

# АВИАЦИЯ И КОСМОНАВТИКА



НАУЧНО-ПОПУЛЯРНЫЙ ЖУРНАЛ ВАС

вчера, сегодня, завтра...

9.2005

## АВИАЦИОННЫЕ КРЫЛАТЫЕ РАКЕТЫ

ISSN 1682-7754



9 771682 775005 >

Индекс 71185





Ty-22M3



Ty-160



В.Марковский, К.Перов

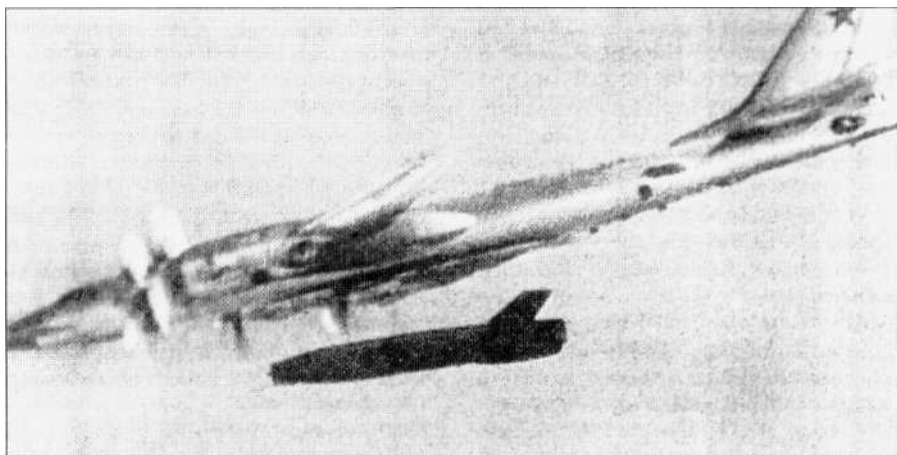
# АВИАЦИОННЫЕ КРЫЛАТЫЕ РАКЕТЫ



Чертежи И.Приходченко

Фото из архивов авторов, Е.Арсеньева и О.Подклодова

## РАКЕТНЫЙ КОМПЛЕКС К-20



Пуск X-20 с ракетносоца

Создание в Советском Союзе к началу 1950-х гг. ядерного оружия и тяжелых бомбардировщиков с межконтинентальной дальностью на деле еще не означало достижения реального стратегического паритета. Причиной являлась не только разница военно-промышленных потенциалов СССР и США, выражавшаяся в соотношении авиационной ударной мощи (напомним, что в ту пору именно ВВС являлись главной стратегической силой). При рассмотрении вопроса в Президиуме ЦК КПСС в начале 1958 года приводились красноречивые цифры: против 1800 тяжелых бомбардировщиков, которыми

располагали США, наши ВВС могли выставить 22 самолета Ту-95 и М-4. Американская сторона имела также много большее число ядерных боеприпасов, перевалившее за 5500. Положение не очень изменилось и в последующие годы - советская дальняя авиация получила полсотни Ту-95 и около 100 бомбардировщиков Мясищева, в то время как выпуск стратегических самолетов потенциального противника исчислялся сотнями и тысячами, дав 1590 В-47, 744 В-52 и более двухсот британских бомбардировщиков V-серии («Виктор», «Вулкан», «Вэлиант»). В то же время обеспокоенный угрозой

\* - о самых первых крылатых ракетах КС-1, КСР-2 и КСР-11  
рассказано в АиК №8/2005 г.

© *АВИАЦИЯ и  
КОСМОНАВТИКА*  
вчера, сегодня, завтра  
СЕНТЯБРЬ 2005 г.  
Научно-популярный  
журнал ВВС  
Зарегистрирован в  
Комитете по печати РФ  
Свидетельство № 015798  
от 03.03.97

Главный редактор:

**Виктор Бакурский**

Редактор от ВВС:

**Александр Дробышевский**

Выпускающий редактор:

**Михаил Никольский**

Редакционная коллегия:

Абрамов А. В.

Белеванцев П. П.

Беляев В. В.

Берне Л. П.

Левин А. И.

Лепилкин А. В.

Михайлов В. С.

Муратов М. В.

Нажмутдинов К. Г.

Чельцов Б. Ф.

Ригмант В. Г.

Ружицкий Е. И.

Степанцов В. В.

Фирсов А. А.

Цыблиев В. В.

Учредитель:

**Военно-воздушные силы РФ**

Издатель: **РОО "Техинформ"**

Адрес редакции:

Москва, Хорошевское ш., д. 38а

Почтовый адрес:

109144, Москва, А/Я 10

Телефон редакции:

(095) 941-51-84, факс: 941-51-84

Отпечатано ООО ФПР

г. Москва, ул. Онежская, д. 8/10.

тел.: 974-33-38

противник существенно усилил ПВО, разворачивая ЗРК и сверхзвуковые истребители, вооруженные ракетами.

В этих условиях возможность решения стратегических задач с поражением целей на американской территории ставилась под сомнение - тем более что США такой возможностью обладали, располагая сетью авиабаз стратегического командования в Европе и Азии, несколькими тысячами ядерных боеприпасов, и открыто обсуждали в печати планы ударов по СССР. Подтверждением тому были регулярные масштабные учения SAC, в которых до тысячи бомбардировщиков отрабатывали варианты ядерных атак рядом с советскими границами.

Было очевидно, что дальние бомбардировщики должны либо преобразиться, либо окончательно сойти со сцены, уступив место ракетам (последние выглядели все более привлекательным видом оружия и, в первую очередь - стратегического). Создававшиеся баллистические и крылатые ракеты наземного и морского базирования обладали колоссальной дальностью, могли нести мощнейший ядерный заряд и, при этом, были практически неуязвимы для тогдашних средств ПВО. К счастью, далеко не все в правительстве тогда выступали сторонниками поголовной ракетизации; к числу защитников сбалансированности вооруженных сил, в которых должная роль отводилась ВВС и их ДА, относился и один из создателей «ракетного щита», будущий министр Обороны Д. Ф. Устинов.

Перспективным направлением являлось оснащение тяжелых бомбардировщиков авиационными ракетами большой дальности, которые обеспечили бы возможность удара по удаленным стратегическим целям, оставаясь при этом за пределами досягаемости ПВО противника.

Использование Ту-95 в таком качестве планировалось уже при его проектировании (блага, что опыт работы с управляемыми самолетами-снарядами на Ту-16 у ОКБ-156 уже имелся, и «Кометы» подтвердили свою эффективность и перспективность этого пути). Ту-95 обладал всеми необходимыми качествами для превращения в ракетоссец: большой дальностью, грузоподъемностью, вместительным грузоотсеком и фюзеляжем, где могла разместиться аппаратура, и, не в последнюю очередь, - компоновкой, подходящей для подвески самолета-снаряда (это обстоятельство, в конечном счете, впоследствии сыграло свою роль в соревновании с ОКБ-23 Мясищева, получившим аналогичную задачу, так и не решенную из-за проблематики размещения крупногабаритного крылатого снаряда под мясифевским самолетом, где велосипедное шасси и низкий просвет буквально не оставляли ракете места).

11 марта 1954 года вышло Постановление Совмина СССР о создании авиационной системы ракетного оружия (слово «комплекс» тогда еще не было в ходу) К-20, которым туполевскому ОКБ-156, назначенному ведущим исполнителем, предписывалось разработать самолет-носитель Ту-95К на базе бомбардировщика Ту-95МА (носителя ядерных боеприпасов). Этим же документом назначались организации-разработчики составляющих комплекса. В их качестве выступали предприятия, уже имевшие опыт совместной работы по противокорабельной «Комете». Систему наведения К-20 поручалось разработать КБ-1 Министерства среднего машиностроения под руководством В. М. Шабанова, самолет-снаряд Х-20 - ОКБ-155 А. И. Микояна, в котором главным конструктором выступал М. И. Гуревич, с 1948 года возглавлявший все работы по тематике «Б» (беспилотным летательным аппаратам).

Наименование системы «К-20» («Комета-20») восходило к первым разработкам по крылатым снарядам, а индекс «20» относился к предполагавшемуся обозначению туполевского самолета Ту-20, под которым он должен был поступить на вооружение. Однако в ходе испытаний за машиной укрепился фирменный шифр ОКБ «Самолет 95», принятый и военными, а первоначальный индекс «20» сохранился только за ракетным комплексом.

Требованиями к системе оговаривалась возможность поражения крупных стратегических целей с дальностью порядка 600 км при полете носителя на высотах до 12-13 км. Скорость Х-20 должна была быть сверхзвуковой, не менее 1700-2000 км/час, что опережало возможности существовавших истребителей.

Размерность ракеты определялась использованием оговоренной БЧ - ядерным зарядом, масса которого с необходимыми системами составляла примерно 4000 кг. Тяжелая и крупногабаритная БЧ с полутораметровым поперечным размером существенно усложняла задачу, но выбора тогда практически не было - при требуемой мощности заряда удовлетворял лишь недавно созданный КБ-11 Минсредмаша. Можно сказать, что создание первого сверхмощного термоядерного заряда фактически и стало основанием форсированных работ по средствам его доставки - баллистическим, авиационным и наземным крылатым ракетам.

Для заброски тяжелого боеприпаса служила первая в мире межконтинентальная баллистическая ракета Р-7 — гигант массой в 275 т. Не менее колоссальными выглядели и опытные крылатые ракеты - лавочкинская «Буря» в 130 т и мясифевский 200-тонный «Буря». Под стать им в своем классе была и Х-20, чья проектная масса уже в пер-

вом приближении переваливала за десять тонн, в несколько раз превосходя современные ей изделия.

Поступая с разумным консерватизмом («лучшее - враг хорошего!») и опираясь на опыт «Кометы», инженеры ОКБ-155 избрали надежный ТРД. Использование турбореактивной силовой установки упрощало вопросы энергоснабжения ракеты - коробка приводов ТРД обеспечивала работу электрогенератора и насосов гидросистемы. С учетом требований по скорости и прикидкам массо-габаритных характеристик ракеты, требовалась тяга порядка 10-11 т. Подходящим и единственным по тяге и размерности двигателем был АЛ-7Ф - новейший ТРД, только что прошедший отработку на истребителе И-7У. Впрочем, и эта силовая установка весила под 1700 кг, а полет на сверхзвуке требовал использования форсажного режима с соответствующим расходом топлива, запас которого для достижения расчетной дальности должен был составить около 4000 кг.

При разработке Х-20 использовался опыт проектирования и постройки микояновцами сверхзвуковых истребителей (подобно тому, как в конструкции «Кометы» нашли отражение многие решения МиГ-15). Самолет-снаряд строился по самолетной схеме с лобовым воздухозаборником, конструктивно заимствуя многие черты того же И-7У, не вышедшего из опытной стадии, и в ходе проектирования на столах конструкторов постоянно находились чертежные «синьки» с узлами И-7 и МиГ-19. Вероятно, сходство и послужило поводом для имеющей хождение версии о переломе опытного перехватчика И-7У в первый прототип Х-20; на деле И-7У продолжал испытываться до февраля 1958 года, когда уже были собраны первые образцы самолетов-снарядов.

От истребителя позаимствовали лишь общую компоновку, геометрию крыла со стреловидностью 55 град, и сверхзвуковым профилем. Вместе с тем особенности Х-20 как однорежимного ЛА, не предназначенного для маневрирования и малых скоростей при взлете и посадке, позволили уменьшить площадь крыла и его хорду, отказавшись от закрылков и тормозных щитков. Ввиду отсутствия взлетно-посадочных режимов удельную нагрузку на крыло снаряда довели до 470 кг/м<sup>2</sup> (в полтора раза больше, чем у МиГ-19), однако по требованию дальности этот параметр был выбран существенно меньшим, чем у «ближней» и скоростной К-10, где он составлял 640 кг/м<sup>2</sup>. Во избежание реверса элеронов, с которым столкнулись на сверхзвуковых самолетах, особенно при малой жесткости легкой конструкции крыла ракеты, элероны разместили ближе к корню крыла

Ту-95 с ракетой Х-20 во время испытаний



(благо этому не мешали отсутствующие закрылки), вдвое сократились их углы отклонения с одновременным увеличением их площади для сохранения достаточной управляемости по крену.

Первоначально в размерности хвостового оперения соблюдались обычные самолетные пропорции, однако ввиду умеренных требований к маневренности (на основных режимах полета задачей являлось сохранение устойчивости ракеты) в окончательном варианте оперение существенно уменьшилось, и относительная площадь горизонтального оперения составляла всего 16% от площади крыла, а вертикального - 11,2% (против общепринятых в авиастроении 20-25%). Киль при этом сместился необычно близко к центру тяжести ракеты - уже по компоновочным соображениям ее подвески под носитель, где его обычному расположению мешали фюзеляжные баки. Для стабилизации и управления на переходных режимах достаточными оказались небольшие углы отклонения руля высоты и целноповоротного стабилизатора (необходимость его использования выявилась уже при испытаниях МиГ-19).

Схема с лобовым воздухозаборником не лучшим образом отвечала компоновке ракеты, усложняя конструкцию протяженными воздушными каналами, «сседавшими» внутренние объемы и вызывавшими аэродинамические потери. Однако она обеспечивала наименьший мидель, к тому же для сверхзвуковых скоростей такой воздухозаборник был тогда достаточно отработан и не сулил проблем. В целом схема и конструкция Х-20 стали практическим компромиссом требуемого и имевшегося в распоряжении конструкторов.

В полной мере это касалось и системы наведения - классическое радиокомандное управление не подходило ввиду заданной загоризонтной дальности - сигнал на таком расстоянии ослаблялся, способ был ненадежен ввиду срыва наведения при отказе коман-

дной линии и уязвим к действию помех. Помимо этого, затруднительным был контроль за полетом ракеты к цели. Радиолокационное наведение с использованием ГСН ракеты, активное или с подсветкой цели носителем, на таких дальностях также было малоэффективным, в основном, ввиду недостаточной радиолокационной заметности целей - многие стратегические объекты, пусть и крупных размеров, не отличались радиоконтрастностью на фоне местности, не говоря уже о том, что заданная дальность находилась за пределами радиогоризонта.

Вопреки распространенному представлению, первоочередной задачей ядерных ударов отнюдь не являлось уничтожение крупных городов и столиц противника. Ослабление промышленного и военного потенциала этим не достигалось, поскольку соответствующие объекты повсеместно находились за пределами крупных городов, в США уже тогда выполнявших роль административной и жилой зоны, да и центральные управленческие структуры в угрожаемый период были бы выведены в загородные убежища.

Основными же боевыми задачами ДА были поражение ракетно-ядерных группировок противника, его военно-промышленных и энергетических объектов, нарушение государственного и военного управления, поражение оперативных и стратегических резервов и перевозок. Соответствующие цели - военные базы, аэродромы, склады и пункты управления не только являлись малоконтрастными на местности (за исключением, разве что, транспортных узлов и морских портов), но и обычно маскировались, что делало радиолокационные, тепловые и прочие подобные системы наведения средств поражения малоприменимыми. Вместе с тем подобные объекты обладали крупными размерами и были привязаны к местности, и их местонахождение являлось ориентиром при решении боевой задачи, позволяя характеризовать их как «цели

с заранее известными координатами» (что, в свою очередь, являлось задачей разведки).

Реализовать полностью автономное наведение на подобные цели с помощью бортовой системы ракеты мешала недостаточная точность и надежность тогдашних отечественных систем - при пусках самолетов-снарядов ОКБ-51 В.Н.Челомея, управляющихся автопилотом, на дальности 120-160 км разброс составлял километры и вероятность попадания в квадрат 20х20 км составляла около 0,6. Наиболее перспективными представлялись инерциальные системы управления с использованием стабилизированных гироскопов, позволявшие учитывать и корректировать параметры полета по всем каналам, однако в середине 1950-х гг. отечественные разработки еще не вышли из стадии экспериментов. Первые работоспособные образцы появились позже и с изрядным отставанием от Запада, где инерциальным управлением оснащались поступающие на вооружение с 1955 года американские самолеты-снаряды «Матадор», «Раскл», британская ракета «Блю Стил», а армейская крылатая ракета «Мейс» в числе первых имела даже корреляционную систему наведения по эталонному рельефу местности.

Задачу усложняло также то, что большинство потенциальных целей лежало за океаном, и маршруты к районам пуска пролегли над морскими просторами в отсутствие характерных ориентиров, затрудняя навигационные задачи, когда полагаться приходилось на штурманский расчет, удаленные радиомаяки и астронавигацию.

Решением стало использование комбинированной системы наведения самолета-снаряда с помощью бортового программируемого автопилота и радиометрической аппаратуры носителя. Самолет оборудовался двухканальной РЛС. Аппаратура, работавшая в 10-см диапазоне, использовалась для решения навигационных задач и об-



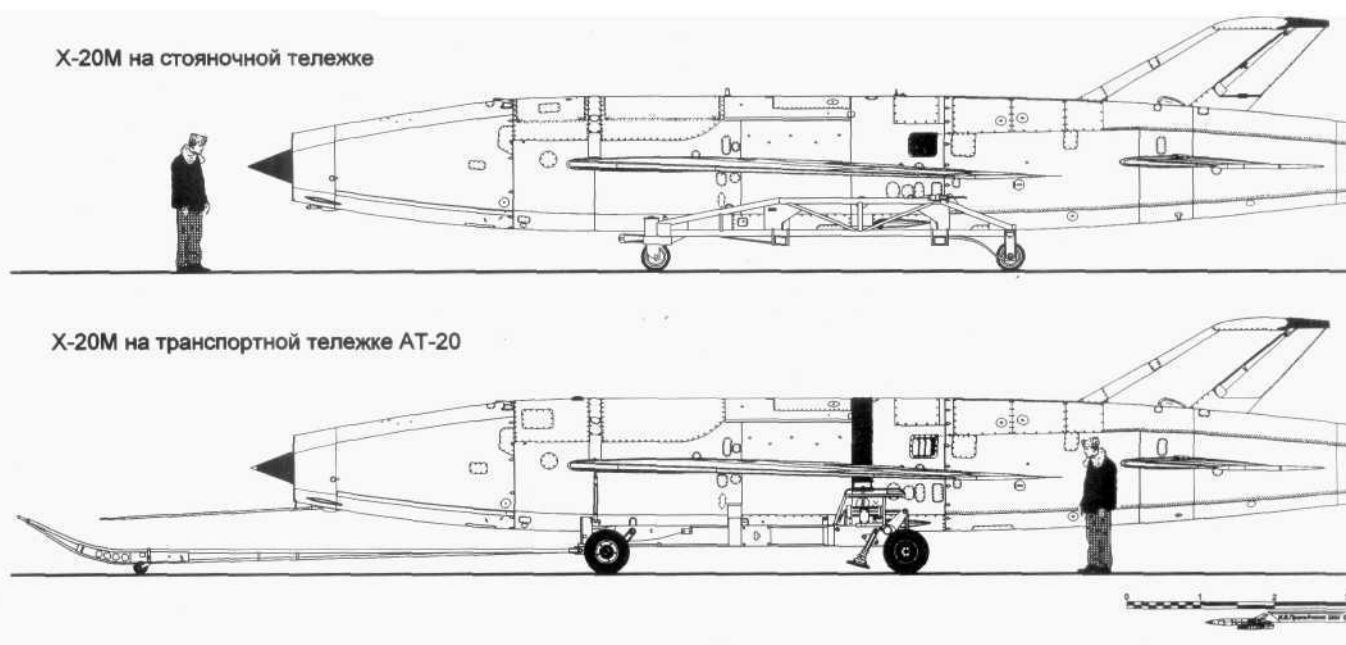


наружения цели - самого объекта или, если тот не обладал должной радио-контрастностью, характерных радиолокационных ориентиров, позволявших установить его положение; после этого РЛС переводилась на автосопровождение цели, определяя азимут и текущую дальность до нее, служившие данными для целеуказания и наведения ракеты.

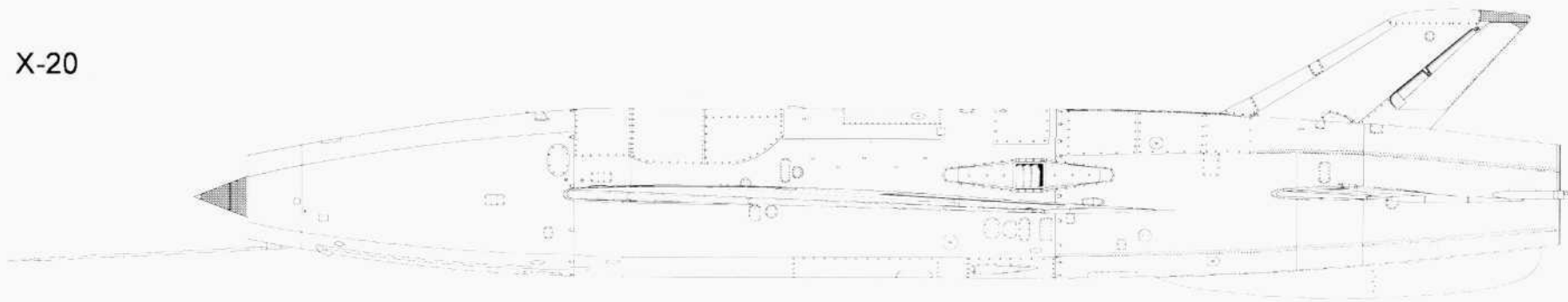
Однако устойчивое обнаружение целей выполнялось в пределах радиогоризонта, на удалении 350-450 км. Чтобы достичь заданной дальности в 600 км, пуск ракеты предполагалось

выполнять с этого рубежа еще до захвата цели РЛС носителя, с управлением на этом этапе в автопилотном режиме с последующим переходом на радиокомандное наведение по методу «оставшейся дальности». Ракета при этом направлялась в расчетную точку положения цели. Автопилот выдерживал заданное направление, высоту и стабилизировал ракету по крену, однако не учитывал снос, а с течением времени в его контурах накапливались погрешности (особенно по курсу), и эти ошибки управления требовалось компенсировать внешними командами. Ус-

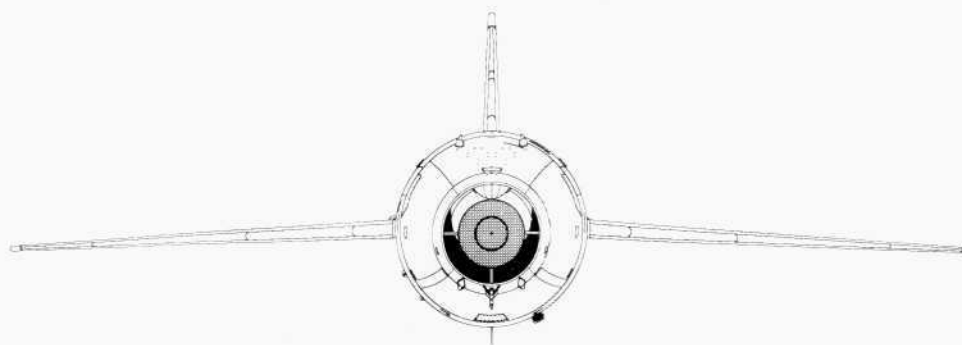
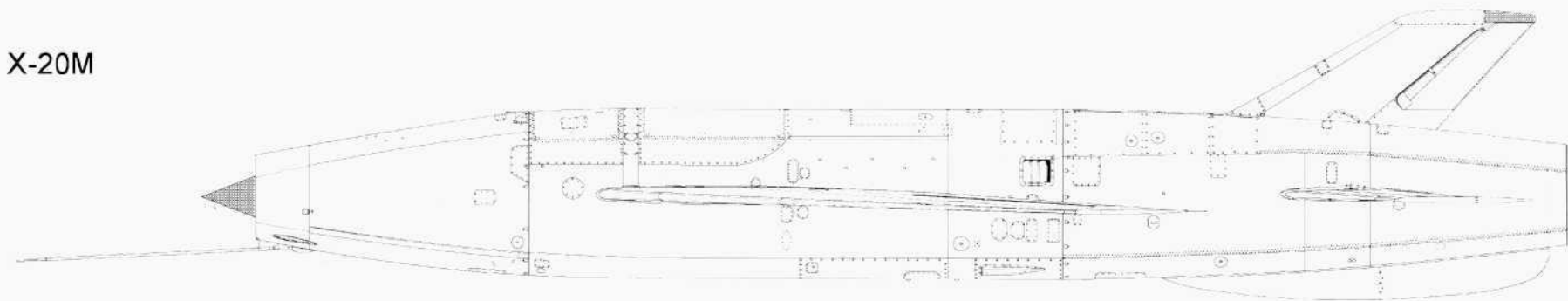
тановление радиолокационного контакта с целью позволяло уточнить ее положение и осуществить коррекцию наведения. Контроль выполнялся оператором с помощью пары экранов с горизонтальной разверткой, «зубцы» на которых указывали нахождение ракеты и цели, а манипулирование ручками трансформировалось в управляющие команды. Для их передачи служил канал, сопровождавший наведение ракеты дискретными управляющими импульсами. Ответчик дальности и радиоаппаратура, установленные на ракете, формировали ответные сигналы в дру-



X-20



X-20M







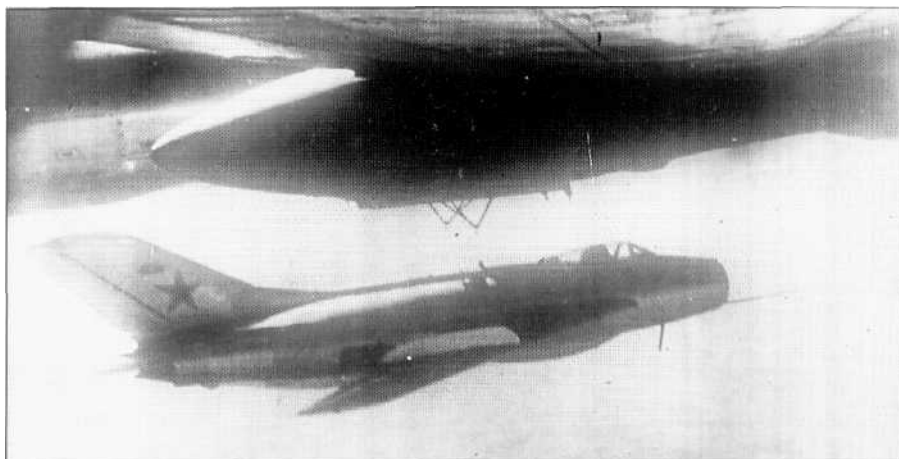
гом диапазоне во избежание взаимных помех. Автоматически определялся курсовой угол между направлениями на снаряд и цель и посылался управляющий импульс на изменение траектории ракеты.

Приемный канал производил дешифровку сигнала и передачу на автопилот, управляющий рулями. Этап командного наведения, с учетом высокой скорости ракеты, был непродолжительным и носил характер коррекции, после чего восстанавливалось независимое автономное управление.

С выходом ракеты на удаление 50 км от цели, где наведение могло быть сорвано в сложной помеховой обстановке и носитель подвергался риску досягаемости зенитных средств (к этому моменту он находился в 270 - 300 км от цели), командное наведение прекращалось и остаток пути ракета проходила, подчиняясь программе автопилота. Вероятные погрешности наведения были удовлетворительными для поражения площадных объектов и восполнялись колоссальной поражающей мощностью ядерного заряда, мегатонны которого хватало для выполнения задачи и при километровых промахах.

Эскизный проект Ту-95К был подготовлен в течение полугода и подписан А.Н.Туполевым 26 октября 1954 года. Осенью 1955 года после согласования военные приняли макет ракетноносца. Самолет получил существенные изменения по сравнению с исходным бомбардировщиком: в носовой части разместили двухантенную РЛС с отдельными обтекателями аппаратуры, рабочее место штурмана переместилось за кабину летчиков; грузоотсек для размещения пятнадцатиметровой ракеты удлинили почти вдвое, оборудовав балочным держателем БД-206, на котором в полуотопленном положении подвешивалась Х-20. Для снижения сопротивления в полете по маршруту, держатель с ракетой находился в убранном положении, а воздуховозборник Х-20 прикрывался полукруглым обтекателем. Перед пуском обтекатель поворачивался, убираясь в фюзеляж, держатель опускался на 950 мм, запускался двигатель ракеты, и производилась отцепка. В полете без ракеты грузоотсек закрывался створками.

Увеличение грузоотсека повлекло перекомпоновку топливной системы, емкость которой несколько уменьшилась; для запуска двигателя ракеты, его прогрева и вывода на режим в фюзеляже установили дополнительный бак на 500 кг керосина, соединявшийся с топливной системой Х-20 магистралью с отсечными клапанами, перекрывавшимися перед пуском. Для энергообеспечения аппаратуры ввели дополнительные более мощные преобразователи в электросистеме переменного тока.



Отцепка СМ-20 от Ту-95К

Размещение тяжелой ракеты вызвало значительные переделки фюзеляжа, затронувшие и ряд силовых элементов. Их работу под действием изменившихся нагрузок исследовали с помощью специальных упруго-подобных моделей из плексигласа, визуальнo демонстрировавших распределение напряжений и силовых потоков в конструкции. Постройка опытных ракетоносцев осуществлялась куйбышевским авиазаводом №18, где были использованы два стоявших в стапелях Ту-95 №401 и 404. Переделка началась 1 марта 1955 года, спустя всего год после выдачи задания. Закончилась она 31 октября. Лидерный самолет поднялся в воздух 1 января 1956 года, летом к нему присоединилась и вторая машина. На них и были проведены заводские испытания комплекса, проходившие в три этапа с отработкой самого носителя, подготовке к пуску его систем и наладке аппаратуры управления комплекса и самонаведения ракеты. Заводские испытания Ту-95К завершились 24 января 1957 года.

