Решетников заявил на заседании по поводу проекта ОКБ А.Н. Туполева: "Вы нам предлагаете фактически пассажирский самолет!" Масла в огонь подлило еще и то, что на докладе было ошибочно завышено аэродинамическое качество представленного самолета.

Вторым был заслушан доклад главного конструктора проекта Т-4МС - Н.С. Чернякова, который представлял ОКБ П.О. Сухого. Самолет произвел впечатление на военных и привлек большое внимание.

Третий доклад по самолету М-20 был представлен В.М. Мясищевым. Проект этого самолета был хорошо проработан и удовлетворял требования ВВС. Самолет М-20 ОКБ В.М. Мясищева был отклонен из-за того, что вновь воссозданное конструкторское бюро не обладало необходимой научно-технической и производственной базой для осуществления такого проекта. Филевский завод, являвшийся раньше частью КБ В.М. Мясищева был отдан В.Н. Челомею под ракетную тематику, а на новом месте в г. Жуковском практически ничего не было. А.Н. Туполев также потерпел поражение, хотя только это КБ могло потянуть разработку нового самолета в то время. В итоге победителем конкурса стало ОКБ П.О. Сухого. Тем более, что у "суховцев" уже был опыт в создании ударного самолета Т-4, но для постройки "двухсотки" им необходимо было отдать Казанский завод. А этого никто не хотел. Тем более что в ОКБ создавали новый многофункциональный истребитель Су-27, шли работы по модернизации самолетов Су-17М и Су-24 и оно было сильно загружено. Перевод ОКБ П.О. Сухого в "тяжелую" авиацию ставило под угрозу срыва все эти программы. Главнокомандующий ВВС П.С. Кутахов и министр МАП П.В. Дементьев были встревожены сложившейся ситуацией.

После выступления директора НИИ МО Молохова, П.С. Кутахов взял слово: "Знаете, давайте решать так. Да, проект ОКБ П.О. Сухого лучше, мы отдали ему должное, но оно уже втянулось в разработку истребителя Су-27, который нам очень и очень нужен. Поэтому давайте примем такое решение: признаем, что победителем конкурса является КБ Сухого, обяжем передать все материалы в КБ Туполева, чтобы оно проводило дальнейшие работы..."

Конструкторское бюро А.Н. Туполева отказалось от документации по самолету Т-4МС и продолжило работу по изучению облика нового ударного самолета, который основывался на концепции "алюминиевого" самолета с изменяемой стреловидностью крыла.

В итоге Казанский завод остался серийным заводом ОКБ А.Н. Туполева, а его конструкторское бюро стало основным разработчиком новой машины.

После появления американского аналога "наших" проектов самолета Rockwell B-1 ВВС хотело видеть подобную же машину. А мясищевский проект М-20 как нельзя, кстати подходил под это требование. Поэтому, некоторое время, параллельно с ОКБ А.Н. Туполева разработкой нового бомбардировщика занималось и ОКБ В.М. Мясищева.

В 1972 г. вышли планы исследований по прогнозированию перспектив развития комплекса Стратегической и Дальней авиации и авиации ВМФ на 1976-1985 гг., утвержденные заместителем министра авиационной промышленности и Главнокомандующим ВВС. На основании этих документов с 1972 г. в обоих КБ были продолжены работы по новым машинам. Туполевцы занимались дальнейшим развитием самолета "160М" - "160ИС" с крылом двойной стреловидности с изломом, а "мясищевцы" новым проектом М-18.

Работы над проектом самолета "160ИС" ОКБ А.Н. Туполева продолжались весь год, и после выбора компоновки продолжились под индексом изделие "70" (получивший официальное название Ту-160).

Во второй половине 1972 г. ОКБ А.Н. Туполева разработало предварительный проект самолета "70", и до 1974 г. шла работа по оптимизации схемы нового самолета с учетом его характеристик, выбора силовой установки и размещения оборудования.

К середине 1974 г. основные исследования по облику нового самолета Ту-160 были закончены и в состоявшемся конкурсе между изделием "70" **ОКБ** А.Н. Туполева и М-18 ОКБ В.М. Мясищева победителем была признана машина Ту-160.

Получив в 1975 г.одобрение Д.Ф. Устинова туполевский проект перешел в разряд приоритетных стратегических программ, и Ту-160 получил "зеленую улицу"...

В 1977 г. специальная комиссия одобрила полноразмерный макет бомбардировщика Ту-160, и он был принят в серийное производство.

*Фотография макета самолета М-20, представленного на конкурс 1972 г. (Из архива Николая Гордюкова)*

*Фотография макета самолета "160М", представленного на конкурс в 1972 г. (ОАО "Туполев")*

Работы по проекту Т-4МС в ОКБ П.О. Сухого были прекращены после окончания конкурса, но идеи, заложенные в этот самолет, были воплощены во многих современных машинах, таких как Су-27, МиГ-29, Ту-160, и помогают создавать самолеты XXI века.

## ТЕХНИЧЕСКОЕ ОПИСАНИЕ

Аэродинамическая компоновка самолета Т-4МС была выполнена по схеме "летающее крыло" с изменяемой в полете стреловидностью поворотных консолей.

Крыло самолета состояло из неподвижной части - центроплана - и двух поворотных консолей, которые с помощью шарниров должны были крепиться к центроплану. Центроплан имел стреловидность по передней кромке 72°.

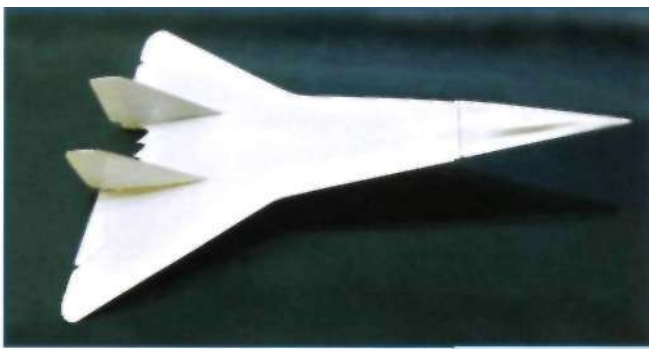
В центроплане, который в данной компоновке выполнял роль несущего корпуса, размещались кабина экипажа, приборные отсеки, отсеки вооружения, шасси самолета и основные топливные баки. По аэродинамической конфигурации центроплан представлял собой крыло малого удлинения, набранное профилем СР-15с относительной толщиной 6%, с деформацией срединной поверхности и круткой сечений, обеспечивающими самобалансировку самолета на режиме крейсерского полета на М=3,0. Деформация и крутка крыла распространялись и на поворотные консоли. Поворотные консоли были образованы профилем СР-15 (перпендикулярно задней кромке) с переменной по размаху толщиной (от 11 % до 7%) и кривизной.

Поворотные консоли оснащались средствами механизации в виде поворотных закрылков и предкрылков по всему размаху. Отклонение закрылков и предкрылков на небольшой угол на режимах дозвукового крейсерского полета давало увеличение аэродинамического качества.

Продольное управление самолетом на всех режимах полета осуществлялось рулями высоты, располагавшимися на задней кромке центроплана между мотогондолами. Органами поперечного управления служили кренеры, которые располагались на верхней поверхности поворотных консолей и с помощью параллелограммного механизма ориентировались по потоку в процессе изменения стреловидности. Для обеспечения путевой устойчивости и управления в путевом канале была выбрана двухкилевая схема с цельноповоротными килями, которая обеспечивала более высокую эффективность на больших углах атаки и балансировку самолета при отказе двух двигателей.

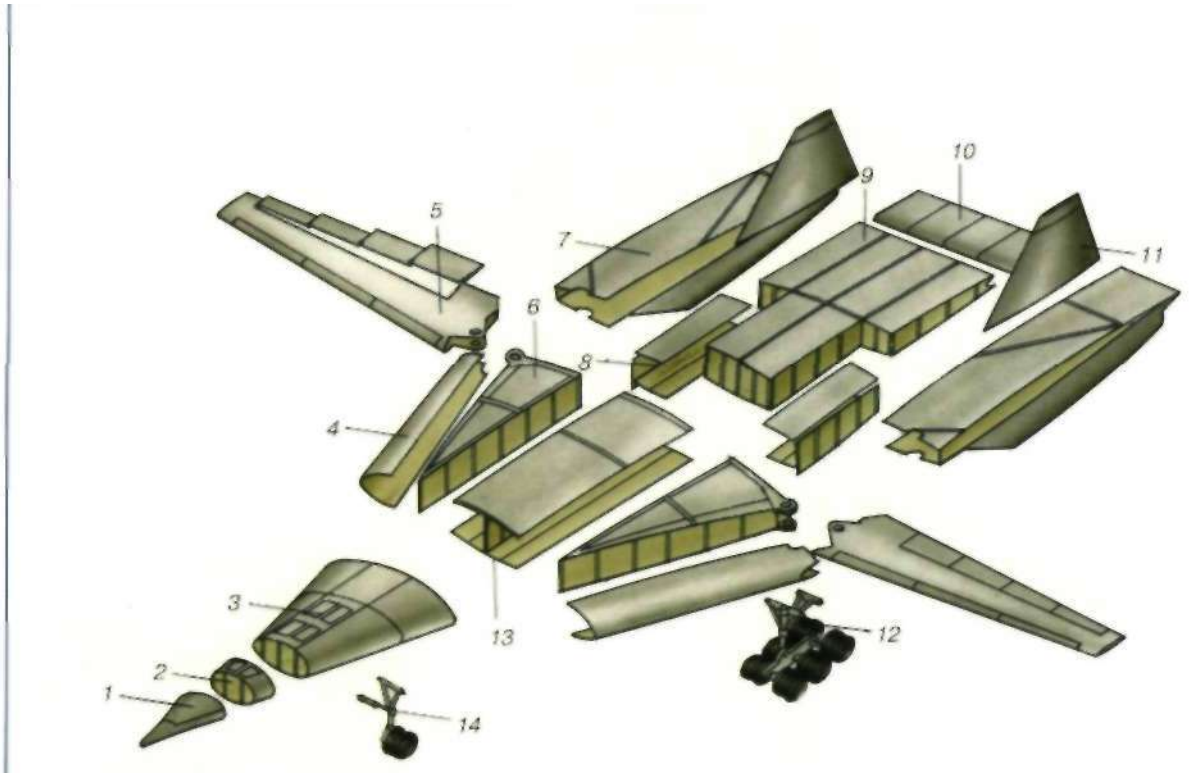
На самолете предполагалось установить четыре комбинированных двигателя К-1012 со статической форсажной тягой 20000 кг каждый, кото-

*Фотография самолета М-18. (Из архива Николая Гордюкова)*



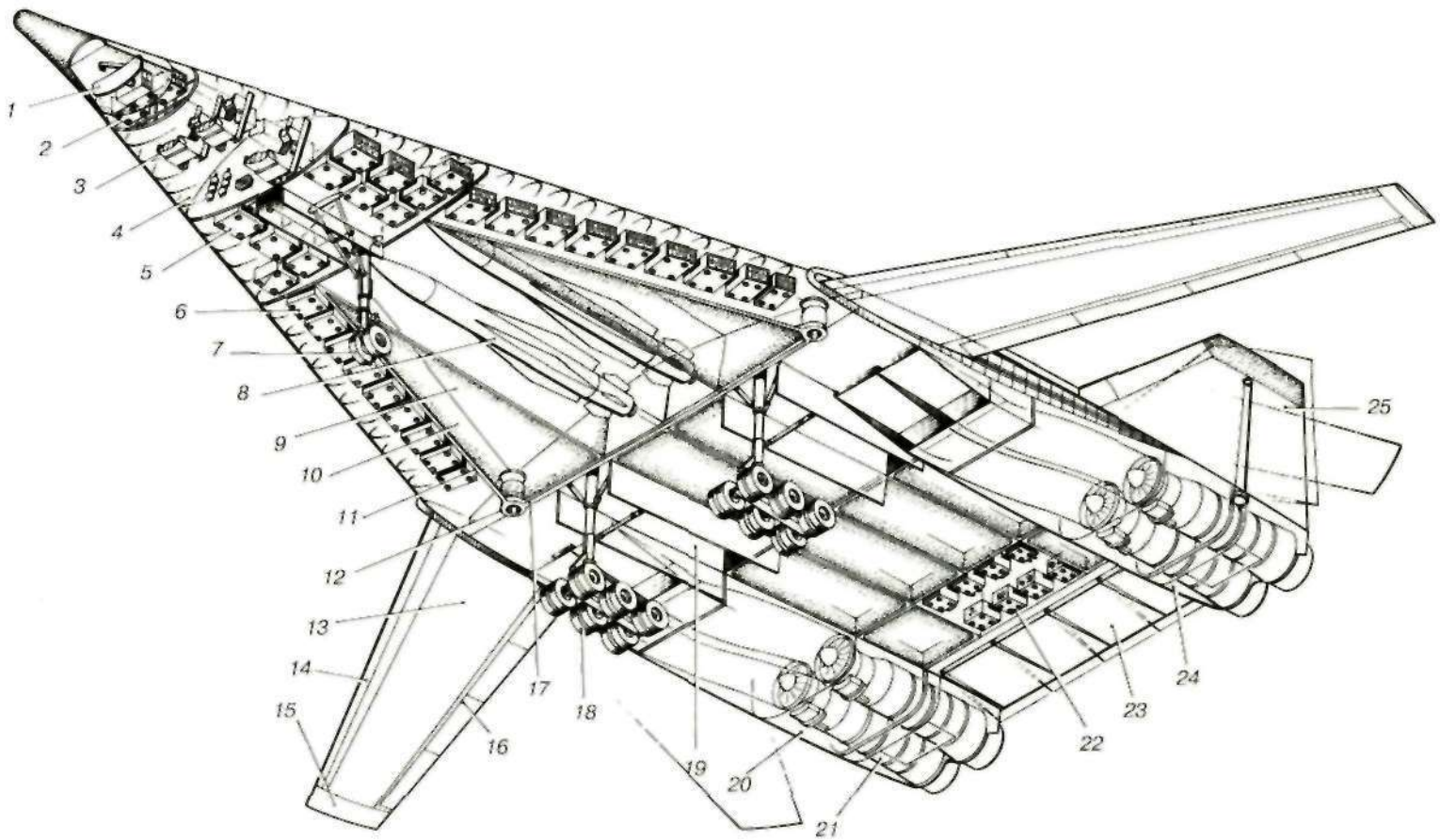
*Фотография макета самолета "160ИС". (ОАО "Туполев")*

*Фотография первого самолета Ту-160.*
*(ОАО "Туполев")*




*1. Отсек РЛС переднего обзора*
*2.НосовОой отсек РЭ*
*3. Кабина экипажа и закабинный отсек РЭО*
*4. Центропланные отсеки оборудования*
*5. Поворотная часть крыла*
*6. Топливный отсек центроплана*
*7. Отсек подвески мотогондолы*
*8. Отсек основной стойки шасси*
*9. Отсеки топливных баков и хвостовой отсек РЭО*
*10.Элевоны*
*11 .Цельноповоротный киль*
*12. Основная стойка шасси*
*13. Ракетный отсек*
*14. Передняя стойка шасси*

*Технологическое членение самолета Т-4МС.*
*(Николай Гордюков)*




1. Отсек РЛС переднего обзора
2. Предкабинный отсек оборудования
3. Кабина летчиков
4. Кабина штурмана-оператора
5. Закабинный отсек оборудования
6. Центральный отсек оборудования
7. Передняя стойка шасси
8. Отсеки вооружения
9. Топливные баки
10. Силовой кессон центроплана
11. Подкосная балка центроплана
12. Шарнир поворотной консоли
13. Кессон поворотной консоли
14. Предкрылок
15. Поворотная консоль
16. Закрылок
17. Главная балка центроплана
18. Главная стойка шасси
19. Отсек главной стойки шасси
20. Кессон подвески двигателей
21. Двигатели
22. Хвостовой отсек оборудования
23. Руль высоты
24. Мотогондола
25. Цельноповоротный киль

*Компоновочная схема самолета Т-4МС (Николай Гордюков)*

рые располагались попарно в двух мотогондолах, подвешенных под центропланом. Мотогондолы имели плоские регулируемые воздухозаборники с горизонтальным клином, разделенные перегородкой и работавшие на один двигатель каждый.

## ВЗЛЕТНО-ПОСАДОЧНЫЕ УСТРОЙСТВА

Взлетно-посадочные устройства самолета состояли из шасси нормальной трехточечной схемы и системы тормозных парашютов.

Главные опоры шасси имели трехосные тележки с шестью тормозными колесами, на каждом из которых было установлено по две шины 950x300В, которые обеспечивали эксплуатацию самолета с грунтовых (прочностью грунта 9-10 кг/см$^2$) и бетонированных аэродромов 1 -го класса.

На передней опоре была установлена спарка колес со стартовыми тормозами и шинами 950x300В.

## СИЛОВАЯ УСТАНОВКА САМОЛЕТА

Силовая установка самолета состояла из двигательной установки, состоящей из 4-х двигателей типа К-101 (дальнейшее развитие РД36-41 разработки РМКБ) с воздухозаборниками, каналами подвода воздуха к двигателям и соплам; системы топливопитания двигателей; системы заправки топливом на земле и в воздухе; системы аварийного слива топлива; системы наддува баков нейтральным газом; системы охлаждения двигателей; системы пожаротушения; системы защиты воздухозаборников от обледенения и попадания посторонних предметов. Топливные емкости располагались в герметичных баках-отсеках центроплана.

## КАБИНА ЭКИПАЖА

Экипаж самолета, состоящий из трех человек (первый летчик, второй летчик и штурман-оператор), размещался в герметичной кабине, разделенной негерметичной поперечной перегородкой на два отсека. В переднем отсеке были установлены рядом два сидения летчиков. За перегородкой, в заднем отсеке у левого борта было установлено сидение штурмана-оператора.

Особенностью компоновки кабины являлось отсутствие обычного фонаря. Специфическая конфигурация носовой части центроплана, в которой располагалась кабина экипажа, позволяла обеспечить обзор вперед и вбок на крейсерских режимах. Для улучшения обзора вперед-вниз применялись специальные створки, открывающие дополнительный обзор на режимах взлета и посадки.

Каждый летчик имел отдельный пост управления самолетом, состоящий из ручки и педалей. Один комплект РУД'ов, которым пользуются оба летчика, был размещен на среднем пульте между сидениями.

Сидения летчиков устанавливались аналогично машинам Т-4 и Т-4М. Экипаж, также работал в скафандрах.

Элементы индикации, сигнализации и управления самолетными системами в отсеке летчиков размещались на приборной доске и трех пультах: левом, среднем и правом.

Элементы индикации и управления системами в отсеке штурмана-оператора размещались на приборной доске, правом и левом пультах и на правом борту.

## БОРТОВЫЕ САМОЛЕТНЫЕ СИСТЕМЫ

Самолетные системы обеспечивали полет самолета на заданном режиме, нормальное функционирование силовой установки, вооружения и оборудования самолета на земле и в воздухе на всех эксплуатационных режимах.

Система автоматического управления самолетом обеспечивала заданные характеристики устойчивости и управляемости, а также необходимые ограничения, предотвращающие непреднамеренный вывод самолета на опасные режимы и состояла из двух частей: системы дистанционного управления и системы траекторного управления. Электрогидравлическая система дистанционного управления служила для передачи управляющих перемещений ручки и педалей,установленных в кабине летчиков, на золотниковые устройства гидроусилителей.

В системе управления самолетом, так же как и на самолете Т-4, были применены четырехканальные рулевые агрегаты и многоцилиндровые рулевые приводы. Питание каждого золотникового устройства осуществлялось от трех независимых гидравлических систем (двух бустерных и одной общей), что обеспечивало надежную работу силовых приводов, заданные скорости перекладки органов управления и необходимые углы их отклонения при выходе из строя любой из трех систем.

Общая гидравлическая система, обслуживающая взлетно-посадочные устройства и силовую установку, так же как и бустерные системы, состояла из трех независимых подсистем.

Система электроснабжения самолета Т-4МС переменным током стабилизированной частоты была идентична системе самолета Т-4. Мощность генераторов обеспечивала полное питание всех потребителей при выходе из

*Таблица 4.*

**Летно-технические характеристики самолета Т-4МС (с учетом развития машины)**

| Характеристики | Этапы развития Т-4МС | | |
|---|---|---|---|
| | 1973-74 гг. | 1976-77 гг. | 1979-80 гг. |
| Длина самолета, м | 41,2 | 41,2 | 41,2 |
| Размах, м: | | | |
| - центроплана | 14,4 | 14,4 | 14,4 |
| - поворотной части крыла при стреловидности 30° | 40,8 | 40,8 | 40,8 |
| Высота самолета, м | 8,0 | 8,0 | 8,0 |
| Площадь крыла (угол стреловидности 30°), м² | 97,5 | 97,5 | 97,5 |
| Максимальный взлетный вес, т | 170 | 170 | 170 |
| Максимальная скорость полета, км/ч: | | | |
| - на высоте | 3200 | 3200 | 3500 |
| - у земли | 1100 | 1100 | 1200 |
| Практический потолок, м | 24000 | 24000 | 24000 |
| Максимальная дальность полета на крейсерской скорости с нормальной боевой нагрузкой без дозаправки топливом в воздухе, км: | | | |
| При скорости 3000 км/ч | 7500 | 9000 | 10500 |
| При скорости 900 км/ч | 11000 | 14000 | 16000 |
| Число и тип двигателей | 4хРД36-41 | 4хК-101 | 4хК-101 |
| Суммарная тяга двигателей, кгс | 4х16000 | 4х20000 | 4х20000 |
| Тяговооруженность при нормальной взлетной массе | 0,35 | 0,35 | 0,35 |
| Удельная нагрузка на плановую проекцию самолета при максимальной стреловидности крыла и нормальной взлетной массе, кг/м² | 350 | 350 | 335 |
| Длина разбега, м | 1350 | 1100 | 1100 |
| Длина пробега, м | 950 | 950 | 950 |
| Боевая нагрузка, кг: | | | |
| - нормальная | 9 | 9 | 9 |
| - максимальная | 45 | 45 | 45 |

строя одного двигателя или одного генератора.

Для экипажа, оборудования и агрегатов управления самолетных систем на протяжении всего полета поддерживались необходимые для нормального функционирования температура, давление и влажность среды, которые обеспечивались системой кондиционирования и охлаждения. Охлаждение герметичных отсеков оборудования, приборных отсеков ракет и контейнеров с разведывательной аппаратурой производилось воздушной системой замкнутого цикла, непрерывно вентилирующей воздух и охлаждающей его в водных испарительных радиаторах. Кондиционирование воздуха в кабине экипажа осуществлялось системой, использующей воздух, отбираемый от компрессоров двигателей и охлаждаемый в воздушных радиаторах и турбохолодильниках.

Самолет был оборудован системой кислородного питания и вентиляции скафандров экипажа, обеспечивающей нормальное функционирование экипажа как в герметизированной, так и в разгерметизированной кабине.

Аварийное спасение экипажа производилось катапультными креслами типа К-36, снабженными пороховыми ускорителями и обеспечивающими безопасное покидание самолета на всех высотах и скоростях полета, включая режимы взлета и посадки.

Ликвидация пожара в отсеках двигателей осуществлялось автоматической системой пожаротушения.

## РАДИОЭЛЕКТРОННОЕ ОБОРУДОВАНИЕ САМОЛЕТА

Радиоэлектронное оборудование самолета Т-4МС состояло из следующих основных взаимосвязанных систем:

- навигационного комплекса;
- пилотажного комплекса;
- обзорно-прицельного комплекса;

**Схема размещения вооружения на самолете Т-4МС.***

| Наименование | | Количество |
|---|---|---|
| Крылатые ракеты Х-45 | внутренние отсеки<br>снаружи | 4 |
| Авиационные баллистические ракеты Х-2000 | внутренние отсеки<br>снаружи | 4 |
| ФАБ-9000 | внутренние отсеки<br>снаружи | 5 |
| ФАБ-3000 | внутренние отсеки<br>снаружи | 15<br>(45.000 кг) |
| ФАБ-1500 | внутренние отсеки<br>снаружи | 30<br>(45.000 кг) |
| ФАБ-500 | внутренние отсеки | 90<br>(45.000 кг) |
| ФАБ-250 | внутренние отсеки<br>снаружи | 180<br>(45.000 кг) |
| Разовые бомбовые кассеты | | 45.000 кг |
| Авиационные мины и торпеды | | 45.000 кг |
| Зажигательные баки | | 45.000 кг |

* Максимальая боевая нагрузка самолета 45.000 кг

*Схема размещения вооружения на самолете Т-4МС.*
*(Николай Гордюков)*

- системы разведки;
- системы управления ракетами;
- системы радиосвязного оборудования;
- системы обороны самолета;
- вычислительного комплекса.

Оборудование самолета размещалось в носовом негерметичном отсеке, герметичном предкабинном отсеке, герметичной кабине экипажа, герметичном закабинном отсеке и герметичном хвостовом отсеке. Унифицированные блоки спецоборудования устанавливались, как и на самолете Т-4, на типовых амортизированных стеллажах-этажерках. Основная масса радиоэлектронного оборудования отработана на самолете Т-4 и переходила на самолет Т-4МС без изменений.

## ВООРУЖЕНИЕ САМОЛЕТА

Для размещения различных видов вооружения (ракеты - Х-45, Х-2000, ТУС-2 и др., обычные и специальные авиабомбы, минно-торпедное вооружение, разовые бомбовые кассеты и зажигательные баки, контейнеры с аппаратурой разведки и коллективной обороны, расходуемые средства индивидуальной обороны) на самолете имелось два внутренних отсека вооружения, снабженных теплоизоляцией и системой кондиционирования. Обеспечивалась транспортировка и сброс подвесок на любых скоростях и высотах полета самолета.

Размеры отсеков вооружения позволяли осуществлять внутреннюю подвеску нормальной боевой нагрузки во всех вариантах вооружения (до 9 тонн) и до 36 тонн авиационных бомб. Для подвески боевой нагрузки в перегрузочном варианте (до 45 т) на самолете имелись дополнительные точки наружной подвески.

При подвеске вооружения сверх нормального боевого запаса (9 т) для сохранения максимальной взлетной массы (170 т) должна была производится недозаправка топливных баков.

Подвеска и пуск ракетного вооружения осуществлялись с помощью пусковых устройств. Бомбовое и минно-торпедное вооружение подвешивалось на специальных многозамковых балочных держателях.

## ИСПОЛЬЗОВАНИЕ САМОЛЕТА Т-4 В КАЧЕСТВЕ АВИАЦИОННО-КОСМИЧЕСКОГО КОМПЛЕКСА

В начале 1973 г. в ОКБ рассматривался вопрос об использовании самолета Т-4 в качестве авиационно-космического разгонного комплекса, предназначенного для перехвата спутников, а также для выведения на околоземную орбиту космических аппаратов.

Комплекс должен был состоять из системы контроля, управления ракетной системы и системы наведения.

Расцепку ракетной системы и самолета предполагалось осуществлять на скоростях М=2,4-3.

С этой целью в ОКБ были разработаны две компоновочные схемы системы "самолет-разгонщик - космический аппарат":

- по первой аэродинамическая и конструктивно-компоновочная схемы разгонщика оставались без изменения, и космический аппарат устанавливался на пилоне под фюзеляжем;

- по второй аэродинамическая и конструктивно-компоновочные схемы самолета дорабатывались, и космический аппарат устанавливался на ложементах на верхнюю поверхность фюзеляжа, а с целью обеспечения его старта с верхней поверхности фюзеляжа была применена двухкилевая схема вертикального оперения с расположением консолей вертикального оперения на фюзеляже с углом развала их во внешнюю сторону, равным 30°.

Экспериментальные исследования были проведены для второй компоновочной схемы и они предусматривали:

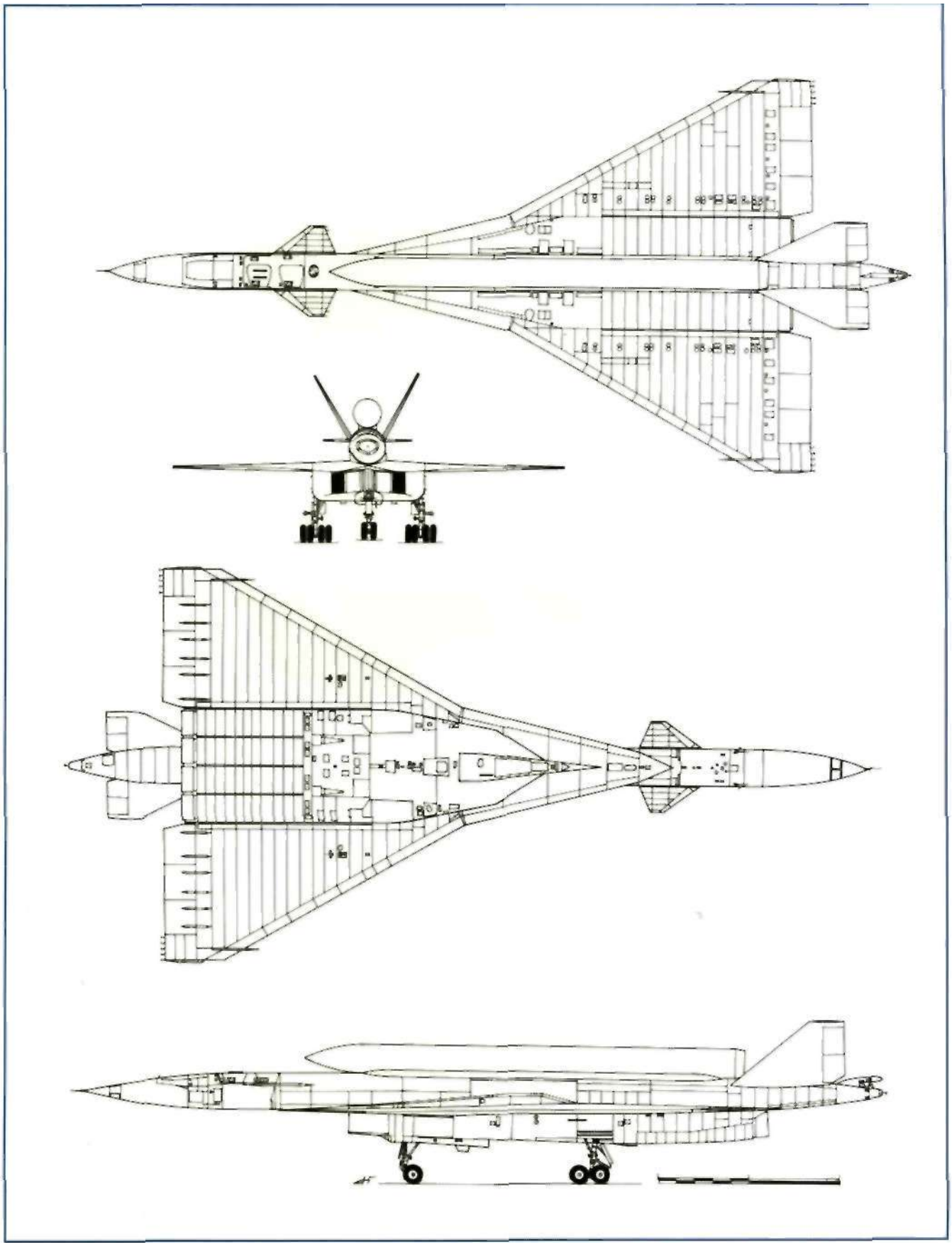
- испытания модели исходного варианта самолета Т-4 для получения контрольных аэродинамических продувок;

- испытания модели самолета-носителя без ракетной ступени с измененным вертикальным оперением для изучения возможных изменений аэродинамических характеристик самолета, в частности характеристик путевой и статической устойчивости самолета-носителя;

- испытания модели самолета-носителя с пристыкованной моделью отделяемого аппарата для определения изменений аэродинамических характеристик, связанных с установкой отделяемого аппарата на самолет-носитель.

Испытания модели самолета в исходном варианте и в варианте самолета-носителя, как с отделяемым аппаратом, так и без него проводились и по углам атаки, и по углам скольжения. Были также проведены аэродинамические испытания изолированной модели отделяемого аппарата. Это дало возможность определить некоторые характеристики интерференции между носителем и отделяемым аппаратом. Во время испытаний проводилось наблюдение и фотографирование картины обтекания. Для получения качественной картины обтекания поверхности модели были проведены испытания по визуализации потока методом свежемаслянного покрытия с последующим фотографированием. Испытания модели самолета Т-4 с отделяемым аппаратом проводились в 1977-78 гг. в Институте теоретической и прикладной механики Сибирского отделения АН СССР в г. Новосибирск.

Тема развития не получила, хотя в США подобные исследования дошли до стадии летных испытаний (самолет-разгонщик SR-71 и вторая ступень D-21 (обе машины фирмы "Lockheed"))



*Проект самолета-разгонщика ВКС на базе Т-4*
*(№ 2 по схеме на стр. 136).*
*(Николай Гордюков)*

*Рисунок самолета-разгонщика ВКС на базе Т-4. Расположение выводимой полезной нагрузки на орбиту сверху (№ 2 по схеме на стр. 136). (Михаил Дмитриев)*

впоследствии эти исследования были использованы при создании космического челнока "Space Shuttle".

## ПРОЕКТ САМОЛЕТА Т-4 С ДВУМЯ ДВИГАТЕЛЯМИ РД36-51А

### КРАТКАЯ ИСТОРИЯ СОЗДАНИЯ

В связи с созданием Рыбинским моторостроительным КБ для самолета Ту-144Д нового, более мощного двигателя РД36-51А в ОКБ П.О. Сухого прорабатывались варианты компоновки самолета Т-4 с новым двигателем.

Работы по этому самолету шли с начала 1970 г. по конец 1971 г. Новый самолет имел полностью схожую с Т-4 аэродинамическую компоновку и отличался расположением и количеством двигателей.

После прекращения работ по самолету Т-4 тема двухдвигательной модификации "сотки" была закрыта.

# ГЛАВА 5
## СРАВНЕНИЕ САМОЛЕТОВ Т-4 И Т-4МС С АНАЛОГАМИ

## ИЗ ИСТОРИИ СОВРЕМЕННОЙ БОМБАРДИРОВОЧНОЙ АВИАЦИИ

В конце пятидесятых годов на вооружении ВВС США и СССР имелось только по одному типу бомбардировщиков средней дальности, соответственно В-58 и Ту-22. Появившись почти одновременно, эти две машины имели разную концепцию применения, что и определило их внешний облик и технические характеристики. Американский самолет превосходил Ту-22 по скорости и был легче, обладая схожей дальностью действия. Большим недостатком обеих машин была высокая аварийность, объясняемая «сыростью» летательных аппаратов. В итоге эксплуатация В-58 была прекращена, а советский Ту-22 долго доводился и стал полноценной боевой машиной.

На базе самолетов Ту-22 и В-58 были созданы разведывательные модификации Ту-22Р и RB-58, которые достаточно долго эксплуатировались армиями обеих стран.

В 1962 г. в США появился новый ударно-разведывательный самолет А-12, рассчитанный на скорость полета М=3. В основном новая машина использовалась как разведчик. Постепенно модернизируя свой самолет, фирма Lockheed сделала на его базе перехватчик YE-12. А в декабре 1964 г. впервые поднялся в воздух разведчик SR-71. Этот самолет наделал много шума за время своей эксплуатации и косвенно повлиял на создание самолета Т-4.

В начале шестидесятых в ОКБ А.Н. Туполева велась разработка проекта самолета «106», который имел более высокие характеристики, чем самолет Ту-22 и должен был прийти ему на замену. Проект базировался на планере Ту-22 с двигателями НК-6 и крылом с более тонким профилем. В середине шестидесятых работы по машине «106» были прекращены, поскольку конструкторское бюро приступило к созданию самолета с изменяемой геометрией крыла «145» (будущий Ту-22М).

Самолет «106» рассчитывался на скорость, не превышающую 2200 км/ч, и в его конструкции должны были применяться алюминиевые сплавы.

Появление в шестидесятых годах мощных комплексов ПВО оставляло мало шансов для самолетов со скоростью ниже М=3, поэтому проект ударно-разведывательного самолета Т-4 как нельзя, кстати, вписывался в эти условия, но при его создании было необходимо использовать титан и жаропрочные стали...

В 1969 г. взлетел опытный самолет Ту-22М, который должен был стать заменой уже устаревающему и не отвечающему современным требованиям Ту-22.

После испытаний и многочисленных доработок с 1973 г. сверхзвуковой бомбардировщик, уже с индексом Ту-22М2, был принят в серию и стал основным ударным самолетом средней дальности.

Начиная с 1977 г. появилась новая модификация с двигателями НК-25 и усовершенствованным БРЭО - Ту-22М3, которая эксплуатируется и по сей день.

В середине пятидесятых годов в СССР и США начались работы по проектированию новых самолетов для замены устаревающих Ту-95, М4 и В-58.

В нашей стране велись работы по стратегическим самолетам в двух конструкторских бюро: ОКБ В.М. Мясищева и ОКБ А.Н. Туполева.

*Бомбардировщик Ту-22.*
*(Сергей Скрынников)*

Мясищевские машины М-50 и М-52 явились первыми в СССР стратегическими бомбардировщиками, рассчитанными на сверхзвуковую скорость полета. Самолет М-50 по сути оказался опытным. Он прошел испытания, но так и не получил специально разработанные для него двигатели ОКБ им. В.Ф. Зубца «16-17»' с тягой 17000 кгс. Модификация М-52 с уже новыми двигателями должна была стать серийным самолетом (был построен первый опытный экземпляр).

В конце 1960 г. конструкторское бюро В.М. Мясищева было закрыто, и обе программы остановлены. Машина М-52 так никогда и не взлетела.

Параллельно с М-50 и М-52 в ОКБ разрабатывался самолет М-56 с крейсерской скоростью полета М=3,25. Он был рассчитан на дальность полета 10000 км, имел шесть двигателей ВК-15 ОКБ В.Я. Климова в двух пакетах под крылом и взлетную массу - 250 т.

Этот проект был конкурентом туполевского изделия «135», но дальше бумаги так никуда и не пошел.

Такая же участь постигла и самолет «135». Сложная политическая игра Генерального секретаря ЦК КПСС Н.С. Хрущева, министра авиационной промышленности П.В. Дементьева и генерального конструктора ОКБ А.Н. Туполева самого Андрея Николаевича привели к тому, что проект изделия «135» был «похоронен».

В то время в СССР стали просачиваться данные по американскому самолету ХВ-70 фирмы «North American» со скоростью полета М=3,2, который являлся прямым конкурентом советских М-56 и «135».

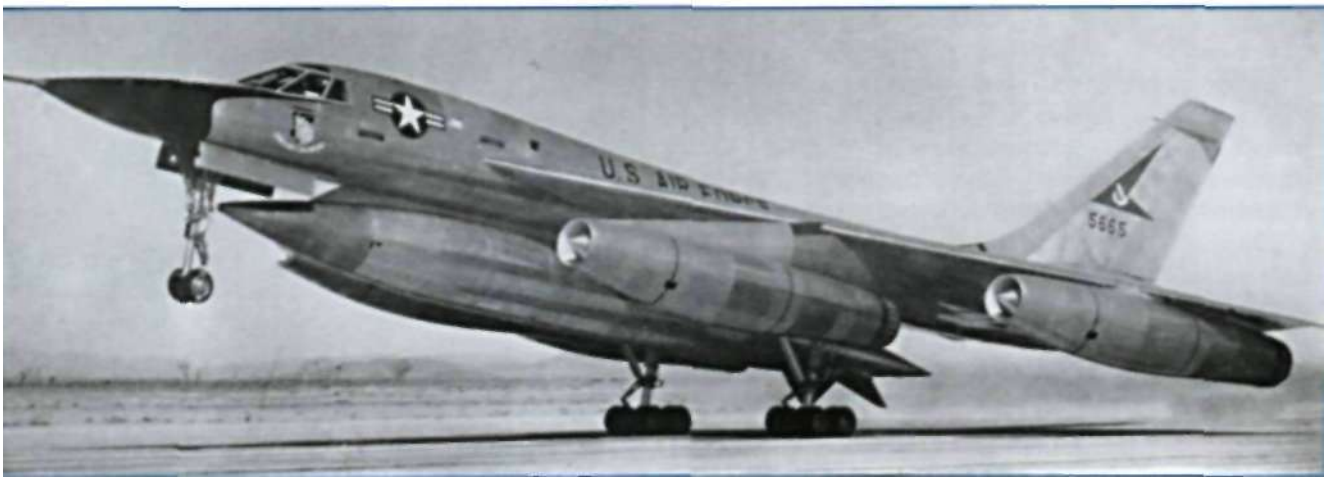
' На самолете М-50 были установлены двигатели ВД-7 тягой 9750 кгс. Прим. автора.

*Ударный комплекс Ту-22М3. (Сергей Скрынников)*

Первоначально ВВС США планировало закупить 62 самолета с бороводородными двигателями YJ93-GE-3 фирмы «General Electric», но в связи с закрытием программы было решено ограничиться двумя опытными машинами. Испытательные полеты продолжались до 1968 г., после чего работа по ХВ-70 была полностью свернута. На разработку и исследования самолета было затрачено 14,5 млн. инженерных человеко-часов и израсходовано 1,3 млрд. долл.

Поскольку до середины шестидесятых годов в ВВС обеих стран так и не были созданы машины для замены старых «бомбовозов», то проблема обновления парка ударных самолетов с новой силой напомнила о себе и заставила многие КБ заняться разработкой проектов.

Фирма «North American» (позже она стала




*Самолет Conveir B-58A из архива Владимира Антонова*

## Сравнительные характеристики самолета Т-4 и его аналогов

| Характеристики | Т-4 | Як-35 | "125" | "106" | Ту-22 | Ту-22М2 | Ту-22М3 | В-58 | А-12** |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| Число членов экипажа, чел. | 22 | 4 | 4 | 4 | 4 | 4 | 1 | | |
| Длина, м | 44,5 | - | 38,4 | 41,6 | 41,6 | 42,5 | 42,5 | 9 | 31,0 |
| Размах крыла, м | 22,0 | - | 24,7 | 23,6 | 23,6 | 34,3/23,3 | 34,3/23,3 | 17 | 16,9 |
| Площадь крыла, м² | 295,7 | - | 226,0 | 162,3 | 162,3 | 183,6/175,8 | 183,6/175,8 | 143,0 | 167,0 |
| Нагрузка на крыло при макс. взлетной массе, кгс/м² | 434 | - | 442 | 616 | 567 | 665/694 | 675/705 | 524 | 461 |
| Макс. скорость полета на большой высоте, км/ч | 3200 | 3300 | 3000 | 2200 | 1510 | 1800 | 2300 | 2300 | 3300*** |
| Макс. скорость полета у земли, км/ч | 900 | 1100* | 1100* | 1100 | 900 | 1100 | 1100 | 1130 | - |
| Высота полета, км | 20-24 | 20-24 | 18-20 | 18-19 | 15 | 13 | 14 | 18 | 25,9 |
| Дальность полета без дозаправки топл. в воздухе, км | 6000 | 6000 | 6900 | 6500 | 5800 | 4800 | 5000 | 6000 | 4800 |
| Макс. взлетная масса, т | 120 | 102 | 125 | 100 | 92 | 122 | 124 | 75 | 77 |
| Норм. взлетная масса, т | 105 | 84 | 100 | 80 | 85 | 98 | 100 | 68 | 62 |
| Боевая нагрузка, т**** | 19 | - | - | - | 6/12 | 6/21 | 9/24 | 5 | - |
| Тяговооруженность при макс. взлетной массе | 0,53 | 0,59 | 0,46 | 0,43 | 0,35 | 0,36 | 0,4 | 0,38 | 0,4 |
| Тип двигателя | РД36-41 | РД-15БФ-300 | НК-6 | НК-6 | РД-7М2 | НК-22 | НК-25 | J-79-GE-1 | JT11D-20B |
| Производитель двигателей | ОКБ им. П.А. Колесова | ОКБ им. С.К. Туманского | ОКБ им. Н.Д. Кузнецова | ОКБ им. Н.Д. Кузнецова | ОКБ им. П.А. Колесова | ОКБ им. Н.Д. Кузнецова | ОКБ им. Н.Д. Кузнецова | General Electric | Pratt & Whitney |
| Количество двигателей и форсажная тяга, кгс | 4x16000 | 4x16000 | 2x23000 | 2x23000 | 2x16500 | 2x22000 | 2x23000 | 4x7250 | 2x15420 |
| Возможные модификации***** | Р, П, ПК | Р | Р | Р | Р | Р | Р | Р, П | Р, П |

Примечание:
* - данные ТТЗ.
** - самолет А-12 планировался как ударно-разведывательная машина, но использовался как разведчик ("А" - АТТАСК - штурмовик). Существовала модификация YF-12A-перехватчик, аналогично МиГ-25.
*** - данные из иностранных источников.
**** - в случае Ту-22, Ту-22М2 и Ту-22М3 внутренняя и полная бомбовая нагрузка.
***** - принятые сокращения: Р - разведчик, П - перехватчик, ПК - противокорабельный.

**Сравнительные характеристики самолета Т-4Р и его аналогов**

| Характеристики | Т-4Р | RB-58 | SR-71 | Ту-22Р | Ту-22МР |
|---|---|---|---|---|---|
| Число членов экипажа, чел | 2 | 3 | 2 | 4 | 4 |
| Длина, м | 44,5 | 29,0 | 31,7 | 41,6 | 42,5 |
| Размах крыла, м | 22,0 | 17,0 | 16,9 | 23,2 | 34,3/23,3 |
| Площадь крыла, м² | 295,7 | 143,3 | 167,0 | 162,3 | 183,6/175,8 |
| Нагрузка на крыло при макс.взлетной массе, кгс/м² | 434 | 524 | 461 | 567 | 675/705 |
| Макс. скорость полета на большой высоте, км/ч | 3200 | 2300 | 3750 | 1600 | 2300 |
| Макс. скорость полета у земли, км/ч | 900 | 1130 | - | 900 | 900 |
| Высота полета, км | 20-24 | 18 | 36,5 | 13,5 | 14 |
| Дальность полета без дозаправки топл. в воздухе, км | 6000 | 6000 | 4800 | 5650 | 5000 |
| Макс. взлетная масса, т | 120 | 75 | 77 | 92 | 124 |
| Норм. взлетная масса, т | 105 | 68 | 62 | 85 | 100 |
| Тяговооруженность при макс. взлетном весе | 0,53 | 0,38 | 0,4 | 0,35 | 0,4 |
| Тип двигателя | РД36-41 | J-79-GE-1 | JT11D-20 | ВРД-7М2 | НК-25 |
| Производитель двигателей | ОКБ им. П.А.Колесова | General Electric | Pratt& Whitney | ОКБ им. П.А.Колесова | ОКБ им. Н.Д. Кузнецова |
| Количество двигателей и форсажная тяга. кгс | 4x16000 | 4x7250 | 2x15420 | 2x16500 | 2x25000 |

называться «Rockwell International») после заключения контракта с ВВС в июне 1970 г. по программе AMSA приступила к постройке трех опытных самолетов В-1. В 1975 г. было принято решение о постройке еще одного бомбардировщика.

По мере реализации программы выявилось много недостатков новой машины, но основными были: перетяжеление планера на 15 т и увеличение стоимости серийного производства в 10 раз по сравнению с предполагаемыми на этапе проектирования.

*Американский разведчик Lockheed SR- 71. (Из архива Николая Гордюкова)*

В 1977 г. было решено отказаться от серийного производства самолета. До 1981 г. фирма «Rockweell International» проводила летные испытания в инициативном порядке. В 1982 г. было принято решение о начале производства более совершенного самолета В-1В (он предполагался как переходный до начала производства бомбардировщика В-2).

В период с 1985 г. по 1988 г. в строевые части ВВС было поставлено 100 самолетов, которые эксплуатируются и по сей день.

В-1В получил в наследство от В-1А множество дефектов, которые не позволили вывести машину на уровень полной боевой готовности (низка надежность двигателей F101-GE102, а также не доведена до работоспособности система РЭБ AN/AOQ-161). Программа доводки самолета В-1В проводилась медленно из-за большой стоимости этих работ и поэтому основная масса бомбардировщиков была не способна вести боевые действия[2].

[2] К 1998 г. основная масса бомбардировщиков В-1В переориентирована для поражения тактических целей неядерным оружием. Станция РЭБ на них была демонтирована. Прим. автора.

**Сравнительные характеристики самолета Т-4МС и его аналогов**

| Характеристики | Т-4МС | "160М" | М-20 | Ту-160 | М-18 | XB-70 | "135" | М-56 | М-52 | М-50**** | B-1B |
|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|---|
| Число членов экипажа,чел | 3 | 4 | 3 | 4 | 304 | 2-4 | 4 | 4 | 2 | 2 | 4 |
| Длина, м | 40,0 | 58,0 | 60,1 | 54,1 | 56,0 | 57,6 | 44,8 | - | 58,0 | 57,5 | 44,8 |
| Размах крыла, м | 40,8/25,0 | 27,0 | 48,4/23,0 | 55,7/35,6 | 48,8/24,5 | 32,0 | 28,0 | - | - | 35,1 | 23,8/41,7 |
| Площадь крыла, м² | 409/482 | 500 | 370/364 | - | 318/332 | 585 | 380 | - | - | 291 | 181* |
| Нагрузка на крыло при макс. взлетной массе, кг/м² | 416/353 | 385 | 811/824 | - | 660/632 | 425 | 420 | - | - | 687 | 695 |
| Макс. скорость полета на большой высоте, км/ч | 3200 | 2500 | 3200 | 2220 | 3200 | 3218 | 2500 | 3200 | 2100 | 1850 | 1270 |
| Макс. скорость полета у земли, км/ч | 1200 | - | 1000 | 1000 | 1000 | - | - | - | 1100 | 1024 | 1100 |
| Высота полета, км | 18-24 | 20 | 18-24 | 18 | 18-24 | 25 | 22,5 | 18 | 14 | 14 | 15 |
| Дальность полета без дозаправки топл. в воздухе, км | 14000 | 15000 | 14700 | 12300 | 16000 | 12000 | - | 12000 | 8000** | 4000 | 11000 |
| Макс. взлетная масса, т | 170 | 220 | 300 | 275 | 210 | 244 | 190 | 230 | 210 | 200 | 216 |
| Норм. взлетная масса, т | 136 | 180 | 250 | 230 | 168 | 205 | 152 | 185 | 168 | 160 | 173 |
| Боевая нагрузка, т | 36*** | - | 39*** | 22,5*** | 22,5*** | - | - | - | - | - | 34*** |
| Тяговооруженность при макс. взлетном весе | 0,47 | 0,42 | 0,3 | 0,43 | 0,48 | 0,34 | 0,48 | 0,44 | 0,32 | 0,34 | 0,25 |
| Тип двигателя | К-101 | РД36-51 | К-101 | НК-32 | К-102 | YJ93-GE-3 | НК-6 | "16-17" | "16-17" | "16-17" | F101GE102 |
| Производитель двигателей | ОКБ им. П.А.Колесова | ОКБ им. П.А.Колесова | ОКБ им. П.А.Колесова | ОКБ им. Н.Д.Кузнецова | ОКБ им. П.А.Колесова | General Electric | ОКБ им. Н.Д.Кузнецова | ОКБ им. П.Ф.Зубца | ОКБ им. П.Ф. Зубца | ОКБ им. П.Ф.Зубца | General Electric |
| Количество двигателей и форсажная тяга, кгс | 4x22000 | 4x23000 | 4x22000 | 4x25000 | 4x25000 | 6x14000 | 4x23000 | 6x17000 | 4x17000 | 4x17000 | 4x13610 |
| Возможные модификации***** | Р, ПК, РЭП | Р | Р, ПЛО,РЭП | Р, ПК,РЭП | Р, ПЛО,РЭП | - | Р, ПК | - | - | - | Р |

Примечание:
* - усредненное значение площади крыла.
** - дальность по ТТЗ.
*** - боевая нагрузка, размещенная внутри самолета.
**** - параметры даны для проектируемого варианта М-50-2 с двигателями ОКБ им. П.Ф. Зубца - "16-17" с малым расходом топлива.
***** - принятые сокращения: Р - разведчик, РЭП - самолет радиоэлектронного противодействия, ПК - противокорабельный и ПЛО - самолет противолодочной обороны.