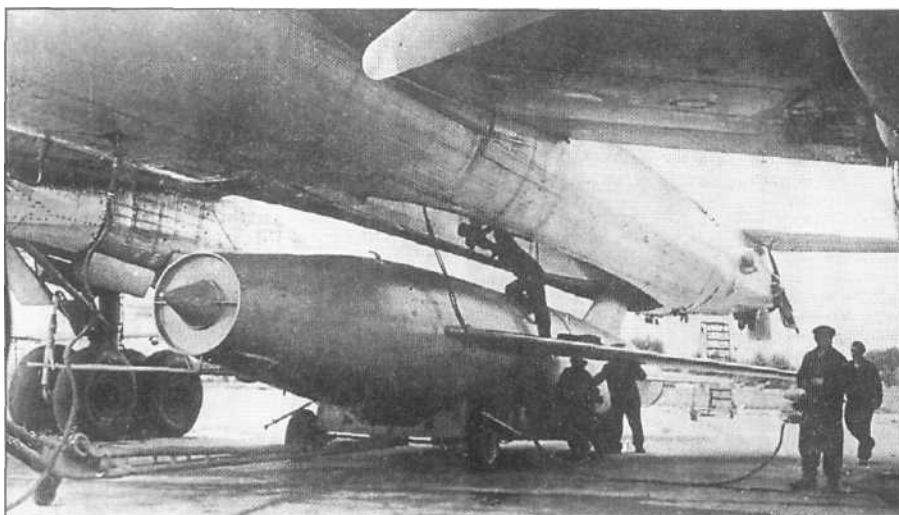
Для летной отработки систем беспилотного изделия использовались два серийных истребителя МиГ-19, переоборудованных ОКБ-155 в самолеты-аналоги СМ-20/І и СМ-20/ІІ (на большинстве пишущих машинок того времени не было латинской «двойки», и вторая машина в ряде документов проходила как СМ-20П, что впоследствии вызвало версию о том, что один из аналогов был пилотируемым, а другой - беспилотным). На самом деле обе машины были пилотируемыми. Их оборудовали узлами подвески под носитель и комплектом бортовой аппаратуры радиоуправления, размещенной вместо одного из баков и в обтекателе под фюзеляжем. Аналоги, близкие по массо-габаритным и летным характеристикам к Х-20, в первых полетах взлетали с аэродрома, а затем поднимались в воздух на Ту-95К и после сброса выполняли полет с помощью системы управления К-20, отработывая характерные режимы. В этих полетах их пилилотовали летчики-

испытатели Амет-Хан Султан и В.Г.Павлов.

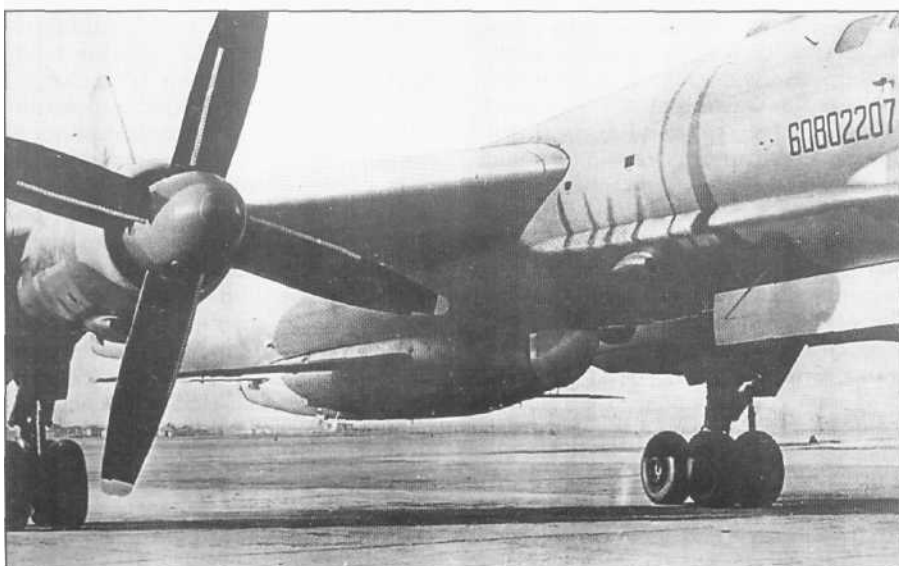
В течение 1957 года самолеты-аналоги совершили 27 полетов с самостоятельным взлетом и 32 - со сбросом с носителя. С их помощью исследовалась также помехозащищенность системы управления, для чего на полигоне во Владимировке летом 1958 года выполнили 9 полетов с имитацией радиопротиводействия. Всего же пара СМ-20 выполнила более 150 испытательных полетов по программе К-20.

Летом 1957 года начали испытания самолетов-снарядов Х-20. Они продолжались с 6 июня 1957 года по 29 июля 1958 года. От ОКБ-155 всеми испытаниями по беспилотной тематике руководил П.А.Шустер. При обработке данных, решении вопросов динамики и траектории использовалась первая в стране БЭСМ-1, находившаяся в Институте точной механики АН СССР, а весной 1959 года первая такая вычислительная машина появилась и в лаборатории ОКБ. Испытания Х-20 шли удовлетворительно, без существенных дефектов системы. Вместе с тем имелись претензии к дальности и точности: в первом пуске 17 марта 1958 года ракета не вышла на маршевую траекторию из-за неисправности ПВД и отказа статоскопа - прибора, выдерживающего заданную высоту, не была достигнута и установленная дальность. В апреле был произведен следующий пуск, а в июле - еще два, после чего последовало решение о передаче комплекса К-20 на госиспытания. Летом 1958 года Ту-95К и Х-20 демонстрировали Н.С.Хрущеву, посетившему ЛИИ. Глава государства благосклонно оценил увиденное, что было немаловажно для судьбы проекта (для ОКБ-23 Мясищева такой визит завершился скорым расформированием).

Совместные госиспытания начались 15 октября 1958 года и завершились спустя год, 1 ноября 1959 года. В их рамках выполнили 16 пусков Х-20, из которых зачетными признали 11, хотя и с оговорками по точности, не дости-



*Подвеска ракеты под самолет*



*Ракета подвешена под самолет. Воздухозаборник ракеты закрыт обтекателем*

гавшей заданной. Недостатки были выявлены также в работе силовой установки и бортовой аппаратуры. То и дело на высоте не хотел запускаться двигатель, замерзавший на высоте до  $-40^{\circ}\text{C}$ . Обычный керосин в переохлажденном состоянии не воспламенялся, и для запуска на самолете оборудовали систему подпитки с бачком пускового топлива - бензина Б-70, а сам двигатель оборудовали системой розжига. Повышая запас устойчивости, доработали воздухозаборник и конус входного устройства, расширили канал подачи воздуха к двигателю.

Параллельно было принято решение о замене БЧ на усовершенствованную с новым термоядерным зарядом. Отработка ядерной БЧ и ее систем проводилась в 1957 году. Модернизированная ракета получила обозначение Х-20М. По израсходовании Х-20 первого варианта, не принимавшегося на вооружение, испытания были продолжены на новых образцах.

Отработка систем и автоматики БЧ потребовала выполнения еще ряда

испытательных пусков (два пуска произвели в марте 1960 года, исполняя указания комиссии Д.Ф. Устинова). Пуски Х-20 осуществлялись при воздействии радиопомех, в ходе испытаний соблюдалось также подобие строевым условиям эксплуатации. Несмотря на ряд замечаний, положительную оценку получили надежность, простота освоения и обслуживания, эксплуатационные качества. Постановлением правительства от 9 сентября 1960 года авиационно-ракетная система К-20 была принята на вооружение. Как говорилось выше, во использование того же ПСМ от 11 марта 1954 года параллельно велись работы по созданию ракетоносного варианта мясцевского ЗМ-К-20. Согласно Приказу МАП от 31 декабря 1954 года оба носителя должны были иметь единую систему наведения и самолет-снаряд Х-20. Серьезной проблемой стало само размещение Х-20 на мясцевском самолете, затрудненное крайне небольшим просветом под фюзеляжем и велосипедным шасси. Рассматривалась возможность подвес-

ки ракеты при помощи специальной ямы на стоянке, ее установка на фюзеляже сверху с помощью крана и даже крепление ракеты под кабиной самолета в перевернутом положении, килем вниз. В конце концов приемлемым сочли вариант подвески Х-20 под крылом и симметричным размещением большого ПТБ для сохранения путевой устойчивости и балансировки. Ракета крепилась на специальной поворотной балке, наклонявшейся в стартовое положение для отхода от носителя.

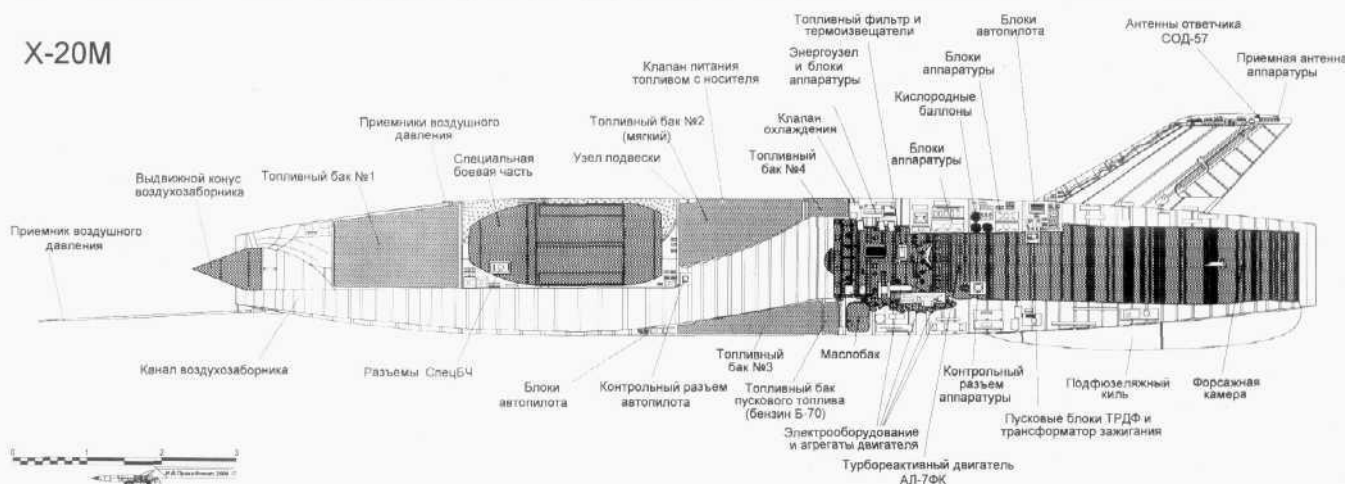
В январе 1956 года компоновочный макет рассматривался Госкомиссией. Однако оставался ряд "узких мест", да и в целом решение уступало туполевскому, чей самолет уже был выведен на испытания. В конечном счете выбор ВВС и МАП был сделан в пользу Ту-95К.

Первый серийный Ту-95К был выпущен уже в марте 1958 года. Производство самолета на заводе №18 продолжалось до 1962 года. Параллельно шел учебный вариант ракетноносца Ту-95КУ, служивший для переучивания экипажей и тренировок в работе с аппаратурой. Вместе с тем уже при испытаниях ракетноносца выявился его существенный недостаток - прибавка в весе самолета и громоздкая подвеска сократили дальность полета почти на 2000 км, из-за чего радиус действия комплекса стал уступать бомбардировщику. Даже с учетом дальнего пуска ракет, цели на территории США находились на пределе досягаемости Ту-95К, и то при условии их размещения на Крайнем Севере и Дальнем Востоке.

Уже в ходе испытаний, 2 июля 1958 года, вышло ПСМ, обязывавшее разработчиков принять меры к повышению характеристик самолета и комплекса в целом. ОКБ-156 и ВВС предложили улучшить дальность за счет дозаправки, во исполнение чего появилось ПСМ от 20 мая 1960 года, согласно которому доработанный самолет надлежало представить на госиспытания уже в 1-м квартале 1961 г.

Самолет Ту-95КД был оборудован системой универсальной заправки с телескопической штангой топливopриемника и радиотехнической аппаратурой «Приток» для связи с заправщиком. Совместные испытания Ту-95КД завершились 30 января 1962 года, после чего самолет был поставлен на производство. По этому образцу переоборудовали и часть ранее выпущенных Ту-95К. Впоследствии все машины с системой дозаправки прошли модернизацию по типу Ту-95КМ с оснащением более современным связным и навигационным оборудованием. В его составе появилась новая пилотажно-навигационная система «Путь-1Б», автоматическое навигационное устройство АНУ-1А и курсовая система КС-6Д с доплеровским измерителем ДИСС-1, что

## X-20M



упростило управление и положительно сказалось на точностных характеристиках.

Первые самолеты-снаряды X-20 были собраны опытным производством ОКБ-155 и заводом №256 в Дубне. Дубнинское предприятие обеспечивало и выпуск серии ракет для испытаний. X-20 имела классическую самолетную схему моноплана со стреловидным крылом и оперением. Планер цельнометаллической монококовой конструкции выполнялся из алюминиевых сплавов; помимо Д-16, широко использовался высокопрочный прессуемый сплав В95, начинавший внедряться в авиационии (В95 имел немецкое происхождение, под наименованием «3425» использовался еще в годы войны в конструкциях Юнкерса и Хейнкеля и достался нам вместе с трофеями). В95 обладал удельной прочностью в 1,5 раза выше обычного дюрала, позволяя создавать легкие конструкции с использованием прессованных профилей и штамповок, однако при чувствительности к концентраторам напряжений и переменным нагрузкам требовал соблюдения технологии для обеспечения усталостной прочности. В стыковых узлах и нагруженных деталях применялись хромансильевые стали.

Крупногабаритные силовые рамы фюзеляжа, балки и узлы крепления агрегатов выполнялись из легкого магниевого сплава. Поначалу заказ на магниевое литье разместили на специализированном литейно-механическом заводе в Балашихе, но там после первых же попыток отказались лить такие крупные и сложные тонкостенные детали, выдавая лишь заготовки, нуждающиеся в серьезной мехобработке - фрезеровке и расточке. Освоить их самостоятельное производство пришлось цеху №12, которым руководил В.Н.Леженин. В цехе установили газовые печи большой мощности, новый техпроцесс магниевого литья в земляные формы отлаживался круглосуточно, с пробами и ошибками, но и с соответствующей аккордной оплатой. К концу марта 1961 года был налажен

выпуск литых изделий без дефектов, внедрили также их пропитку герметизирующим лаком для защиты от коррозии.

Крыло площадью 25,14 кв.м и стреловидностью 55 град, по линии фокусов имело сверхзвуковой профиль с относительной толщиной 6% (для сравнения - корневой профиль крыла МиГ-19 имел 12% толщину). Для снижения трудоемкости литым выполнялся и ряд агрегатов планера, включая крыло и оперение. Одновременно это способствовало повышению точности и чистоты аэродинамических обводов. Решение было предложено сотрудником НИИТ Е.С.Стебаковым, вместе с главным инженером завода Ю.И.Шукстом занимавшимся созданием технологии литья тонкостенных панелей методом выжимания. Полученные тонкостенные отливки следовало термообработать, но их сильно коробило с "поводкой" формы и размеров. Для предотвращения деформаций их стали загружать в термическую печь "закованными" в цельную стальную оснастку, получая чистовые готовые изделия с заданными контурами, не требующими мехобработки.

Хвостовое оперение классической схемы с рулем направления и цельноповоротным стабилизатором, площадь вертикального оперения - 2,82 кв.м, горизонтального - 4 м<sup>2</sup>. Для доставки киль и крыло ракеты снимались, и окончательная сборка производилась заводской бригадой уже на месте, после чего манипуляции с громоздким изделием становились изрядной проблемой. Небольшой подфюзеляжный киль, служивший для повышения путевой устойчивости, для удобства перевозки также был съемным и крепился к ракете уже на подвеске.

Лобовой воздухозаборник имел подвижный центральный конус, автоматически выдвигавшийся по мере разгона ракеты. Круглый канал от воздухозаборника имел сложную форму, огибая отсек БЧ снизу, где его сечение переходило в серповидное и вновь становилось круглым на входе в двигатель. Для изготовления воздушного канала

использовались объемные макеты и большое количество штамповочной оснастки. Свообразием отличалось конструктивное решение объемистого отсека под БЧ, требовавшей трехметрового выреза в фюзеляже. Отсек, получивший название "трюма", подкреплялся промежуточным силовым шпангоутом, верхний пояс которого при установке и съеме БЧ снимался и ставился на место после снаряжения ракеты зарядом.

Компоновка X-20 существенно затруднила размещение топливных баков - место под требуемые 4000 кг топлива пришлось изыскивать в оставшихся незанятых объемах. Один из баков емкостью 1390 л располагался перед БЧ сразу за системой управления конуса, другой в 2100 л опоясывал воздушный канал за БЧ, еще три размещались возле двигателя. Общий запас топлива (авиационного керосина Т-1 или ТС-1) составлял 5090 л.

Основной бак первоначально предусматривался сварным «бочонком» из тонколистовой стали, однако при этом возникали проблемы коррозии внутренних полостей после травления, и сталь заменили легкой и технологичной сварной конструкцией из сплава АМГ-6. Большой передний бак на тонну керосина имел мягкую конструкцию и выполнялся из керосиностойкой резины. В заводской резино-пластмассовой мастерской (позже цех №17) оборудовали участок со сложной оснасткой и вакуумным котлом, в котором вулканизировалось изделие. На крупногабаритный стальной пуансон наклеивали слои сырой резины, усиливая ее прорезиненной тканью-арматурой, в агрегат клеивали запорочные и расходные штуцера. Собранные изделие целиком помещали в вакуумный котел, где при высокой температуре происходила вулканизация. Из готового бака через разрез по частям извлекали пуансон, заклеивая шов, и усиливали его тканевыми лентами.

Для доступа к силовой установке, помимо эксплуатационных люков, служил фюзеляжный разъем за крылом.

X-20 оснащалась специальным короткоресурсным вариантом двигателя АЛ-7ФК, однорежимным с сужающимся соплом, упрощенным регулятором оборотов и расширенным сопловым венцом турбины, лопатки которой выполнялись из жаропрочного сплава. Большая часть полета X-20 проходила на сверхзвуке и форсажном режиме работы двигателя с тягой 9200 кгс, сообщавшем ракете тяговооруженность 0,82 на статическом режиме. Снизу на двигателе располагалась коробка приводов, от агрегатов которой питались бортовые системы ракеты.

Блоки автопилота размещались в нижней части фюзеляжа за БЧ, вблизи ЦТ ракеты. Над двигателем располагалась аппаратура радиоуправления, приемная антенна которой находилась в законцовке киля, где помещалась и антенна самолетного ответчика дальности СОД-57М, задействованного в системе наведения.

В специальном отсеке фюзеляжа устанавливался контейнер спец-БЧ (такое размещение получило наименование «ампулы»). Ее агрегаты помещались в двух секциях - собственно боевом с ядерным зарядом с системой термоядерного усиления и приборном, содержавшем аппаратуру автоматики с командным взрывательным устройством, инициировавшим синхронное срабатывание электродетонаторов при заданном наземном контактном подрыве или воздушном, на заданной высоте над целью. Герметическая «ампула» БЧ оборудовалась средствами термостатирования, поддерживавшими требуемую температуру и влажность для обеспечения работоспособности заряда.

Спец-БЧ оснащалась также системой предохранения и взведения, исключающей возможность случайного срабатывания и обеспечивающей подрыв лишь с соблюдением установленной процедуры. Планировалась также постройка на базе X-20 высотной сверхзвуковой мишени М-20, однако высокая трудоемкость и стоимость изделия помешали этому. В связи с переводом предприятия на выпуск новых ракет X-22, серийное производство X-20М в 1960 году передали на завод №86 в Таганроге, занимавшийся гидросамолетами и к этому времени малозагруженный основной продукцией. В 1963 году коллектив создателей комплекса К-20 был награжден Ленинской премией.

Комплекс К-20 мог применяться в навигационном и радиолокационном режимах. В первом случае целями служили исключительно объекты с заранее известным положением. Самолет-носитель выводился в расчетную точку и, после выполнения предстартовых операций, с удаления до 600 км от цели, его экипаж выполнял пуск X-20. Раке-

та с выведенным на форсаж двигателем и застопоренными рулями отходила от носителя, проседая на 300-400 м. По команде автопилота на 46-й секунде рули отклонялись на кабрирование, и ракета переходила в набор высоты. С выходом на заданную опорную высоту 15000 м на 221-й секунде программное устройство переводило X-20 в горизонтальный маршевый полет, и подключался канал управления от радиометрической станции носителя, осуществлявшей наведение по курсу. Высота полета стабилизировалась статоскопом. Самолет, оставшийся на боевом курсе, за счет более чем двукратной разницы в скорости с ракетой к началу командного этапа наведения находился в 350-450 км от цели.

С выходом на расстояние 50 км до цели управление вновь переключалось на автопилот, через заданное время переводивший X-20 в пикирование под углом 60 град. Над целью производился воздушный подрыв БЧ на заданной высоте. При ударе по заданным целям, обычно групповым и площадным, воздушный взрыв являлся более эффективным и обеспечивал значительно большую зону поражения. В то же время его мощность при подрыве на небольших высотах порядка 500-1000 м приводила к разрушению прочных объектов и наземных укрытий. Система наземного контактного подрыва служила резервной.

Возможен был также режим применения X-20 с предварительным радиолокационным поиском цели РЛС носителя, ее захватом и последующим пуском. Он был предпочтительным по точности и надежности (все же при этом цель сразу наблюдалась на экране, и оператор мог контролировать процесс наведения), но проигрывал по дальности пуска, поскольку обнаружение целей РЛС обеспечивалось только с удаления 450-470 км. На конечном этапе наведения с переходом X-20 в автономный режим, носитель отворачивал с боевого курса, оставаясь не ближе 250-270 км от цели. Радиус действия системы К-20 составлял 6800-7000 км при пуске ракеты с 600-км рубежа.

Помимо стратегических целей на американском континенте, большой радиус действия системы К-20 позволял использовать ее против другого приоритетного противника - авианосных ударных и многоцелевых группировок в океане (АУГ и АМГ). Помимо их роли как важнейшей ударной силы на морских и прибрежных ТВД, корабельные группировки привлекались к обеспечению действий ракетных подлодок - новой и крайне опасной угрозы, появившейся на сцене к середине 50-х годов. Корабли осуществляли прикрытие районов их развертывания в океане, и маневрирование АМГ явля-

лось одним из признаков выхода лодок на боевые позиции.

В 1957 - 58 гг. на Ту-95К исследовалась возможность поиска и уничтожения мобильных корабельных соединений. В ходе полетов над Баренцевым морем экипажам удавалось с помощью РЛС обнаруживать группы кораблей с расстояния 400-450 км. Обнадеживающий результат позволил сделать вывод о пригодности комплекса для борьбы с АУГ. По инициативе ОКБ и ВВС летом 1960 года были организованы пуски X-20 по корабельным целям.

Американскую АУГ изображали два крейсера, пять эсминцев и два сторожевика из состава Северного флота. Для реализации обстановки группа рассредоточивалась в море, имитируя корабельный ордер, начавший маневрирование при угрозе ядерного удара, занимая 22 км по фронту и 10 км в глубину. Атаковать их предстояло шести Ту-95К.

Поиск целей затрудняло волнение моря, дававшее блики и мерцание на экранах РЛС, автосопровождение срывалось, и вести цели приходилось вручную. Тем не менее операторам удавалось выделить в составе группы отдельные цели. Пуски выполнялись с высот 10-12 км на удалении 350-360 км от кораблей. Чтобы избежать попадания в корабли, на борту которых находился штатный экипаж, в аппаратуру ракет ввели поправку на 15 км перелет цели. Только в одном из трех пусков в августе 1960 года система сработала без замечаний, ракета навелась на цель и была подорвана с отклонением влево 8,5 км и перелетом 4 км от центра корабельного ордера. Еще два пуска не удались из-за отказа линии управления, из-за чего ракета ушла с перелетом 300 км и была подорвана по радиокоманде, а также по причине выхода из строя самолетной РЛС.

В последующих стрельбах нарекания вызвала недостаточная надежность аппаратуры комплекса. По вине дефектов оборудования самолетов и ракет были сорваны два из трех пусков по морским целям, проведенных в декабре 1960 года. Ракеты и системы носителя подверглись доработкам для повышения безотказности до приемлемого уровня.

Тем не менее опыт был признан полезным. Мощность БЧ позволяла надеяться на потопление ближайших целей и при километровых промахах, а на прочих кораблях взрывом выводились из строя экипаж, радиотехнические системы, средства связи и управления, после чего разгром ослабленной группировки довершали ракетноносцы Ту-16, подлодки и корабли флота.

Эксплуатация К-20 в строевых час-



тях ВВС началась в августе 1959 года, когда первые ракетоносцы поступили в 1006-й ТБАП в Узине под Киевом. К концу года Ту-95К получили 1226-й ТБАП в Семипалатинске, а затем и 182-й гв.ТБАП в Моздоке. 14 февраля 1963 года в Узин прибыл первый Ту-95КМ. Узинские самолеты в июле 1961 года были привлечены к участию в воздушном параде в Тушино. 16 ракетоносцев зримым воплощением мощи ВВС прошли над аэродромом, неся Х-20М, окрашенные в броский красный цвет. Хотя показ и был публичным, присутствовавшие на нем западные наблюдатели сумели ввести себя в заблуждение, сочтя прикрывавшие воздухозаборники ракет обтекатели за их головки самонаведения, из-за чего на протяжении ряда лет утвердилось мнение, что Х-20М управляются радиолокационной или, на худой конец, инерциальной системой. Сами ракеты считались созданными на базе МиГ-19, а «наиболее продвинутые» эксперты объявляли их «беспилотным вариантом Су-7».

Основными целями системы К-20 считались важнейшие военные и промышленные объекты на территории США. К ним относились авиабазы и ядерные хранилища стратегической авиации на Севере у канадской границы, в Техасе, Калифорнии и Луизиане на юге страны, ракетные базы и центры управления в центральных штатах, каскад энергетических объектов в Великих Озерах, ядерные центры и техасские нефтепромыслы (в ту пору большую часть нефти и газа для американской экономики давали собственные месторождения), а также военно-морские базы и порты на побережье США и островах в Тихом и Атлантическом океанах. Курсы к большинству целей пролегли по «Чкаловскому маршруту» - кратчайшему пути через полюс, или к западному побережью американского континента. Что же касается крупных городов и столиц «вероятного противника», то тревоги их жителей в период «холодной войны» были небезосновательными: если сами они и не являлись приоритетными целями, но при выполнении одной из первостепенных задач ДА - «поражение центров государственного, политического и военного управления» - им бы определенно не поздоровилось.

Многие объекты находились на пределе досягаемости, и экипажи регулярно отрабатывали перебазирование и действия с передовых аэродромов на Севере, Дальнем Востоке и в Арктике, где использовались ледовые площадки (такие учения в ДА проводились не реже двух раз в год). В полетах выполнялись дозаправки, осваивался прорыв ПВО на малых высотах, групповые и одиночные удары. Экипажи доско-



*Ту-22К-20 на параде в Тушино*

нально знали будущие цели, загодя изучали обстановку вокруг, рельеф, радиолокационные и другие ориентиры, подходы и районы пуска.

Возможность обмена ядерными ударами в начале 60-х годов рассматривалась обеими сторонами как вполне реальная, причем превентивная атака стратегических объектов противника сулила немалые преимущества. На совещании коммунистических и рабочих партий, проведенном в Москве в 1962 году, официально заявлялось, что СССР и его союзники могут одержать победу в случае ядерной войны.

Постоянное боевое дежурство в полках ДА осложняла трудоемкость подготовки Х-20М. Требовалось заправить ракету топливом, спецификациями, воздухом и азотом, произвести проверку систем и опробование двигателя. Если пуск предполагался тактическим, без сброса ракеты, то зачастую обходились и без установки подфюзеляжного киля, крепившегося более чем сотней винтов.

Сама подвеска Х-20 под самолет требовала недюжинных усилий и сноровки. Тележка с трехметровой высоты изделием впритык протискивалась под фюзеляж, заставляя проворачивать мешавшие лопасти винтов и ювелирно «угадывая» килем ракеты в просвет грузоотсека. Тележка «приседала», позволяя выиграть лишние сантиметры, но в таком положении через полчаса безвозвратно садилась на землю. Не раз при закатке сносили антенны на верхушке киля, защищать которые стали с помощью специальной рамы (с нею при «касании» антенны оставались целы, но, бывало, сминался сам киль).

Для закатывания Х-20 требовались

усилия как минимум 15-20 человек. В Семипалатинске внесли рацпредложение оснастить 15-тонную тележку с грузом электроприводом, сделав ее самоходной, но до реализации «чуда техники» с аккумуляторной батареей, мотором, редуктором, рулевым управлением и сиденьями расчета дело так и не дошло.

Назначенный ресурс Х-20 определялся сроками хранения, налетом подносителем и числом тактических пусков. Ремонт и доработки ракет выполнялись АРП. При этом доставка ракет в ремонт зачастую производилась самими носителями Ту-95К.

Работа с ядерным снаряжением ракет занимала должное место в боевой подготовке, однако в полках всегда велась с использованием специальных имитаторов и учебно-боевых изделий, оснащенных всеми необходимыми системами, но без ядерного заряда, позволяя отработать все операции по подготовке и применению спец-БЧ.

При выполнении зачетных пусков Х-20М комплектовались учебной БЧ с фугасным зарядом, дававшим заметный взрыв и «отметину» на месте падения, позволявшую судить о точности поражения цели. В ходе боевой подготовки с января по октябрь 1962 года экипажи Ту-95К произвели 19 пусков Х-20М, из которых 15 были признаны успешными. Ко времени принятия на вооружение К-20 являлась вполне эффективной системой. По тогдашней оценке, вероятность перехвата крылатой ракеты силами истребителей ПВО не превышала 0,02...0,05%, это подтверждали и проведенные учения с пуском реальной Х-20, прошедшей через зону объектовой ПВО над одним из поли-

гонов. Даже после ее обнаружения РЛС не удалось осуществить наведение зенитных ракет и перехватчиков на сверхзвуковую высотную цель - в передней полусфере те были неэффективны, а вдогон настичь скоростную ракету не представлялось возможным.