Программа разработки многорежимного ударного самолета началась в СССР в 1968 г. После многочисленных исследований и проектных работ три конструкторских бюро представили проекты: Т-4МС (от ОКБ им. П.О. Сухого), изделие «160М1» (от ОКБ им. А.Н.Туполева) и М-20 (от ОКБ им. В.М. Мясищева). Самолеты Т-4МС и М-20 имели интегральную компоновку и были рассчитаны на крейсерскую скорость полета М=3,2. Конкурс выиграл суховский Т-4МС.

В связи с загруженностью ОКБ им. П.О. Сухого другими работами (Су-24, Су-27, Су-25 и Су-17) дальнейшее проектирование было поручено А.Н. Туполеву.

Так появился Ту-160 (мясищевский М-18 во многом послужил прообразом изделию «70»), который состоит на вооружении России в настоящее время. Первый Ту-160 взлетел в 1981 г., а поступление его в строевые части началось в 1987 г.

## СРАВНЕНИЕ УДАРНО-РАЗВЕДЫВАТЕЛЬНОГО САМОЛЕТА Т-4 С АНАЛОГАМИ

Среди западных конкурентов «сотки» можно назвать только американский В-58 «Hustler», который также как Т-4 являлся ударным самолетом средней дальности. Несмотря на то, что обе машины имели одинаковое назначение, создавались они под разную концепцию применения.

В-58 являлся двухрежимным бомбардировщиком, способным нести бомбовую нагрузку, в том числе и ядерную. Основной режим полета самолета был рассчитан на дозвуковую крейсерскую скорость, но в случае необходимости «Hustler» мог долгое время совершать полет со сверхзвуковой скоростью М=2,0.

Скоростью 2300 км/ч обладал далеко не каждый истребитель-перехватчик тех времен, а поражение целей на высоте 18 км зенитными ракетами было также весьма проблематично.

Имея такую скорость и потолок полета в 18 км, американская машина могла с большей вероятностью преодолеть ПВО противника с малыми потерями.

Самолет Т-4 создавался гораздо позже и влияние средств ПВО было еще более сильным, поэтому крейсерская сверхзвуковая скорость - 3200 км/ч и потолок 20-24 км были «панацеей» от мощного щита противовоздушной обороны противника.

Некоторое отставание в двигателестроении приводило к большому расходу топлива у применяемых на советских самолетах двигателей, а это в свою очередь уменьшало дальность полета и увеличивало размеры самолета для установки дополнительных топливных емкостей.

В-58 был в 1,5 раза меньше Т-4, имея при этом одинаковую с ним дальность полета (около 6000 км).

Отставание СССР в радиоэлектронике также приводило к перетяжелению планера.

Для компенсации малой дальности, а также при применении в варианте противокорабельного самолета для целей типа «авианосец», «сотка» несла на себе ракеты большой дальности с ядерной боевой частью.

Оба самолета не имели внутренних узлов подвески и могли нести вооружение только на внешних точках крепления под фюзеляжем и крылом, что уменьшало крейсерскую скорость.

Основное преимущество «сотки» - это конечно же малое время выполнения боевого задания, что давало возможность реагировать, практически мгновенно на любое изменение политической и военной обстановки на достаточно большом расстоянии от границ СССР.

Обе машины имели одну общую черту - их создание, это рывок вперед авиационной промышленности (например, применение стали и титана в обшивке ЛА).

Самолеты Т-4 и В-58 создавались как многофункциональные (разведчик и перехватчик), что позволяло удешевить и унифицировать их эксплуатацию для ВВС обеих стран.

В СССР до создания Т-4 ударной машиной средней дальности был туполевский Ту-22. Но концепция применения Ту-22, заложенная при его проектировании, во многом отличалась от изделия суховского конструкторского бюро.

Ту-22 не рассчитывался на постоянную сверхзвуковую скорость полета, поскольку следование по маршруту производилось на скоростях, меньших звуковой и на бесфорсажном режиме, что позволяло уменьшить массу потребляемого топлива и его расход почти в два раза. Сверхзвуковой режим предусматривался только для преодоления ПВО противника, при этом максимальная скорость соответствовала 1500 км/ч.

Самолет Т-4 был рассчитан на сверхзвуковую крейсерскую скорость. Полет на таком режиме требует гораздо больше топлива, а это, в свою очередь, увеличило взлетную массу самолета: 122 т у Т-4 против 92 т у Ту-22.

«Сотка» имела более эргономичную кабину, в отличие от Ту-22, а также более совершенную систему спасения пилотов.

За счет применения БЦВМ и новейшего радиоэлектронного оборудования экипаж Т-4 был сокращен до двух человек.

Суховская машина имела более высокие летные характеристики благодаря новым и более мощным двигателям: у Т-4 тяговооруженность - 0,53, а у Ту-22 - 0,35. Отличные характеристики «сотка» получила также благодаря мощной механизации крыла и малой нагрузке на него: 434 кгс/м$^2$ для Т-4 и 567 кгс/м$^2$ для Ту-22.

*Самолет Ту-160 (Сергей Скрынников)*

Наследники «сотки» - самолеты Ту-22М и Ту-22М3 - это уже машины сегодняшнего дня, способные преодолевать современные средства ПВО с наименьшими потерями.

Ту-22М2 и Ту-22М3 являются многорежимными машинами с изменяемой геометрией крыла и способностью преодолевать ПВО на трансзвуковой скорости на очень малых высотах полета (около 60 м).

Вследствие такой концепции применения туполевские самолеты имеют меньший, чем у Т-4 потолок полета - 13-14 км и максимальную скорость 1800 км/ч у Ту-22М и 2300 км/ч у Ту-22М3.

Большая тяговооруженность позволила увеличить массу боевой нагрузки по сравнению с «соткой» до 21 - 24 т, а изменяемая геометрия крыла улучшила взлетно-посадочные характеристики «Ту».

Эксплуатация со скоростями до М=2 позволила сохранить применение при производстве туполевских самолетов алюминиевых сплавов, что значительно удешевило их сборку.

Т-4 и Ту-22М2/М3 имеют возможность оснащения штангой заправки топливом, что увеличивает дальность ударных машин.

Как суховский, так и туполевские самолеты могут эксплуатироваться в различных вариантах: в ударном, как перехватчик (для Т-4), разведывательном, самолета радиоэлектронного противодействия и противокорабельного(для Т-4).

Американский самолет А-12[3], применявшийся только как разведчик, первоначально планировался как ударная машина. В случае постройки такого самолета, он имел бы близкие к Т-4 характеристики скорости - 3300 км/ч и высоты полета - 25,9 км, но уступал бы по боевой нагрузке и дальности полета.

Большим плюсом А-12 является малая заметность, благодаря примененной на нем технологии «стеле» и специально выбранной формы планера.

## СРАВНЕНИЕ САМОЛЕТА Т-4МС И ЕГО АНАЛОГОВ

Основным аналогом самолета Т-4МС можно считать американский В-1В фирмы «Rockweell International», который также как и суховская машина был многорежимным ударным бомбардировщиком с межконтинентальной дальностью полета.

[3]Этот самолет больше известен по его модификации SR-7IA. Прим. автора.

В-1В предназначен для проникновения вглубь территории противника на малых высотах (до 60 м) в режиме следования рельефу местности. Он рассчитан на поражение целей с заранее заданными координатами управляемыми ракетами AGM-69 SRAM малой дальности с ядерной боевой частью и свободнопадающими бомбами. Режим больших высот используется для подлета к цели на дозвуковой крейсерской скорости. Выход на максимальную скорость 1270 км/ч возможен только в краткосрочном режиме, например, при уходе от истребителей противника.

Т-4МС способен преодолевать средства ПВО как в режиме следования рельефу местности на трансзвуковой скорости, так и на больших высотах (18-24 км) со скоростью 3200 км/ч. Причем максимальная скорость на обоих режимах не ограничивается временем.

Для достижения заданных характеристик полета на больших и малых высотах конструкторы обеих машин прибегли к крылу изменяемой геометрии.

Самолеты Т-4МС с двигателями К-101 тягой 4х22000 кгс и небольшой нагрузкой на крыло должны были иметь отличные летные характеристики.

В-1В и Т-4МС могут нести большую боевую нагрузку во внутренних отсеках, не считая узлов наружной подвески. В то же время в вооружение Т-4МС входили различные системы ракетного оружия и разновидность применяемых боевых средств во многом превышала В-1В.

Различные условия применения ЛА заставили конструкторов по-разному подойти к материалам, используемым при постройке самолета. «Двухсотка» - это титан, нержавеющие стали и композиционные материалы, а В-1В - в основном алюминиевые сплавы и композиты.

Обе машины планировались как многофункциональные. Т-4МС мог использоваться как разведчик, самолет ПЛО и противокорабельный, а В-1В как разведчик. Это также как и в случае с Т-4 удешевляло эксплуатацию самолетов.

Российский самолет Ту-160 стал фактически продолжением программы Т-4МС и был создан в противовес американской машине. Самолет Ту-160 способен также как и Т-4МС преодолевать оборону противника на двух режимах полета: большой сверхзвуковой и в режиме следования рельефу местности. Такую многорежимность обеспечивает Ту-160 изменяемая геометрия крыла.

В отличие от Т-4МС, туполевская машина на 100 т тяжелее, но из-за использования мощных двигателей НК-32 тягой 4х25000 кгс имеет почти такую же тяговооруженность как и «двухсотка».

Дальность полета, потолок и скорости полета у земли и в воздухе несколько ниже, чем у Т-4МС. Это следствие того, что Ту-160 был рассчитан на производство из более дешевых алюминиевых сплавов, хотя доля титановых сплавов достигла в

*В-1В.*
*(Сергей Скрынников)*

нем более 20 процентов. Ту-160 также создавался как многоцелевая машина и может использоваться как разведчик, противокорабельный самолет и радиоэлектронного противодействия, а также носитель воздушно-космических аппаратов.

Для уменьшения заметности на всех трех самолетах предусматривалось применение технологий «стеле». Первое - это концепция, заложенная при проектировании самого планера - интегральная аэродинамическая компоновка отличающаяся плавным сопряжением крыла с фюзеляжем. За счет применения интегральной компоновки было значительно снижено значение ЗПР" для всех самолетов. Применение цельноповоротного **киля** и невыступающей за обводы фюзеляжа кабины на Ту-160, S-образных перегородок воздухозаборника у В-1В и специальных радиопоглощающих материалов на Т-4МС, также снизило показатели ЭПР на сравниваемых машинах.

Близким по назначению и характеристикам к суховскому Т-4МС был самолет ХВ-70 «Valkyrie» фирмы «North American».

* Эффективная поверхность рассеяния радиоволн. Прим. автора.

Самолет ХВ-70 был также рассчитан для прорыва ПВО противника на большой высоте (25 км) со сверхзвуковой скоростью 3200 км/ч, но, не являясь многорежимной машиной, не мог выполнять полеты у земли продолжительное время.

ХВ-70 значительно тяжелее Т-4МС (244 т для первого и 170 т для второго), что позволяло американской машине нести большую полезную нагрузку. С другой стороны, «двухсотка» имела разнесенные парные гондолы двигателей, что позволяло полностью использовать внутренние обьемы фюзеляжа. ХВ-70 «Valkyrie» из-за пакета двигателей под фюзеляжем мог нести вооружение только на внешних узлах подвески, что соответственно уменьшало скорость полета летательного аппарата.

Фирме «North American» удалось создать хороший по летным характеристикам самолет, легкий в управлении, о чем говорят его достаточно большая тяговооруженность - 0,34 и малая нагрузка на крыло - 425 кгс/м$^{г}$.

На обеих машинах, рассчитанных на крейсерскую скорость полета М=3,2, в конструкции были применены высокопрочные стали и сплавы титана, а также углеродосодержащие композиты (разогрев некоторых частей планера доходил до 320С).

*Самолет ХВ-70.*
*(Из архива Владимира Антонова)*

# ГЛАВА 6
## ВЛИЯНИЕ Т-4 НА РАЗВИТИЕ АВИАЦИОННОЙ ТЕХНИКИ

Создание, постройка и эксплуатация любого летательного аппарата, будь то самолет, вертолет или ракета, стимулируют развитие научно-технической и производственной базы страны. При этом в ходе проектирования ЛА используются как уже имеющиеся и отработанные на практике научно-технические решения, так и новейшие изобретения и открытия в различных областях науки и техники (авиастроение, химия, материаловедение, радиоэлектроника и т.д.), имеющиеся на момент постройки новой машины и представляющие для работы какой-либо реальный интерес. Причем соотношение уже опробованных технологических решений и "новинок", имеет солидный перевес в сторону первых. Конструкторы всегда с большой осторожностью привлекают новые разработки и, как правило, в небольшом количестве, то есть коэффициент новизны нового самолета (отношение количеств опробованных и реализованных в промышленности технологий к новым разработкам) не превышает, как правило, тридцати процентов. Например, американские конструкторы не выходят за пределы двадцати процентов. Самолет Т-4 в этом смысле не вписывается в общую схему создания новейших образцов авиационной техники. Коэффициент новизны "сотки" составлял около 95%! Это очень много. Создание ЛА с таким коэффициентом новизны требует очень больших затрат и привлечения к решению задач, связанных с созданием нового самолета, огромного научного потенциала. Это всегда большой риск создать "посредственный" и слишком дорогой самолет.

На Т-4 многие решения приходилось отрабатывать практически с нуля, например, выбор новых стекол и герметиков, стойких к температуре 320"С.

В свою очередь работа над ударно-разведывательным самолетом Т-4 привела к освоению новых технологий и технологических процессов. И уже на их основе, в частности, в области титановых сплавов, в дальнейшем были созданы другие, более совершенные, летательные аппараты: МиГ-25, Ту-144, Ту-160, Су-27, МиГ-29, ВКС "Буран" и т.д. Кроме того, создание самолета Т-4 позволило предприятиям, участвовавшим в его разработке, расширить свою производственную базу и перейти на более высокий технический уровень - это и ОКБ П.О. Сухого, и ОКБ А.В. Потопалова, и Тушинский машиностроительный завод, и Рыбинское моторостроительное КБ П.А. Колесова.

Самолет Т-4 был рассчитан на весьма специфические условия эксплуатации и поэтому немаловажным вопросом в его разработке были аэродинамические исследования.

Большое значение для получения высоких

*Самолет Су-27УБ*
*(Сергей Балаклеев)*

*Самолет МиГ-31*
*(Сергей Скрынников)*

летно-технических характеристик имела аэродинамическая компоновка крыла, например, форма крыла в плане. Корневой наплыв крыла самолета Т-4 повышал его несущие свойства на больших углах атаки. Результаты исследования по крылу были реализованы в самолете Су-27 - они приняты за основу при формировании аэродинамической компоновки истребителя.

При работе над самолетом Су-27 учитывался также опыт исследований по механизации крыла "сотки", в частности по отгибаемым носкам крыла и флаперонам. На истребителе Т-10 эти результаты реализованы в так называемом "адаптивном крыле".

Исследования по деформации срединной поверхности крыла были использованы при создании сверхзвукового пассажирского самолета ОКБ А.Н. Туполева Ту-144. Здесь надо сказать, что оба самолета создавались практически параллельно, и многие работы, проведенные по ударному самолету Т-4, затем были реализованы на пассажирском Ту-144 (имеются в виду аэродинамические исследования), в частности туполевская машина позаимствовала у "сотки" результаты по дозвуковым исследованиям.

В совместной работе ЦАГИ с ОКБ П.О. Сухого по изучению влияния утолщения крыла и его затупления в корневой части на улучшение

*Самолет Ту-160*
*(Сергей Скрынников)*

*Самолет МиГ-29*
*(Сергей Балаклеев)*

летных характеристик на дозвуковом режиме полета было получено высокое аэродинамическое качество. Эти исследования показали, что интегральная компоновка является наиболее перспективной при создании новых ЛА.

Полученные данные были использованы в ходе проектирования многорежимного самолета Т-4МС.

Интегральная компоновка применена на многих самолетах 4-го поколения. Например, на истребителях Су-27, МиГ-29 и ракетоносце Ту-160.

Отклоняемая носовая часть также первоначально разработана и опробована в ОКБ П.О. Сухого для Т-4 и затем перешла на самолет Ту-144.

Большую долю работ при создании ударно-разведывательного самолета Т-4 занимали исследования по отработке технологий получения и сварки титановых сплавов ВТ-20, ВТ-22, ОТ-4 и легированных сталей ВНС-2 и ВНС-3. В совместной работе ВИАМа, ОКБ П.О. Сухого и ТМЗ были получены уникальные технологии, которые удешевляли производство титана настолько, что оно приближалось к стоимости алюминиевых сплавов. Тушинским машиностроительным заводом все процессы были максимально автоматизированы. Благодаря ТМЗ, станки-автоматы были доведены до уровня ЧПУ (программирование рабочих функций, применение ЭВМ).

Параллельно применялись передовые ме-

*ВКС "Буран"*
*(Ильдар Бедретдинов)*

*Самолет Су-25*
*(Ильдар Бедретдинов)*

тоды ведения производства ("сетевое планирование").

Впоследствии "задел", полученный при работе с титановыми сплавами и высоколегированными сталями, использован при создании самолетов МиГ-31, Су-25 и ВКС "Буран".

На самолете Т-4 впервые в СССР была применена электродистанционная система управления аналогового типа с четырехкратным дублированием, которая показала, что ЭДСУ обладает множеством преимуществ перед механической, а главное позволяет создавать самолеты с "отрицательной" устойчивостью. Большинство современных боевых и пассажирских самолетов оснащены ЭДСУ - Ту-144, Ту-160, МиГ-29М и МиГ-29К, Су-27, Ил-96-300, Ил-114, Ту-204, Ан-70 и т.д.

Для самолета Т-4 впервые была применена гидросистема высокого давления (280 кг/см$^2$) с использованием теплостойких жидкостей. Все трубопроводы системы паеные, что также было сделано впервые. Гидросистема такого высокого давления применена на истребителе Су-27.

Радиоэлектронное оборудование самолета Т-4 было самым совершенным на то время. Надо сказать, что ОКБ П.О. Сухого при создании своих самолетов всегда применяло самые передовые идеи и технологии.

На "сотке" стояла большая центральная вычислительная машина, которая управляла всем радиоэлектронным комплексом. Некоторые системы созданного для Т-4 РЭО эксплуатируются и по сегодняшний день (в основном в усовершенствованном виде) на самолетах Су-24, Ту-22М2/М3, Ту-160.

Большая работа проводилась при создании двигателей РД36-41, а также в ходе изучения аэродинамики мотогондолы и воздухозаборников. Впервые на двигателе была установлена своя ЭДСУ. Для безопасности топливной системы применено термостойкое топливо и система наддува нейтральным газом под давлением с использованием в качестве газификатора жидкого азота. В настоящее время современные самолеты также снабжены электродистанционной системой управления двигателями, например Су-27, МиГ-29, Ту-160. Наполнение нейтральным газом баков с топливом реализовано на самолетах Су-25, Су-24 и т.д.

Новые двигатели РКБМ А.В. Колесова дали начало еще более мощным и экономичным - РД36-51А, которые были установлены на самолете Ту-144Д. Для самолетов Т-4МС и М-20 велась разработка еще более совершенных двигателей К-101.

Ракета Х-45, которая предназначалась для самолета Т-4 как основное вооружение, также разрабатывалась с "нуля" и дала почву для развития большого класса крылатых противокорабельных ракет.

В ходе создания ударно-разведывательного самолета было разработано и внедрено в производство огромное количество менее заметных новшеств и "ноу-хау", без которых не было бы новых самолетов.

Исследования Т-4 и Т-4МС позволили ОКБ

*Самолет Су-24*
*(Сергей Балаклеев)*

П.О. Сухого уже в наше время разработать проекты пассажирских сверхзвуковых самолетов С-21 и С-51.

Обобщая основные научно-технические достижения, полученные ОКБ П.О. Сухого в процессе разработки, постройки и испытаний самолета Т-4, можно проследить следующие тенденции.

Проведены фундаментальные исследования аэродинамики летательного аппарата в диапазоне чисел Маха до 3,5, которые обеспечили создание самолета Т-4 с крейсерским числом Маха длительного полета, равным 3.

Разработано, построено и испытано крыло сложной формы в плане с корневым наплывом, с острым профилем со сложной деформацией срединной поверхности, с механизацией, обеспечивающей оптимальные аэродинамические характеристики, как на дозвуковых, так и на сверхзвуковых режимах полета.

Исследовано влияние увеличения относительных толщин в корневой части профиля на аэродинамические характеристики планера, что явилось основой для создания компоновок интегральной схемы.

Отработаны вопросы устойчивости и управляемости на нейтральном (с малыми значениями устойчивости) и неустойчивом самолете, на сверхзвуке, в путевом канале самолета, благодаря применению резервированной дистанционной системы автоматического управления.

Достигнуты малые потери качества на продольную балансировку оптимальным выбором аэродинамической схемы с малыми запасами продольной устойчивости и с небольшим передним горизонтальным оперением, используемым для продольной балансировки самолета.

В области аэродинамики силовой установки:

- разработан сверхзвуковой регулируемый воздухозаборник смешанного сжатия;

- разработано многорежимное регулируемое сверхзвуковое сопло, обеспечивающее высокую эффективную тягу во всем диапазоне скоростей полета;

- разработана система перепуска в тракт охлаждения двигателей воздуха из пограничного слоя, сливаемого с нижней поверхности крыла перед воздухозаборником.

В области конструкции и технологии:

- разработана и изготовлена сварная конструкция планера из титана и высокопрочной нержавеющей стали ВНС-2 с применением точечной и аргонно-дуговой сварки, в том числе автоматической, до 92% от общего объема;

- разработан и применен метод автоматической сварки сквозным проплавлением, обеспечивающий изготовление крупногабаритных ребристых панелей из листа, нашедших широкое применение в конструкции крыла, фюзеляжа и оперения;

- применены для трубопроводов высокого давления нержавеющая сталь ВНС-2 и титановые сплавы;

- разработан крупногабаритный антенный обтекатель, показавший высокие радиотехнические характеристики и работоспособность при температурах до 300 градусов Цельсия;

- разработан и внедрен в конструкцию самолета титановый крепеж.

В области силовой установки:

- разработан ТРД, обеспечивающий длительную эксплуатацию в широком диапазоне высот и скоростей полета, в том числе на режимах полета с числом М=3;

- исследованы и проработаны особенности пакетной компоновки силовой установки. Исследовано влияние работы одного двигателя на соседний при их расположении в общем канале воздухозаборника;

- разработана и применена на самолете электрическая дистанционная следящая система управления двигателями, управляемая как летчиком, так и автоматом тяги.