Вместе с тем уже через несколько лет возможности К-20 выглядели недостаточными. В первую очередь это было обусловлено растущим уровнем ПВО, насыщавшейся зенитными комплексами зональной обороны с большой дальностью и высотой, а также сверхзвуковыми истребителями, способными перехватывать и самолеты-снаряды, и сами ракетноносцы на удаленных рубежах до 1000-1200 км. Задачи поражения стратегических целей отходили к межконтинентальным баллистическим ракетам, выглядевшим тогда абсолютным оружием. В декабре 1959 года были образованы РВСН, куда согласно Приказу МО СССР от 31 декабря 1959 года и директиве ГШ ВВС из прежних 18-й, 48-й и 50-й ВА ДА были переданы ракетные части, соединения и два управления армий. По мере постановки частей РВСН на боевое дежурство к ним стали отходить многие задачи ДА,

Находившиеся в строю ВВС полки с системой К-20 во все большей степени ориентировались на решение задач на море - поражение военно-морских баз и охоту за АУГ. Обеспечивая их выполнение, экипажи ракетноносцев привлекались также к ведению разведки на море, действуя в паре с разведчиками Ту-95МР. В ходе эксплуатации комплекса удалось снизить время подготовки и трудоемкость. Пуски по морским целям выполнялись на Каспии, где полигон с соответствующим телеметрическим и трассологическим оборудованием обеспечивал контроль за полетом ракет (при необходимости, в случае отказа и схода с траектории, - их подрыв). Случалось всякое - однажды в 1983 году, после десятилетней эксплуатации комплекса, ошибка экипажа при тактическом пуске привела к непроизвольному сбросу ракеты. Та сошла с подвески с работающим двигателем и, догнав самолет, ударила его

в фюзеляж. Экипаж успешно добрался домой на поврежденном самолете, а Х-20М рухнула в море, где ее потом долго и безуспешно искали моряки Каспийской флотилии.

Надежность комплекса по мере службы росла, достигнув приемлемого уровня. При последних стрельбах, проведенных в 1006-м ТБАП в 1987 году, из пущенной дюжины ракет все отрабатывали штатно, поразив условные цели на полигоне. Однако это был уже прощальный аккорд - боевая эффективность комплекса К-20, созданного по требованиям 1954 года, выглядела малоутешительной, а шансы выполнения реальной боевой задачи в условиях современной ПВО, оснащенной системами раннего обнаружения, воздушными пунктами ДРЛО, новейшими ЗРК и перехватчиками (а палубные «Томкэты» с ракетами «Феникс» появились именно в ответ на угрозу советских ракет) - совершенно несостоятельными.

Тем не менее со списанием Ту-95К не торопились - долгое время дальним машинам с ракетами воздушного базирования не было полноценной замены. Основной упор делался на развитие других составляющих ядерной триады, а в создании стратегических самолетов и ракетного вооружения для них качественные перемены произошли лишь в начале 80-х годов, когда на вооружение поступили крылатые ракеты большой дальности Х-55. Часть Ту-95КМ, пройдя переоборудование под более современный комплекс К-22, осталась в строю. Продолжали числиться в составе ВВС и прежние Ту-95К - к осени 1990 года полтора десятка таких машин находились в Украинке, еще один оставался в Узине. Эти самолеты пошли на слом только после подписания Договора о стратегических наступательных вооружениях СНВ-1 в 1991 году. Тем самым, срок службы комплекса К-20 в ВВС составил более 30 лет.

Их зарубежные аналоги сошли со сцены много раньше. Американская крылатая ракета AGM-28 «Хаунд Дог», принятая на вооружение практически одновременно с Х-20, во многом была подобна отечественному самолету-сна-

ряду. «Хаунд Дог» оснащался ТРД в подфюзеляжной гондоле и нес мегатонную БЧ. Однако более компактное высокотехнологичное оборудование позволило ограничить массу ракеты 4600 кг, обойдясь бесфорсажным двигателем и меньшим запасом топлива. Удачное решение заряда Mk-28, весившего чуть более тонны, при всего лишь 50-см поперечном размере, обеспечило при этом дальность в 1250 км и скорость, более чем вдвое превышавшую звуковую. Основным преимуществом «Хаунд Дог» была современная инерциальная система наведения, обеспечивавшая большую дальность и автономность (участие носителя завершалось на этапе ввода целеуказания и астрокоррекции).

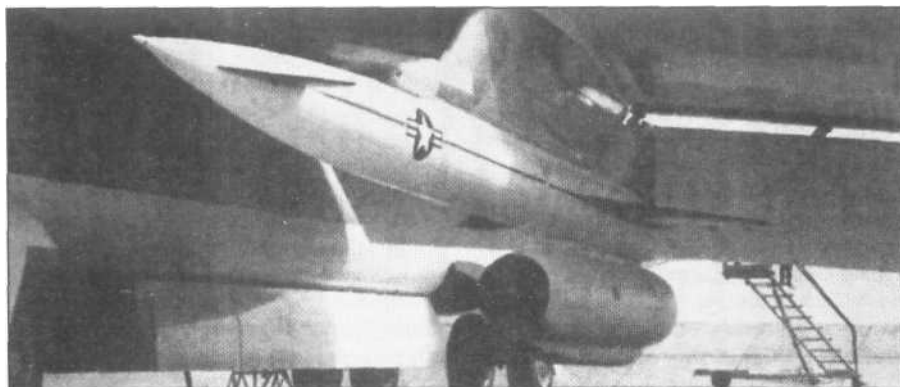
Американцы подошли к делу с размахом, переоборудовав в носители 630 В-52, каждый из которых мог нести две ракеты под крылом. Любопытной особенностью была возможность использования двигателей ракет для сокращения разбега на взлете или разгона в полете. В программу полета, кроме данных о положении цели и траектории, включались ложные маневры, выполнявшиеся на подходе к цели. Общий выпуск «Хаунд Дог» составил 593 ракеты. Однако ВВС США считали их недостаточно эффективными ввиду уязвимости от ПВО и недостаточной точности, начав списывать уже в 1970 году. С появлением малогабаритных и малозаметных крылатых ракет АLCM в 1976 году «Хаунд Дог» окончательно сняли с вооружения. В отношении же общей оценки К-20 и подобных отечественных систем уместно привести слова вице-адмирала Е.А.Шитикова, начальника Управления ядерных вооружений ВМФ с тридцатилетним стажем работы с ракетным оружием, характеризовавшего уровень первого поколения советских ракет так: "Нас подводили точность стрельбы и ядерная гигантомания".

#### **Летно-технические характеристики самолета-снаряда Х-20.**

Размах крыла, м	9,03
Площадь крыла, м <sup>2</sup>	25,14
Длина, м	15,415
Длина без ПВД, м	14,6
Диаметр фюзеляжа, м	1,895
Высота, м	3,015
Масса стартовая, кг	11600-11800
Масса пустой, кг	5878
Дальность пуска, км	600
Высота пуска, км	9-12
Макс. скорость на траектории	М=2

Части ВВС, оснащенные комплексом К-20 (по состоянию на 1963 год).

1006-й ТБАП	Узин
182-й гв.ТБАП	Моздок
1226-й ТБАП	Семипалатинск



Американская ракета «Хаунд Дог»

## РАКЕТНЫЙ КОМПЛЕКС К-22



Развитие ударной авиации, претерпевшее на своем пути немало перемен, всегда проходило под знаком ее противоборства с ПВО противостоящей стороны. Это противостояние оказывало прямое влияние на совершенствование бомбардировочной авиации - борьба «щита и меча» продолжалась и с появлением самолетов-ракетоносцев. Успехи в развитии ракетного вооружения и значительно возросшая эффективность ракетоносной авиации сопровождалась своего рода «ракетной эйфорией». На рубеже 50-60 г.г. как у нас в стране, так и за рубежом воцарились взгляды на ракетное оружие как универсальное и едва ли не самодостаточное средство поражения, гарантировавшее решение буквально всех задач.

Однако средства защиты тоже не стояли на месте, совершив в это время еще более резкий скачок. Силы ПВО оснащались новыми средствами обнаружения, зенитными ракетами и сверхзвуковыми истребителями, способными осуществлять перехват на дальних рубежах в широком диапазоне скоростей и высот, существенно уменьшая шансы атакующей стороны. Выполнение боевой задачи напрямую зависело от способности ударных машин преодолеть зенитные заслоны и уклониться от перехвата. Выходом виделась высотная атака на больших скоростях из недостижимой для зенитчиков стратосферы или, наоборот, скрытное преодоление ПВО на малых высотах, вне радиолокационного поля и зоны поражения ЗРК. Бреющий полет на сверхзвуке (а меньшие скорости тогда и не рассматривались), как и применение оружия, требовал качественно новых систем управления, прицельного обору-

дования и автоматизации, что в то время было практически недостижимо.

В то же время высотный и скоростной рывок виделся эффективным и вполне логичным путем решения проблем, в духе «преодоления барьеров» (в конце концов, гонкой за скоростью сопровождалось все предыдущее развитие авиации). Помимо самих ударных самолетов, это касалось и авиационных крылатых ракет, чьи возможности к началу 60-х годов выглядели далекими от растущих требований.

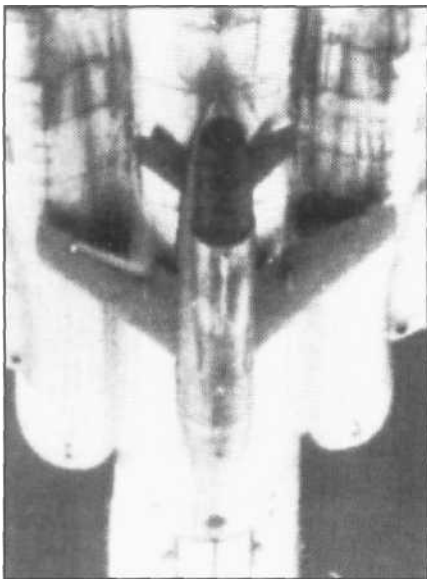
Технический прогресс часто опирается на парадоксы, и поступившие на вооружение авиационно-ракетные комплексы, в лучшем случае, уже не гарантировали превосходства над появлявшимися одновременно зенитными средствами. Ядерные заряды ракет отнюдь не утратили своей роли «самого убедительного довода», но возможности их доставки стояли под вопросом, уступая ЗРК и истребителям как по высотности, так и по скорости. Свою долю вносил растущий уровень радиотехнических систем ПВО - средств обнаружения, дальность которых уже перешагнула загоризонтные рубежи и техники РЭБ, способной сорвать наведение самолетов-снарядов.

Ответом должно было стать появление новых ударных средств - самолетов и ракет с поражающими воображение характеристиками - скоростью под три «звука» и высотностью до 25-30 км (тем более что руководство ВВС с тревогой отмечало отставание по этим направлениям от вероятного противника - как истинное, так и мнимое, поскольку приводившиеся данные и возможности новых американских машин были изрядно завышены то ли в целях рекламы, то ли в целях дезинформации).

В проекте плана-заявки на перспективные летательные аппараты, принятом военным Советом ВВС в марте 1957 года и заверенном Главкомом ВВС К.А.Вершининым, предусматривалось создание новейших сверхзвуковых бомбардировщиков М-56 и Ту-105 (будущий Ту-22), а также оснащение ВВС системой дальнего действия со стратегическими крылатыми ракетами «Буран» (ОКБ Мясищева), «Буря» (ОКБ Лавочкина) и «Д» (ОКБ Туполева).

Последующий ход развития событий привел к тому, что многие предполагаемые ударные средства, несмотря на обилие проектов, так и не были созданы, как из-за дороговизны и многочисленных технических проблем, так и из-за то и дело менявшихся требований к машинам нового поколения. Намерение перевооружить авиацию футуристическими скоростными ударными самолетами в изменчивой обстановке сошло на нет, и в строю остались оснащенные новыми ракетными комплексами проверенные бомбардировщики-ракетоносцы «дозвукового поколения» Ту-16 и Ту-95.

При всей моде на «ракетизацию», военное руководство не торопилось расставаться с ударной авиацией, признавая за ней ряд достоинств, таких как мобильность, оперативность использования и точность поражения. В сочетании с ракетным оружием ударные самолеты являлись достаточно эффективным видом вооружения, а в перспективе - и системой, способной действовать в автоматизированном режиме, минимально завися от малонадежного «человеческого фактора», что тогда считалось весьма многообещающим. Одновременно оснащение имевшихся самолетов новейшими ракета-



*О крылатой ракете К-10, составлявшей основу ударной мощи морской авиации, будет рассказано в следующем номере журнала*

ми позволяло обойтись значительно более экономными средствами, чем будоражившее умы полное перевооружение армии сверхсовременной техникой (только новых истребителей ВВС требовали 14000 штук. Но, одоббив сгоряча заявку авиаторов на Совете Обороны в феврале 1958 года, правительство вскоре пересмотрело решение в сторону более экономных вариантов).

В отношении новых типов для Дальней авиации ВВС предписывалось ограничиться ракетоносцем «105», способным обеспечить доставку к цели крылатых ракет К-10. Однако весьма быстро ракеты со скоростью в 2000 км/ч и дальностью до 200 км перестали выглядеть привлекательными для сверхзвукового носителя, требования к которому также постоянно росли. В числе новых условий к ракетной системе, помимо высотности и скорости в 2700-3000 км/ч, повышающих возможности прорыва ПВО, и обязательной возможности снаряжения ядерным зарядом, включались увеличенная до 300 км дальность, обеспечивавшая применение с безопасных рубежей вне радиуса поражения ЗРК и на пределе досягаемости истребителей противника. В идеале рубежи пуска должны были находиться вне зоны обнаружения средствами ПВО, что давало полную внезапность и неотвратимость удара. Очевидно, что выполнение этих требований подразумевало неуязвимость самой ракеты, «несбиваемой» благодаря скоростному стратосферному профилю полета, и ее полную автономность после пуска, не требовавшую «поддержки» самолета-носителя по уязвимому каналу управления или целеуказания. Общие направления создания такой авиационно-ракетной сис-

темы сформировались уже при работе над комплексами К-10 и К-16, однако растущие требования ставили во главу угла существенное, на 100-200%, повышение характеристик практически по всем параметрам.

Если гиперзвуковые самолеты так и не появились на аэродромах, то в ракетной технике прогресс шел весьма интенсивно, приведя к созданию нового поколения крылатых ракет, убедительно превосходивших предшественников. Ввиду того, что авиация освоила сверхзвуковые режимы, требования к ее ракетному вооружению резко возросли. Усовершенствованный вариант К-10 должен был обеспечить дальность не менее 300 км, при скорости порядка 2700-3000 км/ч. Ракету предполагалось оснастить перспективным двигателем КР-5-26 с тягой 4000 кгс, переходя на треугольное крыло взамен стреловидного.

В конечном счете было принято решение о создании нового ракетного комплекса К-22 с одноименной ракетой. Соответствующее Постановление партии и правительства было выпущено 14 апреля 1958 года, а более детальное и распределявшее обязанности по исполнителям - 17 июня 1958 года. Авиационно-ракетная система К-22 создавалась на базе туполевского самолета «105» (в варианте ракетоносца Ту-22К) и, помимо носителя, должна была включать авиационные крылатые ракеты Х-22 «Буря», разработка которых поручалась ОКБ-2-155, а также систему управления К-22, ответственным исполнителем по которой выступало КБ-1 Госкомитета по радиоэлектронике.

Система К-22 предназначалась для поражения наземных и морских (в том числе подвижных) радиолокационно-контрастных точечных и площадных целей. Ракетоносец Ту-22К должен был также сохранять возможность бомбометания с максимальной бомбовой нагрузкой до 9000 кг. С нагрузкой 3000 кг он должен был иметь дозвуковую дальность 5800 км, при околозвуковой скорости полета - не менее 2300-2500 км.

В создании ракеты на начальном этапе принимало участие микояновское ОКБ-155, специалисты которого под руководством М.И.Гуревича обеспечивали проработку эскизного проекта и сопровождение летных испытаний опытных образцов. Конструкторы спецбригады Н.Л.Назарова занимались увязкой компоновки будущей ракеты, вопросы аэродинамики, старта и траектории решались бригадой В.А.Шумова, в летных испытаниях принимал участие недавно пришедший в ОКБ-155 молодой инженер Л.Г.Шенгеля (в будущем - Главный конструктор фирмы) и В.Н.Щепин. По мере развертывания работ все большая инициатива пере-

ходила к дубнинскому ОКБ, в конечном счете получившему статус самостоятельной организации с приданным опытно-производственным заводом №256.

В ходе переименования предприятий МАП Приказом Министерства от 30 апреля 1966 года предприятие получало название Дубненский Машиностроительный Завод (ДМЗ), а конструкторское бюро А.Я.Березняка - Дубненское машиностроительное КБ «Радуга», при этом на заводе сохранялся филиал микояновского «Зенита». С целью совершенствования специализации ракетного производства и структуры организации, Приказом МАП от 19 июня 1972 года дубненский завод и МКБ слили в Производственно-конструкторское объединение (ДПКО) «Радуга», главным конструктором которого стал А.Я.Березняк, а директором и ответственным руководителем - Н.П.Федоров. В объединение вошли также микояновский филиал и представительство МКБ на Смоленском авиазаводе, сопровождавшее серийный выпуск ракетной техники. После смерти Березняка в 1974 году главным конструктором стал его заместитель И.С.Селезнев. Десятилетний опыт существования объединения завершился реорганизацией - Приказом министра от 12 мая 1982 года «в целях максимального сосредоточения усилий... на создании новых видов изделий, улучшения руководства и повышения ответственности за создание авиационного вооружения» МКБ «Радуга» был возвращен прежний статус опытно-конструкторской организации, а заводу - наименование ДМЗ.

Создававшаяся ракета как изделие дубненского ОКБ получила индекс Д-2. Новый уровень требований повлек необходимость радикального пересмотра как самой аэродинамической схемы и конструкции изделия, так и используемых конструкционных материалов и технологий. Если прежние изделия ОКБ, по существу, сохраняли общепринятые в самолетостроении технологии с широким использованием алюминиевых сплавов и клепально-сборочных работ, то достижение сверхскоростных режимов и высот требовало смены устоявшихся подходов.

Прежде всего, это диктовалось многократно возрастающими нагрузками на конструкцию, аэродинамическими (в общем случае, с ростом скорости они увеличиваются в квадратичной зависимости) и тепловыми, из-за кинетического нагрева конструкции в скоростном полете, достигающего сотен градусов. Основным режимом, гарантирующим эффективность и неуязвимость ракеты, должен был стать высотный скоростной профиль полета, динамика которого сопровождалась также значительными продольными и поперечными пе-



регрузками.

Достижение заданных высотно-скоростных характеристик со скоростью на маршевом участке порядка  $M=3,5$  и высотой 22-23 км, превышавшей возможности существовавших ЗРК и истребителей, выдвигало на первый план проблему силовой установки с учетом обеспечения требуемой тяги при умеренном расходе топлива, напрямую сказывавшемся на дальности.

Турбореактивный двигатель, вполне удовлетворявший крылатым ракетам первого поколения, требуемых возможностей обеспечить не мог, а создание перспективных образцов с должными параметрами было связано с большим техническим риском.

Удовлетворяющим большинству требований выглядел ЖРД, отличавшийся компактностью и небольшим весом при относительной простоте устройства, позволяя создать ракету предельно рациональной схемы - «сигару» без воздухозаборников и воздушных каналов, с достаточно плотной компоновкой, мидель которой определялся бы габаритами оборудования (прежде всего, антенны ГСН и БЧ, которая в ядерном варианте представляла собой довольно крупное изделие). Опыт работы с ЖРД у дубининцев уже имелся при отработке ракет КСР-2, но обеспечение значительно более высоких характеристик диктовало потребность в двигателе намного большей тяги - по расчетам, разгон более крупной ракеты с массой около 5 тонн требовал стартовой тяги порядка 8-10 тонн (против одной тонны у КСР-2). Такой ЖРД отличался изрядным расходом топлива, требуя вместительных баков. В то время подходящих по энергоемкости твердых топлив с высоким удельным импульсом в стране не было, и ЖРД практически не имел альтернативы.

Рассмотрение вариантов ракетного топлива свелось к выбору прежней «рецептуры». Выглядевшие наиболее многообещающими по энергоемкости фтороводороды были неприемлемы из-за массы проблем (во фторе горели бы любые материалы, даже вода). Водородные топлива, как и любые другие использованием кислорода в качестве окислителя, из-за малой плотности требовали очень больших баков и, главное, - сверхнизких температур при хранении, заправке и подаче, полностью оправдывая наименование «криогенные» (т.е. ледяные).

Отработанным и освоенным тогда являлось использование окислителя на основе азотной кислоты и энергоемкого горючего, выпуск которых был налажен в стране, и они тысячами тонн шли на многие отечественные ракеты. Использование на ракете нескольких тоннедких и токсичных материалов существенно усложняло задачу, требуя специальных материалов и мер кор-

розионной защиты, а также трудоемких и небезопасных методик обслуживания, но они оказались тогда наиболее доступным решением. Попутно пришлось решать и проблему защиты топлива от перегрева - окислитель закипал уже при  $+50^{\circ}\text{C}$ , не терпело высоких температур и горючее.

Проект Д-2 отличался завершенностью и рациональностью компоновки, развивая отработанную в предыдущих изделиях схему. Ракета имела четкое деление по функциональным отсекам фюзеляжа: носовой отсек занимала аппаратура ГСН, за ним располагалась БЧ с блоком системы подрыва, баки отсеки с компонентами ракетного топлива, энергетический отсек с аккумуляторной батареей, автопилотом и агрегатами воздушной и гидравлической систем. В хвостовом отсеке находился ЖРД с турбонасосным агрегатом подачи и рулевые приводы.

Конструктивно ракета представляла собой цельнометаллический моноплан с фюзеляжем большого удлинения (для сравнения - этот параметр у Х-22 равнялся 12,6 против 8,5 у КСР-2 и 6,5 у «Комет»), треугольным крылом высокой стреловидности и крестообразным оперением, плоскости которого служили рулями, управлявшими ракетой по курсу, крену и тангажу.

Основной вариант Х-22 разрабатывался с системой управления на основе активного радиолокационного самонаведения, обеспечивающей поражение широкого круга целей. Опыт создания таких систем позволял рассчитывать на успех, однако и уровень проблем оказался неожиданно велик. Помимо задачи обеспечения надежной и эффективной работы системы наведения с дальностью 350-400 км, требовавшей мощной бортовой энергетики, кропотливой доводки потребовала конструкция и системы скоростной ракеты, работать которым предстояло в крайне жестких условиях.

Вместе с тем, использование радиоуправления (под ним тогда понималось и радиолокационное наведение), позволявшего атаковать только радиоконтрастные цели, ограничивало возможности комплекса, притом что многие потенциальные цели не являлись достаточно «приметными», а по большей части, напротив, замаскированными и укрытыми (наподобие упрятанных под землей и лишенных четких контрастных признаков убежищ, складов, пунктов управления и группировок войск). При этом они обладали привязкой к местности, что и было положено в основу разработки варианта ракеты с полностью автономной инерциальной системой наведения, предназначенной для поражения объектов с установленными координатами, по которым и рассчитывалась программа полета к цели. Заданием предусматривалась для нее

дальность полета до 500-600 км по площадным стационарным объектам и 400-500 км - по корабельным целям.

Постановлением СМ СССР от 24 августа 1962 года задание было выдано также на противорадиолокационный вариант Х-22, предназначенный для поражения объектов ПВО и обеспечения атаки ударных самолетов. Основу ПВО составляли РЛС обнаружения и наведения зенитных ракет и перехватчиков, для прикрытия американского континента разворачивалась автоматизированная система NORAD, мощным комплексом радиотехнических средств обладали также корабельные группировки противника, без уничтожения которых основная задача вряд ли являлась выполнимой. Научно-исследовательские работы по созданию противорадиолокационного вооружения с конца 50-х годов велись в подмосковном НИИ-2 (позже ГОСНИИАС).

Одновременно вести работы по всем направлениям из-за многообразия проблем не представлялось возможным, и приоритетным являлось создание Х-22 с радиолокационным наведением, с доводкой которой открывались возможности для отработки других вариантов. В систему управления ракеты входила самолетная РЛС типа «ПН» (аббревиатура от «прибор наведения»), осуществлявшая поиск цели и целеуказание ГСН ракеты «ПГ» (литера расшифровывалась как «головка»), представлявшей собой аналог самолетной станции с приемно-излучающей антенной и координатором цели. После захвата цели аппаратура ГСН осуществляла автоматическое сопровождение цели и, после пуска, управляла наведением ракеты.

«Автономный» вариант ракеты комплектовался головкой самонаведения «ПСИ» с инерциальной системой и счетчиком пути, служивших для атаки целей с известными координатами. В систему управления перед пуском вводились данные о географической широте точки старта и положении цели - начальной дальности и бортовом пеленге на нее. Счетчик в ходе полета к цели учитывал мгновенную скорость, пройденное время и угол сноса, определявшиеся доплеровским измерителем, на основании чего корректировался полет. С помощью автопилота ракета управлялась по курсу и дальности, а маршевая высота стабилизировалась при посредстве радиовысотомера. Выдерживая заданный курс, ракета проходила указанное расстояние, после чего аппаратурой подавалась команда на пикирование к цели.

Противорадиолокационная модификация системы К-22П оснащалась пассивной пеленгационной головкой ПСН, наводившейся на радиоизлучающие объекты - наземные и корабельные импульсные РЛС. Их поиск и целеука-



*Ту-22К с ракетой X-22*

зание обеспечивались самолетной системой «Курс-Н», определявшей тип цели, ее положение и степень опасности, рассчитывая данные о дальности и угле места для ввода в ГСН. Созданием головки и системы «Курс-Н» занималось омское ОКБ-373 ГПРЭ (сегодня - ЦКБ автоматики). Главным конструктором по системе являлся Г.Бронштейн. Эскизный проект «Курс-Н» был подготовлен в 1964 году, а ее первый опытный образец испытывался на борту летающей лаборатории Ту-110 с 1965 года. Вторым комплектом системы в том же году оборудовали боевой самолет Ту-22К, однако его испытания затягивались из-за большого числа проблем и дефектов системы. К работе подключились специалисты ЛИИ Н.И. Сазонов и О.И.Чешуев, теоретически и экспериментально обосновавшие возможность пассивного синтезирования апертуры антенны в системе пассивного целеуказания. Совместные госиспытания системы завершились в 1973 году. «Курс-Н» производил анализ радиолокационного поля в широком диапазоне, выводя индикацию на экраны экипажу и, помимо целеуказания, обеспечивал ведение попутной разведки радиолокационной обстановки по маршруту полета со вскрытием объектов ПВО.

Первый ракетоносец Ту-22К, переделанный из бомбардировщика №50500051, был подготовлен в 1961 году. На нем переоборудовали грузотсек для размещения крылатой ракеты, подвешивавшейся в полуотопленном положении (для чего створки отсека сделали разрезными, спрофилировав внутренние части по контуру X-22 с их складыванием внутрь при подвеске ракеты). Прежнюю навигационно-бомбардировочную РЛС «Рубин» заменили на станцию «ПН» под более объе-

мистым обтекателем.

Станция «ПН», уже прошедшая отработку на летающей лаборатории, обеспечивала радиолокационное ориентирование и поиск радиоконтрастных целей - так, объект типа «крейсер» захватывался на дальности до 350 км, а крупный наземный объект - до 500 км. В составе оборудования появилось центральное навигационно-вычислительное устройство ЦНВУ-Б-1а, обеспечивавшее точный выход в точку пуска путем непрерывного автоматического определения местоположения самолета методом счисления пути и периодической коррекции координат и курса по радиолокационным ориентирам, а также программирования маршрута полета. Вместе с аппаратурой ракеты, РЛС «ПН» и ЦНВУ-Б-1а входили в состав системы радиоуправления К-22.

Испытания первой машины начались 1 июля 1961 года, а уже 9 июля самолет с макетом X-22 принял участие в авиационном параде. Комплексное изделие представить не позволяли задержки разработчиков системы управления, ГСН и двигателя, затянувшие работы на год. Полеты с ракетой в программе испытаний были запланированы на начало октября, тогда же казанский авиазавод №33 выпустил и второй ракетоносец. Параллельно развернулась отработка системы К-22 и испытания ракеты на специально переоборудованном Ту-16К-22. На первом этапе программы предусматривалось выполнить 138 полетов и произвести 15 пусков ракет. Испытания проводились на базе ГНИКИ ВВС в Ахтубинске силами 2-го Главного Управления испытаний самолетов-ракетноносцев и бомбардировщиков, образованного в начале 1961 года при объединении службы со специализированным ГОС-

НИИ-6, занимавшимся ракетным вооружением. Для контроля за полетом ракет, помимо наземных кинотеодолитных постов, дававших траекторные изменения, служили телеметрические системы КТА, монтировавшиеся вместо БЧ и передававшие параметры бортовых систем. Пуски ракет начались в 1-м квартале 1962 года, а первый пуск X-22ПГ в штатном режиме состоялся только 2 ноября 1963 года (тогда из-за отказа аппаратуры ракета так и не достигла цели, находившейся на удалении 240 км. Председателем госкомиссии по испытаниям комплекса К-22 был командующий ДА Ф.А. Агальцов. Испытания шли с большими трудностями, преимущественно связанными с недоведенностью системы наведения К-22 и станции «ПН». По истечении 15 месяцев работ удалось выполнить менее трети запланированных полетов и только 6 пусков. Однако машина была нужна, и министр авиапрома П.В.Демин, подчеркивая преимущества Ту-22 перед зарубежными бомбардировщиками, в ноябре 1961 года докладывал в ЦК КПСС: «Ту-22 имеет более широкое применение, чем В-58, на котором не предусмотрено ракетное вооружение». Велики были и надежды на X-22, вооружить которой предполагали еще несколько создававшихся самолетов, на тот момент существовавших в проектах (как и сама ракета).

Постановлением правительства от 1 августа 1958 года мясницевскому ОКБ-23 поручалась разработка ракетно-носного варианта бомбардировщика ЗМ, под вооружение из двух X-22 проектировались и будущие сверхзвуковые М-52 и М-56. Однако последующие перемены в авиапроме повлекли сворачивание этих работ, оставив в плане только Ту-22К.

Отработка комплекса затянулась на несколько лет, потребовавшихся на устранение дефектов и повышение надежности. В ноябре 1964 года почти случайно удалось выявить системный дефект наведения: после зачетного пуска с прямым попаданием в корабельную мишень и рапорта "наверх" один из офицеров обнаружил, что пробоину, "подтверждавшую попадание", он видел и раньше. Оказалось, что аппаратура дает промах и ракета проходит над целью с перелетом, падая в море, где ее и обнаружили водолазы. Задержки с постановкой комплекса на вооружение повлекли несколько правительственных постановлений. К весне 1965 года ВВС получили уже 105 Ту-22 - разведчиков, бомбардировщиков и учебных самолетов, однако среди них еще не было ни одного ракетносца.

Обеспокоенный положением дел Главком ВВС К.А.Вершинин 31 марта 1965 года докладывал министру обороны маршалу Р.Я.Малиновскому: «На 1965 год запланирована поставка в

ВВС 10 серийных ракетноносцев Ту-22К. ... Ракета Х-22 имеет скорость около 4000 км/ч, дальность 500 км и высоту полета 22,5 км. Совместные испытания, начатые еще в 1961 году, до сих пор не закончены из-за частных отказов аппаратуры управления ракетой. За последние полгода выполнены 4 пуска с неудовлетворительными результатами».

Очередным решением Военно-промышленной Комиссии от 10 февраля 1965 года был установлен срок окончания испытаний системы К-22 к октябрю 1965 года. В числе недостатков Ту-22 назывались также многочисленные дефекты конструкции и аварийность, приведшие к «длительным простоям общей продолжительностью около 1,5 лет».

Испытания противорадиолокационного комплекса К-22П начали в 1968 году на первом опытном самолете Ту-22К-ПСН (заводской № 609), оборудованном пеленгационной системой разводки и целеуказания «Курс-Н». Самолет был запущен в серию как Ту-22КП, однако из-за трудностей с доводкой системы испытания завершились в 1973 году, а в строю первые машины оборудовали серийной аппаратурой только в 1976 году.

Казанский авиазавод, действуя по принципу «план-закон», начал выпуск ракетноносцев еще до завершения испытаний и вынесения положительного заключения. С третьего квартала 1965 года, начиная с самолета №3504, сборочные цеха стали покидать самолеты Ту-22К. Всего до 1969 года было выпущено 76 ракетноносцев (из общего числа 311 серийных машин этого типа).

Совместные испытания системы продолжались более 5 лет, и военными авиационно-ракетный комплекс К-22 был принят "в рассрочку": производство самолета и поступление в части шли уже несколько лет, но на вооружение Ту-22К был принят только в декабре 1968 года с условием доводки самого комплекса. На это потребовалось еще два года, после чего ПСМ СССР от 9 февраля 1971 года комплекс К-22 официально был принят на вооружение. В 1970 году группа создателей комплекса во главе с А.Я.Березняком была удостоена Государственной премии.

Выпуск опытных образцов Х-22 и отработка технологии производства осуществлялись дубненским заводом №256 (с 1966 года - ДМЗ), где впоследствии развернулось и их серийное производство, к которому подключился и ряд других предприятий авиапрома. Освоение ракеты производителями, с учетом существенного отличия Х-22 от предыдущих изделий, потребовало решения массы проблем конструктивно-технологического характера как по планеру, так и по системам. Новыми

являлись не только материалы и технологии, но и качественно иной уровень требований к характеристикам и исполнению агрегатов и оборудования ракеты.

Первостепенным для конструкционных материалов и узлов являлось условие сохранения работоспособности при высоких тепловых нагрузках - кинетический нагрев поверхностей при полетных скоростях достигал 350-420 градусов, делая неприемлемыми распространенные в авиа- и ракетостроении алюминиевые сплавы, «державшие» всего 130 град., исключая также и многие другие материалы, подверженные потере прочности и структуры с нагревом (например, многие пластики при этом просто горели). Основными конструкционными материалами планера ракеты стали высокопрочные нержавеющие стали и титан, с широким применением сварки для изготовления крупногабаритных агрегатов.

Фюзеляж Х-22 состоял из 4-х отсеков, стыкуемых между собой фланцевыми соединениями. Треугольное крыло со стреловидностью 75 град. по передней кромке имело сверхзвуковой симметричный профиль с относительной толщиной 2%. Для обеспечения достаточной прочности и жесткости при небольшой строительной высоте (у корня она составляла всего 9 см) крыло образовывалось многолонжеронной конструкцией с толстостенной обшивкой. Площадь каждой консоли равна 2,24 кв.м. Цельноповоротные консоли оперения симметричного профиля с относительной толщиной 4,5% осуществляли управление ракетой по курсу (верхний киль, служивший рулем направления), крену и тангажу (горизонтальное оперение, работавшее в элевонном режиме).

Нижний киль на первых образцах был съемным и крепился к ракете после подвески на самолет. Затем, для удобства транспортировки, его крепление изменили на шарнирное, складывая вправо по полету, за счет чего общая высота ракеты уменьшалась до 1,8 м. Перед вылетом нижний киль опускался и фиксировался в полетном положении.

Для повышения путевой устойчивости под фюзеляжем имелся гребень, в котором размещалась часть антенн оборудования. Силовые элементы оперения, крыла и фюзеляжа выполнялись из стали, панели обшивки и некоторые узлы - из титановых сплавов. Из титана изготавливались также теплозащитные кожухи и экраны, а для внутренней теплоизоляции отсеков и гаргрота использовались маты из специальных материалов.

Наиболее крупными агрегатами были баки-отсеки - пятиметровые тонкостенные конструкции с подкрепляющим силовым набором, сварные из коррозийно-стойкой стали. Отсеки не-

сли также узлы крепления крыла, приваренные к корпусу и проходившие затем совместную механообработку - фрезеровку и разделку стыков. По прочностным соображениям ракета имела минимум эксплуатационных и технологических люков, вырезы которых ослабляли конструкцию - доступ обеспечивался поотсечно.

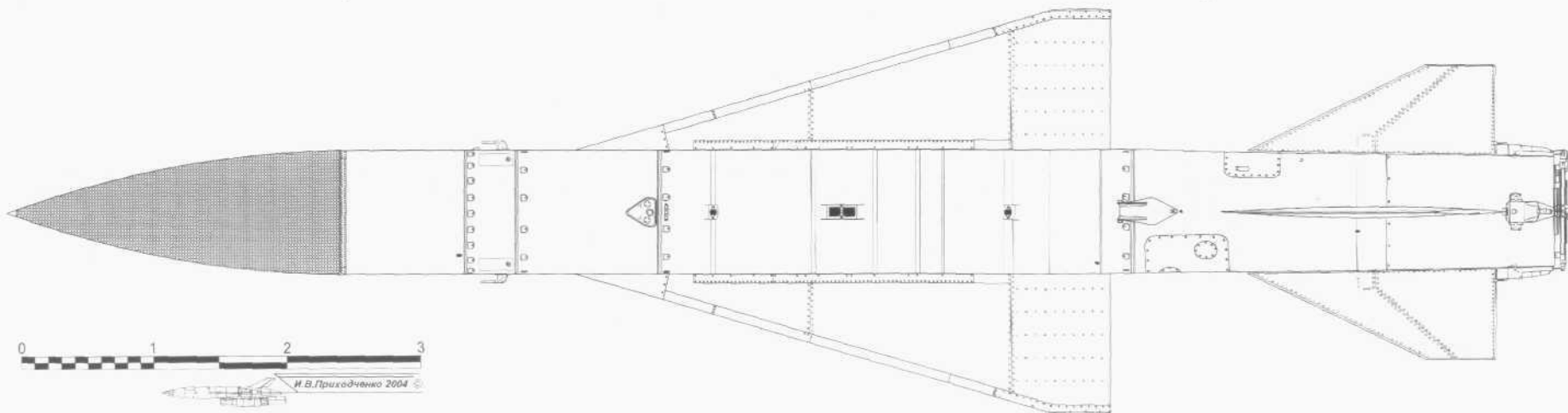
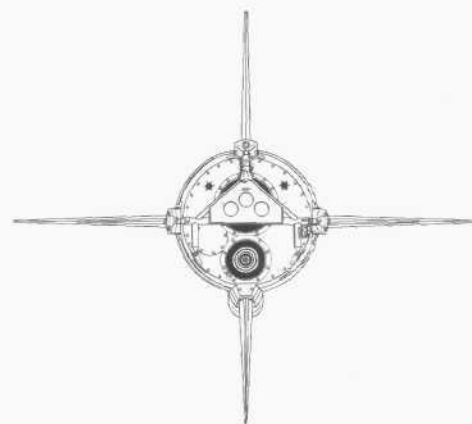
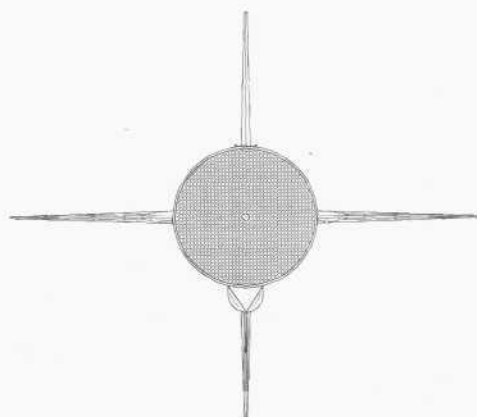
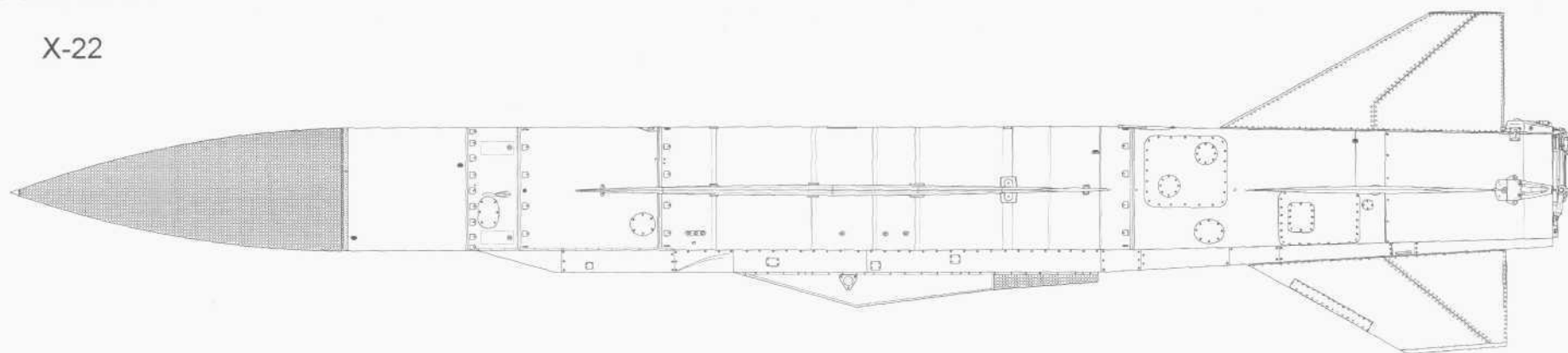
Сварка деталей из нержавеющей стали и титана, особенно при изготовлении крупных агрегатов, была практически неосвоенной задачей: при нагреве материал поглощал атмосферный водород, меняя кристаллическую структуру и теряя свойства, а в сварных швах появлялись внутренние напряжения, вызывающие трещины. Недостаток опыта усугублялся спешкой, сопутствовавшей важному оборонному заказу.

Работы по сборке первого корпуса Х-22, который надлежало предъявить правительственной комиссии, шли круглыми сутками. Однако в день показа тщательно подготовленное изделие - результат нескольких месяцев работы - оказалось сплошь покрытым трещинами. Устранять причины пришлось кропотливой отработкой техпроцессов и внедрением специализированного технологического оборудования, обеспечившего выполнение автоматической сварки в атмосфере нейтрального газа (ручная не гарантировала качества), отжиг и прогрев узлов, тщательный контроль за качеством с использованием рентгеновских и ультразвуковых установок (к слову, опыт дубинцев впоследствии пригодился при налаживании серийного производства МиГ-25, в конструкции которого широко применялись сталь и титан; именно на ДМЗ осуществляли изготовление сварных секций фюзеляжа и крыла для первых МиГов).

Внутренние каркасные конструкции под оборудование, рамы и балки крепления аппаратуры изготавливались крупногабаритным литьем из легкого магниевого сплава МЛ-5 по техпроцессам, разработанным заводским цехом цветных металлов №12, которым руководил В.Н.Леженин.

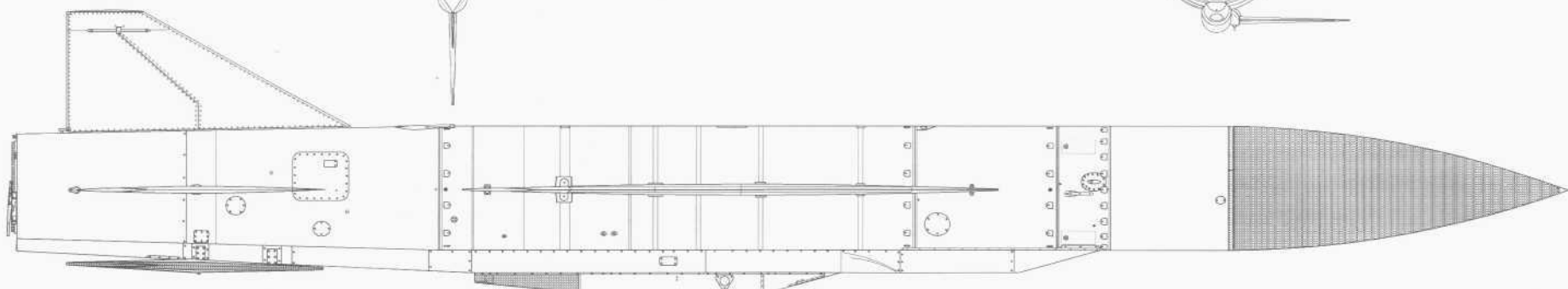
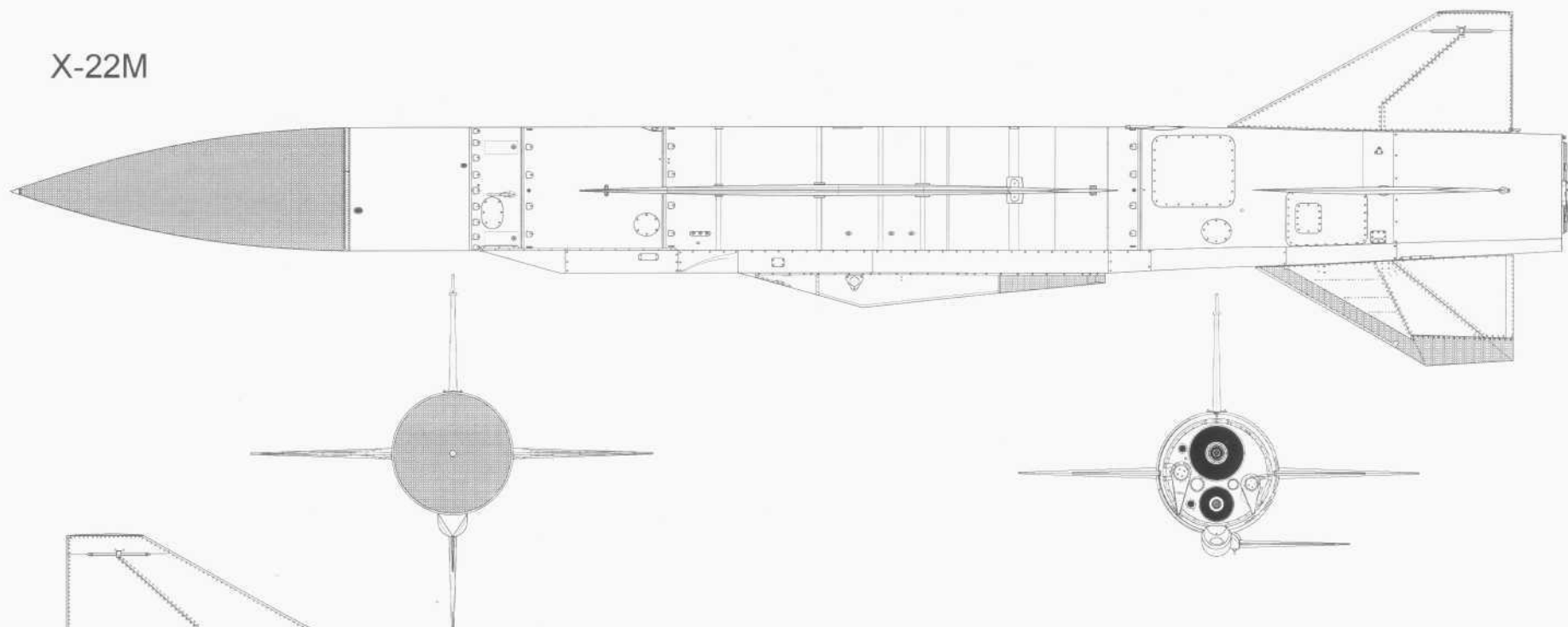
Особо ответственной задачей стало изготовление радиопрозрачных обтекателей Х-22, определявших характеристики аппаратуры. Стеклотекстолитовый конус головки «ПГ» при длине 2,5 м и диаметре 0,92 м должен был иметь переменную толщину стенок не более 7,5 мм, обеспечивая должную механическую прочность, термостойкость и высокий коэффициент прохождения радиосигналов. При сложных оживальных контурах рассчитать точные толщины стенок не представлялось возможным из-за отсутствия расчетных теорий, и они задавались в чертежах лишь приблизительно, однако, с требованием эмпирически обеспечить требуемую радиопрозрачность.

X-22

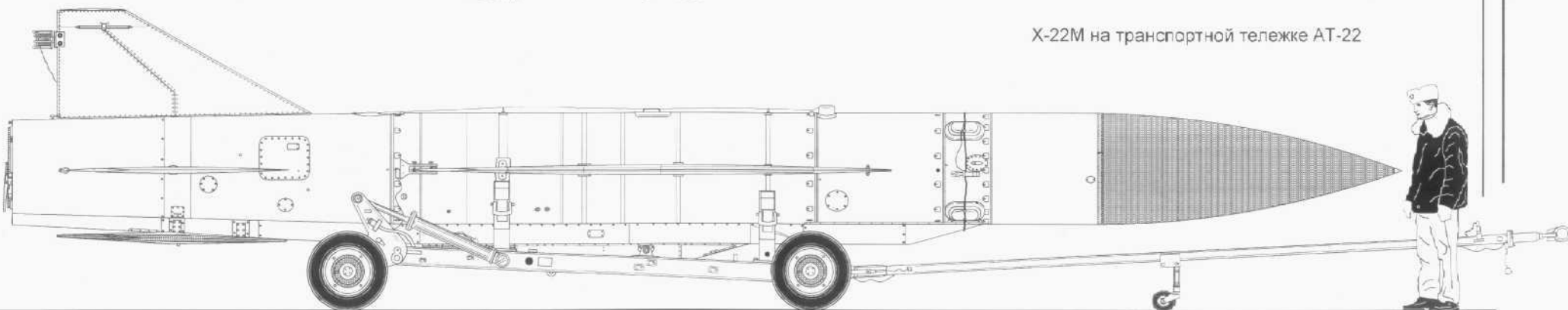




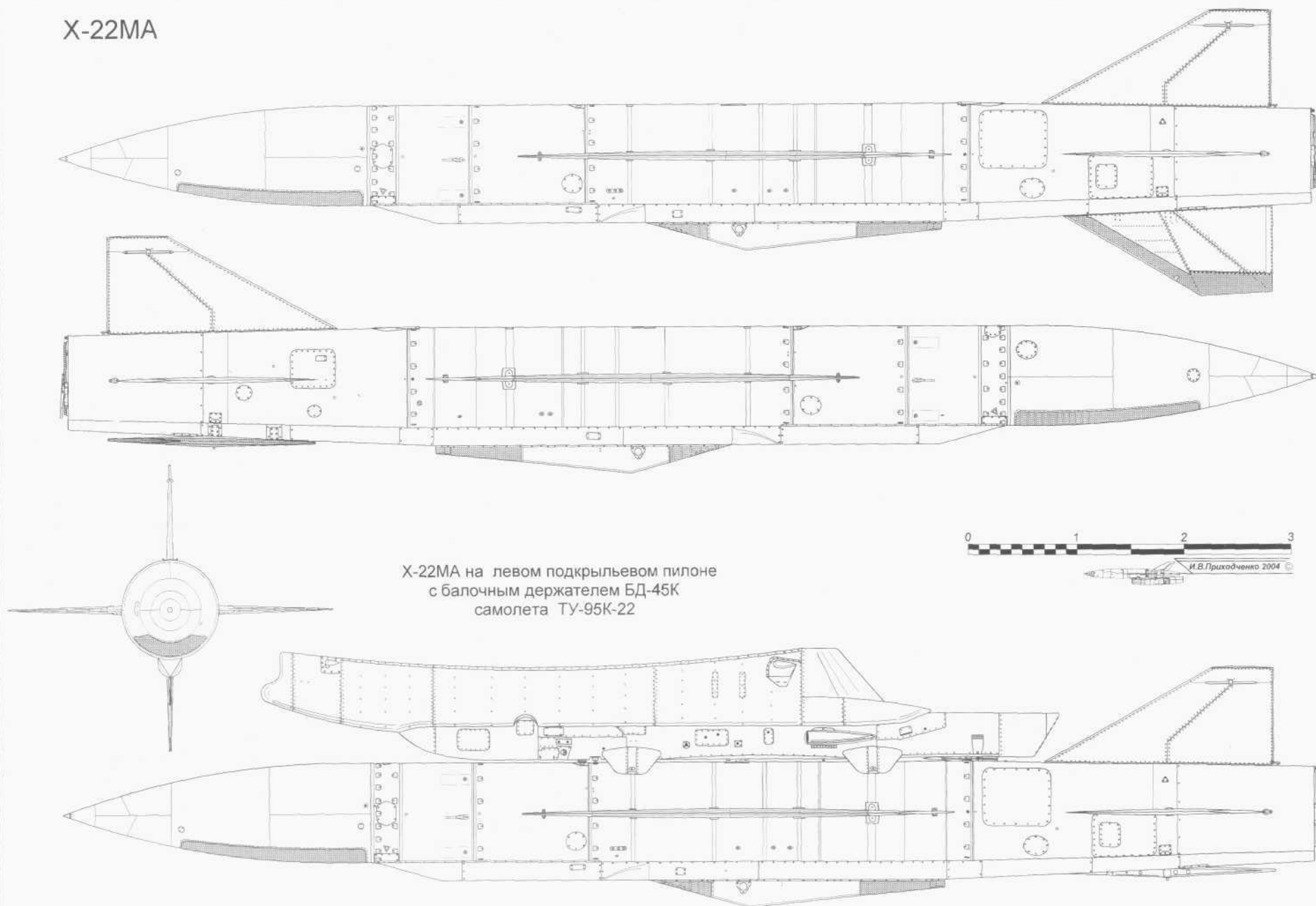
X-22M



X-22M на транспортной тележке АТ-22

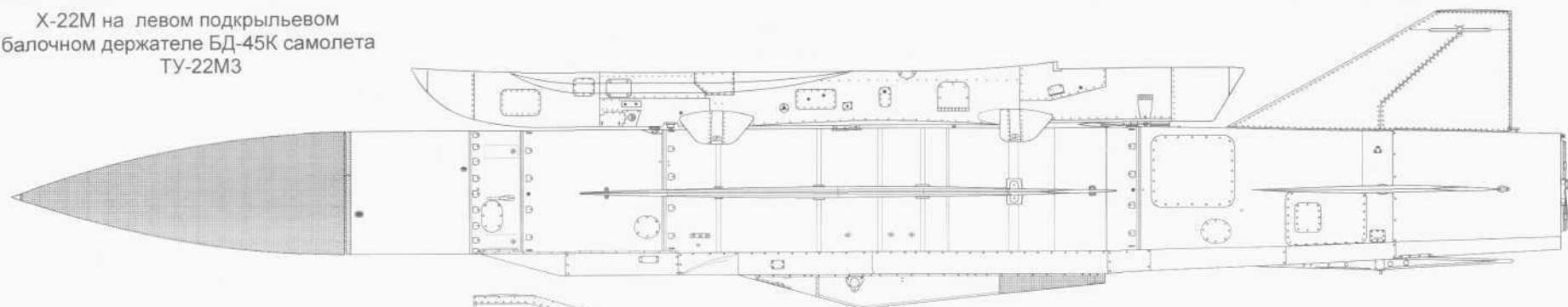


X-22MA

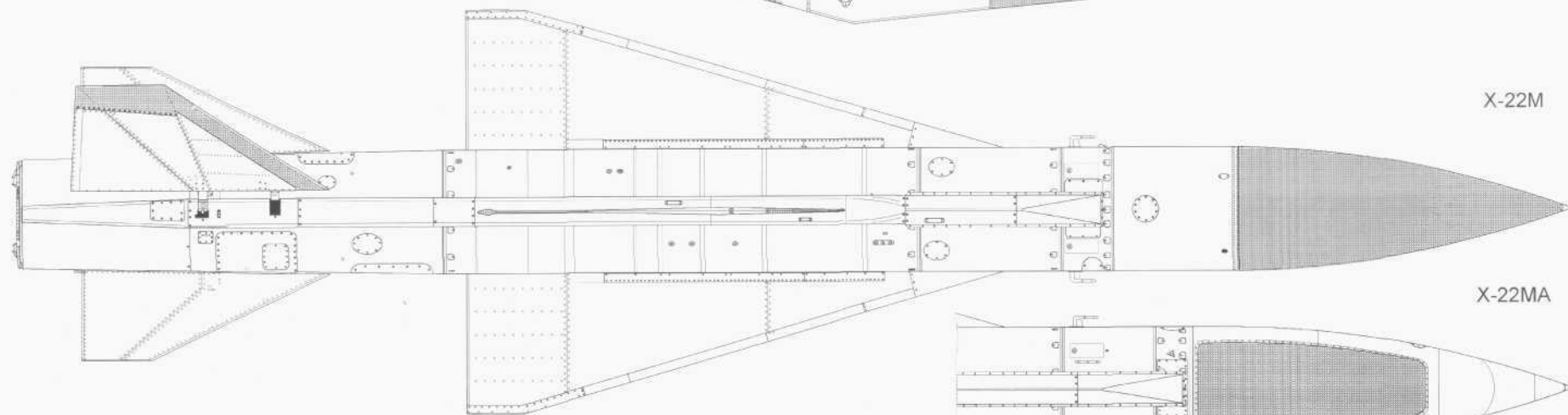


X-22MA на левом подкрыльевом пилоне  
с балочным держателем БД-45К  
самолета ТУ-95К-22

Х-22М на левом подкрыльевом  
балочном держателе БД-45К самолета  
ТУ-22М3

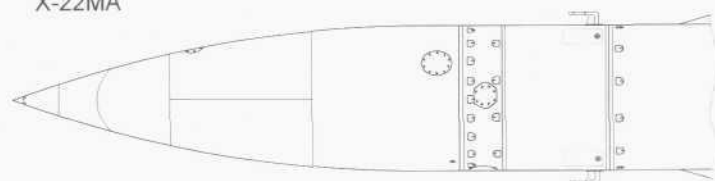


X-22M

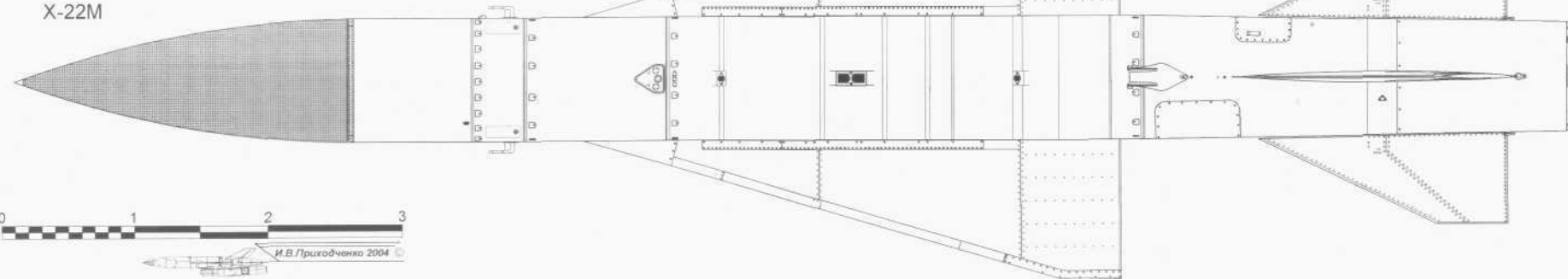


X-22MA

X-22MA



X-22M



0 1 2 3

И.В. Приходченко 2004

Заказ на обтекатели поначалу разместили в Химках на заводе №301, где их попробовали отформовать вакуумным способом с последующей механической обработкой и шлифовкой поверхности до нужной толщины и чистоты. Результаты были плачевными - помимо низкой радиопрозрачности, не превышавшей 50-55% (при заданных 75%), «обдирание» поверхности приводило к надразам стеклоткани с последующим расслоением и вздутием при нагрузках и нагреве.

Производство обтекателей перенесли в Дубну, где освоением задания занялся цех №17 при поддержке специалистов ВИАМ. Агрегаты изготавливались методом пропитки под давлением из радиопрозрачной стеклоткани на фенолформальдегидной смоле с использованием высокопрочных кварцевых тканей из минерального волокна. В конструкции использовались также термостойкие клеи. Оснастку изготовили при помощи фирмы С.П.Королева - стальные матрицы и пуансон высотой 2,5 м, поверхности которых полировали, доведя до 6-го класса чистоты.

Процесс осуществлялся в печи, куда закатывалась вся оснастка, чтобы под действием высокой температуры полимеризация дала материал с нужными характеристиками. Пропитать весь пакет удалось лишь с четвертой попытки - то не шла смола, то нарушалась герметизация, и матрицу, раз за разом, приходилось с большим трудом разбирать, выбивая куски пластика и лохмотья стеклоткани.