В области самолетных систем:

- разработана и применена система дистанционного управления аэродинамическими поверхностями. Система обеспечивала необходимые характеристики устойчивости и управляемости самолета, неустойчивого в путевом канале и близкого к нейтральному в продольном канале. Принципы построения системы, четырехкратное резервирование, методы контроля, способы повышения статической и динамической устойчивости средствами автоматики нашли широкое использование при проектировании системы дистанционного управления истребителем Су-27;

- разработан и установлен на самолет автомат тяги, обеспечивающий стабилизацию приборной скорости путем регулирования тяги двигателей;

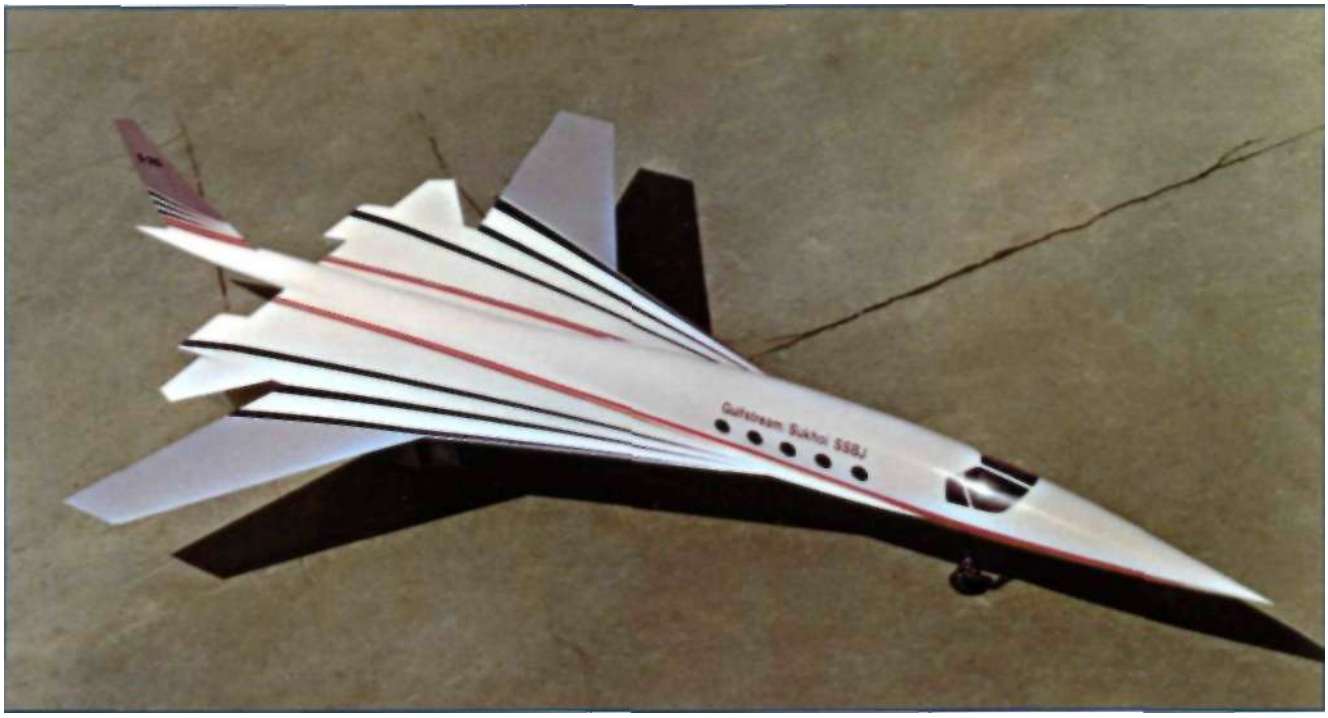
- разработана гидросистема с рабочим давлением 280 кг/см$^2$, способная работать в условиях длительного воздействия высоких температур;

- разработан и применен новый тип рулевого привода, отличительной особенностью которого является разделение силовых и распределительных узлов на отдельные блоки при их компоновке на самолете. Компоновка таких приводов в тонких несущих поверхностях не требует обтекателей;

- разработана и применена система генерирования переменного тока, где в качестве первичных источников применены синхронные генераторы с масляным охлаждением, приводимые от гидравлического привода постоянных оборотов, работоспособные до температуры 250"С;

- разработана топливная система с гидротурбонасосами для подкачки топлива к двигателям, перекачки топлива в расход-

*Самолет Ту-144*
*(ОАО "Туполев")*

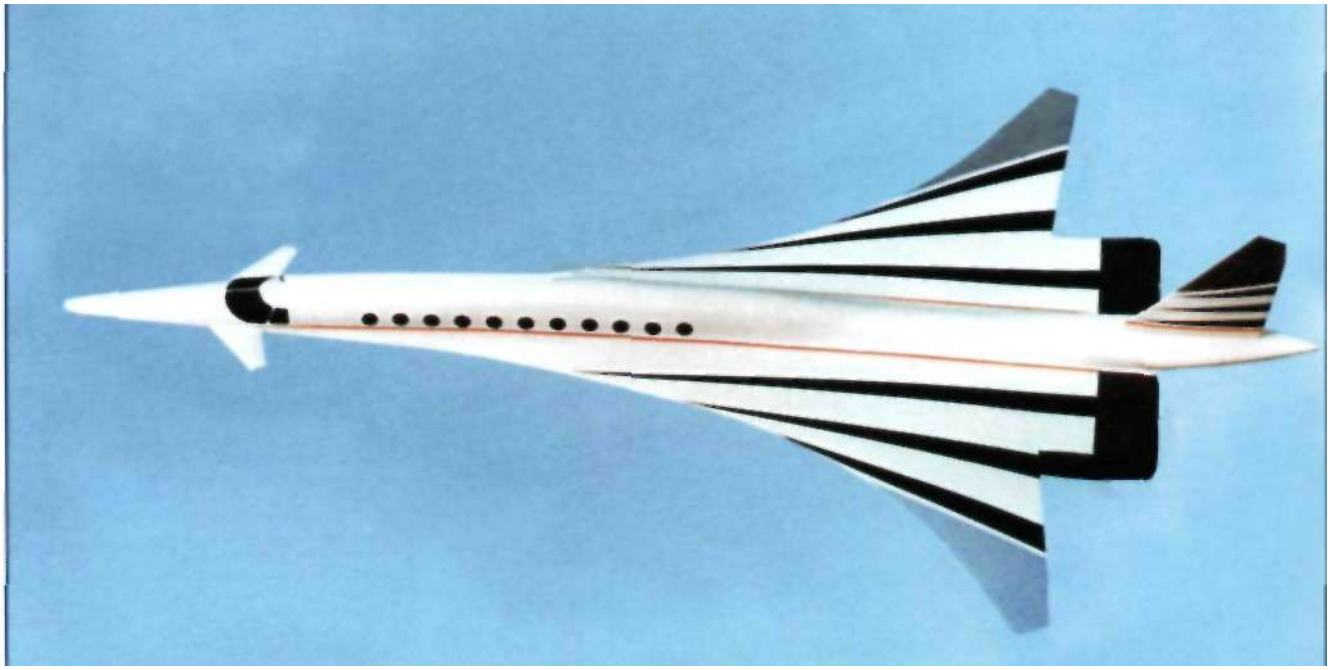



*Модель самолета С-21*
*(ОАО "ОКБ П.О. Сухого")*

ный бак и для перекачки центровочного топлива;

- разработана схема применения "хладоресурса" топлива для охлаждения воздуха в системе кондиционирования;
- разработана и применена система нейтрального газа на жидком азоте;
- разработана и применена система кондиционирования с минимальным отбором воздуха от компрессора двигателя.

На примере этой главы видно, что самолет Т-4, фактически созданный как экспериментальная машина, дал огромнейший толчок в развитии отрасли и поднял на новый, намного более высокий уровень научный и технический потенциал страны.



*Модель самопета С-51*
*(ОАО "ОКБ П.О. Сухого")*

# ПРИЛОЖЕНИЕ

**ДВИГАТЕЛЬ РД36-41.**

Двигатель РД36-41 - 11-и ступенчатый, одноконтурный ТРД, был разработан Рыбинским конструкторским бюро моторостроения (РКБМ), возглавляемым главным конструктором П.А.Колесовым. Он предназначен для эксплуатации на скоростях полета с числами М от 0 до 3,0 и на высотах до 28000 м. Работы над РД36-41 начались в 1964 г. после получения ТЗ на разработку нового двигателя для самолета Т-4.

К 1964г. РКБМ имело большой опыт создания маршевых ГТД для тяжелых дальних самолетов: околозвукового ЗМ (двигатель ВД-7), сверхзвуковых Ту-22Р и Ту-22К (двигатели ВД-7М и РД-7М2), выпускавшихся серийно, опытного стратегического ракетоносца М-50 (ВД-7БА и ВД-7МА) и дальнего сверхзвукового истребителя-перехватчика Ту-128А (ВД-19).

Исследования и опыт, полученные при создании этих двигателей, плодотворно сказались на проектировании и доводке РД36-41.

В работе над двигателем принимали участие работники РКБМ: А.Л. Дынкинын, Н.И. Пикалов, А.И. Крупин, А.Ф. Храмкин, Н.А. Блохин, Б.Е. Рубин, Р.И. Ворсин, В.А. Губин, В.А. Прохоров, Г.В. Шамаханова, Н.И. Галкин, В.С. Балашов, В.П. Михно, С.А. Шестериков, А.М. Логинов, И.А. Кучеров, Э.В. Дегтярева, И.И. Зайцева, В.И. Воеводин, Д.Н. Смольников, Н.Н. Лепилов и др.

Двигатель РД36-41 сохранил традиционную для двигателей КБ одноконтурную, одно-каскадную схему. В отличие от своего ближайшего предшественника ВД-19, имел на 30% большую тягу при увеличении расхода воздуха всего на 10%. У РД36-41 была существенно повышена максимальная температура газов перед турбиной (на 140К), что было обусловлено не только увеличенной тягой двигателя, но и значительно возросшей скоростью полета (скоростной напор и сжатие в компрессоре разогревали воздух до 925К).

Была обеспечена работоспособность двигателя и его систем при температуре воздуха на входе до 330°С на максимальном режиме и 300°С на длительном (непрерывно до 2,5 часов) крейсерском режиме, устойчивая работа на всех режимах при большой стационарной и динамической неравномерности воздушного потока, присущей воздухозаборнику сверхзвукового самолета (окружная неравномерность 5,6%, интенсивность пульсации до 3%). Особенности конструкции силовой установки самолета Т-4, предусматривающей расположение в одном канале воздухозаборника двух двигателей, потребовали значительных запасов газодинамической устойчивости, исключающих опасное воздействие отказа (помпажа) двигателя на соседний.

РД36-41 должен был до 70% ресурса работать на максимальном и форсажном режимах.

Эти отличия и особенности эксплуатации двигателя РД36-41 потребовали коренных изменений почти всех узлов его предшественника ВД-19.

КОМПРЕССОР

Компрессор претерпел наибольшие изменения. Традиционная первая сверхзвуковая ступень уступила место трансзвуковой с окружной скоростью 337 м/с.

Была введена глубокая механизация компрессора. К применявшемуся ранее только одному поворотному входному направляющему аппарату (ВНА) добавились два блока поворотных направляющих аппаратов (НА); передний блок, включающий НА со второй по пятую ступень, и задний блок - с седьмой по десятую. Это позволило получить достаточные запасы газодинамической устойчивости без перепуска воздуха из компрессора и повысило его экономичность.

Цилиндрическая наружная форма компрессора позволила ограничить количество ступеней одиннадцатью. Традиционная форма проточной части с уменьшающимся наружным диаметром в сторону выхода из компрессора привела бы к увеличению числа ступеней.

КАМЕРА СГОРАНИЯ

Камера сгорания подверглась непринципиальным изменениям.

ТУРБИНА

В турбине была существенно изменена система воздушного охлаждения. Впервые выполнено охлаждение практически всех ее основных элементов, кроме пера рабочей лопатки второй ступени. Это было вызвано значительным увеличением температуры газа в цикле до 1330-1340К. Для рабочих лопаток применен новый материал ЖС6-К, а для дисков сплав ЭИ-698ВД. Из-за высокой температуры воздуха на выходе из компрессора возникали дополнительные трудности при его использовании в качестве охладителя. Воздух имел пониженный хладоресурс, и, следовательно, приходилось увеличивать его расход. За этим следовало некоторое снижение экономичности турбины и усложнение конструкции.

ФОРСАЖНАЯ КАМЕРА (ФК)

Форсажная камера двигателя имела широкий диапазон степени форсирования: от ш =1,23 до о 1=3.4, вместо 1,1-2,2 у двигателя ВД-19. Гид-

равлические потери, по сравнению с ВД-19, были снижены в полтора раза: $Ь_{ф}$.=6% вместо 9,5.

Камеру розжига заменило простое факельное воспламенение топлива в форсажной камере от так называемой "огневой дорожки".

СОПЛО

Всережимное сверхзвуковое сопло имело площадки критического и выходного сечений, регулируемые с помощью трех рядов управляемых створок. Сопло с такой механизацией обеспечивало высокое значение коэффициента тяги на всех основных режимах.

ЗАЩИТА АГРЕГАТОВ ОТ ПЕРЕГРЕВА

Сверхвысокие скорости длительного полета заставили решать вопросы защиты всех агрегатов от высокой температуры окружающего воздуха (300-330°С), в то время как агрегаты могли надежно работать до 250°С.

Для защиты от перегрева все двигательные приводные агрегаты размещались на одной коробке приводов, крепившейся в нижней части входного устройства двигателя. Специальный защитный контейнер из титанового листа с теплоизоляцией из базальтового волокна охватывал коробку и установленные на ней приводные и неприводные агрегаты.

Такая защита от внешнего воздействия плюс снятие тепла внутри контейнера циркулирующим топливом обеспечивали требуемый температурный режим.

ТОПЛИВО И МАСЛО

Применяемые в то время топливо и масло не могли быть использованы. Их предельно допустимые температуры оказывались существенно ниже указанных в ТЗ. В связи с этим нефтехимической промышленности была поручена разработка нового синтетического масла, надежно работающего в маслосистеме двигателя при разогреве от 20°С до 350°С. Такое масло, с индексом ВТ-301, было создано.

В качестве топлива были приняты: ракетное горючее РГ-1, допускавшее нагрев до максимальной температуры 124°С и Т-6, с максимально допустимой температурой эксплуатации 18СГС.

В связи с температурными ограничениями по маслу и топливу, выход за пределы которых чреват аварийными ситуациями, в систему управления в регулирования двигателя был включен агрегат перепуска топлива - АПТ-17, который:

- обеспечивал перепуск топлива из топливомасляного радиатора ФК на вход в топливный фильтр двигателя, исключая застой и перегрев топлива. После включения ФК, перепуск прекращался;
- при предельной температуре топлива на входе в двигатель увеличивалась его прокачка в самолетной топливной системе перепуском из первой ступени двигательного подкачивающего насоса (ДЦН-66А);
- при предельной температуре масла на выходе из двигателя включался перепуск топлива из форсажной секции топливомасляного радиатора в самолетный бак.

Агрегат и система перепуска топлива обеспечивали поддержание допустимого уровня температуры топлива и масла.

Двигатель РД36-41 был выполнен по одноконтурной прямоточной схеме. Он состоял из следующих основных узлов и агрегатов:

- компрессор с автоматически регулируемыми лопатками направляющих аппаратов с 1-ой по 5-ю и с 7-ой по 10-ю ступени;
- камеры сгорания трубчато-кольцевого типа;
- осевой двухступенчатой турбины с охлаждаемыми воздухом лопатками 1 -ой ступени и сопловыми лопатками 1-ой и 2-ой ступеней;
- форсажной камеры с всережимным соплом, с регулированием критического и выходного сечений, обеспечивающим высокое значение коэффициента тяги на всех основных режимах работы;
- коробки приводов агрегатов;
- системы автоматического регулирования управления;
- воздушно-порохового стартера для запуска двигателя.

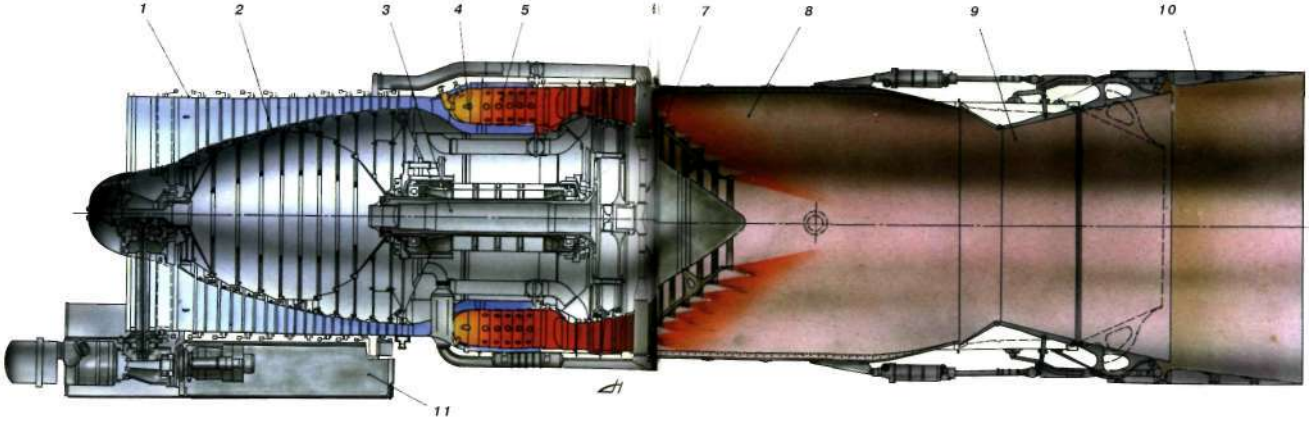
Двигатель был оборудован системами питания топливом и кислородом, управления и регулирования, запуска, смазки, суфлирования, зажигания, дренажа, охлаждения, антиобледенения, со всеми необходимыми приборами контроля.

*Таблица 1.*

| Технические характеристики двигателя | |
|---|---|
| Параметры | Характеристики |
| Тяга двигателя, стендовая (Н=0; М=0) на режимах, кгс: | |
| - максимальном | 10850 |
| - форсажном | 16000 |
| Удельный расход топлива, стендовый (Н=0; М=0) на режимах, кг/кгч: | |
| - максимальном | 0,88 |
| - форсажном | 1,9 |
| Температура газа перед турбиной, град. С | 1300 |

**ТЕМПЕРАТУРНЫЕ РЕЖИМЫ ПЛАНЕРА**

При длительном сверхзвуковом полете на скорости при числе М=3 на высотах 21 - 24 км элементы конструкции планера нагревается до




1 - Корпус двигателя
2 - Компрессор
3 - Вал ротора
4 - Форсунки основной камеры
5 - Основная камера сгорания
6 - Турбина
7 - Форсажный топливный коллектор
8 - Форсажная камера
9 - Регулируемое сверхзвуковое сопло
10 - Створка сопла
11 - Коробка приводных агрегатов

Схема двигателя РД36-41
(Николай Гордюков)

высокой температуры. Для обеспечения работоспособности планера при длительном воздействии высоких температур в его конструкции широко использовались новые термостойкие высокопрочные металлические сплавы и новые теплостойкие неметаллические материалы. В наиболее сложных температурных условиях работает конструкция мотоотсека. При длительной работе двигателя на форсажном режиме температура на защитном экране вокруг форсажной камеры достигает 525°С, а на нижней поверхности центроплана над двигательным отсеком 310"С. Внутренние поверхности воздухозаборника и воздушного канала ввиду отсутствия излучения нагреваются так же, как и стенки гондол двигателей. Максимальная температура носовой части фюзеляжа достигает 280°С, верхняя поверхность фюзеляжа нагревается до температуры 220"С, а нижняя - 230"С. Максимальная температура нижней поверхности гондолы составляет 300 - 320°С. Поверхность крыла нагревается до 220 - 230"С, при этом носки крыла нагреваются до 280"С. Температура, до которой нагревается поверхность переднего горизонтального оперения, выше, чем у крыла, и составляет 300°С.

При длительном полете нагреваются и внутренние элементы конструкции. Так, например, при полете с М=3 на высотах 20 - 24 км температура стенок лонжеронов крыла может превышать 200"С. Температура наружной поверхности остекления самолета достигала 230°С, а внутренней поверхности - 80"С. Для обеспечения работоспособности остекление фонаря было выполнено в виде двухкамерных стеклоблоков, состоящих из термостойких силикатных и органических стекол.

Максимальная температура топлива в крыльевых баках при длительном сверхзвуковом полете на скоростях, соответствующих М=3, и высотах, равных 20 - 24 км, к концу выработки достигала 60"С, в фюзеляжных баках топливо нагревалось до 50 - 100"С. Максимальная температура топлива в расходном баке доходит до 230°С.

## РАБОТЫ ПО САМОЛЕТУ «103»

В соответствии с требованием технического задания, на борту самолета Т-4 необходимо было расположить две крылатые ракеты Х-45, что при выбранной аэродинамической компоновке самолета усложняло традиционное их размещение под крылом из-за увеличения аэродинамических нагрузок вследствие влияния мотогондолы. Это приводило к значительному увеличению веса подвесок, усложнению процесса отделения ракет от самолета и сложностям по размещению системы охлаждения ракет в тонком крыле. Учитывая перечисленные трудности, первый самолет «101» был оснащен одной ракетой, размещаемой по центру под мотогондолой.

Компоновка 2-х ракет под мотогондолой, предложенная и выполненная конструктором В.П. Терликовым, в дальнейшем нашла подтверждение своей жизнеспособности в результатах аэродинамических испытаний, выполненных в ЦАГИ конструктором Ю.А. Репревым, по отделению и исключению взаимного касания ракет при сбросе с самолета. Эта компоновка была реализована на самолете «103», предназначенном для отработки боевых задач самолета Т-4.

Размещение ракет под мотогондолой позволило расположить в переднем отсеке мотогондолы достаточно габаритные системы охлаждения ракет, а под мотогондолой и контейнеры с разведывательным оборудованием..

## ДАННЫЕ ПО РАКЕТНОМУ ВООРУЖЕНИЮ САМОЛЕТОВ Т-4 И Т-4МС

### АВИАЦИОННАЯ КРЫЛАТАЯ РАКЕТА Х-45

Авиационная крылатая ракета Х-45 разрабатывалась для поражения крупных морских целей, в том числе авианосцев, отдельных кораблей-ракетоносцев, радиолокационно-контрастных малоразмерных наземных целей и площадных объектов, а также работающих радиолокационных станций.

Ракета Х-45, располагая дальностью полета около 500 км, обеспечивала возможность пуска без захода самолета-носителя в зону ПВО. Ракета получила инерциальную систему навигации, РЛС переднего обзора и бортовую вычислительную машину, позволявшие Х-45 полностью автономно совершать полет до цели, идентифицировать ее и уничтожить.

Ракета выполнена по нормальной аэродинамической схеме с Х-образным расположением крыла и оперения, что обеспечивало ее высокоманевренные характеристики. Двигательная установка была выполнена на основе однорежимного жидкостного ракетного двигателя. Система наведения состояла из инерциальной системы навигации на базе гироинерциальной платформы и активной радиолокационной головки самонаведения (ГСН).

Траектория полета Х-45 - баллистико-планирующая, переходящая в квазигоризонтальную траекторию с пикированием на цель на конечном участке. Такая траектория позволяет достигать дальности полета 600 км, что обеспечивает загоризонтные пуски, без захода самолета-носителя в зону поражения средств ПВО авианесущих ударных соединений.

По целеуказанию от самолета-носителя, вводимого перед пуском, ракета Х-45 первоначально летит без контакта с целью, а на конечном участке квазигоризонтального полета ГСН осуществляет поиск и выбор цели в заданном районе по заданной логике.

По достижении установленного угла визирования цели в вертикальной плоскости ракета переходит в крутое пикирование на цель.

*Таблица 2.*

| Технические характеристики ракеты Х-45 | |
|---|---|
| Параметры | Характеристики |
| Стартовый масса, кг | 4200 |
| Длина ракеты, мм | 10500 |
| Размах крыла, мм | 2400 |
| Диаметр, мм | 820 |
| Дальность полета максимальная, км | 500 |
| Скорость полета, М | 6,5-7 |

Боевая часть Х-45 - обычная, фугасно-кумулятивного типа, массой 500 кг. Стартовый вес ракеты составлял 4500 кг. В связи с большой длиной (около 11 м) ракета Х-45 могла размещаться только на двух наружных узлах подвески.

В качестве основных конструкционных материалов для ракеты Х-45 использованы титановый сплав ВТ-20, а для баков - нержавеющая сталь ЭИ-654. Головная часть ракеты - радиопрозрачный обтекатель из стеклотекстолита СК-9ФАК на основе кварцевой ткани и кремний-органического связующего К-9ФА.

АВИАЦИОННАЯ БАЛЛИСТИЧЕСКАЯ РАКЕТА Х-2000[1]

Ракета предназначалась для поражения стратегических площадных целей. Х-2000 должна была пускаться по баллистической траектории. При пуске она получала задание от носителя и совершала автономный полет до поражения цели, используя инерциальную систему навигации.

На самолете Т-4 на внешней подвеске предполагалось установить две ракеты Х-2000.

Самолет Т-4МС должен был оснащаться:

- в нормальном варианте двумя УР Х-2000 во внутреннем отсеке;
- в перегрузочном варианте - четырьмя УР Х-2000, в том числе двумя управляемыми ракетами на внешних точках подвески.

*Таблица 3.*

| Технические характеристики ракеты | |
|---|---|
| Параметры | Характеристики |
| Стартовая масса, кг | 6500 |
| Длина, мм | 9800 |
| Размах крыла, мм | 2100 |
| Диаметр, мм | 1000 |
| Дальность полета максимальная, км | 1500 |
| Скорость полета, М | 3-3,5 |

[1] Использованы материалы из статьи Петра Бутовского "Rosijskie naddzwiekowe bombowce strategiczne cz. 2" из журнала T&W, С. 30. Прим. автора.

ТЕЛЕВИЗИОННЫЙ УПРАВЛЯЕМЫЙ СНАРЯД ТУС-2

Снаряд предназначался для поражения малоразмерных наземных и надводных целей. Благодаря телевизионной системе наведения, ТУС-2 имел высокую точность поражения цели.

*Таблица 4.*

| Технические характеристики ТУС-2 | |
|---|---|
| Параметры | Характеристики |
| Стартовая масса, кг | 1700 |
| Длина, мм | 5000 |
| Размах крыла, мм | 1700 |
| Диаметр, мм | 1400 |
| Дальность полета максимальная, км | 12 |

**ИНФОРМАЦИЯ ПО ПРОЕКТАМ-КОНКУРЕНТАМ САМОЛЕТА Т-4МС («200»)**

СТРАТЕГИЧЕСКИЙ ДВУХРЕЖИМНЫЙ САМОЛЕТ-РАКЕТОНОСЕЦ М-20 ОКБ В.М. МЯСИЩЕВА

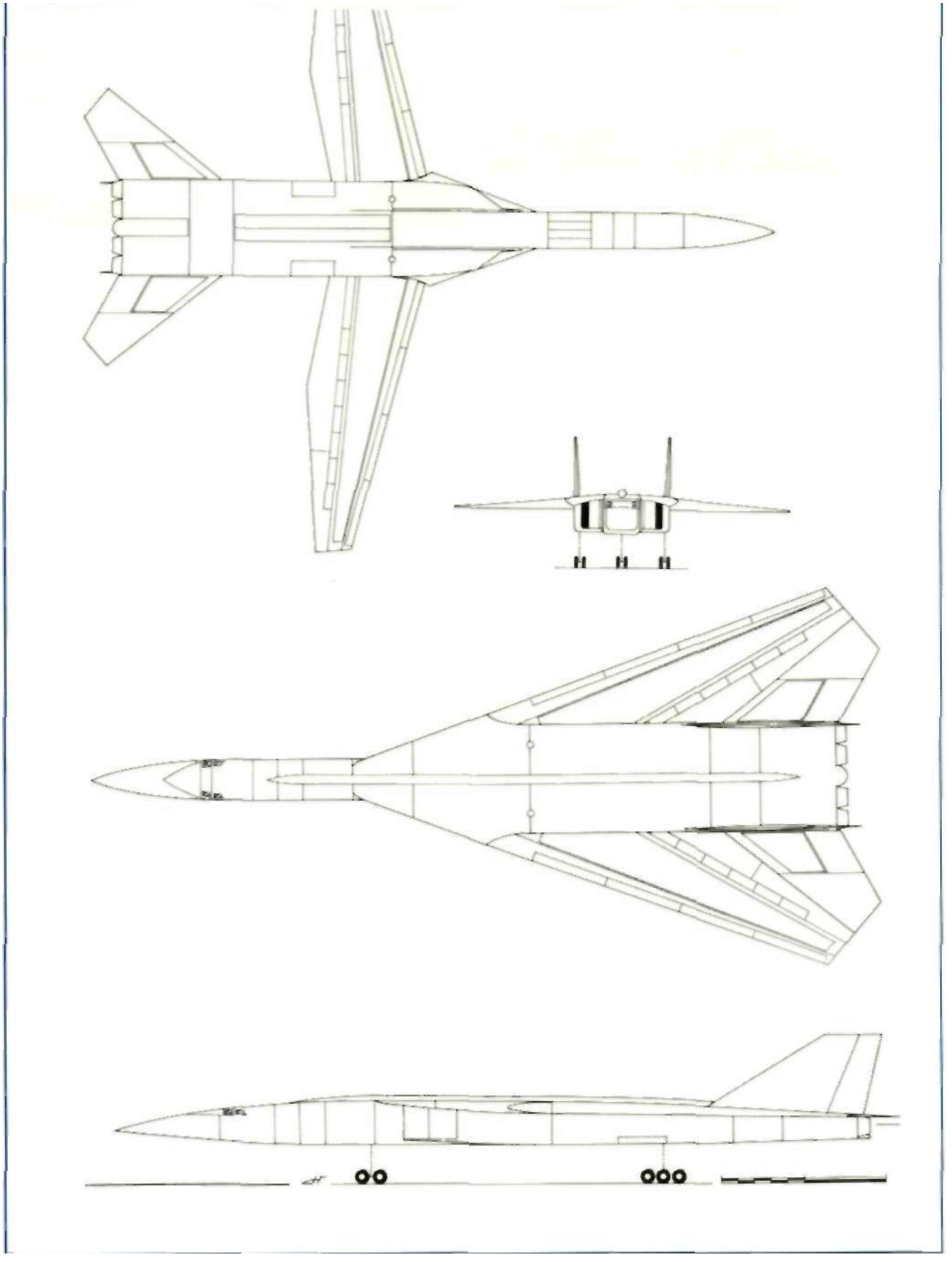
На основании Постановления ЦК КПСС и Совета Министров СССР от 28 ноября 1967 г. за № 1098-378 и приказа министра авиационной промышленности в ОКБ приступили к проектированию двухрежимного бомбардировщика М-20 с дальностью полета 16000-18000 км и возможным его использованием для целей разведки и борьбы с подводными лодками.

Выход подобного постановления вызван тем, что в те годы в СССР и в США в течение ряда лет велись поиски путей создания стратегических межконтинентальных самолетов, которые могли бы придти на смену устаревшим самолетам типа Ту-95, М-4, ЗМ (в СССР) и В-52 (в США), эксплуатирующимся с 1955-60 гг.

При подготовке аванпроекта М-20 были проведены предварительные исследования по выбору облика будущего самолета, двигателей и состава его оборудования. В частности, были рассмотрены компоновки схемы самолетов в диапазоне взлетных весов 150-300 т, в том числе несколько схем с изменяемой стреловидностью крыла, схема с изменяемымым размахом крыла и схема с управлением ламинарным обтеканием.

Результаты проведенных испытаний показали, что удовлетворить тактико-техническому заданию ВВС на стратегический самолет по летно-техническим характеристикам с учетом перспектив развития техники на 1975-80 гг. может самолет с изменяемой стреловидностью крыла, имеющий максимальную крейсерскую скорость полета, соответствующую М=3.

При принятии для стратегического самолета систем оборудования и вооружения, отвечающих



*Проекции одной из компоновок проекта М-20.*
*(Николай Гордюков)*

задачам по ТТЗ ВВС и находящихся в разработке, общий вес оборудования, вооружения и нагрузки должен был составить 24-25 т. Этой нагрузке, при максимальном удовлетворении требований по дальности полета, соответствует максимальный взлетный вес самолета равный 300 т.

*Таблица 5.*

| Технические характеристики | |
|---|---|
| Параметры | Характеристики |
| Максимальная взлетная масса, т | 300 |
| Нормальная взлетная масса, т | 250 |
| Практическая дальность полета на сверхзвуке, км | 11850 |
| Практическая дальность полета на скорости 850 км/ч | 14700 |
| Максимальная скорость полета, км/ч | 3200 |
| Высота полета над целью, км | 18-24 |
| Длина разбега при взлете, м | 1950-3200 |
| Удельная нагрузка на крыло, кгс/м$^2$ | 644 |
| Площадь крыла, м$^2$ | 370 |
| Тяговооруженность взлетная | 0,3 |
| Двигатели, количество/тип | 4хТРДДФ К-101 |
| Тяга двигателей форсажная, кгс | 4х22000 |
| Число членов экипажа, чел. | 3 |

На основании полученных данных в конструкторском бюро В.М. Мясищева создали аванпроект самолета М-20. Машина была спроектирована по схеме «утка» с изменяемой геометрией крыла и «пакетным» размещением двигателей. Этот вариант компоновки был представлен на конкурс наряду с самолетами Т-4МС ОКБ П.О. Сухого и «160» ОКБ А.Н. Туполева.

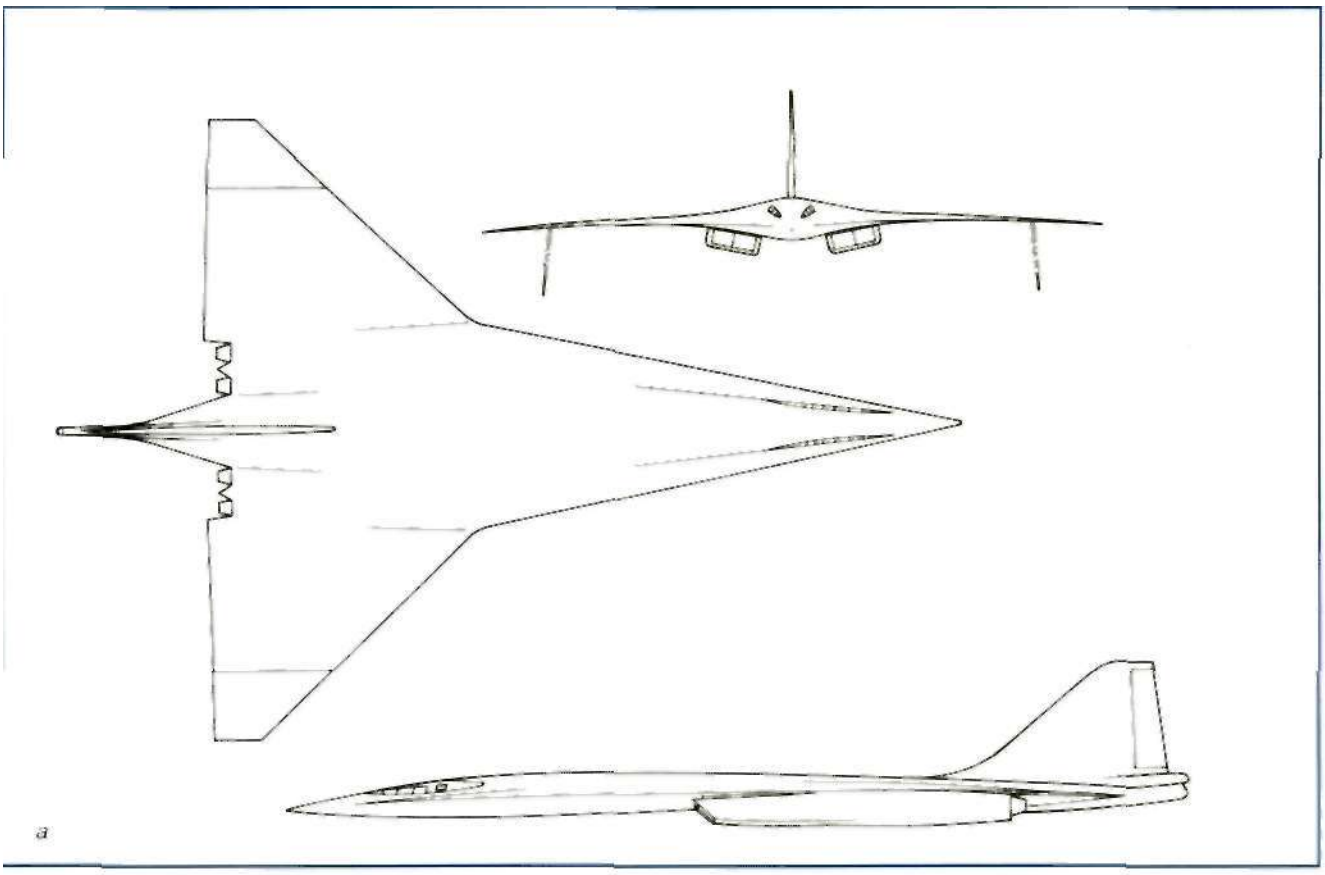
## СВЕРХЗВУКОВОЙ СТРАТЕГИЧЕСКИЙ БОМБАРДИРОВЩИК ОКБ А.Н. ТУПОЛЕВА- «160М»

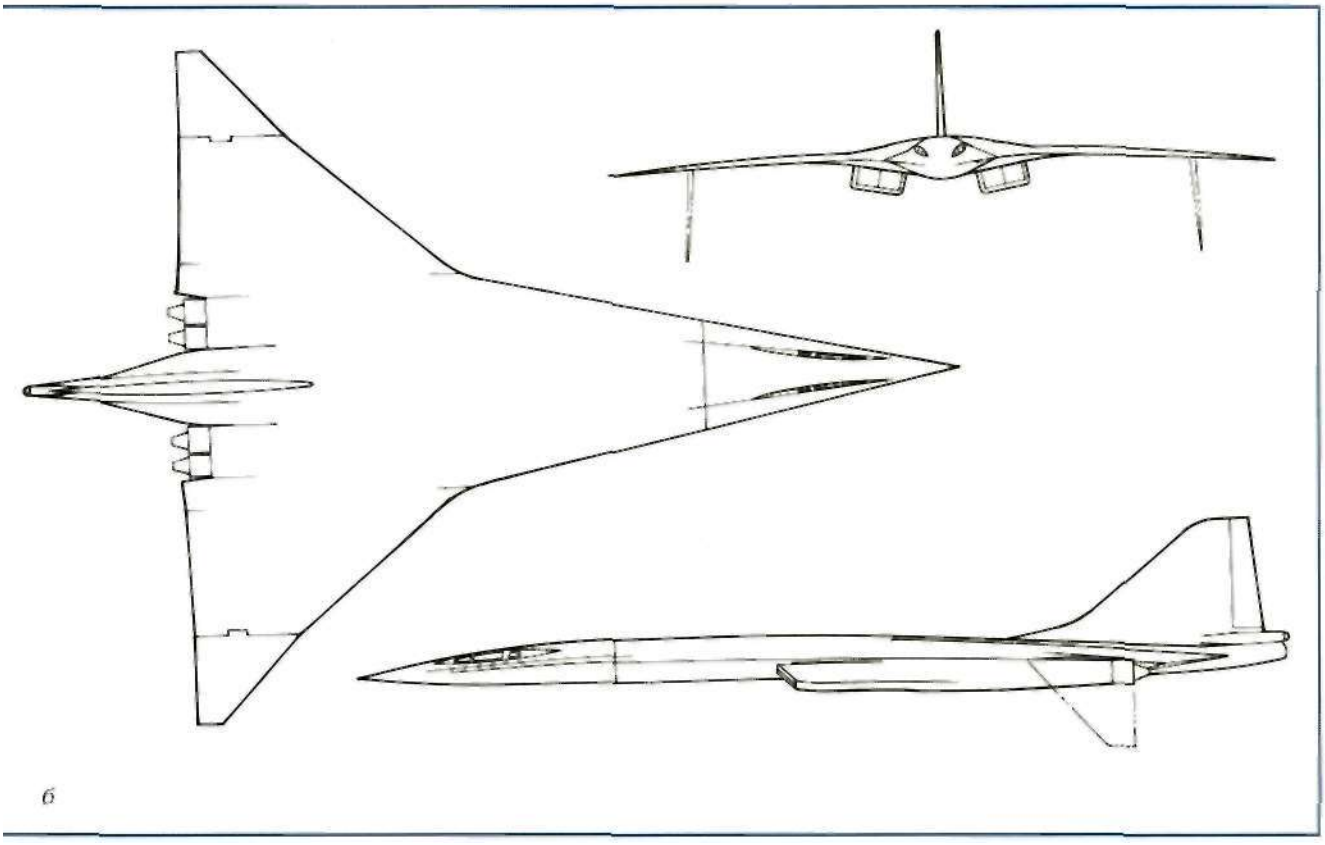
Работы по сверхзвуковому многорежимному стратегическому бомбардировщику начались в ОКБ А.Н. Туполева еще в середине 60-х гг., и к 1969 г. А.Н. Туполеву был представлен проект самолета с индексом «160», имевший также индекс («ИС»), с изменяемой геометрией крыла. Андрей Николаевич отклонил новый и сложный проект и предложил проработать компоновку на базе пассажирского сверхзвукового самолета Ту-144, получившего название «160М».

В ОКБ прорабатывалось несколько модификаций базового самолета Ту-144 в вариантах военного применения: разведчик, самолет радиоэлектронного противодействия и противолодочный самолет, которые также не получили дальнейшего развития.

Облик проекта «160М» очень похож на Ту-144, но на нем предполагалось установить оживальное крыло с изломом. Имея общую с ним схему «160М» отличался неубирающимся носом с выступающим фонарем, как у ХВ-70, а также разнесенными спаренными мотогондолами двигателей,

*Самолет М-20 в представлении нашего художника.*
*(Михаил Дмитриев)*




*Проекции самолета • 160М»:*
*а) без отклоняемых законцовок крыла.*
*б) с отклоняемыми законцовками крыла*
*(Николай Гордюков)*

*Модель самолета М18.*
*(Из архива Николая Гордюкова)*

*Модель одного из вариантов проекта "70".*
*(ОАО «Туполев»)*

между которыми в фюзеляжном бомбоотсеке размещалось вооружение бомбардировщика. В мотогондолах размещалось четыре двигателя НК-25 или НК-32 (4 х 25000 кгс). Вооружение соответствовало заявленному в ТТЗ. Самолет предполагалось производить из алюминиевых сплавов, поэтому он имел максимальную скорость 2500 км/ч.

*Таблица 6.*

**Технические характеристики самолета «160М»***

| Параметры | Характеристики |
|---|---|
| Максимальная взлетная масса, т | 220 |
| Нормальная взлетная масса, т | 180 |
| Практическая дальность полета на сверхзвуке, км** | 11500 |
| Практическая дальность полета на скорости 850 км/ч, км** | 15000 |
| Максимальная скорость полета, км/ч | 2500 |
| Высота полета над целью, км | 20 |
| Длина разбега при взлете при макс. взлетном весе, м | 2100 |
| Удельная нагрузка на крыло, кгс/м² | 385 |
| Площадь крыла, м² | 500 |
| Тяговооруженность, взлетная | 0,42 |
| Двигатели, количество/тип | 4хТРДДФ НК-32 или К 102 |
| Тяга двигателей форсажная, кгс | 4х25000 |
| Число членов экипажа, чел. | 4 |

* - данные даны с учетом характеристик самолета Ту-144.
** - данные по ТТЗ.

## СВЕДЕНИЯ О ПРОЕКТАХ САМОЛЕТОВ, ПОСЛЕДОВАВШИХ ЗА Т-4МС

Такое ревностное отношение к одной концепции говорит о том, что ОКБ А.Н. Туполева хотело создать ударную стратегическую систему максимально совместимую с пассажирским вариантом самолета и с минимальными финансовыми затратами.

Последний пункт предопределил судьбу «160М», то есть все «болезни» гражданского Ту-144 и скорость ниже заявленной в ТТЗ были основными причинами, приведшими к поражению этого проекта.

## СТРАТЕГИЧЕСКИЙ УДАРНЫЙ КОМПЛЕКС ТУ-160

Уже на этапе проектирования «160М» выяснилось, что построить многорежимный самолет с большой дальностью на базе Ту-144 не удастся. Поэтому в дальнейшем конструкторское бюро А.Н. Туполева кардинально пересмотрело концепцию самолета и приступило к созданию самолета с изменяемой геометрией крыла. Ранее отвергнутая компоновка «160ИС» была взята за основу нового самолета, и к 1972 г. разработаны две компоновки проекта, которые имели свои плюсы и минусы.

*Таблица 7.*

**Технические характеристики**

| Параметры | Характеристики |
|---|---|
| Максимальная взлетная масса, т | 275 |
| Нормальная взлетная масса, т | 230 |
| Практическая дальность полета на сверхзвуке, км | 10500 |
| *Максимальная скорость полета, км/ч* | *2000* |
| Высота полета над целью, км | 15 |
| Длина разбега при взлете при макс. взлетном весе, м | 2200 |
| Площадь крыла, м² | 293,15 |
| Тяговооруженность, взлетная | 0,43 |
| Двигатели, количество/тип | 4хТРДДФ НК-32 |
| Тяга двигателей форсажная, кгс | 4х25000 |
| Число членов экипажа, чел. | 4 |

В итоге была выбрана компоновка, которая наиболее близко напоминает очертания современного стратегического бомбардировщика Ту-160. В 1974 г. проект изделия «70» был представлен на НТС вместе с проектом М-18 ОКБ В.М. Мясищева и выбран, как победитель. После этого, уже под официальным индексом Ту-160 на туполевской

фирме начались полномасштабные работы по самолету. 18 декабря 1981 г. самолет «70-01» совершил свои первый полет.

## МНОГОРЕЖИМНЫЙ УДАРНЫЙ САМОЛЕТ ОКБ В.М. МЯСИЩЕВА М-18

Разработка проекта самолета М-18 выполнялась согласно планам исследований по прогнозированию перспектив развития комплексов стратегической, дальней авиации и авиации ВМФ на 1976-85 гг., утвержденным заместителем министра авиационной промышленности и главнокомандующим ВВС в 1972 г. При разработке использовались результаты исследований, экспериментальных работ и предварительного проектирования по стратегическому многоцелевому самолету М-20, выполненных согласно Постановлению ЦК КПСС и СМ СССР от 28.11.1967 г.

В течение 1971-1973 гг. были проведены проектные изыскания и расчеты, направленные на уточнение концепции и состава многоцелевого комплекса, а также на улучшение летно-технических характеристик самолета. В частности, была уменьшена взлетная масса самолета с 230 т до 210 т, для обеспечения возможности базирования самолета на аэродромах I класса с бетонным покрытием. Были также расширены функции автоматической бортовой системы управления.

*Таблица 8.*

| Технические характеристики | |
|---|---|
| Параметры | Характеристики |
| Максимальная взлетная масса, т | 210 |
| Нормальная взлетная масса, т | 175 |
| Практическая дальность полета на сверхзвуке, км | 12000 |
| Практическая дальность полета на скорости 850 км/ч | 16000 |
| Максимальная скорость полета, км/ч | 3200 |
| Высота полета над целью, км | 18-24 |
| Длина разбега при взлете, м | н.д. |
| Удельная нагрузка на крыло, кгс/м$^2$ | 660 |
| Площадь крыла, м$^2$ | 318 |
| Тяговооруженность взлетная | 0,48 |
| Двигатели, количество/тип | 4хТРДДФ К102 |
| Тяга двигателей (форсажная), кгс | 4х25000 |
| Число членов экипажа, чел. | 3-4 |

Также как и при создании аванпроекта самолета М-20, главное внимание разработчиков было направлено на выполнение основных требований, определяющих военную полезность и выживаемость стратегической авиации в условиях войны. Именно эти требования и обусловили принятие весьма важных ограничений, отразившихся на выборе схемы, общей размерности, параметров компоновки, режимов полета при преодолении ПВО, снижения эффективной поверхности рассеяния и теплового излучения самолета, его энергетики и взлетной массы.

На основании всестороннего изучения проблемы преодоления ПВО вероятного противника был сделан вывод, что первый М-18 должен обладать такими высотно-скоростными характеристиками, которые несколько превышали бы возможности системы ПВО западных стран, с тем, чтобы вынудить их вкладывать крупные средства в ее развитие.

Таким образом самолет стратегического авиационного комплекса М-18 должен был обладать возможностью летать со скоростью, соответствующей М=2,7-3,0 на высотах 18-24 км в зонах с сильной системой ПВО.

В результате проектных изысканий, для самолета М-18 была выбрана аэродинамическая схема с изменяемой стреловидностью крыла и небольшой удельной нагрузкой на крыло.

На основе ударного самолета предполагалось создание модификаций: разведывательного, самолета обеспечения и противолодочного.

## МАТЕРИАЛ ИЗ ОТЧЕТА О ПРОВЕДЕНИИ ПЕРВОГО ЭТАПА ЗАВОДСКИХ ЛЕТНЫХ ИСПЫТАНИЙ САМОЛЕТА Т-4

### РУЛЕЖКИ САМОЛЕТА

В процессе испытаний самолета «101» было выполнено восемь рулежек, два прерванных взлета и один подлет.

Рулежки проводились с целью оценки качества управления самолетом по курсу в процессе выруливания и руления ни скорости от 20 км/ч до 290 км/ч, качественной оценки управления по тангажу при подъеме носа на угол тангажа до 9о и удержания этого угла, а также оценки эффективности тормозной системы и тормозного парашюта.

Управление самолетом по курсу осуществлялось посредством:

- торможения основных колес, переднее колесо находилось в режиме самоориентирования;
- поворота переднего колеса от системы управления стойкой в режиме работы «Взлет-посадка» и «Рулежка».

Оценка качества управления самолетом проводилась при включенной системе дистанционного или механического управления.

В процессе испытаний из выполненных 8 рулежек, 4 рулежки были скоростными, с разгоном до скорости 260-290 км/ч с отрывом переднего колеса. Скоростные рулежки выполнялись при управлении самолетом посредством системы дистанционного управления с включенными демпферами, при работе внутренних двигателей на максимальном форсажном режиме, а внешних - на максимальном бесфорсажном режиме.

«Нос» самолета поднимался плавным взятием ручки на себя при скорости 200-220 км/ч, на угол 10" (до угла тангажа 9°) и удерживался на этом угле до 5г. После этого двигатели дросселировались до малого газа, выпускался тормозной парашют и производилось торможение самолета.

В результате проведенных рулежек подтвердилось, что система дистанционного управления имеет лучшие характеристики и более предпочтительна для летчика. Учитывая ее надежность работы благодаря четырехкратному дублированию, было принято решение, первый полет выполнять при управлении самолетом посредством дистанционной системы.

При включенном стартовом торможении самолет удерживался от движения при увеличении оборотов двух двигателей до максимальных бесфорсажных и двух до 90%. Вес самолета при этом был 78,3 т.

## НАЗЕМНЫЕ ИСПЫТАНИЯ САМОЛЕТА «101»

После окончания доработок и выполнения отработки основных систем было проведено взвешивание самолета.

Взвешивание пустого самолета производилось в трех положениях, а затем было выполнено контрольное взвешивание с заправленными топливными баками 2Ф и 2МГ (в конфигурации 1-го полета) в стояночном положении самолета.

Вес пустого самолета с центровочным грузом равным 1340 кг, составил 57717 кг, а центровка пустого самолета 22,9% Ьь*

Наземные испытания для проверки работы и доводки систем самолета проводились по специальным рабочим программам, составленным в соответствии с программой заводских испытаний самолета Т-4, утвержденной генеральным конструктором П.О. Сухим и согласованным с начальником ЛИИ В.В. Уткиным.

## ПОЛЕТЫ САМОЛЕТА «101»

### Полет № 1

1. Полет №1 состоялся 22 августа 1972 г.
2. Взлетная масса самолета 77,3 т.
3. Угол установки ПГО на взлете и посадке +4°.
4. Шасси в полете не убиралось.
5. Торможение самолета на пробеге выполнялось основной тормозной системой и тормозным парашютом.
6. При взлете внутренние двигатели работали на максимальном форсажном режиме, а внешние на максимальном бесфорсажном режиме.
7. В полете на высоте 3000 м производилась качественная оценка устойчивости и управляемости самолета и работы силовой установки.
8. В полете была выполнена имитация посадки самолета пролетом над полосой.
9. Продолжительность полета - 40 мин.
10. Максимальная приборная скорость в полете не более $V_{пр}$ = 600 км/час.
11. Заправка самолета топливом составляла 20 т.
12. Управление самолетом на взлете и посадке обеспечивалось СДУ-4.
13. Замечание летчика: наблюдалась вибрация левой плоскости ГО.
14. При заходе на посадку производилось включение автомата управления тягой.
15. Стабилизация самолета по курсу в процессе разбега и пробега проводилась поворотом переднего колеса посредством системы СУС-7А.

После первого полета испытания были приостановлены для замены главных опор шасси на модифицированные с доработанным механизмом разворота тележки при уборке шасси.

Попутно с заменой шасси были произведены следующие доработки:

1. Подключение топливной системы и системы НГ в полном объеме.
2. Доработка ОЧК и ПЧК по новой теории, при этом для уменьшения пх самолета выполнен главный переход стреловидности передней кромки от угла 75° на ПЧК и 60° на ОЧК. Установлен демпфер на вал ПГО для демпфирования колебаний левой консоли переднего горизонтального оперения.
3. Замена мягкого топливного бака на бак с усиленными фланцами для устранения просачивания топлива в местах деформации фланцев.

Перед вторым полетом самолета была выполнена скоростная рулежка.

### Полет № 2

1. Полет № 2 состоялся 4 января 1973 г. (почти через 4,5 месяца после первого полета).
2. Взлетная масса самолета 78,7 т.
3. Шасси в полете не убиралось.
4. В полете производилась оценка устойчивости и управляемости самолета, работы силовой установки и систем самолета.
5. В горизонтальном полете на высоте 3000 м при скорости 500-550 км/час выполнялись "дачи" по крену и тангажу и импульсы рулем направления и элевонами по тангажу, проверялась работа двигателей и системы автоматического управления тягой (АУТ).
6. Продолжительность полета - 41 мин.
7. По замечаниям летчика наблюдалась вибрация левой консоли ПГО.
8. Режимы работы двигателя, как в полете № 1.
9. Угол установки ПГО на взлете и посадке +4".

10. Торможение самолета на пробеге также как и в 1 -ом полете выполнялось основной тормозной системой и парашютом.
11. Высота полета 5000 м.
12. Максимальная приборная скорость не более 630 км/час.
13. Во время полета при $V_{пр}$ = 550 км/час поднята ОНЧФ, после этого скорость увеличена до Уприб = 630 км/час. Перед посадкой ОНЧФ опущена.
14. Посадка произведена с остатком топлива не более 4 т.
15. На снижении был выпущен перископ и проверен обзор через него.