Готовую стеклотекстолитовую заготовку тщательно шпаклевали специальными материалами и наносили защитное покрытие - 12 слоев герметизирующего лака с трехчасовой сушкой каждого слоя в печи. Оказалось, что это не дает результата - обтекатели текли и вздувались.

Выходом стало простое предложение - после долгого и трудоемкого технологического конуса изнутри дополнительно несколько раз обильно изнутри тем же лаком, обеспечивая исковую герметичность (автора идеи премировали заслуженными 10 рублями). Общий объем новшеств в технологии изготовления обтекателей Х-22 стал основанием для защиты в ВИАМ семи кандидатских и докторских диссертаций.

В системе управления использовались мощные гидравлические рулевые приводы, энергоисточником для которых служили гидроаккумуляторы. Их конструкция повлекла не менее сложные проблемы - ВИАМ поначалу даже выдал заключение о невозможности изготовления их резиновых диафрагм. Работоспособные агрегаты, тем не менее, были изготовлены и поставлены на производство, а технологии затем

заимствовали другие КБ авиапрома. В конструкции самих приводов, работавших под высоким давлением, внедрили финишный процесс алмазного шлифования штоков и уплотнений исполнительных механизмов.

Система управления ракеты включала автопилот АПК-22 (АПК-22А), энергообеспечение осуществлялось при помощи «сухой» ампульной батареи с преобразователем (на подвеске все системы ракеты запитывались от «борта» носителя). Энергоемкость батареи обеспечивала 10-минутное питание потребителей. В этом же отсеке размещались баллоны и агрегаты системы наддува оборудования и баков.

ЖРД типа Р201-300, разработанный в ОКБ-300 (с 30 апреля 1966 года - Тушинское Машиностроительное КБ «Союз») имел двухкамерную конструкцию. С учетом основных полетных режимов АКР каждая из камер сгорания была оптимизирована для их обеспечения: стартовая камера с форсажной тягой 8460 кгс служила для разгона и выхода на максимальную скорость, после чего полет продолжался с помощью маршевой камеры с меньшей тягой 1400 кгс, достаточной для поддержания скорости и высоты при экономичном расходе топлива.

Питание двигателя осуществлялось общим ТНА. Двухкамерная конструкция ЖРД обеспечивала требуемый диапазон характеристик по дросселированию двигателя и упрощала устройство и управление, позволяя отказаться от сложных систем регулировки. При заправке Х-22 снаряжалась 3049 кг окислителя и 1015 кг горючего.

Х-22 представляла собой целую конструкцию и, в отличие от других ракет, поставлялась в полностью собранном виде, без отстыковки консолей. Двухтонная ракета доставлялась заказчику в объемистом двенадцатиметровом упаковочном ящике, для перевозки которого требовалась железнодорожная платформа или самолет Ан-12.

Для перевозки Х-22 на аэродроме служила специальная аэродромная транспортная тележка АТ-22, задние колеса которой могли «приседать» с помощью гидравлики, позволяя закатить громоздкое изделие под самолет, куда ракета проходила с минимальным «зазором» - просвет под самолетом составлял менее 2 м при высоте самой Х-22 даже со сложенным нижним килем 1,81 м. Для подвески массивной АКР, даже без горючего и окислителя, весившей 1800 кг (в снаряженном виде - 5740 кг), использовалась электрическая лебедка, однако на практике процедура подвески имела массу нюансов, требовала навыка и недюжинных усилий.

Х-22 могла комплектоваться сменной БЧ фугасно-кумулятивного типа

массой 950 кг, оснащенной контактным взрывателем, или ядерной БЧ со взрывательным устройством, инициировавшим наземный контактный подрыв или воздушный - на заданной дальности от цели. Для «автономной» Х-22ПСИ предусматривалась комплектация только спец-БЧ, обеспечивавшей поражение крупных целей. Х-22П могла применяться с ядерной БЧ или облегченной осколочно-фугасной БЧ, несшей 1 200 поражающих осколочных элементов.

Для размещения на Ту-22К служил находящийся в грузоотсеке блок подвески с каркасом клепаной конструкции, в котором крепился балочный держатель БД-294. Держатель оборудовался электроарматурой управления системами ракеты, трубопроводами кондиционирования и наддува с разъемными и клапанами отсечки при пуске. С помощью гидроподъемника держатель с АКР опускался из походного положения в стартовое, выводя ракету из грузоотсека, и убирался после пуска. В стартовом положении держатель выводил АКР под углом 1 град. вниз от оси самолета для ее устойчивого отхода от носителя.

Пуск мог выполняться в диапазоне высот от 10 км до практического потолка (по условиям устойчивого захвата и наведения) при истинных скоростях 950-1500 км/ч. Дальность высотного пуска Х-22 с головкой ПГ составляла 300-310 км.

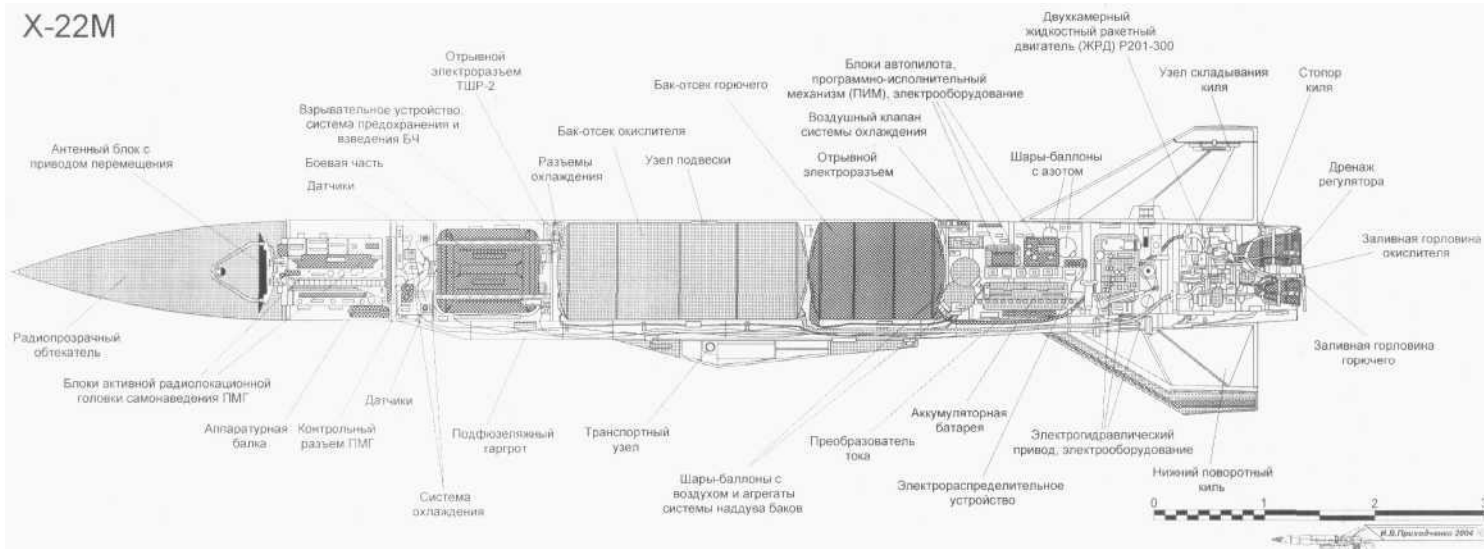
С появлением модернизированных ракет и доработки станции «ПН», нижнюю границу высотности удалось довести до 1000 м (на меньших высотах работу РЛС затрудняло влияние земной поверхности с переотражением сигнала), скорость при пуске с малых высот ограничивалась 900 км/ч. Дальность пуска за счет более раннего захвата цели головкой ракеты и оптимизации траектории возросла до 350 км. Радиус действия комплекса К-22 на дозвуке составлял 2500-2700 км, на сверхзвуковых режимах - 1100-1300 км. Практическая дальность полета равнялась на дозвуке 4100 км (с учетом 8% запаса топлива).

Поиск объекта атаки на маршруте велся с помощью радиолокационных ориентиров (ими могли служить города, характерные изгибы рек или береговой линии). Курс полета при целеуказании и в предпусковом режиме требовалось выдерживать строго по направлению к цели, чтобы сигнал был максимальным; для этого на индикаторе летчика высвечивалась «подсказка» доворота на цель.

В аппаратуру «ПГ» вводились данные о дальности и угловых координатах цели. При взятии цели на автосопровождение головкой ракеты загоралась сигнализация о захвате, и экипаж мог контролировать его с помощью



## X-22M



экрана, на который выводилось изображение с ГСН, совмещая его с картинкой местности на индикаторе самолетной станции «ПН». При устойчивом захвате штурман включал наддув батарей АКР, ее системы питания выходили на режим, и снималась блокировка управления. Самолет при пуске требовалось вести прямо без скольжения с тангажом не более 5 град.

На практике рубеж обнаружения крупного корабля-цели составлял 350-370 км, а дальность пуска (с учетом необходимых процедур и надежности выполнения задачи) - 260-280 км. После схода ракеты самолет обычно оставался на курсе еще 50-60 км, и экипаж контролировал полет ракеты, убеждаясь, что та ушла к цели.

«Провалившись» после отцепки, ракета первые мгновения терялась из виду, а затем стремительно выходила перед носом, набирая высоту и, оставляя белый шлейф, тут же исчезала в небе.

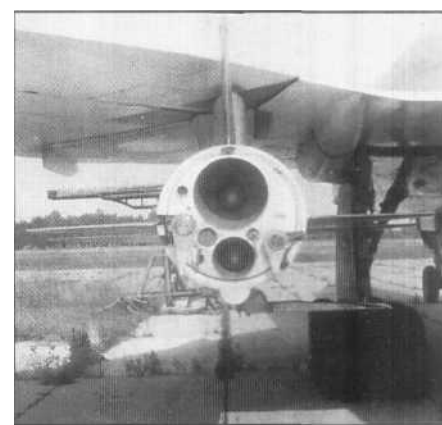
X-22 ПГ управлялась комбинированным способом, сочетая автономное управление по программе, задаваемой выдающим разовые команды кулачковым механизмом автопилота АПК-22, и активное самонаведение от радиолокационной головке «ПГЫ». При отцепке происходило расстопорение рулей, запускался программный механизм, и начиналась подготовка двигателя, системы подачи и наддува баков. АКР за это время отходила от самолета, просаживаясь на 500-700 м по условиям безопасности носителя, чтобы не повредить его ударом при старте или многометровым факелом ЖРД. На 3-й секунде запускался двигатель и снималась первая ступень блокировки БЧ, исключавшая подрыв на подвеске. На 11-й секунде полета ракета начинала набор высоты, выходя на 22500 м, где переходила в горизонтальный полет. С 25-й секунды к управлению подключалась головка «ПГ», начиная самонаведение по курсу методом пропорционального наведения.

Набирая высоту, ракета разгонялась до  $M=3,44$  (истинная скорость при этом составляла 3710 км/ч, и за секунду X-22 проходила более километра). Стартовая камера ЖРД при этом отключалась, а дальнейший полет на заданной скорости и высоте осуществлялся работой маршевой камеры. Автопилот стабилизировал заданную высоту, а аппаратура «ПГ» продолжала автосопровождение цели, выдерживая направление по курсу.

По мере сближения с целью зеркало антенны «ПГ» наклонялось, и достижение угла в 30 град. служило командой для перехода в пикирование. Удаление от цели в этот момент составляло 60 км, что служило основанием для дублирования команды дальномерным устройством головки.

На пикировании ЖРД отключался во избежание разгона до чрезмерных скоростей, грозивших заклиниванием управления и разрушением конструкции. Скорость X-22 на снижении и без двигателя составляла  $M=2,04$  (порядка 700 м/с), и весь этап пикирования к цели занимал немногим более минуты. На 20-й секунде пикирования головка начинала самонаведение ракеты по тангажу, а затем - и коррекцию по курсу до самого попадания.

Отработка ракет X-22ПСИ привела к выработке строгого регламента их подготовки. Целеуказание в полете перед пуском оказалось труднореализуемой задачей и на практике сводилось к вводу данных о положении цели при подготовке аппаратуры на земле. Задачей экипажа являлся вывод самолета точно в заданную точку пуска со строгим удержанием направления полета к цели, контролируемого «пристрелкой» оси самолета и положения цели. Навигационные ошибки при полете носителя в сочетании с накапливающимися неточностями в контурах ДИСС, инерциальной системы и счислителя аппаратуры ПСИ давали ощутимую погрешность в полете к цели, воз-



Вид на сопла двигателя ракеты X-22

раставшую при пусках на предельную дальность, где рассеивание достигало сотен метров (у ракет с радиолокационным самонаведением этот параметр измерялся несколькими десятками метров, позволяя поражать точечные и подвижные объекты).

Повысить точность не позволяло отсутствие коррекции в полете по каким-либо ориентирам - избранный «автономный» принцип определенно ограничивал возможности, а о глобальном позиционировании, коррекции по рельефу и других методах тогда речь еще не шла.

Вместе с тем, полет X-22ПСИ проходил в скрытном режиме, не выдавая ее излучением, которое могло служить сигналом для вражеской ПВО.

Ракеты X-22 по времени создания характеризовались как практически несбиваемые современными средствами ПВО: наиболее распространенный в НАТО ЗРК «Хок» имел досягаемость по высоте не более 19 км, и даже тяжелые «Найк Аякс» и «Бомарк» территориальной ПВО обладали высотностью в 18 км. В арсенале отечественных средств поражения X-22 описывались исчерпывающим термином «высоколетящие сверхзвуковые крылатые ракеты».



Ракета X-22МА на транспортной тележке



Ту-22 с ракетой X-22МА

Ракетоносцами Ту-22К в 1965 -68 гг. были оснащены три полка 15-й гв. Гомельской ТБАД, дислоцированные в Белоруссии и на Украине. В штат полков, помимо двух эскадрилий на Ту-22К и Ту-22КП, входила эскадрилья постановщиков помех. Переучивание летчиков и техсостава первое время велось в 43-м ЦБ и ПЛС ДА в Дягилево под Рязанью. Позже, ввиду небольшого числа частей на Ту-22К, обучение стали вести непосредственно на местах, где были организованы учебные курсы. Первый практический пуск строевым экипажем был проведен в 203-м ТБАП в 1968 году. Участвуя летом 1970 года в учениях "Север", один из экипажей полка, выполнив пуск X-22, поразил цель прямым попаданием с расстояния 227 км.

Основные цели белорусских полков находились в Северо-Западной Европе, полку из Озерного ставились задачи в Центральной Европе. Помимо европейских оперативных направлений, экипажи готовились к действиям на морских акваториях - от Баренцева, Балтийского и Северного морей до Черного и Средиземного, отрабатывая ракетные атаки корабельных группировок в различных боевых порядках, до полка включительно, в том числе и скрытно, с преодолением ПВО на предельно малых высотах до 80-150 м.

В одном из таких вылетов в ходе учений «Запад-81» 121-й ТБАП, пройдя над Балтикой, двумя колоннами неожиданно вышел к аэродромам ГДР, оставшись не замеченным ни своей, ни НАТОвской ПВО.

При боевой учебе на местных полигонах экипажи ограничивались отработкой тактических пусков с выполнением всех операций, взятием цели на автосопровождение, выпуском ракеты в стартовое положение, но без команды «Гром» - собственно отцепки.

Реальные пуски обычно приурочивались к итоговым ежегодным проверкам или проводились в ходе дивизионных сборов 1-2 раза в году. При этом пуски выполнялись 4-8 экипажами из числа наиболее подготовленных, однако в 1989 году летчики 203-го ТБАП выполнили 22 ракетные стрельбы.

Атаки морских целей выполнялись на полигоне на Каспии у Форт-Шевченко, где целями служили притопленные на отмели старые корабли и баржи. Наземными целями служили мишени полигона в казахских степях под Ахтубинском — сооружения, имитировавшие промышленные постройки.

Для проведения пусков самолеты обычно перебазировались на базу ДА в Моздоке. С одним из таких вылетов был связан инцидент, произошедший 24 марта 1983 года. Экипаж 203-го ТБАП, покидая Моздок, из-за ошибок с прокладкой курса после очередного разворота оказался в воздушном пространстве Ирана. Летчики, совершенно потеряв ориентировку в ночном небе, на самолете с подвешенной ракетой несколько часов кружили над Тегераном, пока с помощью встречного «аэрофлотовского» самолета не выбрались домой и сели на аэродроме Мары.

**Части советских ВВС, вооруженные комплексом К-22 (по состоянию на конец 1991 года).**

Полк	Место дислокации	Число самолетов*
121-й гв.Севастопольский Краснознаменный ТБАП	Мачулищи	34
203-й гв. Орловский ТБАП	Барановичи	32
341-й ТБАП	Озерное	32

\* - с учетом учебных и постановщиков помех.

Принимая на вооружение комплекс К-22, заказчик высказывал ряд пожеланий по его совершенствованию, прежде всего связанных с расширением возможностей системы и диапазона ее применения. Ту-22К и ракеты X-22 имели ряд существенных ограничений по полетным режимам, обеспечивая, фактически, лишь использование больших высот, в то время как более перспективным считался многорежимный самолет, обеспечивавший более гибкое применение.

Основанием для разработки усовершенствованного варианта комплекса стали подготовленные ВВС в сентябре 1967 года требования к модернизированной авиационно-ракетной системе К-22М, оговаривавшие создание самолета - носителя Ту-22М, способного выполнять продолжительные сверхзвуковые полеты на малых и средних высотах, и модификации ракеты X-22 с улучшенными возможностями поражения целей за счет повышения летных характеристик и помехоустойчивых систем наведения. Постановлением СМ СССР от 28 ноября 1967 года задавалось проектирование модификации Ту-22К - самолета Ту-22КМ со скоростью 2300-2500 км/ч и дальностью в 7000 км с одной ракетой типа X-22.

В конечном счете, модернизация самолета привела к созданию совершенно новой машины и комплекса К-22Н, для которого конструкторы МКБ «Радуга» подготовили модифицированные ракеты - изделие Д-2Н. Сохранив общую схему и компоновку, ракета претерпела значительные изменения, как по конструкции, так и системам.

Вариант X-22Н оснащался ГСН с активным радиолокационным координатором цели типа «ПМГ», а также автопилотом, обеспечивавшим наведение ракеты по верхней или нижней траектории (отсюда и буква «Н» в обозначении), в зависимости от высоты полета носителя. Траектории различались высотой и маршевой скоростью. Двигатель ракеты, соответственно, получил промежуточный режим работы с тягой 1340 кгс или маршевый 600 кгс.

Система управления ракеты вместе

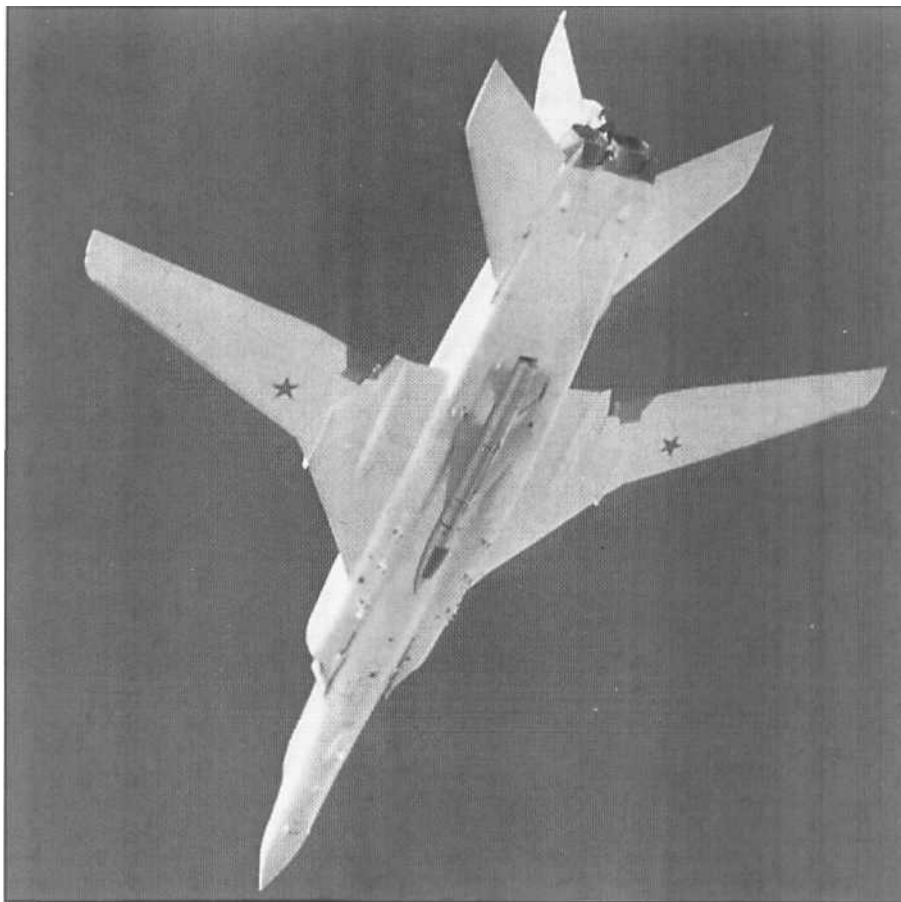
с самолетной станцией «ПНА» составляли систему управления авиационно-ракетного комплекса «Планета», осуществлявшую поиск целей, целеуказание и автономное наведение ракет. Помимо наведения ракет по высотной и низкой траекториям, предполагалось реализовать также пуски по баллистическому профилю, но на практике этот режим не был осуществлен; не удалось внедрить и использование головок ракет на подвеске для самостоятельного поиска целей (например, на случай отказа или подавления помехами РЛС самолета).

Конструктивно Х-22Н отличалась также устройством БЧ, облегченной до 630 кг, однако и такая фугасно-кумулятивная БЧ обеспечивала вывод из строя крупного корабля - ее попадание вызывало разрушение борта и пробоину площадью 22 кв.м, выжигая кумулятивной струей отсеки на глубину 11-12 м и поражая корабельные конструкции и оборудование фугасным ударом и потоком осколков.

В конструкции ракеты многие агрегаты заменили на более современные, повысив их надежность. Изменился также механизм раскладки нижнего киля, который на прежних Х-22 опускался и фиксировался перед вылетом. Взлет Ту-22М с ракетой в такой конфигурации был рискован стесыванием киля о бетон, из-за чего ввели раскладку киля пневматикой уже в ходе ее пуска. Плотная компоновка самолета затрудняла также размещение ракеты в грузоотсеке, где буквально не оставалось места для ее верхнего киля, и так помещавшегося в специальной выемке кессона-бака. Верхушку киля также сделали складной.

Бортовая энергетика и двигатель обеспечивали Х-22Н дальность полета более 500 км, однако по условиям наведения она ограничивалась 330-350 км. Основные режимы и принципы управления соответствовали реализованным в Х-22, но варианты использования комплекса повышали гибкость его применения и эффективность, расширяя возможности и диапазон тактических приемов.

Обнаружение крупных наземных объектов станцией «ПНА» достигалось с рубежа 350-500 км, авианосцев - с 300-400 км, других больших кораблей (цели типа «крейсер») - с 250-350 км. Пуск по верхней траектории с маршевой высотой полета ракеты 22,5 км производился при полете носителя на высотах 8000-13000 м, по нижней траектории с выходом ракеты на 12 км пуски выполнялись при полете самолета на высотах от 1000 до 8000 м. В первом случае скорости ракеты составляла  $M=3,4$ , во втором, с учетом большей плотности воздуха и скоростного напора,  $M=2$ . Вероятность попадания Х-22Н в цель типа «крейсер» оценивалась в 0,8-0,9.



*Ту-22М2 с одной ракетой Х-22НМА*

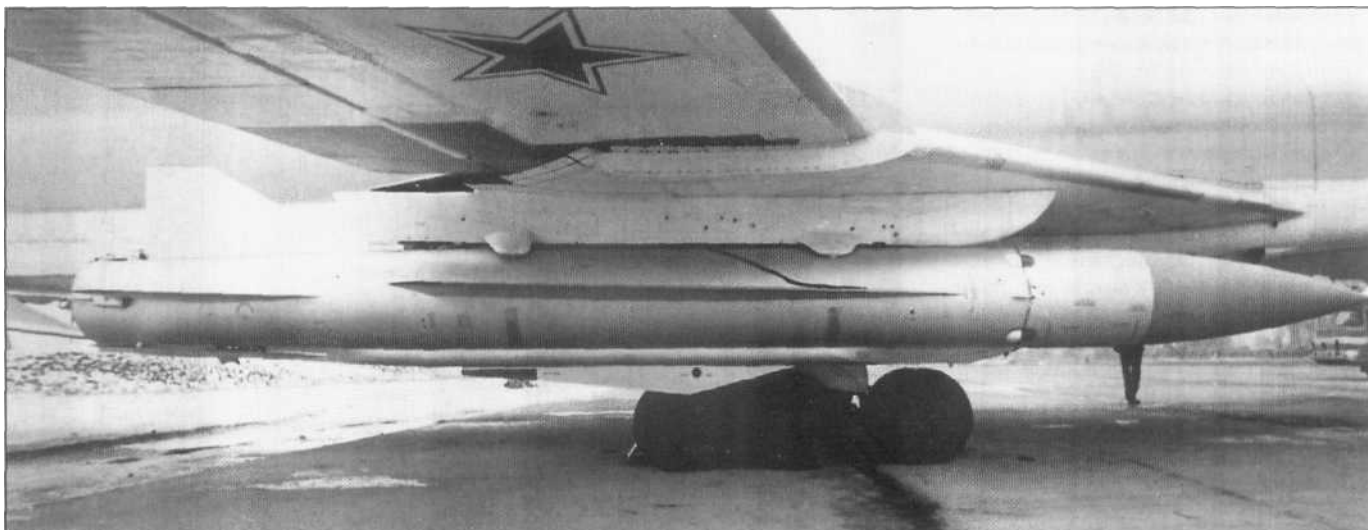
Первые Ту-22М несли одну ракету, размещавшуюся на фюзеляжном держателе БД-45Ф. Последующие модификации получили возможность подвески до трех ракет с размещением еще двух АКР на подкрыльевых узлах БД-45К. Чтобы избежать срыва рулей с застопоренного положения и их разрушения возмущенным потоком, на Х-22 их консоли блокировались на подвеске мощным фиксирующим узлом на общей раке, отстреливающимся после отхода от самолета и запуска двигателя. Громоздкую систему доработали, существенно облегчив и заменив индивидуальными фиксаторами, которые поджимались к корпусу ракеты и освобождали рули.

Вооружение из трех ракет внушительно повышало ударную мощь самолета, однако этот вариант перегружал машину и существенно сокращал радиус действия, с одной Х-22Н ракетоносец имел радиус действия на дозвуковом режиме 2200 км (на сверхзвуке он сокращался вдвое), сохранялся близким и с двумя ракетами, но подвеска трех ракет уменьшала его до 1500 км. Такой вариант рекомендовалось использовать только в качестве транспортного при перебазировании самолетов на передовые аэродромы. Боевая эффективность полка Ту-22М с ракетным комплексом К-22Н оценивалась вдвое выше, чем у Ту-16К-26, и втрое - по сравнению с Ту-16К-10.

В серийное производство, начиная

с весны 1973 года, поступила модификация Ту-22М2 и, с 1978 года, - Ту-22М3. В состав авиационно-ракетного комплекса К-22М, помимо ракет Х-22Н/НА, входили также усовершенствованные ракеты Х-22М с головкой «ПГ» и Х-22МА с головкой «ПСИ» (изделие Д-2М). Авиационно-ракетный комплекс К-22М был принят на вооружение ДА и АВМФ в августе 1976 года.

Противорадиолокационные ракеты Х-22НП/МП с пассивной пеленгационной ГСН в комплексе с системой управления и целеуказания «Курс-Н/НМ» на практике не нашли применения на Ту-22М2 и М3. Препятствием являлись низкая эффективность и ненадежность системы, особенно при использовании на больших дальностях, которые у этих ракет достигали 400 км. Задача дальней противорадиолокационной атаки оказалась сложной - сорвать наведение могло выключение станций-целей при угрозе, а развертывание в сети ПВО противника уводящих станций-ловушек, имитирующих работу РЛС в тех же диапазонах, в сочетании с помеховыми станциями, служило эффективным средством защиты. Корректировать же наведение с борта носителя на больших дальностях не представлялось возможным. Свою роль сыграла также информация о том, что ЗРК дальнего действия с радиусом стрельбы в сотни километров («Бомарк», «Супер Бомарк» и «Найк»), для борьбы с которыми и предназначались эти ракеты,



*Ракета X-22М на подкрыльевом пилоне Ту-22М3*



уже в начале 70-х годов начали снимать с вооружения.

Помимо боевых ракет, серийно производился контейнер-имитатор в корпусе X-22, содержащий аппаратуру ГСН и аналоги оборудования, но без БЧ, двигателя и топлива. Использование учебного контейнера позволяло выполнять тактические пуски со всех трех точек Ту-22М и учебных Ту-134УБК, обеспечивая тренировки экипажей и экономия боевые X-22 (после нескольких полетов на подвеске с вибрациями, нагрузками и работой под током их начинка могла выйти из строя).

Ракеты типа X-22 послужили также основой при постройке беспилотных ракет — мишеней, имитировавших полет сверхзвуковых АКР при тренировках расчетов ЗРК и истребителей.

Освоение нового комплекса началось в морской авиации — первыми в августе 1973 года к его изучению приступили в 540-м МРАП 33-го учебного центра АВМФ в Николаеве. Подготовка велась с использованием предсерийных самолетов Ту-22М. Вскоре на полигоне экипажем подполковника А.С. Ващенко был произведен пуск ракеты

X-22М. В сентябре следующего года началось перевооружение новыми самолетами первой строевой части АВМФ — 943-го МРАП авиации Черноморского флота на аэродроме Октябрьское в Крыму. 17 апреля 1975 года экипаж полка п/п-ка Задирако успешно провел первые в части ракетные стрельбы.

Следующим стал балтийский 240-й МРАП на аэродроме Быхов, приступивший к освоению Ту-22М2 в марте 1976 года. Через год, 14 апреля 1977 года, экипаж майора Бумагина первым в полку отстрелялся ракетами на полигоне. 240-й МРАП отметил также тем, что именно его Ту-22М2 с ракетами были впервые замечены западными наблюдателями во время крупных учений в июне 1978 года, сделав достоянием гласности появление нового советского ракетноносца. Любопытно, что склонные к преувеличению «советской угрозы» иностранные военные эксперты приписывали его ракетам скорость  $M=4,6$  и дальность под 500 км.

В последующие годы Ту-22М2 и М3 в морской ракетноносной авиации были оснащены также черноморский 5-й

МРАП в Веселом, 574-й и 924-й МРАП Северного флота, 568-й и 570-й МРАП Тихоокеанского флота.

В ДА новые самолеты поступили несколько позже — командование, неудовлетворенное полученными поначалу характеристиками комплекса, особенно по скорости, дальности и надежности, требовало их доведения до заданных. Лидерным в ВВС на новой технике стал полтавский 185-й гв. ТБАП п-ка П.С.Дейнекина (впоследствии — Главкома ВВС России).

Освоение самолета в полку началось в сентябре 1974 года, через полгода экипажи приступили к ракетным стрельбам. Число машин в ВВС быстро росло, и к 1991 году ими были вооружены 8 полков ДА. Эти самолеты имела и морская авиация в составе 7 МРАП. Большая их часть была сосредоточена в западной части СССР, где, по представленным на международных переговорах данным, к октябрю 1990 года находилось 257 машин.

Эксплуатация X-22М на Ту-22М2 и М3 на первых порах сопровождалась рядом казусов, связанных с особенностью подфюзеляжной подвески ракеты. Ее трехметровое крыло препятствовало открытию створок основного шасси, в которых потребовалось обустроить дополнительные подпружиненные щитки, куда и пропускались консоли ракеты. Однако эта схема штатно работала при убранной подвеске, если же штурман забывал убрать держатель с ракетой после тактического пуска, выпуск шасси на посадке неминуемо сопровождался смятием его створок и поломкой крыла ракеты.

То же происходило и при выпуске ракеты для предполетного осмотра при открытых створках, что случалось едва ли не в каждой части. Курьезное происшествие произошло в 943-м МРАП в феврале 1976 года, когда штурман, покидая самолет после полета, поставил свой портфель на панель управле-



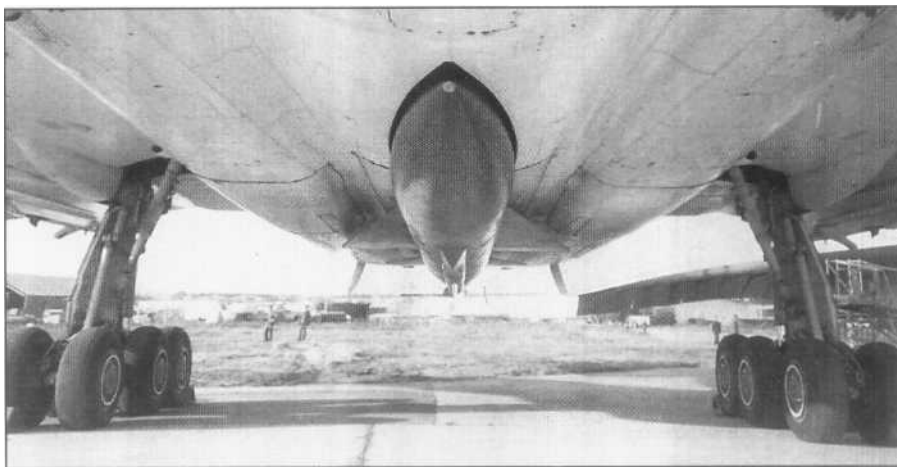
*Ту-22М3 с двумя ракетами Х-22М на подкрыльевых пилонах*

ния вооружением, люки тут же открылись и ударили по подвеске. В 184-м ТБАП однажды экипаж посадил Ту-22М3, так и не убрав подвеску. Ракета (к счастью, не заправленная) прошла по бетону и стесала нижнюю часть.

Ракеты комплекса К-22М могли нести также доработанные Ту-22К, оставшиеся на вооружении до 1994 года. Ракетный комплекс был использован также при модернизации самолетов Ту-95КМ с ракетами Х-20, вооружение и оборудование которых к началу 70-х гг. не отвечали современным требованиям. Выпущенное в феврале 1973 года постановление правительства задавало перевооружение машин более эффективным комплексом К-22. 31 января 1973 года на куйбышевский авиазавод поступил выделенный ВВС серийный Ту-95КМ (№2608). Переоборудование самолета по образцу Ту-95К-22 включало установку прицельно-панорамной РЛС «ПНА-Б», аппаратуры подготовки и пуска ракет «Кама», унифицированного хвостового отсека со станциями РЭБ «Резеда» вместо пушек и держателей ракет - двух подкрыльевых БД-45К и подфюзеляжного переходника для имевшегося в грузоотсеке БД-206 (при наличии трех точек подвески боевая нагрузка составляла одну или две ракеты).

Первый полет переоборудованной машины состоялся 30 октября 1975 года. Испытания и доводка затянулись, и первые боевые пуски ракет произвели в 1981 году. На вооружение авиационно-ракетный комплекс К-95-22 был принят в 1987 году, когда уже было завершено переоборудование большинства из запланированных Ту-95КМ.

Ракетносцами Ту-95К-22 были оснащены 182-й гв.ТБАП в Моздоке и 1226-й ТБАП в Семипалатинске. Большая дальность турбовинтовых Ту-95К-22 позволяла им держать в сфере досягаемости цели в акваториях Средиземноморья и Индийского океана. С перевооружением полков на более



*Х-22 на подфюзеляжной подвеске*

современные Ту-95МС в середине 80-х годов все Ту-95К-22 сосредоточили на Дальнем Востоке.

Как для ракетосцев морской, так и дальней авиации одной из приоритетных задач являлась борьба с авианосными ударными группировками (АУГ) потенциального противника, в полном соответствии с их назначением и ролью как важнейшей ударной силы, выступавшей и не последним геополитическим фактором, способным обеспечить военное присутствие и решать разнообразные задачи в масштабах всего земного шара - от завоевания господства на море и поражения морских и наземных целей до блокады коммуникаций и высадки десантов.

АУГ являлись нелегким противником, обладавшим высокой боевой мощью, оперативностью и подвижностью — радиус боевых действий АУГ достигал 1500-1800 км, а за сутки она могла пройти до 1 100 км, меняя районы действий и боевые порядки, в которых имелось ракетное и ядерное оружие. Помимо маневра, АУГ прикрывалась ложными группами, многочисленными средствами РЭБ, зенитными средствами и истребителями, последовательные зоны

действия которых охватывали рубежи до 1200 км.

Эффективность отечественного морского и авиационного вооружения, соответственно, оценивалась с учетом возможности поражения крупных кораблей (особенно при практическом отсутствии подобных сил с нашей стороны). Ракетносная авиация, способная осуществить поиск и самостоятельное поражение противника, заявлялась одним из наиболее подходящих средств противостояния, обладавших высокой гибкостью реагирования и оперативностью воздействия. На океанских ТВД велось регулярное слежение за авианосными соединениями с привлечением всех сил - от флота до космической авиационной разведки, вскрывавшей положение и перемещение АУГ. Действия ракетосцев обычно обеспечивали дальние разведчики и целеуказатели Ту-95РЦ, а с появлением отечественных самолетов ДРЛО - и А-50.

При отработке учебных задач против корабельных групп НАТО ракетосцы, еще не достигнув зоны возможных пусков, оказывались под «зонтиком» самолетов ДРЛО и перехватывались палубными истребителями, а прицели-





*Ту-95К-22 с ракетами Х-22*



вание срывалось противодействием многочисленных помеховых станций и ложных целей.

Меры по преодолению ПВО включали разнообразные тактические приемы: массирование усилий несколькими ударными группами, эшелонирование боевых порядков ракетноносцев и прикрывавших их самолетов РЭБ, маневрирование при атаке. Удар мог наноситься с перестроением нескольких отрядов и заходом с разных направлений, фронтальной атакой с залповым пуском десятков ракет, последовательным выведением из строя кораблей прикрытия, ослаблением ПВО и поражением главной цели. Иногда выделялась отвлекающая группа самолетов.

При боевой учебе целями то и дело выступали реальные АУГ, находившиеся в пределах досягаемости ракетноносных частей. Появление у советских берегов корабельных группировок потенциального противника обычно служило поводом для отработки плана противодействия с учебной тревогой и полковым вылетом. В ходе повседневной подготовки экипажи ограничивались

тактическими пусками.

Боевые стрельбы по морским целям экипажами как ДА, так и АВМФ до начала 90-х годов проводились на Каспии, для чего экипажи с удаленных аэродромов в ходе учебных сборов перебазировались поближе к полигону. Аэродромом базирования для «дальников» обычно служил Моздок, для «моряков» - Октябрьское в Крыму. Со временем действовавший с 50-х годов полигон на Каспии был закрыт по требованиям экологов из-за засорения моря бесчисленными обломками ракет. Проблемы возникли и с организацией стрельб на Ахтубинском полигоне, отошедшем к Казахстану.

Со снятием с вооружения Ту-22К и Ту-95К-22 ракетный комплекс К-22М продолжал оставаться в строю, используя на самолетах Ту-22М3 - наиболее современных машинах этого типа. Оснащенные ими части являются основой ракетноносных сил ДА и АВМФ в России и на Украине. К 1994 году на территории Украины и в Крыму насчитывались 92 самолета этого типа.

Силы российской ДА в апреле 1987 года были сведены в 37-ю ВА ВГК. К

настоящему времени Ту-22М3 находятся на вооружении четырех ее авиаполков, а также двух морских ракетноносных полков на СФ и ТОФ (в начале 80-х годов в пору расцвета советской авиации флот располагал полутора десятками полков ракетноносцев).

После нескольких лет неопределенности возобновились и ракетные стрельбы на вновь оборудованных полигонах (их обустройство связывалось не только с выбором малолюдных обширных мест по требованиям безопасности на случай промахов или нештатного поведения ракет, что иногда случалось, но и оборудованием измерительных постов и телеметрических пунктов контроля). Впервые Ту-22М3 из состава Североморской Киркенесской Краснознаменной авиадивизии выполнили ракетные пуски в акватории Баренцева моря в ходе командно-штабных учений «Запад-99», проводившихся на севере России. Нанеся удар вместе с ракетными кораблями флота, 24-26 июня 1999 года Ту-22М3 «уничтожили» отряд прикрытия кораблей противника на дальности 100 км, а «главную цель» - с 300 км. В сентябре того же года на ТОФ отряд Ту-22М3 провел ракетные стрельбы по мишеням четырем Х-22.

В ходе совместных учений ВВС России и Украины 11 августа 2000 года пара полтавских Ту-22М3 выполнила пятичасовой перелет на Север и вместе с 10 российскими самолетами атаковала цели на полигоне у Новой Земли. Хотя из-за длительного перерыва только трое летчиков до этого участвовали в пусках, обе мишени-баржи были поражены.

Через две недели, 25 августа 2000 года, экипаж украинского Ту-22М3 выполнил необычную задачу: обеспечивая совместные учения ВВС и ПВО на полигоне Архалык, после дальнего перелета он произвел пуск ракеты-мишени Х-22, успешно перехваченной и пораженной истребителями Су-27.

6 апреля 2001 года при крупных учениях 37-й ВА, совмещенных с КШУ

«Южный щит-2001», был осуществлен пуск Х-22, носивший исследовательский характер: для проверки надежности была взята ракета, хранившаяся на складе 25 лет. Запуск с борта Ту-22МЗ на полигоне Макат прошел успешно, все системы Х-22 отработали штатно. Менее удачно прошли стрельбы на новом полигоне под Читой в сентябре 2002 года - из-за сбоя в наведении ракета упала на территории Монголии, вызвав скандал и требования миллионных компенсаций (такая же промашка имела место в Казахстане, где Х-22 упала рядом с деревней).

Х-22 заняли исключительное место в отечественной авиации и ракетной технике - как по сроку службы комплекса, приближающемуся к 40-летнему рубежу, так и по универсальности применения. В отличие от других ракет своего класса, чья служба ограничивалась единственным типом самолета (в свою очередь, специальная модификация которого создавалась под определенный комплекс ракетного вооружения). Х-22 вооружались три самолета-носителя - Ту-22К, Ту-22М и Ту-95К-22.

Вместе с тем, долгая служба и совершенствование комплекса не могли избавить его от существенного недостатка - низкой эксплуатационной пригодности, связанной с использованием жидкостных ракет. Высокие характеристики, достигнутые использованием ЖРД, несли за собой органические пороки и проблемы с обеспечением боеготовности ракет, требовавших снаряжения токсичными и едкими компонентами - кислотой и не менее вредным горючим.

Продолжительное хранение в заправленном виде оказалось недопустимым по соображениям коррозионной стойкости конструкции. Радикально избавиться от этой угрозы не позволяло и использование защитных покрытий и ингибиторов - замедлителей коррозии. Одно время решением считалась организация непрерывного цикла работ на ракетах, при котором по истечении срока содержания заправленных АКР из них сливались горючее и окислитель, снималась БЧ, баки промывались нейтрализующим раствором, осушались, и ракеты сдавались в хранилища, в то время как следующая очередь АКР после снаряжения была готова к боевому дежурству. Трудоемкость такой «карусели» с поддержанием постоянной боеготовности создавала слишком много препятствий; и основным направлением избрали совершенствование технологии заправки, по мере возможности ускорявшее процесс и упрощавшее его с обеспечением должной безопасности.

Наиболее эффективной мерой стало введение ампульной заправки с помощью специального агрегата. Окис-



Британская ракета "Блю Стил" перед бомбардировщиком "Вулкан"

литель из его герметичных емкостей под давлением закачивался в баки ракет, оставаясь практически изолированным от внешней среды. Заправка выполнялась непосредственно перед стрельбами, хранение снаряженных ракет уже не допускалось. Экипировка техников-ракетчиков включала защитный спецкостюм с поддевающимся под него шерстяным костюмом, толстые резиновые перчатки поверх обычных вязаных и сапоги-бахилы в палец толщиной. Снаряжение комплектовалось изолирующим противогазом, а сам процесс заправки контролировался газоанализатором на случай утечки. Работа в таком наряде в нашем климате находилась на грани возможного, особенно зимой (не легче было и летом). Случалось, заправочные магистрали вырывало и расчету приходилось вступать в борьбу с бьющимся шлангом, в то время как остальные кидались в стороны от «лизьего хвоста» парящей кислоты и горючего. Компенсацией вредных условий служили несколько лишних дней отпуска и усиленное питание, включавшее два стакана молока и пару яиц.

Трудоемких операций в строевых частях, по возможности, старались избегать, и обычным делом даже на учениях стали полеты с незаправленными ракетами. В полном объеме их подготовку осуществляли лишь при выполнении зачетных пусков, проводившихся, в лучшем случае, в ходе учебных сборов 1-2 раза в год. Стрельбы являлись событием, и на практике, с учетом ответственности, к ним допускались толь-

ко наиболее подготовленные экипажи, уже имевшие подобный опыт. Подготовка обычно занимала не меньше месяца, с проведением нескольких репетиций. На пуск всегда уходили парой, в которой запасной экипаж подстраховывал ведущего на случай отказа. Иногда выполнялись залповые пуски парой ракет или обоими экипажами, в том числе, Х-22 разных типов с радиолокационным и инерциальным наведением.

В других странах жидкостные АКР так и не прижились. Американцы, поэкспериментировав в конце 50-х годов со скоростной и высотной крылатой ракетой GAM-63 "РАСКЛ", весом 6750 кг и дальностью до 160 км, оснащенной трехкамерным ЖРД, сочли ее неприемлемой в эксплуатации и к таким конструкциям больше не возвращались. В Англии продолжавшиеся 8 лет разработки привели к принятию на вооружение стратегической авиации в 1962 году крылатой ракеты «Блю Стил» весом 6800 кг и дальностью до 360 км. Ракета оснащалась ЖРД, работавшим на керосине и перекиси водорода, несли мегатонную БЧ и управлялась инерциальной системой, обеспечивавшей точность при пуске на предельную дальности порядка полукилометра. Несмотря на попытки модернизации и ряда доработок, последние ракеты «Блю Стил» были сняты с вооружения в 1971 году, вопрос об их замене не поднимался, и их носители «Вулкан» дослуживали свой век как обычные бомбардировщики.

#### Летно-технические характеристики

	Х-22	Х-22Н	Х-22НА
Размах, м	3,0	3,0	3,0
Длина, м	11,65	11,67	11,67
Высота с выпущенным килем, м	—	2,448	2,448
со сложенным килем, м	1,8	1,81	1,81
Диаметр фюзеляжа, м	0,92	0,92	0,92
Масса пустой, кг	—	1800	—
Масса стартовая, кг	5740	5780	—
Масса БЧ, кг	950	630	630
Дальность пуска, км	310-330	390	480
Высота пуска, км	10-13,5	1-13	1-13
Макс. скорость на траектории, км/ч	3710	3710	3710

# РАКЕТНЫЙ КОМПЛЕКС К-26



Создание авиационных ракет дальнего действия стало этапным для ударной авиации, существенно расширив ее возможности и приведя к появлению нового класса боевых машин - ракетно-бомбардировщиков. Однако и с появлением ракетного оружия как «длинной руки» авиации ее роль в свете модных одно время взглядов оценивалась как паллиатив, который в будущем должен был уступить новому виду оружия - баллистическим и крылатым ракетам, гарантировавшим решение стратегических и оперативно-тактических задач на поле боя, на континентальных ТВД и за океаном. Причинами являлись как очевидные успехи ракетной техники, выглядевшей современным и многообещающим видом оружия, так и известная склонность тогдашних советских лидеров к радикализму. Планы подтверждались уже достигнутыми результатами и обоснованиями эффективности и экономичности ракетного оружия по сравнению с обычными и все более дорогостоящими видами техники, расходов на которые мог не выдержать даже самый передовой строй мира - бюджет страны и в преддверии построения коммунизма был не безграничным. Описывая достоинства ракетного оружия, Хрущев похвалялся тем, что «мы можем делать ракеты, как сосиски», умея поражать ими даже «муху в космосе». Ему вторил министр обороны Р.Я.Малиновский, характеризуя авиацию и флот как «уже относительно устаревшее средство войны, есть более грозное и новейшее средство - это межконтинентальные баллистические ракеты. Их действительно не остановишь никакими средствами противовоздушной обороны, они способны неотвратимо доставить водородный заряд колоссальной мощности в любую точку земного шара».

Слова не расходились с делами - отражением новой политики стало практическое искоренение в советских ВВС к концу 50-х годов фронтовой бомбардировочной и штурмовой авиации как отживших свое, вместе с самим термином «бомбардировщик». При

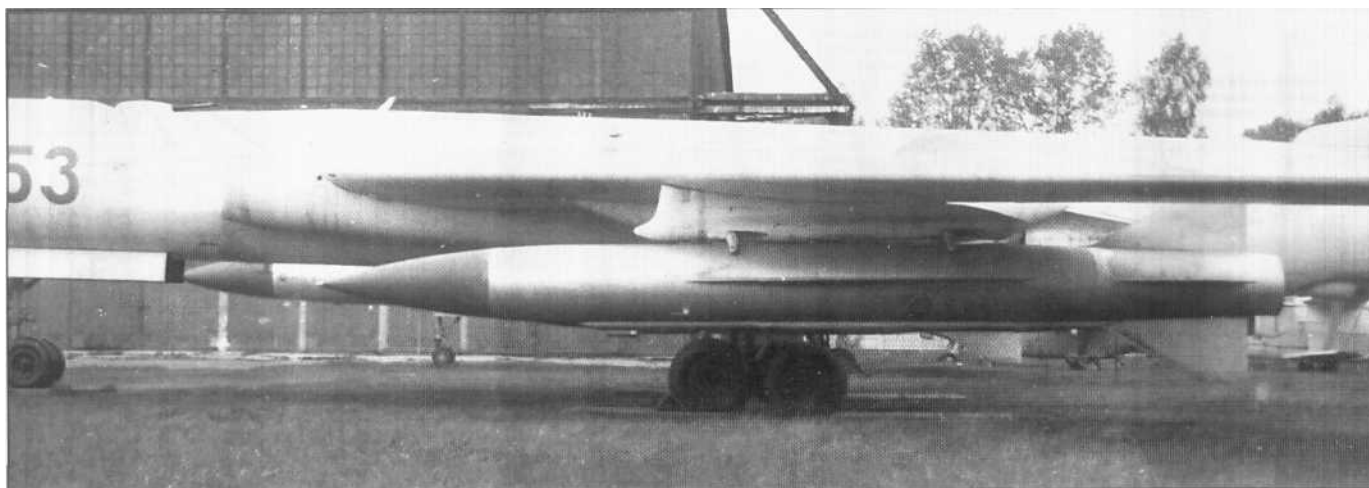
обсуждении в ноябре 1957 года в Президиуме ЦК КПСС перспектив военной авиации Главкому ВВС К.Вершинину указывалось полностью отказаться от бомбардировщиков и в Дальней Авиации. Право на жизнь имели только ракетноносцы, а также развертываемые в составе ВВС части дальних и межконтинентальных ядерных ракет (решение о передаче ВВС инженерных бригад и полков с баллистическими ракетами было принято осенью 1958 года, но уже в декабре 1959 года началось формирование ракетных войск стратегического назначения, которым надлежало стать главной ударной силой).

Новый курс был обнародован Хрущевым в декабре 1959 года на сессии Верховного Совета, где он провозгласил военную доктрину, согласно которой решение всех задач возлагалось только на ракеты, а авиация, флот и сухопутные войска отводились для решения второстепенных задач. Определившись с направлениями военного строительства и наметив ряд масштабных преобразований «оборонки» и народного хозяйства в целом, руководство страны перешло к конкретным действиям. Во вновь созданном Министерстве общего машиностроения сосредотачивалась вся ракетная техника РВСН и СВ, ему передавался ряд авиационных КБ и заводов, а все разработчики авиатехники получали задания по ракетной тематике. Одновременно шла децентрализация и упразднение прежних министерских структур, ряд оборонных предприятий менял подчиненность и передавался совнархозам на местах. Большинство перспективных авиационных разработок в приказном порядке сворачивалось, а судьба существующих типов военных самолетов ставилась в зависимость от возможности их оснащения ракетами. Упразднялось и само Министерство авиационной промышленности, с 1957 года передавшее свои функции Госкомитету по авиатехнике, просуществовавшему до 1965 года. Авиацию лихорадило, а окончательно новые веяния зак-

репляло принятое в 1960 году Постановление Совмина и ЦК КПСС о прекращении разработок новых самолетов, разрешавшее, однако, модернизацию имевшихся машин. Постановление стало ощутимым ударом по авиапромышленности, но все же - нет худа без добра - разрешенное направление привело к оснащению новыми ракетными комплексами заслуженных Ту-16 и Ту-95, придав им новые качества и продлив жизнь на десятилетия (притом, что их соперники за рубежом вскоре сошли со сцены).

Работы над авиационно-ракетным комплексом дальнего действия К-26 начались согласно Постановлению Совмина от 11 августа 1962 года. (В начале 60-х годов термин «ракетная система» заменило более емкое понятие «комплекс», полнее отражавшее суть функционально взаимосвязанных составляющих. В состав авиационно-ракетного комплекса включались сам носитель, средства поражения (ракеты), бортовое оборудование и средства управления, а также средства наземного обслуживания). В числе исполнителей назывался ряд специализированных предприятий Госкомитетов по авиатехнике, радиоэлектронной и оборонной промышленности. Бортовая аппаратура комплекса на основе станции «Рубин» объединялась в систему управления «Взлет». Работы по самолету-носителю вело туполевское ОКБ-156, разработку самой ракеты осуществляло дубнинское ОКБ А.Я.Березняка, с конца 50-х г.г. во все большей степени самостоятельно занимавшееся проектными и конструкторскими работами (рабочий поселок Иваньково, где находилось ОКБ и его завод №256, в мае 1958 года Указом Президиума Верховного Совета РСФСР был переведен из Калининской области в Московскую, а 13 декабря 1960 года объединен с г.Дубна).

Конструкторы использовали опыт и многие практические решения, отработанные при создании и эксплуатации ракет КС-1, КСР-2 и КСР-11, но непосредственно за основу были взяты схе-



*Ракета КСР-5 под крылом Ту-16 в монинском музее ВВС*

ма и конструкция недавней разработки - крылатой ракеты большой дальности Х-22 для сверхзвукового ракетносца Ту-22. «Творческая связь» была вполне естественной - под впечатлением характеристик Х-22 со скоростью в четыре «маха» и дальностью под 500 км заказчик напрямую высказывал желание оснастить ею и обширный парк ракетоносцев Ту-16, составлявших основу Дальней и Морской авиации. Однако это намерение было мало выполнимым из-за изрядных габаритов и массы Х-22: полет с парой одиннадцатиметровых махин без малого 6-тонного веса был на пределе возможного для самолета, рассчитанного на 9-тонную боевую нагрузку. К тому же заявленная дальность в 500 км также не достигалась, в первую очередь из-за естественных ограничений системы по радиогоризонту, что делало возможным ее ограничение до более реальных величин. Было достигнуто решение о создании уменьшенного варианта ракеты КСР-5, вписывавшегося в массогабаритные характеристики предыдущих изделий с унифицированной с ними системой управления оружием. Соответственно, ракетоносец Ту-16К-26, предназначенный для поражения морских и наземных целей, а также работающих РЛС, должен был обеспечивать применение как новых ракет КСР-5 комплекса К-26, так и существовавших КСР-2 и КСР-11 (отчего использовалось также его «сборное» наименование Ту-16КСР-2-5 и Ту-16КСР-2-5-11). Постановление СМ СССР о создании системы ракетного вооружения КСР-5 с системой управления «Взлет», было выпущено 24 августа 1962 г. Им задавалась дальность пуска 180-240 км и скорость полета ракеты 3200 км/ч на высоте 22500 м.

Как очередное изделие дубнинской «фирмы», новая ракета получила шифр Д-5. С учетом требований по высокой сверхзвуковой скорости и высотности ракета оснащалась ЖРД и имела характерную схему с обтекаемым фюзеляжем большого удлинения (равного 11,5, в то время как у КСР-2 этот параметр составлял 8,5), коротким треуголь-

ным крылом с высокой удельной нагрузкой и крестообразным оперением с цельноповоротными рулями. В основу управления КСР-5 был положен принцип активного самонаведения с помощью радиолокационной ГСН, осуществлявшей управление по курсу и тангажу и программного управления по высоте на траектории. После пуска ракета осуществляла автономный полет с разгоном, набором высоты с выходом в стратосферу, маршевым участком на большой высоте и пикированием при сближении с целью (профиль полета при этом был подобен КСР-2, но с существенным превосходством по высоте и дальности - так, захват цели ГСН КСР-5 осуществлялся с 300 км против 180-200 км у КСР-2). В какой-либо коррекции с борта носителя самонаводящаяся ракета не нуждалась.

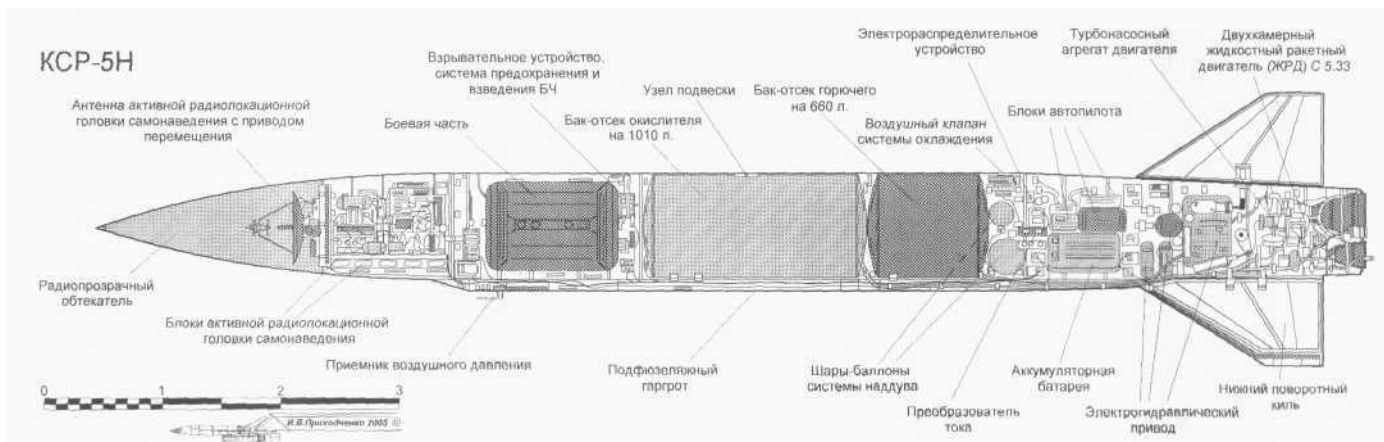
Высокие скорости, сверхзвуковые аэродинамические нагрузки и кинетический нагрев потребовали использования новых высокопрочных материалов, с учетом чего конструкция ракеты преимущественно выполнялась из стали с ограниченным использованием алюминиевых и магниевых сплавов.

Опыт разработки Х-22 позволил существенно ускорить создание близкой по конструкции КСР-5. Летные испытания комплекса К-26 начались на двух самолетах в октябре 1964 года. На тулолевском опытном заводе №156 под него переоборудовали серийные машины производства казанского авиазавода - Ту-16К-11-16КС №8204022 и Ту-16КСР-2А №5202010, выпущенный почти 10 лет назад. Заводские испытания затянулись почти на два года, и на совместные с заказчиком госиспытания комплекс был выведен только в январе 1967 года. Результаты первого этапа испытаний с пусками по морским и наземным целям были сочтены неудовлетворительными из-за малой точности применения по кораблям, продиктованной недостатками системы управления.