Полет № 3

1. Полет № 3 выполнен 14 февраля 1973 г.
2. Взлетная масса самолета - 78,7 т.
3. В полете при Vпр* = 450 км/час была произведена попытка уборки шасси. Убрались передняя и правая основная опоры шасси. Левая основная опора шасси не убралась. Выпуск шасси прошел нормально.
4. На $V_{пр}$ = 500 км/час выполнены подъем и опускание носовой части фюзеляжа (ОНЧФ).
5. Высота полета до Н=5000 м.
6. Максимальная приборная скорость Vпр** = 560 км/час.
7. Продолжительность полета 34 мин.
8. Режим работы двигателей, как в предыдущих полетах.
9. Угол отклонения ПГО на взлете и посадке, как в предыдущих полетах.
10. В полете проводилась оценка устойчивости и управляемости самолета, работы силовой установки и систем самолета.
11. Замечания летчика:
    - не убралась левая основная опора шасси;
    - при подъеме носовой части фюзеляжа вибрации ПГО уменьшаются в 4-5 раз.
12. При заходе на посадку проверялась работа автомата управления тягой.

Испытания были приостановлены для устранения неисправности и доводки схемы гидросистемы.

После проведенных в гидросистеме доработок были выполнены наземные испытания гидросистемы по специальной программе.

Полет № 4.

1. Выполнен 13 апреля 1973 г.
2. Взлетная масса самолета 78,7 т.
3. После взлета шасси убралось нормально.
4. В полете производилась оценка устойчивости самолета, работы силовой установки и систем самолета.
5. После подъема носовой части фюзеляжа был выполнен разгон до скорости 640 км/час. На этой скорости была произведена запись полей и пульсаций воздуха на входе в двигатели.
6. На высоте 3000 м при работе двигателей на 80% был включен аварийный слив топлива на 3 сек.
7. На снижении проверялась работа системы АУТ.
8. Режимы работы двигателя как в предыдущих полетах.
9. Угол отклонения ПГО на взлете и посадке, как в предыдущих полетах.
10. Замечания летчика:
- наблюдалась вибрация левой консоли ПГО;
- на разгоне самолет имеет небольшую тенденцию к развороту и валежке вправо.
11. Продолжительность полета 53 мин.
12. Остаток топлива на посадке не более 4 т.

Полет № 5

1. Выполнен 19 апреля 1973 г.
2. Взлетная масса самолета 101,7 т.
3. Шасси после взлета не убирались (специально).
4. В полете на высотах 3000 м и 5000 м производилась оценка надежности включения форсажного режима каждого двигателя и попарно.
5. В полете на высоте 5000 м проверялся запуск последовательно всех двигателей, а затем на скорости 500 км/час была произведена балансировка самолета посредством ПГО.
6. При задействовании системы аварийного слива было слито 3 т топлива.
7. Замечания летчика:
- наблюдалась вибрация левой консоли ПГО;
- не включался форсаж одного из двигателей;
- запуск одного из двигателей произошел со второй попытки.
8. Отклонение ГО. на взлете и посадке до + 6 .
9. Остаток топлива на посадке не более 4 т.

Испытания приостановлены для доработки гидросистемы, уборки и выпуска шасси и отработки надежного включения форсажного режима двигателей.

Полет № 6

1. Состоялся 24 мая 1973 г.
2. Взлетная масса самолета 78,7 т.
3. Шасси после взлета самолета убрались нормально.
4. В полете проверены запуск отказного двигателя на режиме форсажа и надежность запуска.
5. В полете на высоте 5000 м с $V_{пр}$,6 = 600

км/час выполнялись горизонтальные площадки с поднятой ОНЧФ при отклонении ПГО на 0°, 2°, 6" и 8°, а затем выполнялся разгон до скорости 650 км/час с записью на той скорости полей на входе в воздухозаборник. После этого при скорости 500 км/час произведена оценка управляемости самолета при управлении механической системой управления.

6. В полете с поднятой носовой частью фюзеляжа был выпущен перископ для обеспечения обзора летчику вперед.
7. Замечания летчика:
- наблюдалась вибрация левой консоли ПГО.
8. При осмотре двигателей после полета обнаружены забоины на лопатках входных направляющих аппаратов и первой ступени компрессора двух из четырех двигателей. Двигатели были отправлены на завод в г. Рыбинск на исследования и переборку. На самолет установлены один отремонтированный и один новый двигатель.
9. Продолжительность полета - 50 мин.

Полет № 7

1. Состоялся 15 июня 1973 г.
2. Взлетная масса самолета 97,7 т.
3. Шасси после взлета убрались нормально.
4. В полете на высоте 5000 м проверялась управляемость двигателей и поочередный запуск 2, 3 и 4-го двигателей.
5. Выполнялись разгоны самолета:
   - с опущенной ОНЧФ и углом ПГО равным + 4° до Vпр,6 = 600 км/час;
   - с поднятой ОНЧФ и углом ПГО равным + 4° до Vr,,,,(, = 700 км/час;
   - в поднятой ОНЧФ и углом ПГО равным +10° до \Лрио= 650 км/час
6. Для определения интенсивности нагрева хвостовой части фюзеляжа выхлопной струей двигателей был выполнен 30-минутный полет на высоте 10000 м при скорости М = 0,82.
7. Продолжительность полета - 115 мин.

Полет № 8

1. Состоялся 26 июня 1973 г.
2. Взлетная масса самолета 88,7 т.
3. Шасси после взлета убиралось без замечаний.
4. В полете на высоте 1000 м при Vпр,,,* = 500 км/час проверялась управляемость двигателей. Затем при скорости полета М=0,9 выполнялось маневрирование по трем каналам с включенными демпферами.
5. На высоте 5000 м при V*** = 500 км/час выполнены режимы установившегося скольжения с углом крена +5°, **+10°.**
6. На высоте 8000 м при \Лвиб = 450 и 500 км/час произведена проверка раздельного включения форсажного режима.
7. Продолжительность полета составляла - 76 минут.

Полет № 9

1. Состоялся 6 июля 1973 г.
2. Взлетная масса самолета 88,7 т.
3. Шасси после взлета убрались нормально.
4. В полете производилась оценка устойчивости и управляемости самолета, работы силовой установки и систем самолета в процессе разгона с набором высоты с 10000 м до 12000 м и числа М с М = 0,9 до М = 1,3 и торможения.
5. На высоте 10000 м произведена перекачка топлива из бака 1Ц в бак 4Ц, включен «Высотный режим» системы кондиционирования и выполнен разгон. В процессе разгона самолет балансировался посредством ПГО. При этом, выполняя небольшие отклонения ручки управления, оценивалась управляемость самолета. После достижения скорости М=1,28 было выполнено торможение поочередным дросселированием двигателей. В процессе торможения выполнена перекачка топлива из бака 4Ц в бак 1Ц.
6. На высоте 10000 м при Vr,w* = 500 км/час проверялась управляемость двигателей.
7. На высоте 3000 м выполнены разгоны с поднятой ОНЧФ до скорости 650 км/час и при опущенной ОНЧФ до \Лриб= 550 км/час для определения аэродинамических поправок ПВД.

По плану первого этапа летных испытаний самолета «101» намечалось 10 полетов, практически было проведено 9. 10-й полет был перенесен на второй этап испытаний*.

По заданию на полет № 10 самолет должен был произвести взлет с запасом топлива во внутренних баках, равным 44 т, без центровочного груза.

Планировалось на высоте 1000 м включить форсажный режим двигателя и убрать шасси. Затем набрать высоту 1000 м, поднять ОНЧФ и на скорости М = 0,8 сбалансировать самолет с помощью ПГО. После этого, включив форсажный режим двигателей выполнить разгон до М = 1,3 с набором высоты 2000 м.

При достижении М = 1,3, выдержав режим в течение 2-3 минут, произвести торможение до М = 0,8. Посадку произвести с остатком топлива не более 4 т. Продолжительность полета должна была составить 90 мин.

?Ниже приведены данные предполагаемого 10-го полета первого этапа летных испытаний. В последующем они изменились. Прим. автора.

## ОЦЕНКА ЛЕТНЫХ ИСПЫТАНИЙ

В процессе летных испытаний выполнено восемь рулежек, два прерванных взлета, один подлет и девять полетов.

В полете достигнуты предельные параметры:

- Vпр = 780 км/час на Нпр = 12100 м;
- г\, = + 1,5;
- Мпр= 1,28 на Н = 12100 м.

Выполненные полеты показали, что:

- самолет на рулении прост и хорошо управляем;
- на взлете самолет устойчив и не имеет тенденции к самопроизвольным рысканиям или к самопроизвольному подьему носа. Самолет с опущенной отклоняемой носовой частью фюзеляжа имеет очень хороший обзор, что значительно облегчает выполнение руления,взлета и посадки;
- носовое колесо поднимается летчиком легко, небольшим взятием ручки управления «на себя». Взлетный угол выдерживается просто, отрыв происходит плавно, перебалансировки после отрыва нет;
- после уборки шасси (при взлете на форсажном режиме всех двигателей) необходимо переставить ПГО на угол-1-2°.

После подъема ОНЧФ полет происходит по приборам. Имеющийся на самолете перископ дает возможность обозревать впереди лежащее пространство;

- в горизонтальном полете самолет прост и хорошо управляем. Разгон и проход звука спокоен. Момент прохода М=1 отмечается только по приборам. Заданный режим легко выдерживается элевонами и ПГО.

Интенсивность разгона достаточно хорошая:

- заход на посадку и посадка просты, но имеют особенность, заключающуюся в том, что происходят на глубоком втором режиме (по тяге). Наличие автомата управления тягой (АУТ) полностью разгружает летчика от работы двигателями на режиме захода на посадку;
- самолет касается земли плавно, без тенденций к «козлению» или самопроизвольному опусканию носа. На пробеге самолет устойчив и хорошо управляем. Тормозные парашюты и тормозная система колес эффективны;
- дистанционное управление самолетом работало безотказно. Управляемость самолетом хорошая. На механическом управлении пилотирование самолетом возможно, но требует от летчика больших физических усилий и внимания;
- приборное оборудование самолета в основном работало без замечаний. Необходимо отметить плохую работу СВВ, что вынудило поставить на самолет дублирующие аэродинамические приборы высоты и числа М полета».

*Зам. Главного конструктора, ведущий летчик-испытатель*
*В.Ильюшин*

## ХРОНОЛОГИЯ ЛЕТНЫХ ИСПЫТАНИЙ САМОЛЕТА «101»

30.12.71. самолет перебазирован на летно-испытательную станцию в г. Жуковском.

До 20.06.72. шли доработки самолета на ЛИСе, а также велась цеховая отработка систем.

20.06.72. самолет принят экипажем на испытания.

До 22.08.72. экипажем проводилась наземная проверка систем и сделано 6 рулежек.

Программа заводских летных испытаний была разбита на 3 этапа. Первый этап включал выход самолета на сверхзвуковую скорость до М = 1,3.

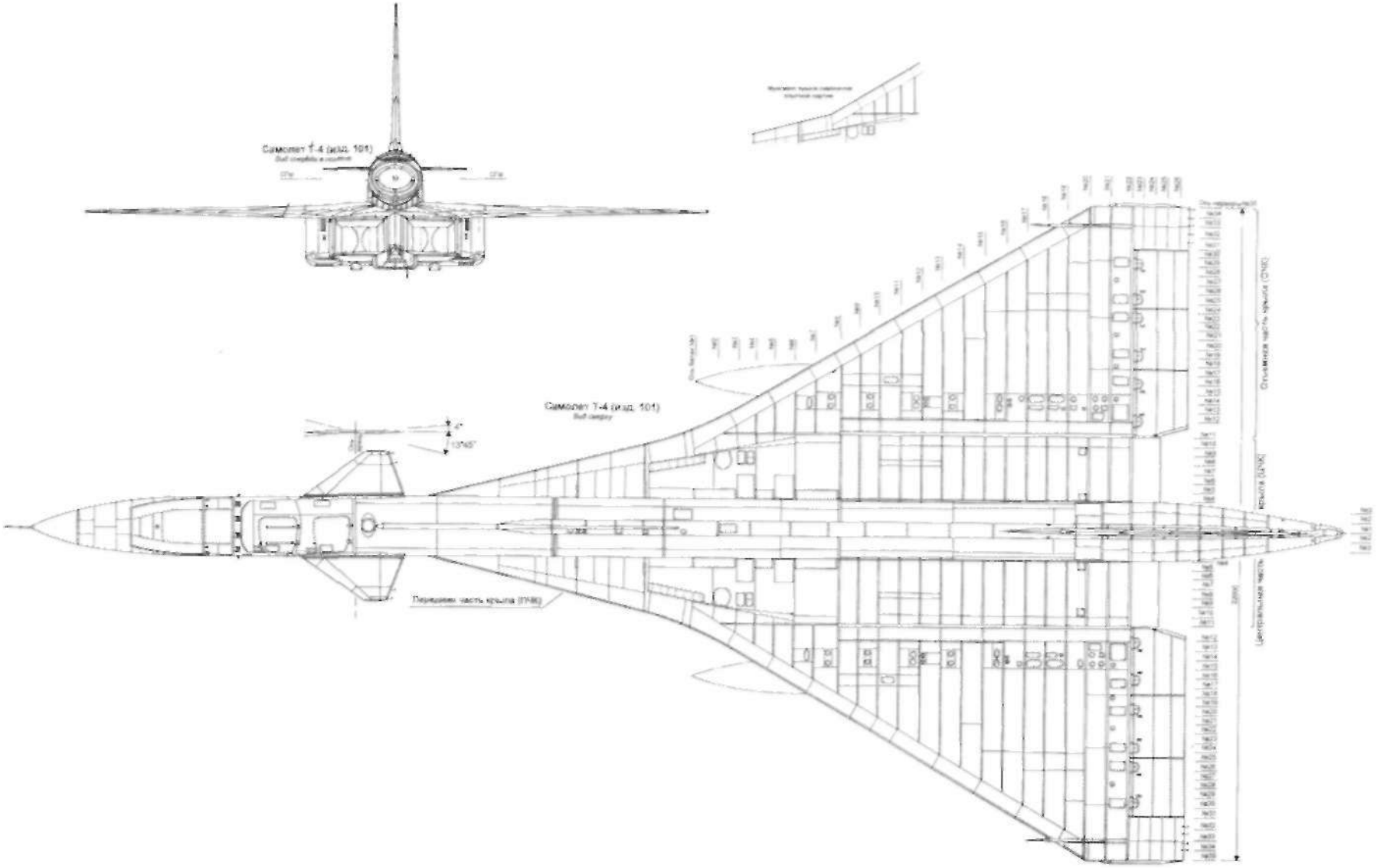
*Таблица 9.*

| Первый этап летных испытаний | | | |
|---|---|---|---|
| Дата | Полет | Продолжительность | Масса топлива, т |
| 22.08.72. | 1 | 40 минут | 19 |
| 04.01.73 | 2 | 41 минута | 20 |
| 14.02.73 | 3 | 34 минуты | 20 |
| 13.04.73. | 4 | 53 минуты | 20 |
| 19.04.73 | 5 | 1 час 24 минуты | 43 |
| 24.05.73. | 6 | 50 минут | 20 |
| 15.06.73. | 7 | 1 час 55 минут | 39 |
| 26.06.73. | 8 | 1 час 16 минут | 30 |
| 06.07.73. | 9 | 1 час 06 минут | 30 |

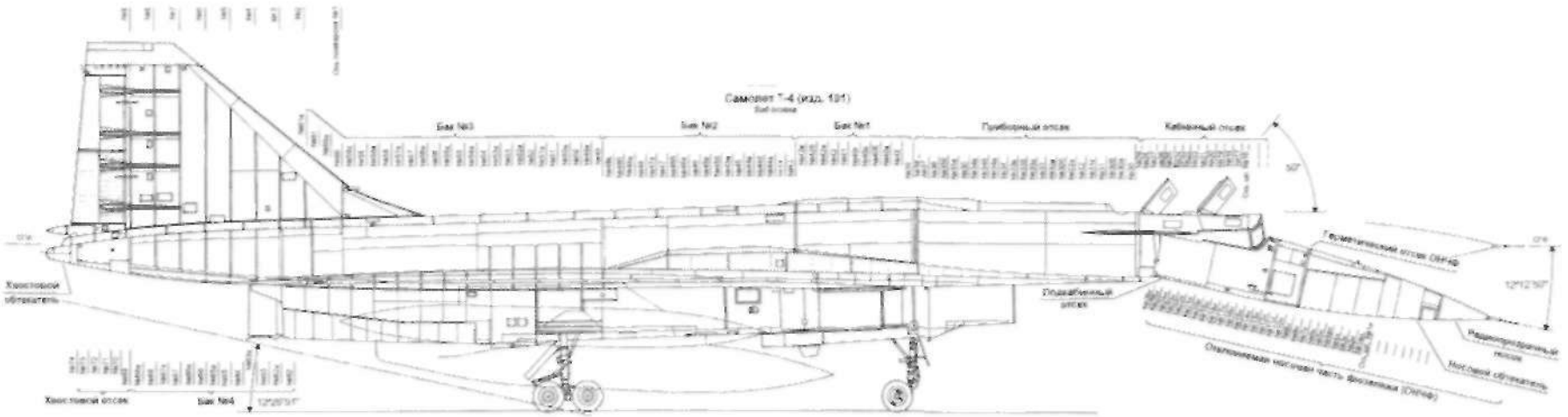
Второй этап не пошел дальше одного полета, после чего программа была закрыта.

10-й полет состоялся 22 января 1974 г. общей продолжительностью 1 ч 01 мин. с заправкой топливом 30 т.

В общей сложности самолет «101» совершил 10 полетов и провел в воздухе 10 ч 20 мин.

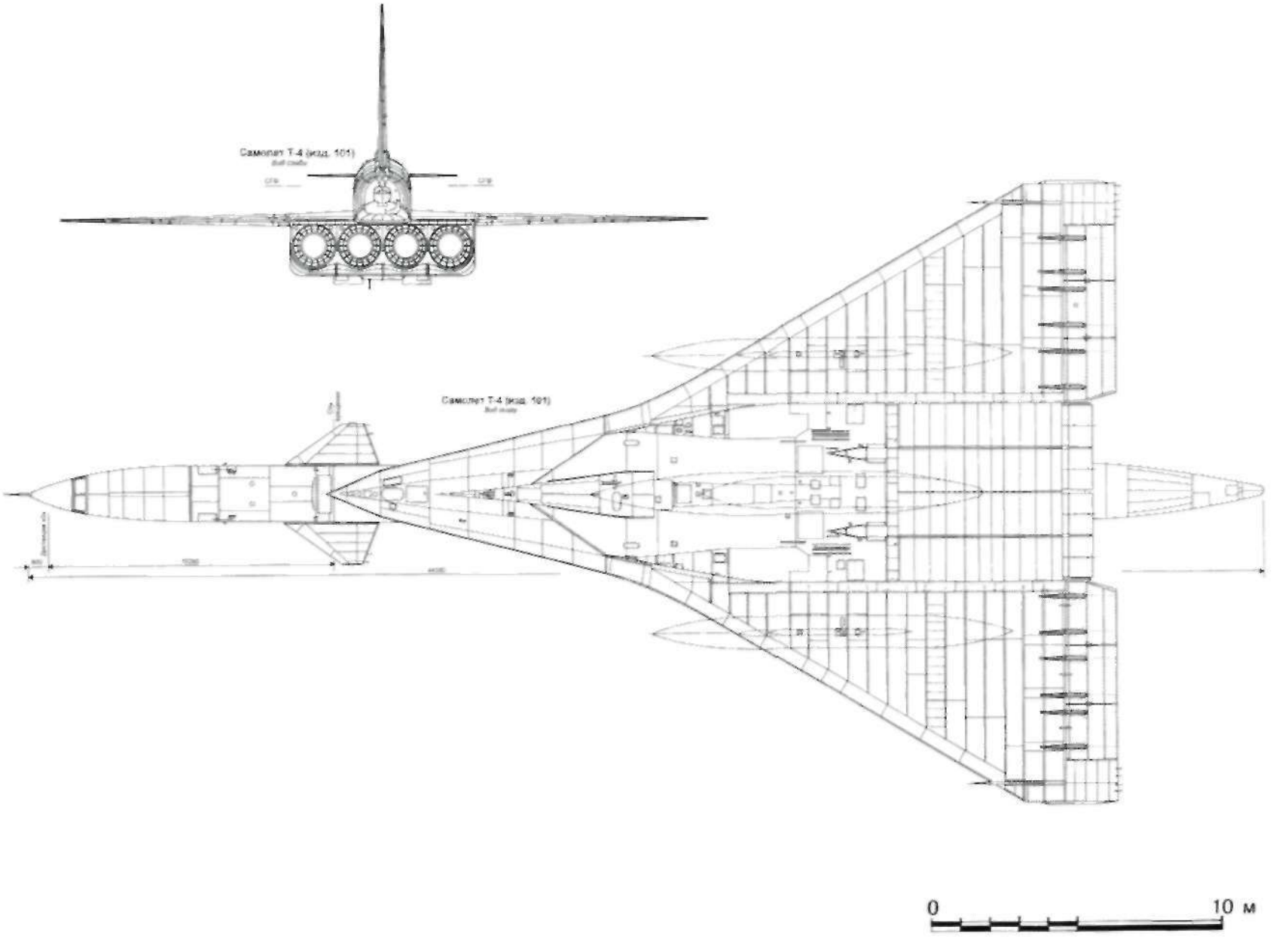


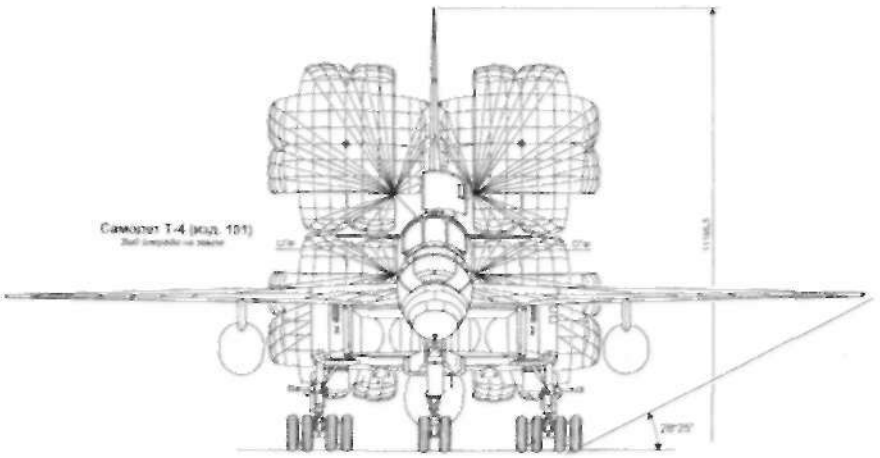

*Ударно-разведывательный самолет Т-4 (Изд. 101)*
*(Николай Гордюков)*

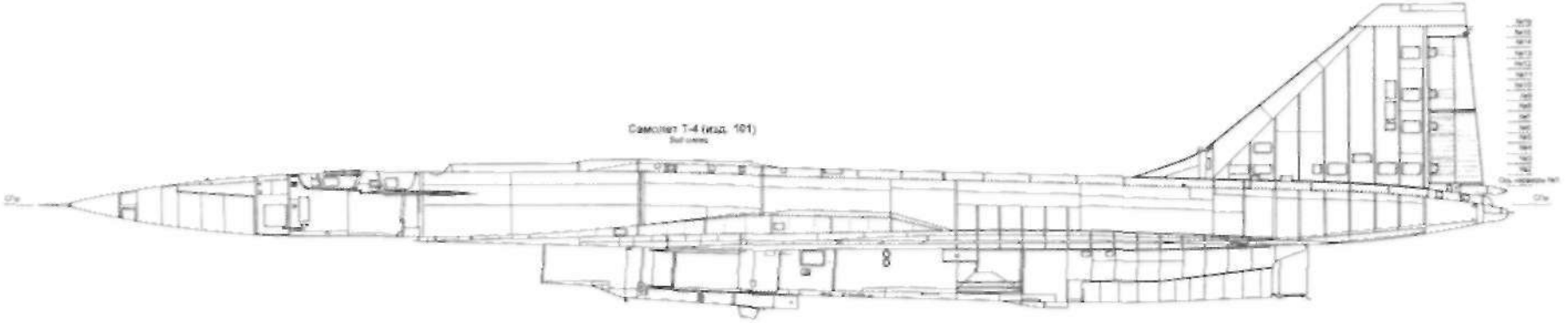



*Ударно-разведывательный самолет Т-4 (Изд. 101)*
*(Николай Гордюков)*

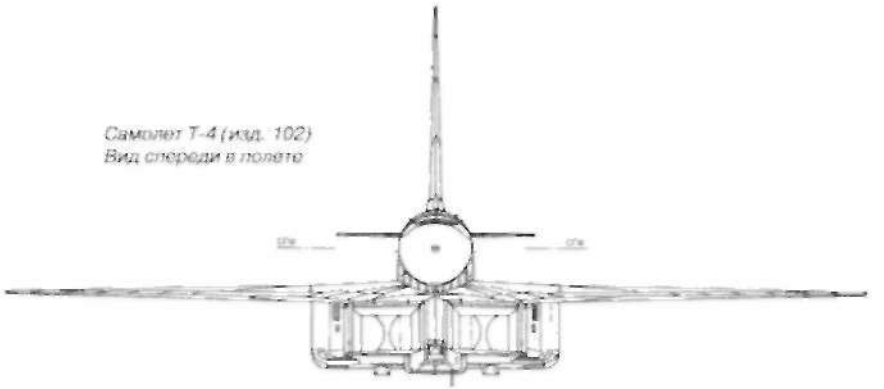
0 10 м


Самолет Т-4 (изд. 101)
Самолет Т-4 (изд. 101)
0
10 м

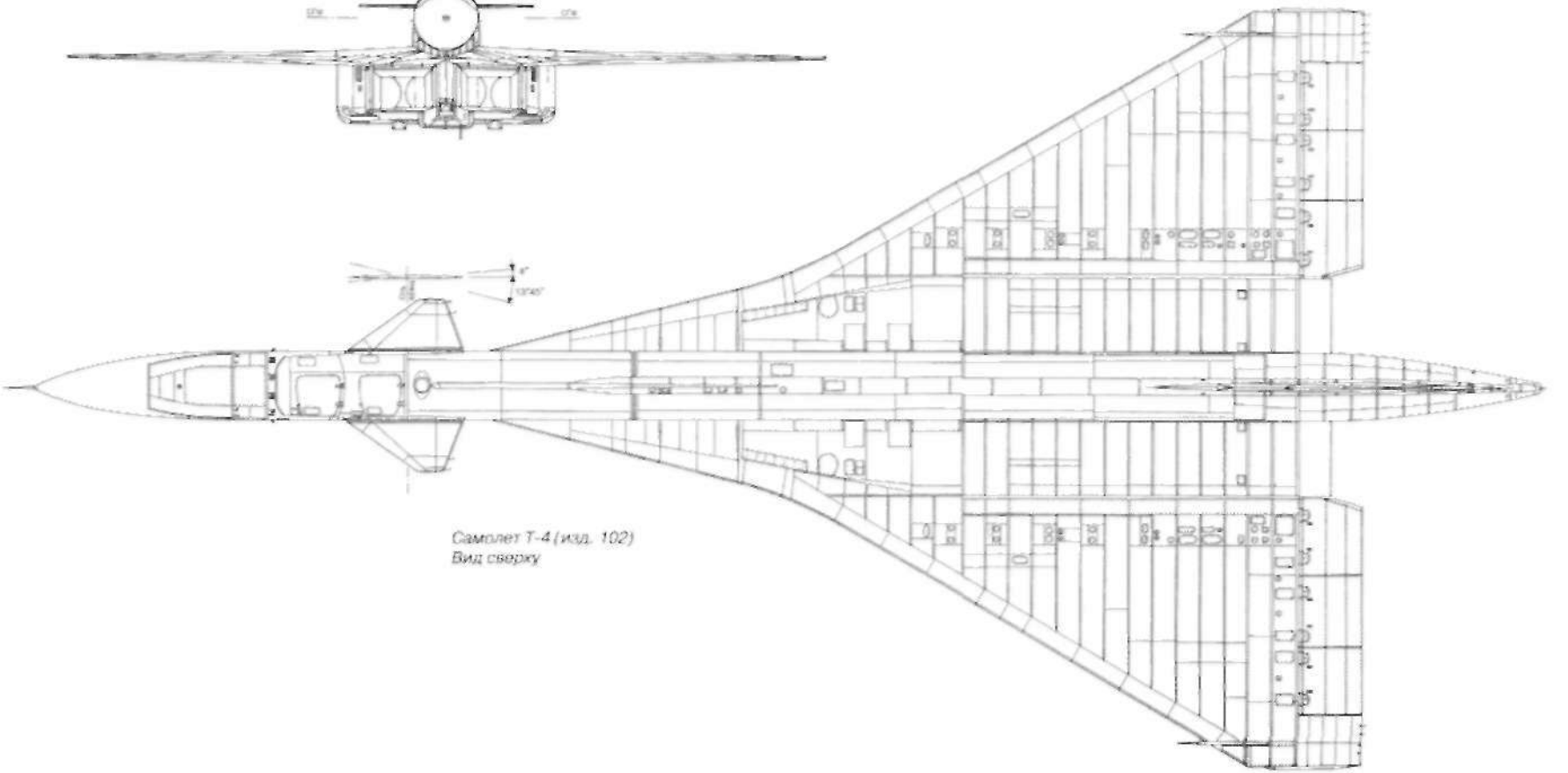



*Ударно-разведывательный самолет Т-4.(Изд. 101)*
*(Николай Гордюков)*



Самолет Т-4 (изд. 102)
Вид спереди в полете



Самолет Т-4 (изд. 102)
Вид сверху

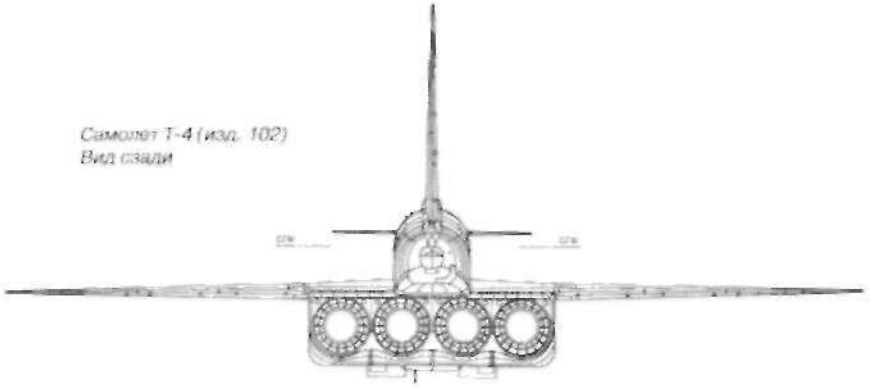
Ударно-разведывательный самолет Т-4 (Изд. 101)
(Николай Гордюков)

0 10 м

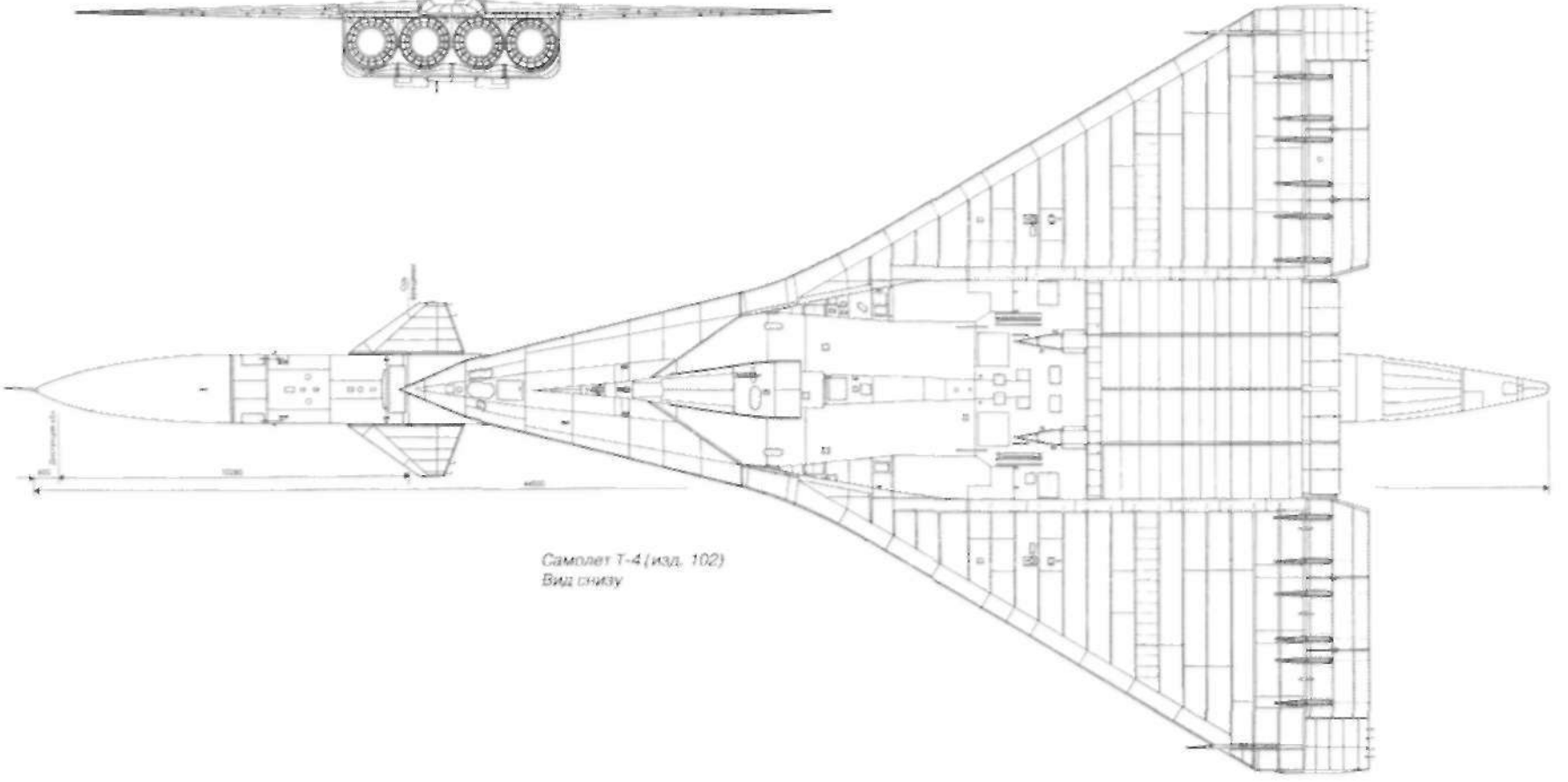
Самолет Т-4 (изд. 102)
Вид справа

Ударно-разведывательный самолет Т-4.(Изд. 102)
(Николай Гордюков)

0 10 м

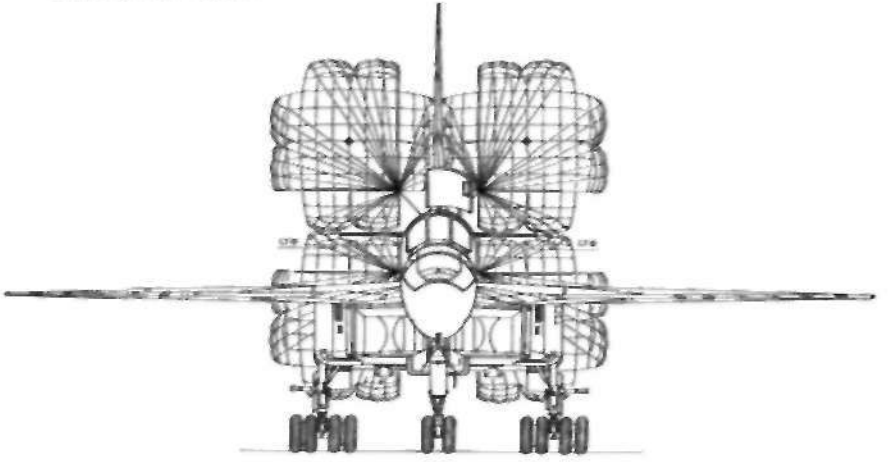


Самолет Т-4 (изд. 102)
Вид сзади

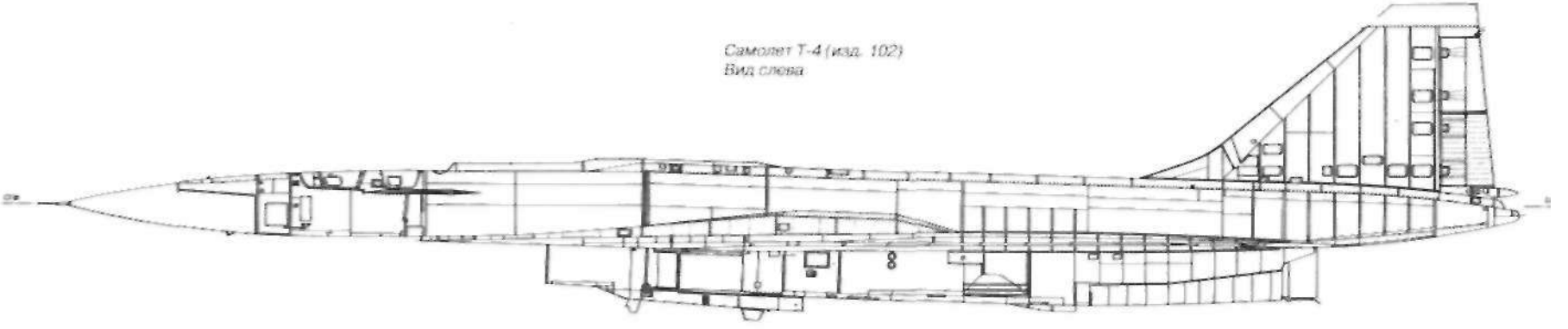


Самолет Т-4 (изд. 102)
Вид снизу

Самолет Т-4 (изд. 102)
Вид спереди на земле



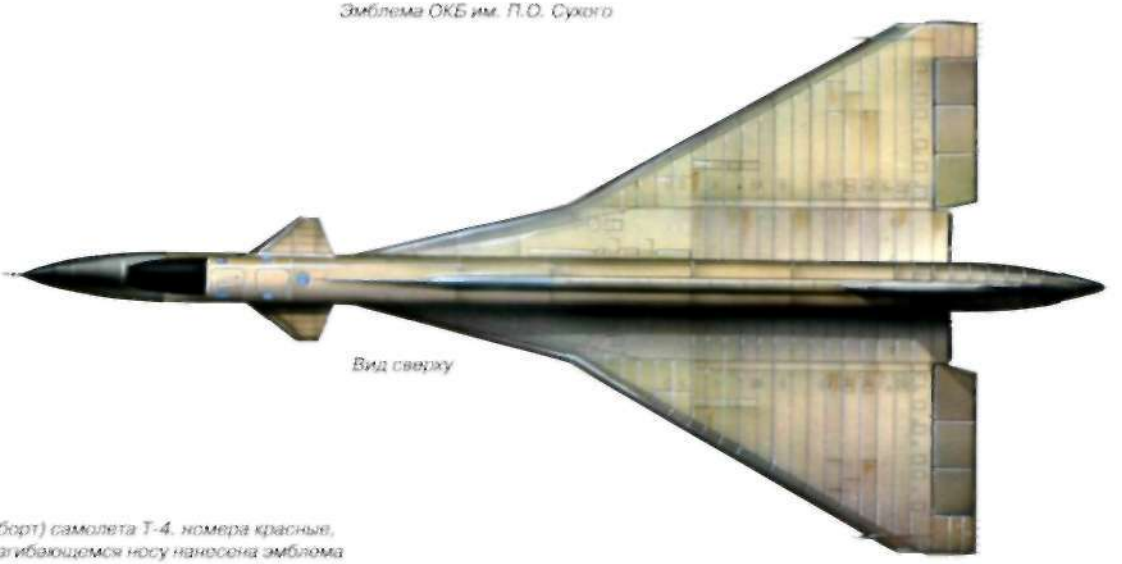
Самолет Т-4 (изд. 102)
Вид слева



Ударно-разведывательный самолет Т-4 (Изд. 102)
(Николай Гордюков)

Вид спереди, носовая часть фюзеляжа опущена

Эмблема ОКБ им. П.О. Сухого



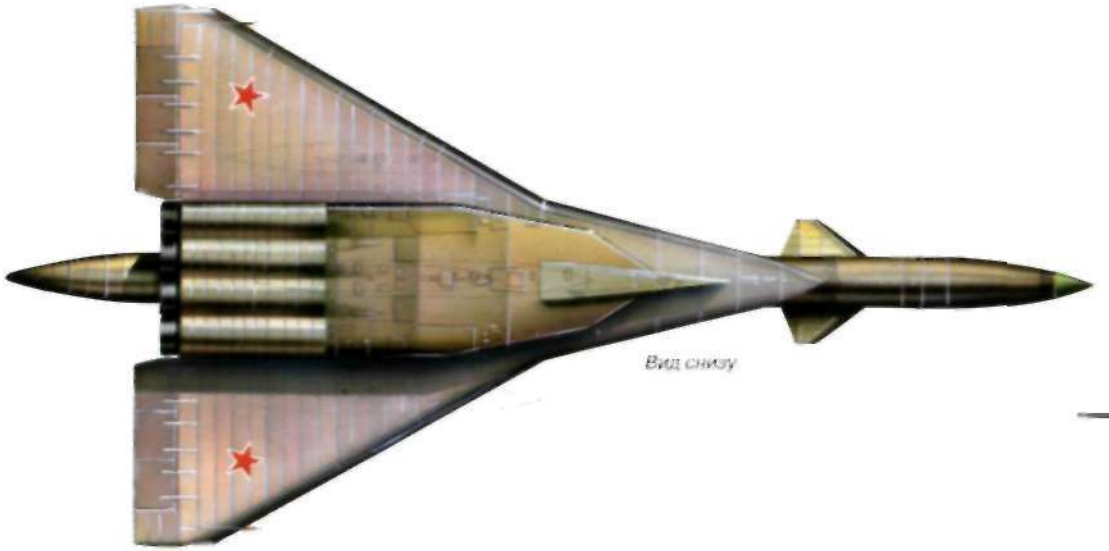
Вид сверху

Носовая часть (левый борт) самолета Т-4, номера красные, на уровне кабины на изгибающемся носу нанесена эмблема ОКБ П.О. Сухого, нос опущен. (Авиационный музей в Монино)

Правый борт самолета, нос опущен. (Авиационный музей в Монино)

0 10 м

Варианты окраски самолета Т-4 (Михаил Дмитриев)



Вид снизу

Вид сзади

Вид спереди (нос поднят)

Надпись на воздухозаборнике
(имеется на левом и правом бортах)

Вид сбоку (левый борт), нос поднят, заводская окраска самолета, бортовой номер желтый, киль черный с надписью «1972».

Варианты окраски самолета Т-4
(Михаил Дмитриев)

0 10 м

## СПИСОК ИСПОЛЬЗОВАННОЙ ЛИТЕРАТУРЫ


1. В. Агеев, В. Яковлев «Сполох за горизонтом», Авиация и космонавтика, № 2/91, стр. 6-8.
2. В. Антонов, Н. Гордюков «Сотка», Самолеты мира, № 2/96, стр. 18-28, №3/96, стр. 15-17.
3. И. Афанасьев, В. Бобков «Ему бы быть ракетой», Ас, № 1/93, стр. 20-24.
4. И. Бедретдинов «Его называли «Сотка»», Техника молодежи, № 9/95, стр. 20-22.
5. И. Бедретдинов «Самолет будущего», забытый в прошлом». Моделист-конструктор, № 11/95,стр. 30-32.
6. А. Брук, К. Удалов, А. Архипов, Б. Пунтус Иллюстрированная энциклопедия Самолетов В.М. Мясищева, Том 2, М.: Авико Пресс, 2001, стр. 79-96, стр. 109-129.
7. П. Бутовский «Предшественники Ту-160», Аэрохобби, № 3/94, стр. 43-46.
8. Е. Гордон, Ту-160. М.: ООО «Полигон-пресс», 2003.стр. 5-30.
9. А. Горохов «Сотка», Наши крылья, № 1-2 (4-5). 1993 г. стр. 16.
10. А. Дынкин Самолет начинается с двигателя. Заметки о Рыбинском конструкторском бюро моторостроения, Том 2, «Рыбинское подворье», г. Рыбинск, 1998, стр. 83-142.
11. Н. Зайцев «Сверхзвуковые самолеты», М.: Издательство иностранной литературы, 1957,стр. 216-226.
12. И. Зверев, Ю. Альштадт, В. Диков, В. Колонтаев, С. Милянский, В. Никитин, А. Потопанов, А. Романгов, Г. Широков, А. Шкрабо, В. Докучаев Тушинский машиностроительный завод - От «Стали» до «Бурана»: история, технология, люди, АвиаРус-XXI, Москва, 2001,стр. 33-36.
13. В. Ильин, М. Левин «Практически единственный стратег», Крылья Родины, № 12/93, стр. 16-19; 1/94, стр. 1-3.
14. В. Кирсанов «Американский бомбардировщик В-1В», Зарубежное военное обозрение, № 10/85, стр. 43-50.
15. Д. Комиссаров, К. Удалов «Самолет SR-71», М.: Авико пресс, 1993.
16. В. Константинов, В. Романенко, А. Хаустов «Сверхзвуковой долгожитель», Авиация и время, стр. 2-16.
17. «Краткий справочник по российским и украинским самолетам и вертолетам», Авиация и космонавтика, № 6/95, стр. 39-42, 55-53.
18. В. Крутихин «Большой скачок», Крылья Родины, № 9/93, стр. 20-24.
19. В. Марковский «Бэкфайр. Прорыв из неизвестности», Аэрохобби, № 1/93,стр. 2-13.
20. Материалы: ОАО «ОКБ Сухого», ОАО «ТМЗ», ОКБ им. А.В. Потопалова, Центрального архива МО РФ, ОАО «Туполев», ОАО «ЛИИ им. М.М. Громова», ОАО «НПО «Сатурн», ФГУП «ЦИАМ», ОАО «ВИАМ», «ОАО «МНПК «Авионика», ФГУП «ОКБ «Электроравтоматика», ОАО «МКБ Радуга», ОАО «НИАТ», ОАО «ГосНИИ АС», ОАО «Авиаагрегат».
21. Материалы по самолету XB-70 «Valkyrie» из журнала Flight Internarional, от 02.06.64 г
21. В. Мацнев. Состояние и ближайшие перспективы развития заготовительных технологий для авиакосмической техники, Авиакосмическая техника и технология, №3/2001, стр. 18.
22. А. Пономарев «Ракетоносная авиация», М.: Воениздат, 1964, стр. 185-188.
23. Н. Проскуров «Запоздалые открытия». Крылья Родины, № 5/91, стр. 12-14.
24. В. Ригмант «К Бэкфайру», Авиация и космонавтика, № 21/96, стр. 28-33.
25. В. Ригмант Самолеты ОКБ А.Н. Туполева, М.: Русавиа, 2001, стр. 233-248.
26. Сборник: «Самолеты Су», М.: Издательский отдел ЦАГИ, 1993, стр. 63-68.
27. «Стратегический бомбардировщик Ту-160», Крылья Родины, № 4/92, стр. 34.
28. «Ту-160», Авиация и космонавтика, № 12/92, стр. 42.
29. «Ту-22МЗ», Авиация и космонавтика « 8/92, стр. 46.
30. В. Яковлев, Г. Гришаева Т-4: ««Русское чудо» или техническая авантюра», Авиация и космонавтика, № 9-10/93, стр. 30-35.
31. Н. Якубович «Трудный взлет Ту-22», Крылья Родины, № 11/96, стр. 1-4.
32. И. Шустов Двигатели 1944-2000. М.: «АКС-Конверсалт», 2000, стр. 166-167.
33. P. Butovsky «Rosyjskie naddzwiekowe bombowce strategiczne cz. 2», «T&W», 1/94, p. 30.
34. J. Geddes «B-1B: the bomber wich came back», International Defense Review, № 1/82, p. 39-45.
35. J. Gordon, W. Rigmant «Ту-160, Przeglad konstrukcii lotniczych, № 5/93.
36. «Tupolev Backfire», AIR INTERNATIONAL, 6/88, p. 267-275.
37. Wilfried Kopenhagen «Sowjetische Bombenflugzevge», Transpress, Berlin, 1989, p. 202-204, 205-206.