После доработок комплекс К-26 вновь предъявили на госиспытания, в ходе которых были выполнены 87 полетов. К испытаниям привлекли также

самолет Ту-16К-26 №4200703, а с конца 1968 года - и переоборудованный из морского ракетносца Ту-16К-10-26 №1793014 (эта тема была задана ПСМ от 23 июня 1964 года). В ходе испытаний, завершенных к 30 ноября 1968 года, по морским и наземным целям произвели 13 пусков ракет КСР-5. Пуски выполнялись при скоростях полета носителя 400-850 км/ч и высотах от 500 до 11000 м. При этом дальность пуска существенно зависела от режима полета по условиям обнаружения целей бортовой РЛС и захвата ГСН ракеты. Так, при высотном полете на 11000 м сектор радиообзора был существенно выше, и захват цели происходил на удалении 300 км, при высоте полета 500 м дальность пуска не превышала 40 км. Испытания морских Ту-16К-10-26 продолжались до весны следующего года, после чего 12 ноября 1969 года авиационно-ракетные комплексы К-26 и К-10-26 были приняты на вооружение ДА и АВМФ.

На базе КСР-5 были созданы также модернизированный вариант КСР-5М комплекса К-26М для борьбы с малоразмерными сложными целями, обладавший повышенными точностными характеристиками и низковысотный комплекс К-26Н с ракетами КСР-5Н. Ввиду ограниченного обзора при работе с малых высот и низкой разрешающей способности, сужавшей возможности комплекса, потребовалась модернизация поисково-прицельной системы. На 14 самолетах установили панорамную РЛС системы «Беркут» самолета Ил-38 под увеличенным обтекателем. Эти машины поступили в авиацию Балтфлота. Более радикальным решением стало использование новой РЛС «Рубин-1М», созданной в 1973 году на основе «Рубин-1КВ» и обладавшей повышенной дальностью обнаружения и улучшенной разрешающей способностью. Ее антенная система имела значительные размеры, отличаясь большим коэффициентом усиления и уменьшенной в полтора раза шириной диаграммы направленности. Дальность обнаружения морских целей достигала 450 км, однако большая ан-



тенна и необходимость в компоновочных объемах под аппаратуру потребовали переноса РЛС со штатного места в грузотсек, под которым был смонтирован объемистый каплевидный обтекатель. Другой отличительной чертой таких машин стала гладкая носовая часть, лишенная прежней РЛС. Для экономии веса сняли носовую пушечную установку, а топливная система сократилась на бак №3, на месте которого разместились блоки оборудования.

Необходимость в современной противорадиолокационной ракете нашла отражение в Постановлении СМ от 7 февраля 1964 года, задававшем создание комплекса К-26П с ракетами КСР-5П, оснащенными пассивной ГСН. Поиск радиоизлучающих целей осуществлялся с помощью самолетной станции радиолокационной разведки и целеуказания «Рица» (именовавшейся также пассивной РЛС) и сопряженной с ней аппаратурой разведки работающих РЛС. В систему управления и наведения входила также аппаратура пассивного самонаведения ракеты и автопилот. Антенный блок «Рица» размещался на каркасе остекления штурманской кабины, в которой монтировались индикаторы, с помощью которых отображалась информация о положении и характеристиках пеленгуемой РЛС, а также готовность системы к пуску ракет.

Опытный Ту-16К-26П вышел на заводские испытания летом 1967 года, после ряда доработок в апреле 1972 года он был представлен на госиспытания. Постановлением СМ от 4 сентября 1973 года комплекс К-26П приняли на вооружение морской авиации, и с 1975 года на ремзаводах началось переоборудование самолетов по образцу Ту-16К-26П. Комплекс К-26П позволял поражать радиоизлучающие цели одиночным и залповым пуском обеих ракет в одном заходе, а также выполнять атаки по двум различным целям - одной, лежащей по курсу полета, и другой, находящейся в створе 7,5° от оси самолета. Ракеты после пуска наводились полностью автономно, не ограничивая самолет в маневре.

Помимо противорадиолокационных

ракет КСР-5П, комплекс обеспечивал применение КСР-11 аналогичного назначения и полностью сохранял ударные возможности с использованием ракет КСР-5, КСР-2 и бомбового вооружения. С появлением модернизированных КСР-5М возможности комплекса были расширены, и он получил наименование К-26ПМ, отличаясь установкой усовершенствованной аппаратуры целеуказания головкам ракет.

Низковысотная ракета КСР-5Н стала основой для разработки крылатых ракет-мишеней КСР-5НМ (Д-5НМ) и КСР-5МВ (Д-5МВ) в низко- и высотном вариантах. Мишени имитировали полет разнообразных типов ракет противника классов «воздух-поверхность», развивая скорость до  $M=4,2$  при высотах до 40 км. Служившие для отработки новейших ЗРК мишени запускались с носителей Ту-16КРМ, переоборудованных из обычных машин с усилением укрытия по образцу ракетоносцев и установкой держателей БД-352-11-5. Для запуска мишеней могли применяться также ракетоносцы Ту-16К-26.

За создание ракетного комплекса К-26 коллектив сотрудников во главе с А.Я.Березняком был награжден Государственной премией за 1970 г. Разработка комплекса К-26П была отмечена Госпремией за 1977 год. Серийный выпуск КСР-5 и ее вариантов был налажен на Смоленском авиазаводе.

Крылатая ракета КСР-5 (изделие Д-5) имела цельнометаллическую конструкцию с работающей обшивкой, среднесплошным расположением треугольного крыла небольшого размаха и крестообразным оперением. Управление по крену и тангажу осуществлялось цельноповоротным стабилизатором, работавшим в элевонном режиме, по курсу - цельноповоротным верхним килем. Для повышения устойчивости в полете ракета имела подфюзеляжный нижний киль, складывавшийся при хранении, транспортировке и на подвеске (решение, заимствованное с Х-22, однако направление складывания было противоположным - влево, а не вправо по полету), Раскладка при пуске обеспечивалась пневмоцилиндром вместе с расфиксированием рулей отстреливающимися струбцинами.

Основными конструкционными ма-

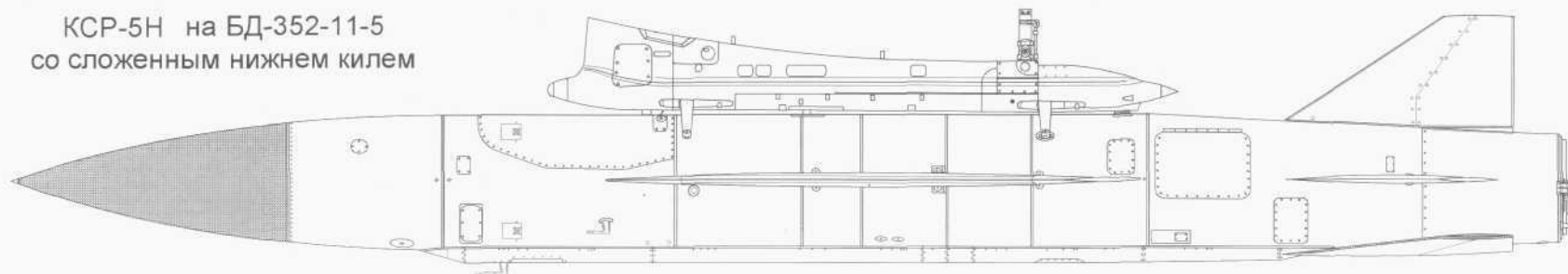
териалами планера ракеты являлись нержавеющая сталь ЭИ-654 (бак-отсек окислителя), 30ХГСА и 12Х2НВФА (силовые узлы оперения и стыковые элементы), сплавы АМГ-6Т (бак горючего) и Д16Т (часть обшивки и панелей). Из жаростойкой стали 12ХНВФА изготавливался также носок обтекателя ракеты, разогревавшийся в полете до 420 град. Крупные корпусные агрегаты были цельносварными, крыло и оперение изготавливались с широким применением сотовых панелей из тонкой алюминиевой фольги, которые для обеспечения прочности и жесткости заливались расплавленным силиконом, а затем обрабатывались по теоретическому контуру на вертикально-фрезерном станке с помощью копира. Широко применялось крупногабаритное цветное литье, шедшее на изготовление силовых рам и балок крепления оборудования.

Ряд проблем вызвало изготовление радиопрозрачных обтекателей - крупногабаритных изделий, которые должны были при высоких сверхзвуковых аэродинамических и тепловых нагрузках обладать необходимой механической прочностью, термо- и влажностойкостью, высокой чистотой поверхности (обычный «шершавый» пластик не годился при высоких скоростях), небольшим весом и, главное, должной радиопрозрачностью, к которой предъявлялись особо жесткие требования. Последняя напрямую влияла на характеристики ГСН, что требовало обеспечить коэффициент прохождения радиосигналов в пределах 70-75%. Потребовались эксперименты и поиски технологий изготовления наиболее «светлых» в требуемом радиодиапазоне обтекателей, осуществленные ведущими инженерами завода №256 В.Н.Лежениным, Л.Е.Кузнецовой, А.С.Казаковым и специалистом ВИАМ К.Т.Щербаковой.

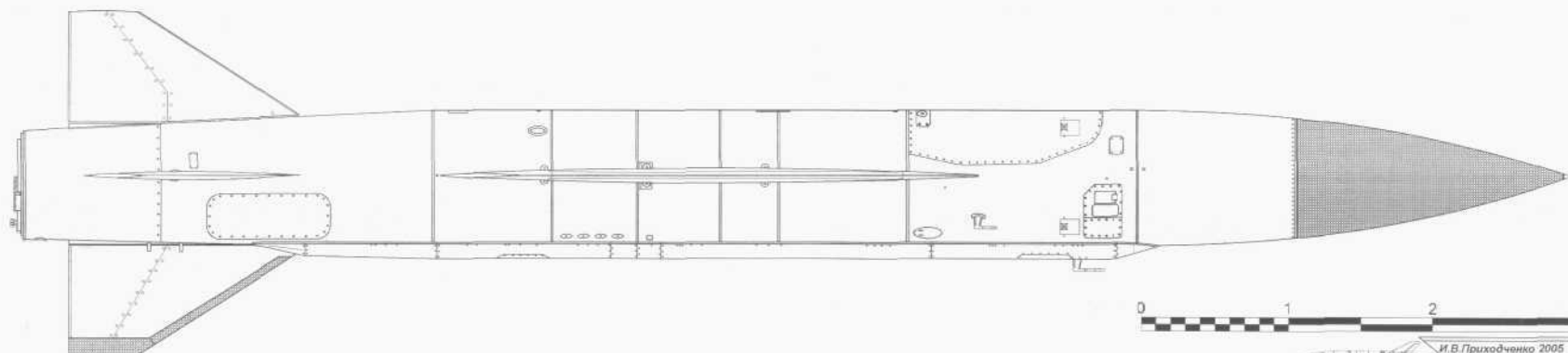
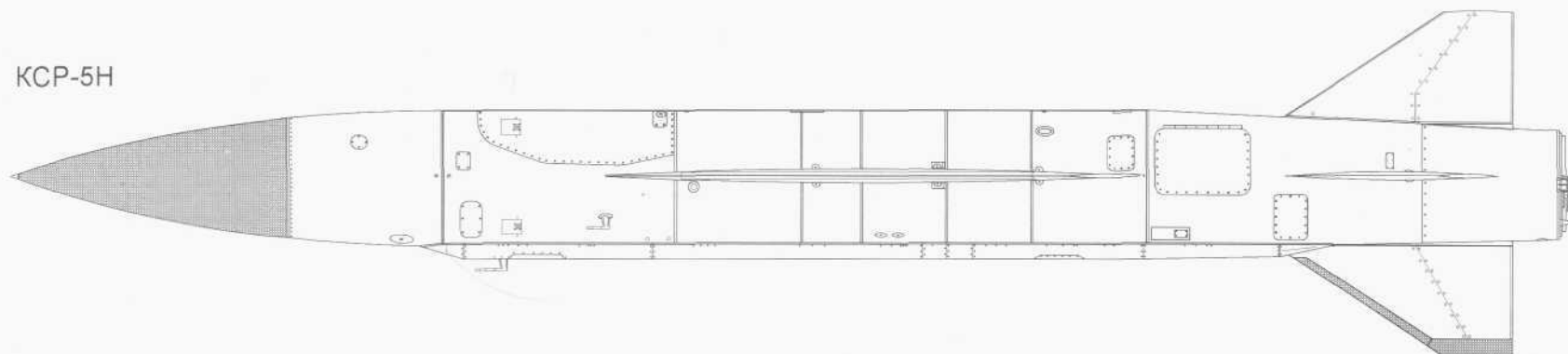
Практика изготовления цельных обтекателей для Х-22 из стеклотекстолита показала, что они имеют слишком большой вес. Обтекатель почти двухметрового размера при требуемой прочности и жесткости должен был иметь небольшую массу, но точно заданные контуры. По требованиям радиопрозрачности, толщины стенок ограничивались 4-7 мм. Конус имел со-



КСР-5Н на БД-352-11-5  
со сложенным нижним килем



КСР-5Н



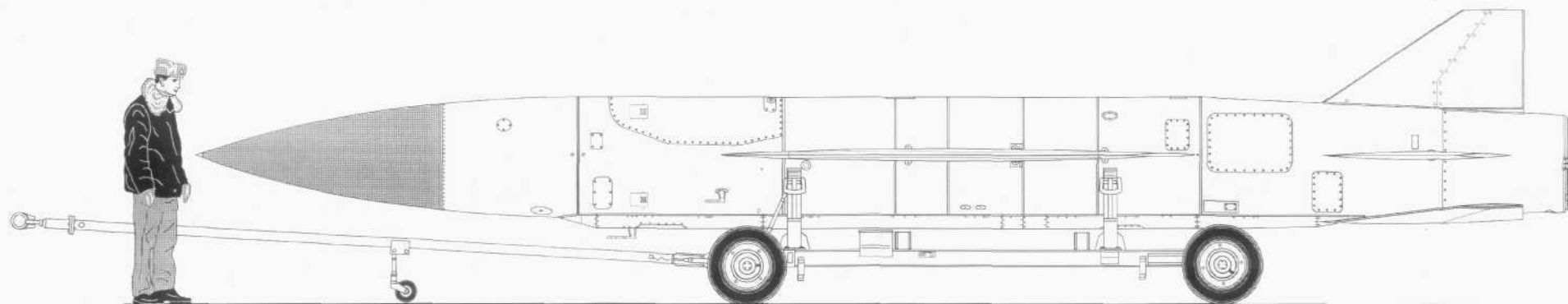
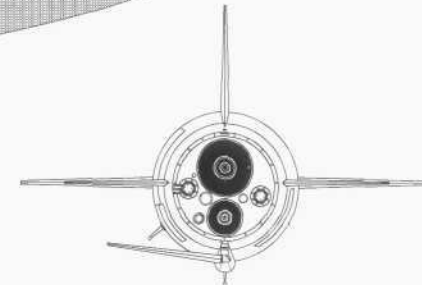
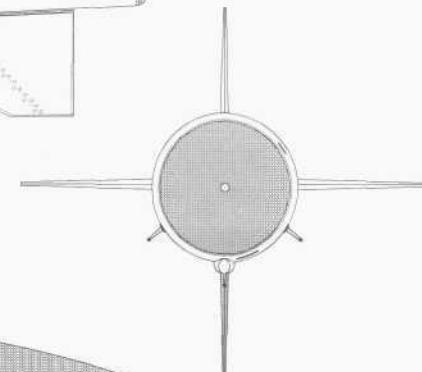
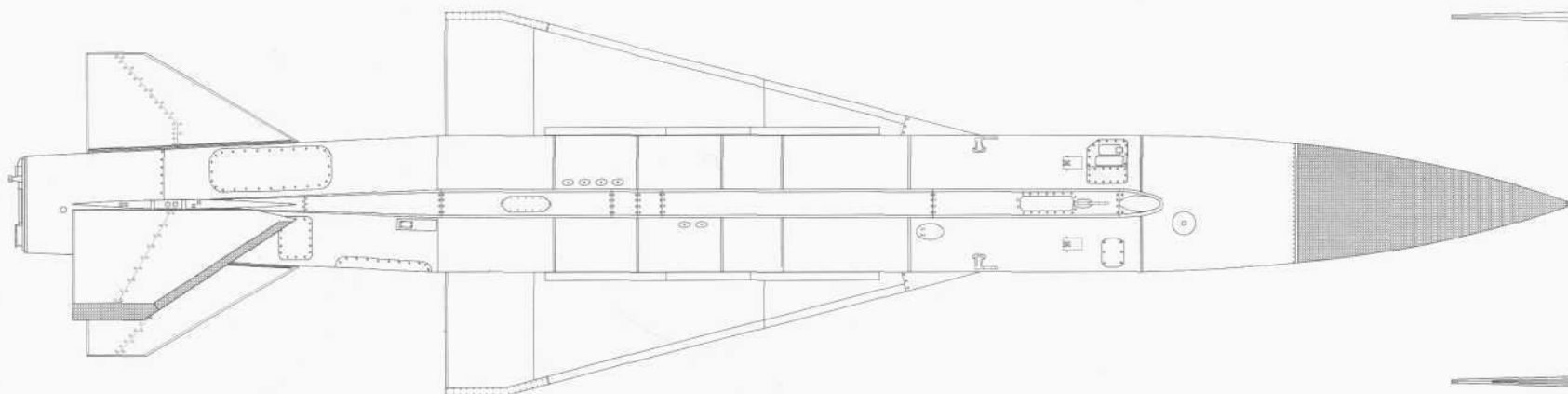
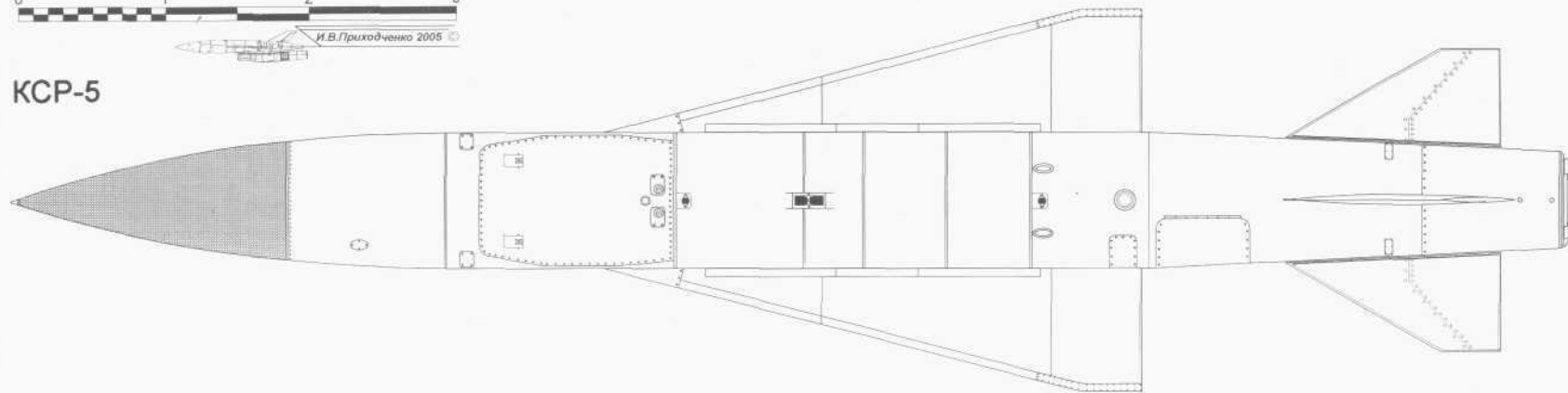
0 1 2 3

И.В.Приходченко 2005



И.В.Приходченко 2005 ©

КСР-5



товую конструкцию с сетчатым заполнителем, а толщина менялась от большей у носка до тонкой у основания. Для изготовления его наружной и внутренней рубашек использовались стальные пунсоны, на которых под вакуумом формовались стеклопластиковые обшивки. На том же пуансоне на внутреннюю рубашку клеился отформованный по контуру сотовый сетчатый заполнитель, после чего надевалась наружная рубашка и силовой пояс у основания. Окончательная полимеризация пакета с отверждением связующей смолы для повышения прочности производилась в печи с соблюдением ступенчатого температурного режима.

Проблемной задачей стала конструкция шаров-баллонов, питавших рулевые приводы ракеты и систему наддува. Баллоны изготавливались из двух тонкостенных хромансильевых полусфер 5-мм толщины, соединявшихся сваркой. Баллоны должны были выдерживать рабочее давление 350 атм, однако изделия не всегда получались прочными. В эксплуатации имел место ряд случаев их взрыва, разрушавшего конструкцию, причем рядом находился двигатель и баки, что приводило к фатальному исходу для всего изделия и было крайне опасно для персонала.

Баллоны - «бомбы» не пользовались доверием до тех пор, пока не было внедрено их усиление намоткой на корпус стеклопластиковых жгутов на связующем составе. Такая конструкция выдерживала давление до 700 атм, позволив уменьшить толщину стенок до 4 мм, а при разрыве не давала осколков, распадаясь на половинки.

Носовую часть ракеты занимала аппаратура самонаведения ВС-КН с активной радиолокационной ГСН. С помощью самолетной аппаратуры целеуказания ГСН захватывала цель на подвеске, отслеживая ее положение по азимуту. В следующем отсеке размещалась БЧ фугасно-кумулятивного типа массой 700 кг или ядерная БЧ в специальном контейнере со всем необходимым оборудованием, включая взрывательное устройство, обеспечивающее заданный наземный или воздушный подрыв, систему предохранения и взведения с датчиками отстыковки от носителя и траекторными датчиками, системе термостатирования, поддерживающую в отсеке необходимую температуру и влажность.

Центральную часть ракеты занимал топливный отсек с баками горючего и окислителя. Бак горючего содержал 660 л, стальной бак-отсек окислителя - 1010 л. Наддув баков обеспечивался воздушной системой, служащей одновременно первой ступенной системы подачи, с ее помощью производился также наддув волноводов и раскладка нижнего киля. Трубопроводы системы наддува, подачи и жгуты электроарматуры прокладывались в подфюзеляжном гарроте под съемными панелями для обеспечения доступа. «Сухие» ампульные

батареи с преобразователем в отсеке оборудования обеспечивали энергоснабжение систем в течение 480 сек. Низковольтная КСР-5Н имела ряд отличий по энергосистеме и аккумуляторным батареям.

Ракета оснащалась ЖРД типа С.5.33 конструкции КБ А.М.Исаева, имеющим две камеры сгорания с раздельными выхлопными соплами. Сверхзвуковые сопла нерегулируемые, и каждое из них было оптимизировано для создания определенной тяги. Питание двигателя обеспечивалось общим турбокомпрессорным агрегатом (ТНА) с автоматической регулировкой режимов, выполняющим две программы с различной тягой. Высокопроизводительный ТНА давал необходимый уровень расхода топлива, достигавший 80 кг/сек, и требуемое давление на входе в двигатель (тяга ЖРД значительно возрастает с повышением рабочего давления в камере сгорания, и давление подачи должно превышать его, чтобы топливом могло попасть в двигатель). Двухкамерная конструкция ЖРД при компактности и небольшом весе обеспечивала требуемый диапазон тяг, необходимый на различных режимах полета. При пуске ракеты начинала работать форсажная камера сгорания, тяга которой в 7100 кгс сообщала ракете тяговооруженность 1,8 и обеспечивала быстрый разгон и набор высоты. Для поддержания скорости на высоте, где в работу включалась маршевая камера сгорания с экономичной тягой 600 кгс или 1120 кгс, в зависимости от заданного режима полета.

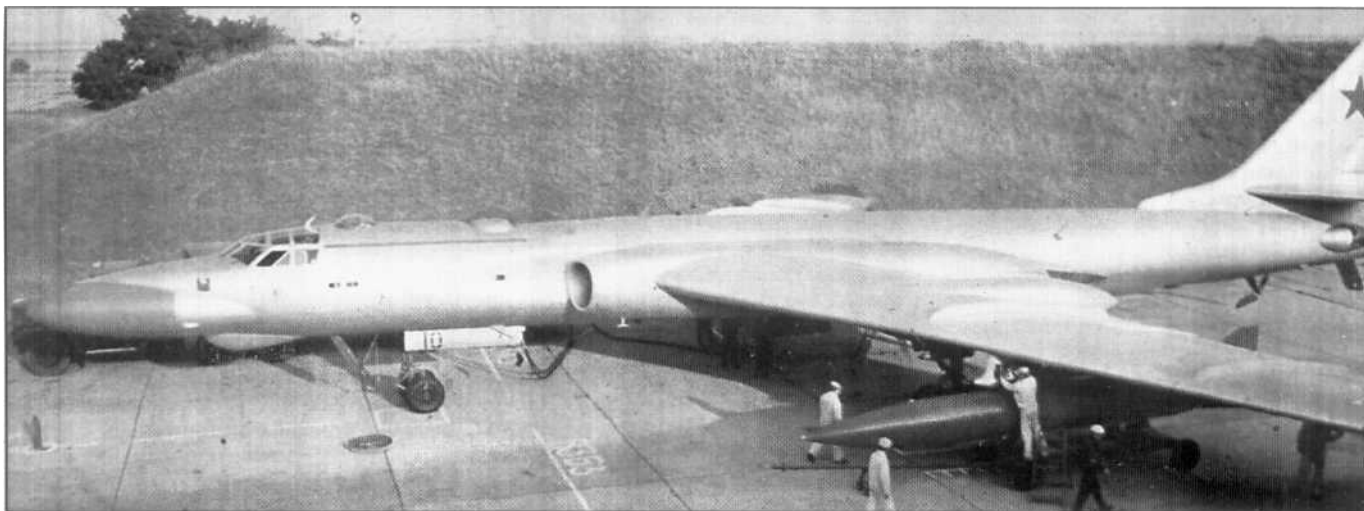
Методика использования комплекса К-26 во многом была сходна с К-16, как и процедура применения. После обнаружения цели РЛС носителя осуществлялся ее захват и автосопровождение ГСН ракет, при полете на высоте 10-11 км обычно обеспечивавшийся с удаления 300 км. С учетом контрольных операций и времени на принятие решения рубеж пуска КСР-5 с этих высот составлял расстояние порядка 280 км. По команде аппаратура ракет переключалась с энергоснабжения «от борта» носителя на собственные ампульные батареи, и через 12-14 секунд все системы ракеты выходили на режим готовности к пуску. Сошедшая с подвески ракета уходила вниз, удаляясь от самолета на безопасное расстояние, одновременно отстыковка служила сигналом к возведению взрывателя БЧ. Скорость при пуске следовало выдерживать в диапазоне 400-850 км/ч. На второй секунде полета запускался двигатель и ракета начинала набирать скорость, на 1,5-й сек. после разгона переходя в набор высоты по команде программного механизма автопилота. Затем происходило подключение ГСН по каналу курса, а с разгоном до скорости М=3 отключался форсажный режим. На высоте 18000 м ракета начинала стабилизацию по высоте со включением маршевого режима ЖРД

и переходом в горизонтальный полет, выполнявшийся на высоте 22500 м. По мере сближения с целью до 60 км ракета переводилась в пикирование с углом 30 град. (команда на пикирование вырабатывалась автопилотом при отклонении антенны радиолокационного координатора ГСН на 30 град., что и соответствовало наклонной дальности до объекта примерно в 60 км, а дальномерное устройство ГСН с выходом на это расстояние дублировало команду на случай срыва автосопровождения).

Когда расстояние до цели сокращалось до 400-500 м, автопилот переключался в режим стабилизации режима полета, сохраняя направление во избежание срыва самонаведения из-за помех или «ослепления» отраженным сигналом. Сама ГСН при воздействии помех во избежание сбоя запоминала прежние параметры цели. Система наведения КСР-5 обеспечивала достаточно высокую точность, характеризующуюся величиной вероятного кругового отклонения в 10-20 м (той же величиной измерялась и точность КСР-5П). Однако руководством по боевому применению отмечалось, что ошибка может заметно увеличиваться в условиях хорошо организованного радиоэлектронного противодействия со стороны противника, а для противорадиолокационных ракет - в результате постановки помех или прекращения работы РЛС.

Помимо Ту-16, ракетным комплексом К-26 собирались оснастить дальние Ту-95 и ЗМ. КБ Мясищева в 1973 году осуществило переоборудование в ракетоносец ЗМ-5 одного самолета №0503. Самолет, получивший РЛС «Рубин-1МЕ», аппаратуру управления, подкрыльевые держатели для ракет и станцию РЭБ «Азалия», прошел госиспытания. Однако работы по модернизации парка мясищевских бомбардировщиков не получили развития из-за недостаточности заинтересованности военных в «устаревшей технике».

Не имела успеха и попытка вооружить ракетами КСР-5 бомбардировщики Ту-95 и Ту-95М, продлив срок службы таких машин. Решение об этом состоялось в феврале 1973 года, предполагая достаточно радикальную модернизацию с использованием отработанных элементов комплекса К-26. Серийный Ту-95М №0601 был оснащен РЛС «Рубин-1КВ», аппаратурой предпусковой подготовки ракет, парой подкрыльевых держателей ракет и унифицированным отсеком РЭБ в хвостовой части. Испытания самолета Ту-95М-5 (изделие «ВМ-5», комплекс К-95-26) начались в октябре 1976 года, но после 32 полетов прекращены в мае 1977 года. Причиной явилось уже реализуемое и более перспективное перевооружение Ту-95 мощными ракетами Х-22, а также готовившаяся программа крылатых ракет большой дальности Х-55. В итоге из всех типов са-



*Подвеска КСР-5 под ракетносец*



*Ракеты КСР-5 и КСР-11 под крылом Ту-16К-26*



*Заправленная токсичными компонентами ракета представляла серьезную опасность при различных инцидентах. На снимке учения по устранению последствий аварии при транспортировке ракеты*

молетов, имевшихся на вооружении Дальней и Морской авиации, ракетами комплекса К-26 оснащены были только Ту-16.