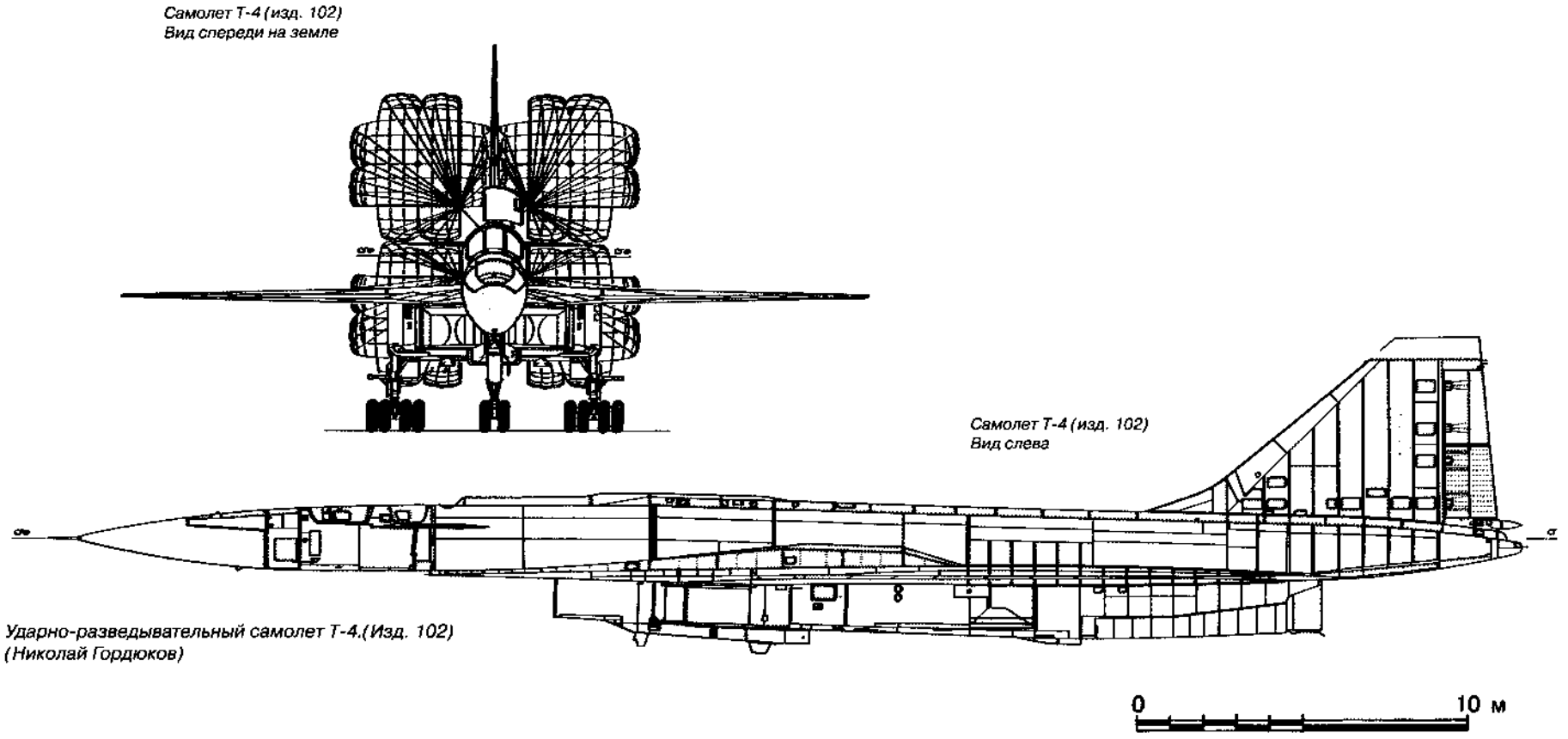
Ильдар Бедретдинов

# Ударно-разведывательный самолет Т-4

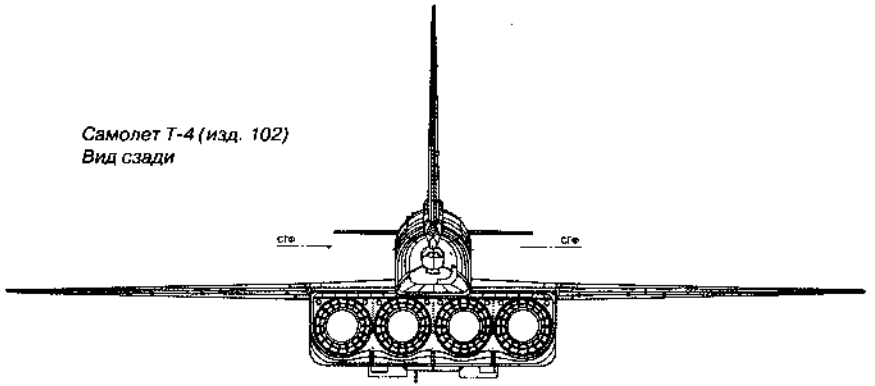
Редактор:Георгий Карвовский
Корректор: Евгений Коротченко
Художники: Николай Гордюков,
Михаил Дмитриев, Андрей Жирнов
Техническое обеспечение и дизайн:
ООО «Издательская группа «Бедретдинов и Ко»
Верстка: 0 0 0 «Радис РРЛ»

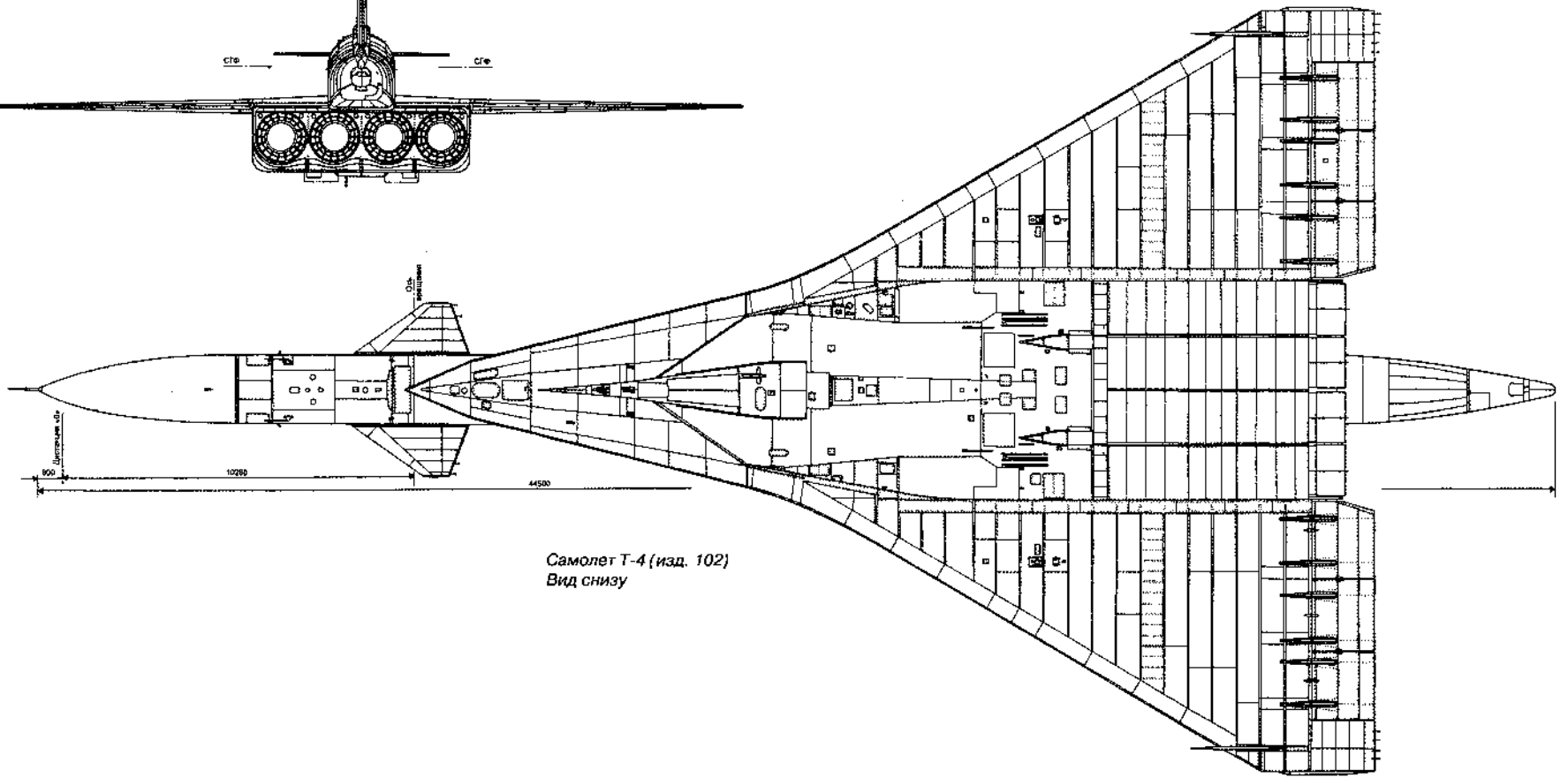
0 0 0 «Издательская группа «Бедретдинов и Ко»
109507, г. Москва, а/я 38,
тел.: (095) 980-50-58, факс: (095) 980-73-26
E-mail: bedretdinov2004@mail.ru, www.terators.com

ISBN 5-901668-04-9
9 785901 668047 >

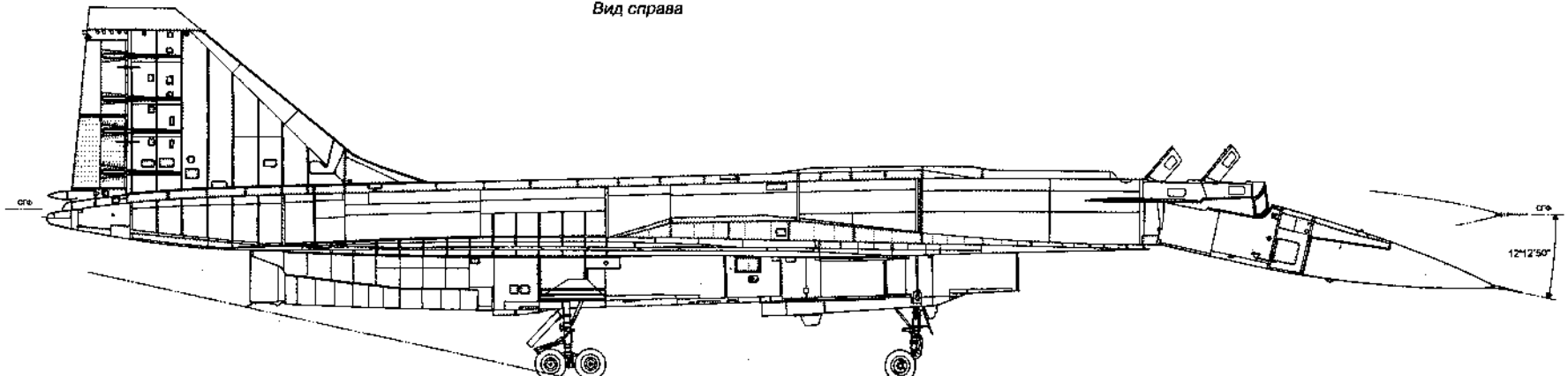



Ударно-разведывательный самолет Т-4.(Изд. 102)
(Николай Гордюков)


Самолет Т-4 (изд. 102)
Вид сзади
СГФ
СГФ

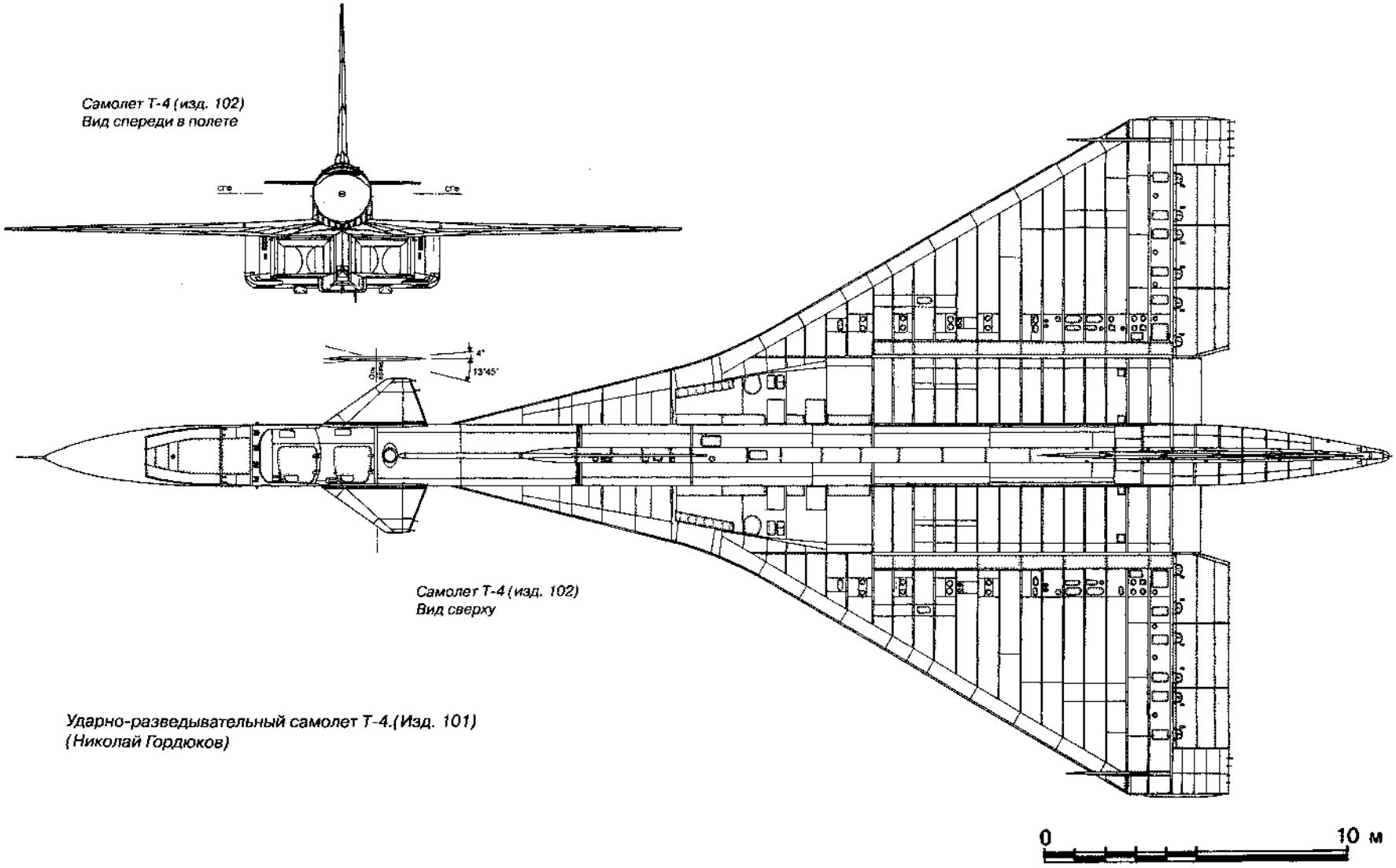

900
10260
44500
Самолет Т-4 (изд. 102)
Вид снизу
0
10 м

*Самолет Т-4 (изд. 102)*
*Вид справа*

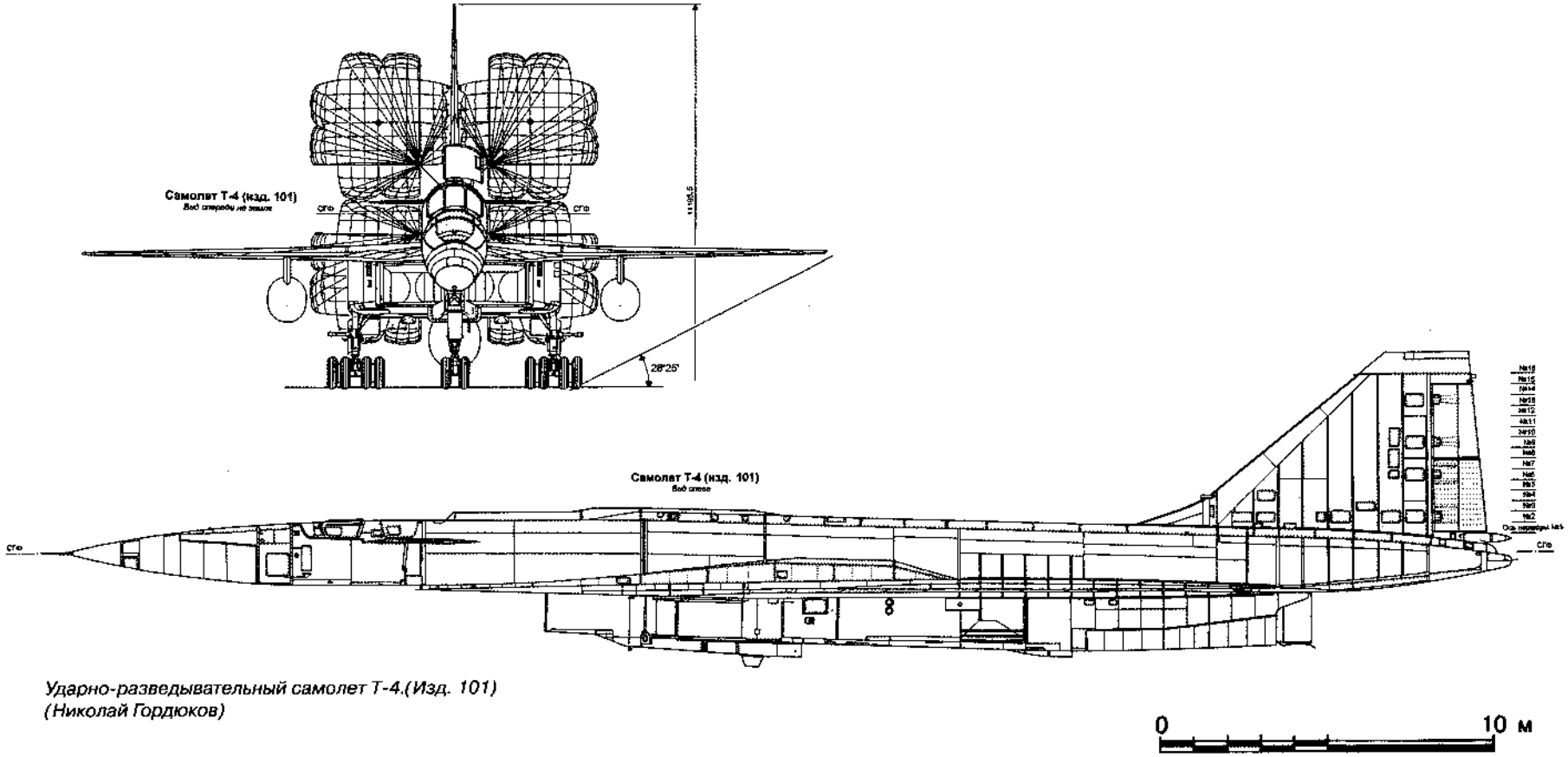



*Ударно-разведывательный самолет Т-4.(Изд. 102)*
*(Николай Гордюков)*

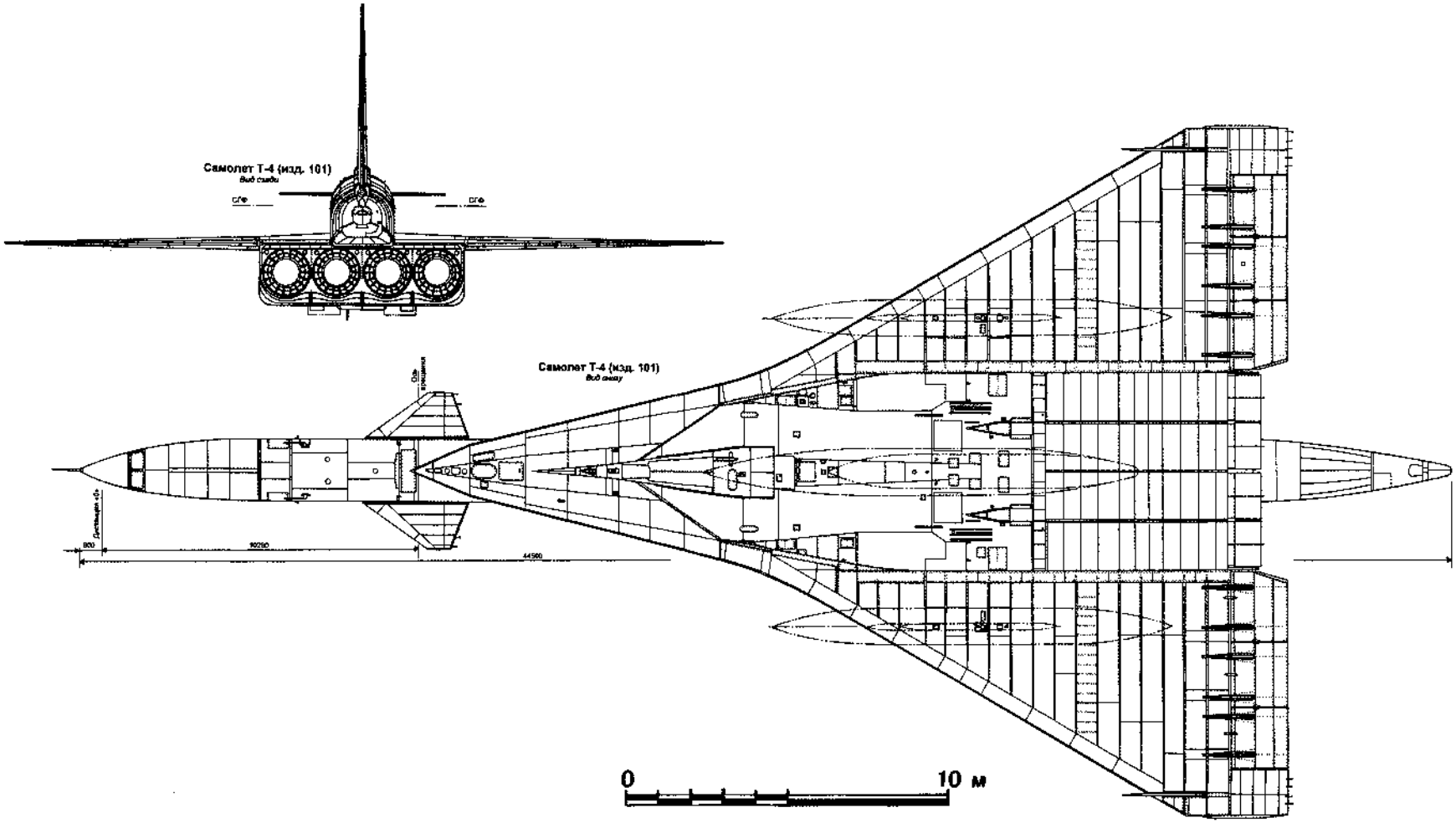
0 10 м

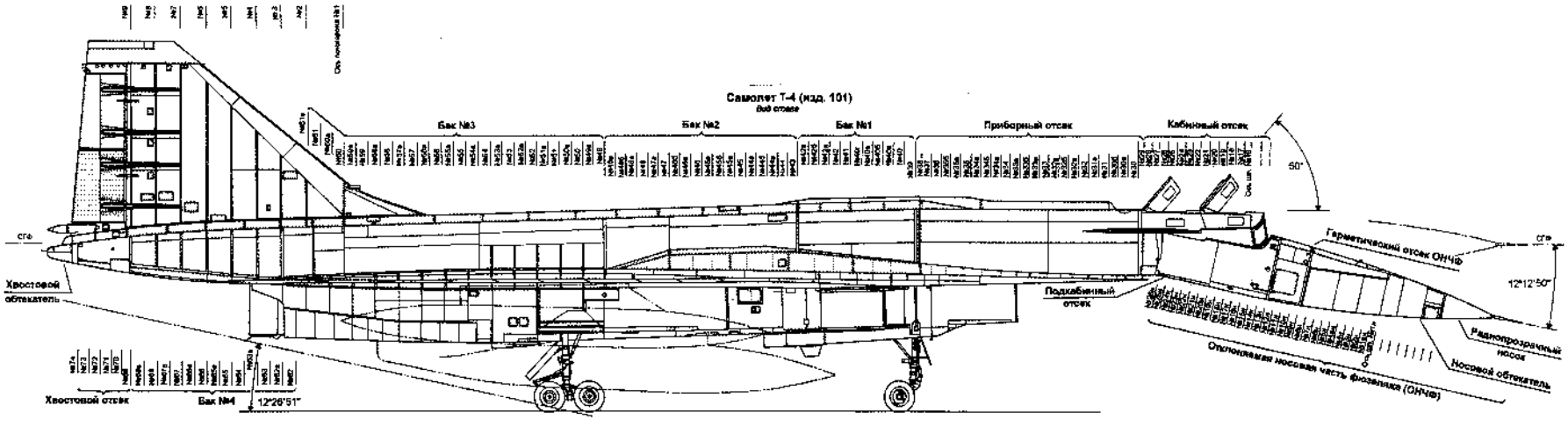



Ударно-разведывательный самолет Т-4.(Изд. 101)
(Николай Гордюков)

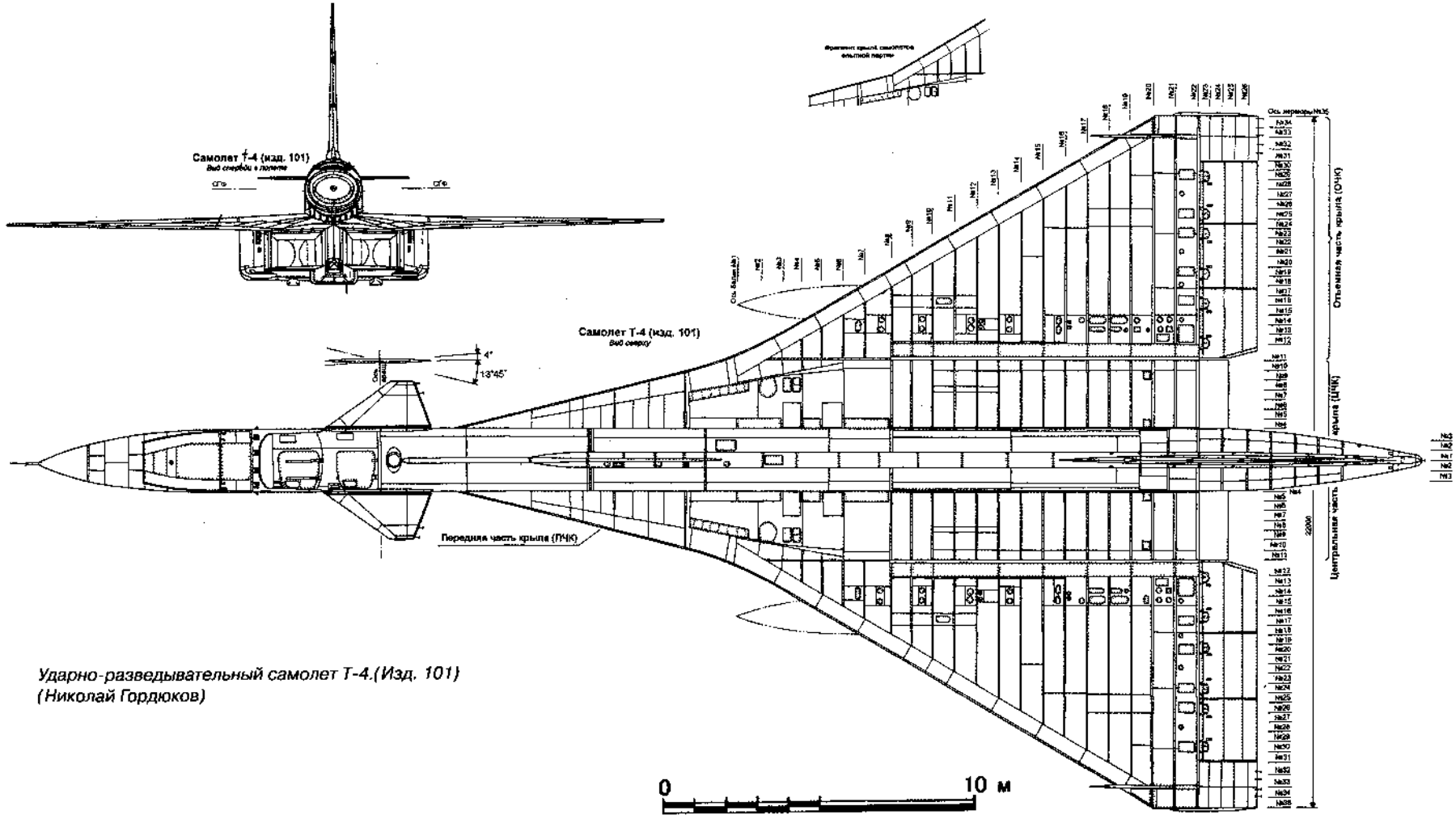



*Ударно-разведывательный самолет Т-4.(Изд. 101)*
*(Николай Гордюков)*


Самолет Т-4 (изд. 101)
вид сзади
сгф
сгф
Самолет Т-4 (изд. 101)
вид снизу
0
10 м




*Ударно-разведывательный самолет Т-4.(Изд. 101)*
*(Николай Гордюков)*




*Ударно-разведывательный самолет Т-4.(Изд. 101)*
*(Николай Гордюков)*