Поскольку производство Ту-16 завершилось еще в конце 1963 года, все носители под комплекс К-26 переоборудовались из уже находившихся в строю самолетов. Многие из машин при этом уже прослужили по 12-15 лет, однако, оснащение их новым эффективным ракетным комплексом наряду с рядом других доработок по оборудованию, системам и средствам РЭБ позволило существенно продлить срок эксплуатации. 15 бывших морских самолетов - спасателей и носителей «Кометы», ранее прошедших переделку под комплекс К-11-16, были пере-

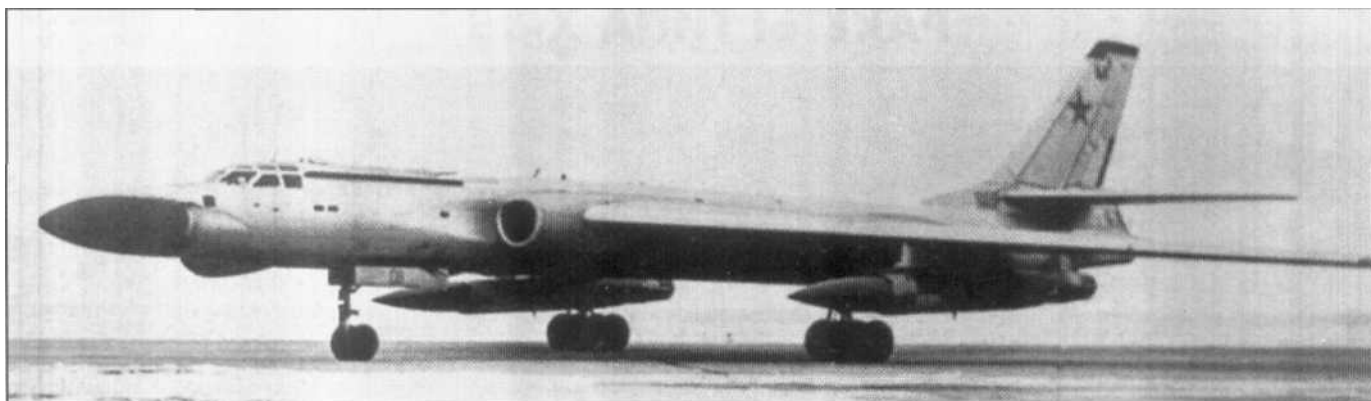
оборудованы по образцу Ту-16К-26 (внешне они выделялись наличием заклепанного люка кабины оператора и РЛС в створках грузоотсека).

Доработанные 125 ракетносец Ту-16КСР-2-11 получили наименование Ту-16КСР-2-5-11 (их отличием были цельные створки грузоотсека без следов зашитых люков). Еще 110 машин Ту-16КСР-2А после переделки именовались Ту-16КСР-2-5, не имея станции «Рица», но сохранив носовую пушечную установку; другой их внешней приметой стала «пилотка» станции «Роговица» на фоне кабины летчиков, а позднее машины этого типа получили и станции РЭБ из комплекта «Сирень». Поскольку к этому времени упования на исключительность ракетного оружия

несколько поутихли, вновь возникла заинтересованность в универсальном, простом и надежном бомбовом вооружении. Соответственно, в ходе доработок по программе К-26 на самолетах восстанавливались бомбодержатели, арматура управления и прицелы (если эти меры не были осуществлены ранее). Морские ракетносецы, переоборудованные из машин Ту-16К-10, именовались соответственно Т/-16К-1026, -К-10-26П, -К-10-26Б.

Комплекс К-26 поступил на вооружение многих частей ДА и АВМФ, однако оснащение им изрядно затянулось, и отнюдь не из-за проблем технического характера - объем и уровень доработок под К-26 был слишком значителен для осуществления на месте силами полковых ИАС и командировавшихся бригад заводов, и комплексное переоборудование выполнялось на базе и без того загруженных авиаремонтных предприятий Минобороны. Модернизация с радикальным обновлением аппаратуры и многочисленного оборудования требовала полной расстыковки самолета, замены массы блоков, пультов, крепежей, электроарматуры и прокладки многокилометровых электрожгутов с параллельным проведением собственно ремонтных работ по обновлению самолетных агрегатов, продлению ресурса и выполнением многочисленных бюллетеней и указаний инженерной службы ВВС.

В итоге доработка сотен ракетносец с их комплексным переоборудованием при перевооружении почти двух десятков авиаполков растянулась на несколько лет. Так, 52-й ТБАП из Шайковки, в числе первых в составе ДА освоивший Ту-16 и ракетный комплекс К-16, отметившийся отличными результатами в боевой подготовке и участием в воздушных парадах, получил машины с К-26 только в 1973 году - без малого пятью годами спустя их принятия на вооружение. Освоение К-26 шло без особых проблем, чему немало способствовала преемственность с К-16. Для отработки методики при-

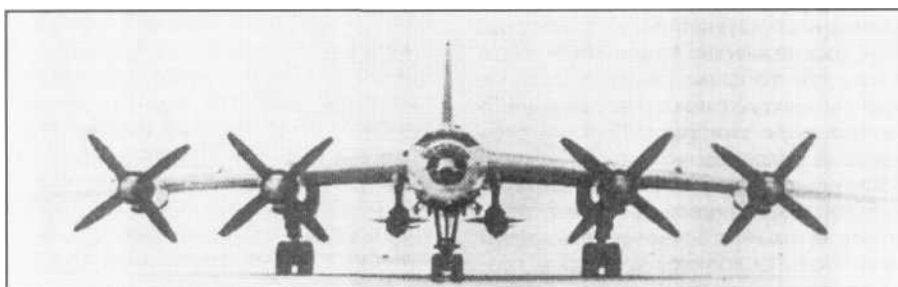


Ракеты КСР-5П под крылом Ту-16К-26П

менения КСР-5 на ракетоносцах использовались специальные гондолы с аппаратурой, выполненные в габаритах боевых ракет, однако без крыла и оперения. Учебные изделия, комплектовавшиеся всем необходимым оборудованием, включая систему надува и охлаждения блоков, подвешивались под самолет и позволяли экипажу освоить предпусковую подготовку, контрольные операции и осуществить тактический пуск (без сброса самого изделия). В учебных полетах и при пусках боевых ракет Ту-16 обычно ограничивались подвеской под крылом одной КСР-5.

На флотах для комплексной подготовки штурманов служили «летающие классы» Ту-104Ш, на борту которых летный состав в реальной обстановке мог отработать применение ракетного вооружения по реальным целям во всем объеме - от навигационных задач поиска цели с использованием штатной аппаратуры на одном из трех «штурманских» учебных мест до осуществления предпусковых операций и самого тактического пуска с помощью имитатора ракетного комплекса на еще одном «операторском» месте. Учебные места и стойки с аппаратурой размещались в бывших пассажирских салонах Ту-104, доработанных с установкой РЛС системы ЕН и «Рубин-1К», а также всех необходимых пультов и оборудования, включая подкрыльевые подвески с БД-352. Ту-104Ш позволяли вести тренажи по комплексам К-10, К-16 и К-26, а в 1968 году они были оборудованы пятым учебным местом и противорадиолокационной станцией «Рица».

Новый комплекс обладал значительными возможностями и боевой эффективностью, позволяя поражать как морские, так и наземные цели (типа заводских сооружений, мостов, плотин, баз и складов). Общим условием являлась достаточная радиолокационная заметность объектов, чему отвечали также аэродромы, портовые сооружения и железнодорожные станции. Ко времени принятия на вооружение его ракеты были практически несбиваемы не только имевшимися, но и перспективными средствами ПВО противника, и это



Опытная подвеска КСР-5 под ракетоносец Ту-95

положение сохранялось до начала 1980-х гг.

Комплексное применение ракет вместе с противорадиолокационными КСР-5П делало уязвимыми и сами зенитные средства - после взлома ПВО преимуществом авиационной ударной группировки становились еще более явными.

Наиболее весомо выглядели ракетоносцы Ту-16К-10-26, способные наносить удары с одновременным использованием скоростных высотных ракет КСР-5 и низковысотных К-10С. К их преимуществам относились также повышенная дальность обнаружения целей бортовой аппаратурой, хотя боевая нагрузка при полном снаряжении переваливала за 12,5 тонн, значительно сокращая радиус действия - до 700-800 км (впрочем, этого вполне хватало для действий в акваториях Балтики, Черного моря и задач береговой обороны на других флотах).

Появление новых ракетоносцев Ту-22М отнюдь не уронило значения комплекса К-26. Новая техника далеко не сразу смогла заменить хорошо освоенные ракетные системы. Более того, К-26 не выглядел устаревшим и на фоне современных машин. Хотя по обе-

м, боевая эффективность Ту-22М с новым ракетным комплексом К-22Н и должна была вдвое превзойти возможности полка Ту-16, вооруженного системой К-26, проверенные и по-настоящему универсальные Ту-16 с К-26 на практике ничем не уступали новому комплексу, в то же время превосходя его по радиусу действия на крейсерском режиме, надежности и ряду эксплуатационных характеристик. В итоге, внедрение новых машин, более сложных и дорогих, растянулось на полтора десятка лет, причем время от времени эксплуатацию Ту-22М из-за проявлявшихся конструктивно-производственных недостатков приходилось прерывать (такое случалось и в 1991 году после ряда аварий), и весь круг боевых задач вновь возлагался на Ту-16.

В 1988 году в морской авиации насчитывалось 14 ракетоносных полков, шесть из которых сохраняли на вооружении Ту-16 в количестве 212 машин, преимущественно вооруженных К-26 и К-10-26. Окончательно авиационно-ракетный комплекс К-26 был снят с вооружения в 1994 году вместе с Ту-16, хотя морская авиация сохраняла в резерве еще часть таких машин.

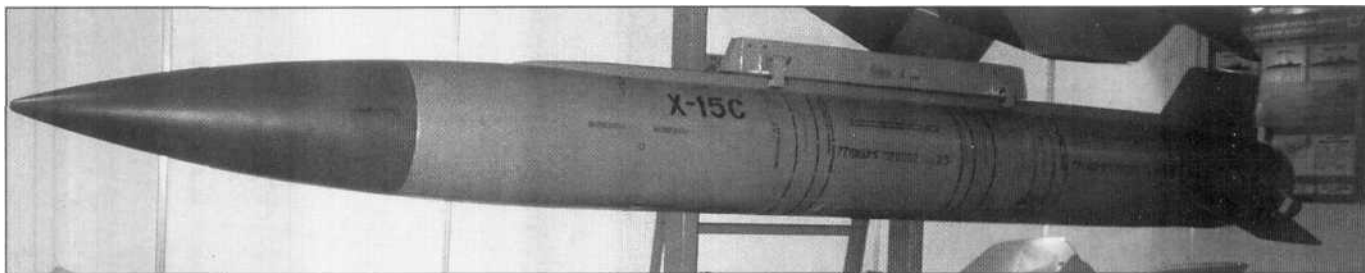
#### Основные характеристики ракет КСР-5

	КСР-5	КСР-5П	КСР-5МВ
Длина, м	10,6		
Размах крыла, м	2,60	2,6	2,6
Высота, м*	1,58	1,58	1,58
Диаметр фюзеляжа, м	0,92	0,92	0,92
Масса пустой, кг	1796		
Масса снаряженной, кг	3952	3944	3944
Масса БЧ, кг	700	700	280
Высота пуска, км	0,5-11		
Максимальная скорость, М	3	3	4,2

\* Высота со сложенным нижним килем.



# РАКЕТЫ ТИПА X-15



Развитие военной науки и техники довольно часто сопровождается появлением в разных странах образцов вооружения, выглядящих достаточно похоже. Это неудивительно - при равном уровне научно-технической базы и конструкторском опыте подобные задания диктуют похожие решения. В полной мере этот тезис проявил себя и в ходе послевоенной конфронтации Востока и Запада. Не только декларируемое, но то и дело готовое разразиться прямым столкновением соперничество не было установившимся, время от времени сопровождаясь появлением количественных и качественных преимуществ у одной из сторон. В ответ другая сторона принимала спешные меры для ликвидации «перекосов» и восстановления паритета, именовавшегося стратегическим сдерживанием потенциального противника.

Гонка вооружения отнюдь не была пропагандистским штампом, как и ведущая роль в ней Соединенных Штатов, - не только в силу присущей империализму злокозненности, но и благодаря мощи американской экономики и высокому научно-техническому потенциалу. Выделявшиеся на НИОКР завидные средства и суммы позволяли достаточно быстро реализовать предложения ученых, а научная база и уровень технологий обеспечивали преодоление технических проблем, отработку и внедрение перспективных образцов вооружений и военной техники.

В авиа- и ракетостроении, как наиболее технологичных направлениях, дисбаланс ощущался крайне остро, особенно когда преимущества противника получали зримое и болезненное подтверждение в локальных конфликтах. В то же время «малые войны» позволяли «живьем» познакомиться с трофейными образцами современного вооружения, обычно попадавшими в руки противника в виде обломков. Время от времени те служили поводом подстегнуть отечественные разработки и принималось решение о копировании «подкидышей» (использовался более благозвучный термин «воспроизводство»). Наиболее известными из них стали Ту-4 и ракета Р-3с. Однако такой путь приносил успех в единичных случаях - все же со времен трофейного «Сайдвиндера» в стране сложилась своя конструкторская школа,

опиравшаяся на отечественные технологии и комплектующие, разом заменить которые было проблематично. При этом информация о зарубежных разработках, получаемая с использованием всех доступных средств, часто становилась побудительным мотивом для заказчика. Сведения о появлении новых типов вооружений за рубежом становились поводом для нервозности и, не дожидаясь оригинальных отечественных разработок, он все чаще требовал скорейшего создания аналога, формулируя задание лаконичным желанием «сделать так же».

К началу 1970-х гг. ощутимыми стали недостатки в вооружении ВВС и, особенно, - Дальней Авиации. Затянувшийся период с неясным будущим дальних бомбардировщиков естественным образом затормозил и работы над средствами поражения для них. Тем временем из-за океана доходили тревожащие вести: США не только сохраняли мощную стратегическую авиацию (SAC), держа к 1971 году в ее строю три воздушных армии (2-ю, 8-ю и 15-ю) с 450 В-52, но и готовились пополнить ее сотней новейших бомбардировщиков В-1. В том же году SAC получили ракеты нового поколения AGM-69 SRAM.

Это оружие радикально отличалось от прежних ракетных систем (с которыми, худо-бедно, можно было бороться существующими средствами ПВО). Используя новейшие технологии, американцы отказались от многотонных крылатых колоссов, создав компактную конструкцию с автономной системой наведения, малой заметностью и высокой точностью попадания. Скрытности полета должна была способствовать полностью автономная инерциальная система наведения. Разрабатывая требования к ракете, заказчики заявили приоритетными повышение точности и снижение уязвимости. Поскольку точность «замкнутых» автономных систем напрямую зависит от времени полета и дальности (в этом такая ракета мало отличается от обычной пули), была принята тактика атаки с существенно меньшего (на порядок) удаления от цели - с рубежей порядка 200 км, чем и определялось само наименование программы SRAM - «ударная ракета малой дальности». Это позволило уменьшить массу и габариты ракеты, снизив ее

заметность, и обойтись за счет более точной «доставки» менее мощной БЧ. Конструктивно SRAM также демонстрировала радикально новые подходы. Ракета весом около 1000 кг оснащалась твердотопливным двигателем (РДТТ) с мощным импульсом, обеспечивавшим высокую скорость до  $M=3$ . Полет, в зависимости от задачи, мог выполняться по высотной аэробаллистической траектории или на малых высотах с огибанием рельефа местности. С использованием последних новшеств электроники ракета оснащалась высокоточной инерциальной системой управления с цифровым вычислителем, носившим звучное наименование «Мэджик» (Волшебство). Система обеспечивала поражение цели на заданной дальности в 160-200 км, с отклонением не более сотен метров, что было впечатляющим на фоне стоявших на вооружении «Хаун Дог», у которых точность описывалась километровой величиной. Концепция SRAM предполагала их использование для подавления средств ПВО и последующего удара по цели теми же ракетами или бомбами, благо небольшой вес и размеры позволяли разместить на борту носителя до двух десятков таких ракет.

Отличительной особенностью SRAM, запускать которые предстояло практически с рубежей ПВО, было повышенное внимание к снижению их заметности. Небольшие размеры и высокая скорость дополнялись специальным покрытием из сантиметрового слоя силикона, сводившего радиолокационную «отметку» ракеты к незначительной величине («проталкивающие» SRAM пропагандисты Пентагона утверждали, что этот параметр у ракеты сопоставим с винтовочной пулей).

Использование РДТТ с топливом длительного хранения и современных бортовых систем с повышенной надежностью существенно упрощали эксплуатацию и подготовку ракет: при испытаниях в показательных целях был произведен пуск SRAM, провисевшей на самолете полтора месяца без какого-либо обслуживания. Оперативно развернув производство SRAM, фирма Боинг к середине 1975 года поставила SAC все 1500 заказанных ракет (для сравнения - общий выпуск стратегических КР «Хаунд Дог» не составил и половины этого числа). Помимо В-52, их

\* - хотя ракету X-15 нельзя считать крылатой, информация о ней приведено в данном обзоре в связи с тем, что ракеты данного типа являлись важнейшей составляющей авиационных ракетных комплексов Дальней Авиации.

носителями являлись B-1 и FB-111A.

У нас поначалу без особого внимания отнеслись к сообщениям о новых разработках американцев. Концепция ракеты малой дальности в качестве стратегического средства поражения шла вразрез со сложившимися представлениями, как и использование исключительно инерциальной системы вместо «настоящего» самонаведения, ассоциировавшегося с применением активных ГСН. Однако затянувшиеся задержки с отечественными разработками и сам факт массового насыщения ударных сил ВВС США новыми ракетами инициировали ответные меры.

Решение привлекало рядом достоинств: инерциальные системы нового поколения обладали повышенными точностными характеристиками, не были подвержены помехам и позволяли реализовать «скрытный» полет, не выдающий себя излучением ГСН. Ошибка наведения при работе инерциальной системы в общем случае суммировалась за время работы, нарастая с дальностью и продолжительностью полета. Логичным виделось ее сокращение за счет некоторого уменьшения дальности и повышения скорости, сводящих к минимуму время полета к цели. Инерциальная система обеспечивала поражение целей с известным расположением (информация о нем являлась основной решения прицельной задачи). Это позволяло использовать такие средства для прорыва ПВО, благо большая часть существовавших средств обнаружения и пусковых установок объектовой и территориальной ПВО потенциального противника относились к стационарным объектам (сделать мобильными тогдашние ЗРК большой дальности, подобные основному в НАТО «Найк Геркулес» с 12-метровыми ракетами, тогда не представлялось возможным).

Задача поражения мобильных целей (таких как группировки войск, корабельные соединения и т.д.), которые могли изменить свое положение, решалась в комплексе с развитием разведывательных средств, вскрывавших местонахождение объектов противника, их привязку к ориентирам и устанавливавших координаты для последующего целеуказания. С конца 1950-х г.г. велись работы по созданию системы морской космической разведки и целеуказания (МКРЦ), на которой сосредоточились усилия нескольких ведущих организаций.

С появлением у противника новых средств ПВО, наиболее яркими представителями которых стали ЗРК «Пэтриот», истребители F-14 с ракетами «Феникс» и современные информационно-управляющие системы, потребовались меры по сохранению эффективности своих ударных сил. В ГОСНИИАС, занимавшемся подобными вопросами, в начале 70-х гг. провели исследование

по теме, формировавшей облик вооружений стратегической авиации. Одним из решений предлагалось создание ракет, способных прорывать оборону на очень больших высотах вне досягаемости зенитных средств противника.

И все же создание высокоскоростной ракеты с автономным наведением сулило немало проблем. За образец в КБ «Радуга» был взят реально существовавший SRAM, схемные решения и конструкция которого подтвердили работоспособность, обещая некоторое снижение технического риска и ускорение работ по принципиальным вопросам оптимизации схемы и компоновки изделия (известно было, что цикл разработки SRAM, начатый еще в конце 1963 года, занял у конструкторов Боинга без малого 8 лет). Вместе с тем проектируемое «изделие», при близких требованиях и задачах сохраняя известное схемное подобие американскому образцу, конструктивно изрядно отличалось, будучи плодом отечественных подходов и технологий.

Создаваемая ракета предназначалась для поражения стационарных площадных целей - военно-промышленных объектов (баз, аэродромов и т.д.), а также групповых объектов ПВО (РЛС и батарей ЗУР). Ракета должна была иметь массу не более 1 100 кг, оснащаться РДТГ, инерциальной системой наведения повышенной точности и нести ядерную БЧ. Предусматривались различные режимы полета - от мало-высотного до баллистического с гиперзвуковыми скоростями до  $M=5$ .

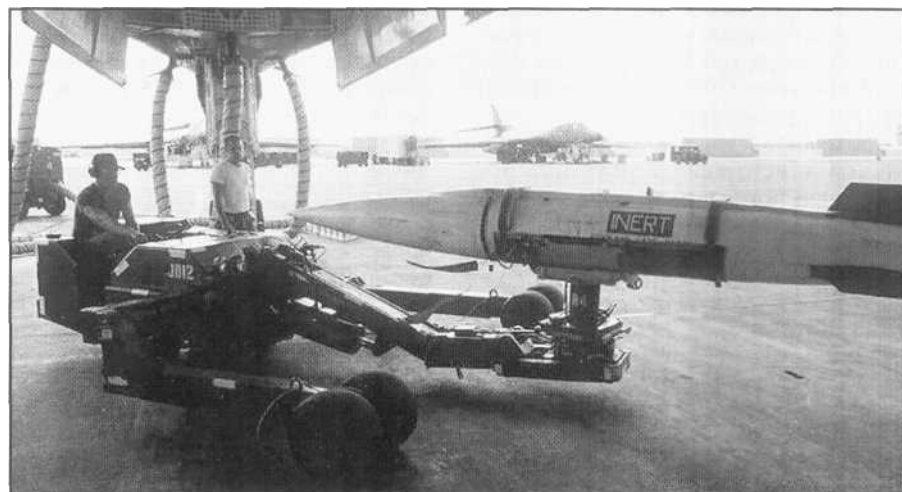
Что касается дальности, то «по инерции» заказчик настаивал на обеспечении пуска со средней дальности. Однако такая задача сводила на нет саму концепцию малозаметного скоростного средства поражения, требуя большего запаса топлива, еще более мощного двигателя и т.д., что влекло за собой лавинообразное нарастание массы, размеров и общее ухудшение прочих летных характеристик. В свою очередь, готовившимся договором ОСВ-2 созда-

ние и испытания баллистических ракет авиационного базирования вообще запрещались, но имелась возможность вывести новую систему из рамок договора, как не относящуюся к стратегическим вооружениям — согласно протоколам соглашения, таковыми считались средства с дальностью более 600 км.

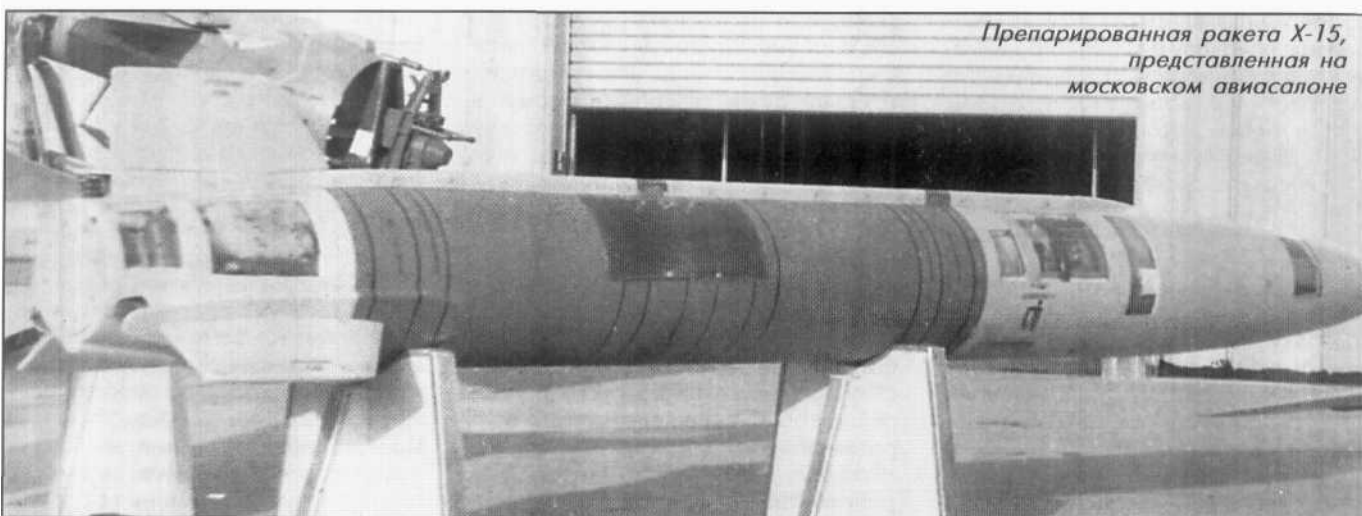
В конечном счете требование по дальности было скорректировано до 300 км (все же несколько больше, чем 220 км у SRAM) с тем, чтобы атака могла выполняться за пределами досягаемости ЗРК зональной и объектовой ПВО.

Общее руководство работами осуществлялось Главным Конструктором И.С.Селезневим, сменившим в этой должности А.Я.Березняка, скончавшегося в 1974 году. Опытные образцы X-15 были изготовлены НПО «Радуга» в 1978 году. X-15 имела бескрылую схему с управляемым консольным оперением и несущим корпусом (как говорили: «при таких скоростях полетел бы и кирпич»). Корпус делился на отсеки: приборный, грузовой с БЧ, отсек двигателя и приводов управления. Основной проблемой стал выбор конструкционных материалов, приемлемых при близких к гиперзвуковым режимам полета с колоссальными аэродинамическими и тепловыми нагрузками - теоретически температура торможения в полете на высоте с  $M=5$  достигала более 1000 град.С.

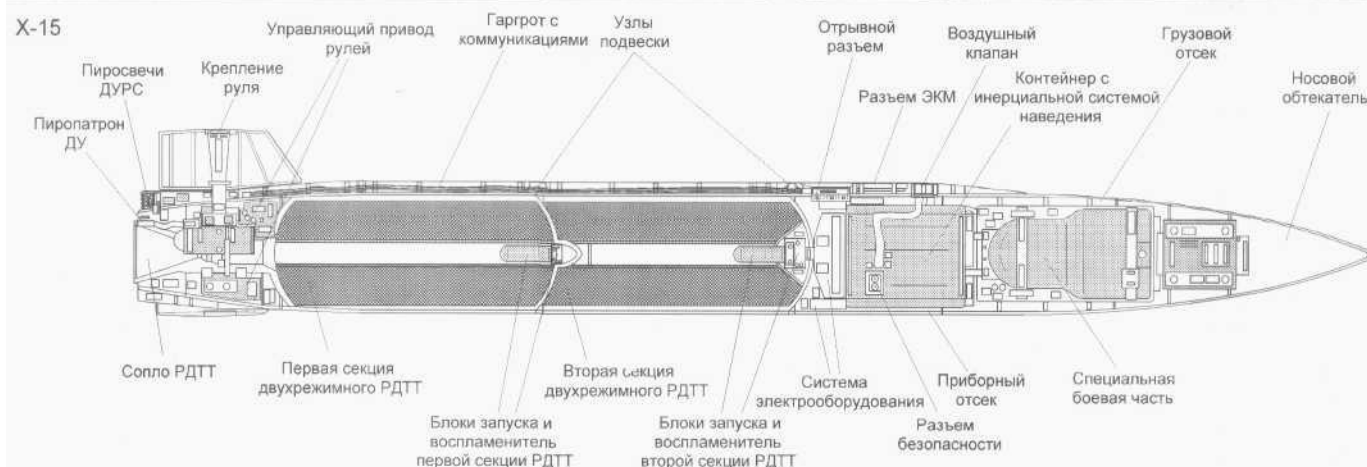
Конструкция выполнялась преимущественно из титана, сохраняющего механическую прочность при высоких температурах. В отличие от предыдущих ракет, носовая часть X-15 имела не остроконечную, а притупленную закругленную форму - на острие конуса «садился» аэродинамический скачок, грозя перегревом и прогаром. Такими же радиусными выполнялись передние кромки рулей. Особенностью конструкции X-15 являлось практическое отсутствие люков - монтажных и эксплуатационных, через зазоры которых узлы могли бы подвергаться воздействию тепловых потоков. Даже при установке рулей доступ к узлам их крепления



Подвеска американской ракеты SRAM под бомбардировщик B-1B



Препарированная ракета X-15,  
представленная на  
московском авиасалоне



осуществлялся, с торцевых законцовок рулевых поверхностей.

Композитный носовой обтекатель сложной оживальной формы был отработан в нескольких конструктивных вариантах. У трехслойной конструкции каждый из слоев формировался из своего типа ткани с пропиткой связующей смолой и термообработкой, затем наносился следующий и т.д. Этот процесс был сложным и продолжительным. Более удачным и технологичным стало двухслойное исполнение с облицовкой стеклотканью. Обтекатель изготавливался в жестких пресс-формах методом пропитки под давлением с одновременной запрессовкой металлических каркасов на клею. Снаружи он покрывался слоем теплозащиты.

В качестве теплозащиты металлической конструкции использовалось наружное покрытие спецматериалом, выполнявшим также радиопоглощающую роль. Слой теплозащиты требовалось наносить на поверхность корпуса, гаргротов и рулей, соблюдая заданную толщину, с последующей термообработкой для запекания. Жидкий слой материала теплозащиты наносился на металлические отсеки непосредственно в жестких пресс-формах методом пропитки под давлением, на рули - методом вакуумного «просасывания» и формования в автоклаве.

При термообработке ряд узлов подавался уже частично собранным, и входившие в них композитные детали коробились. Для компенсации деформаций стали подавать металлические детали, изготовленные не по конструктивным, а по технологическим чертежам, размеры в которых задавались с учетом деформаций, а сами изделия прогревались в жестких пресс-формах.

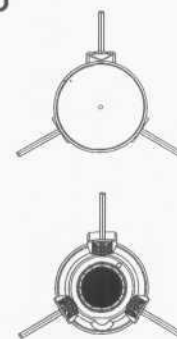
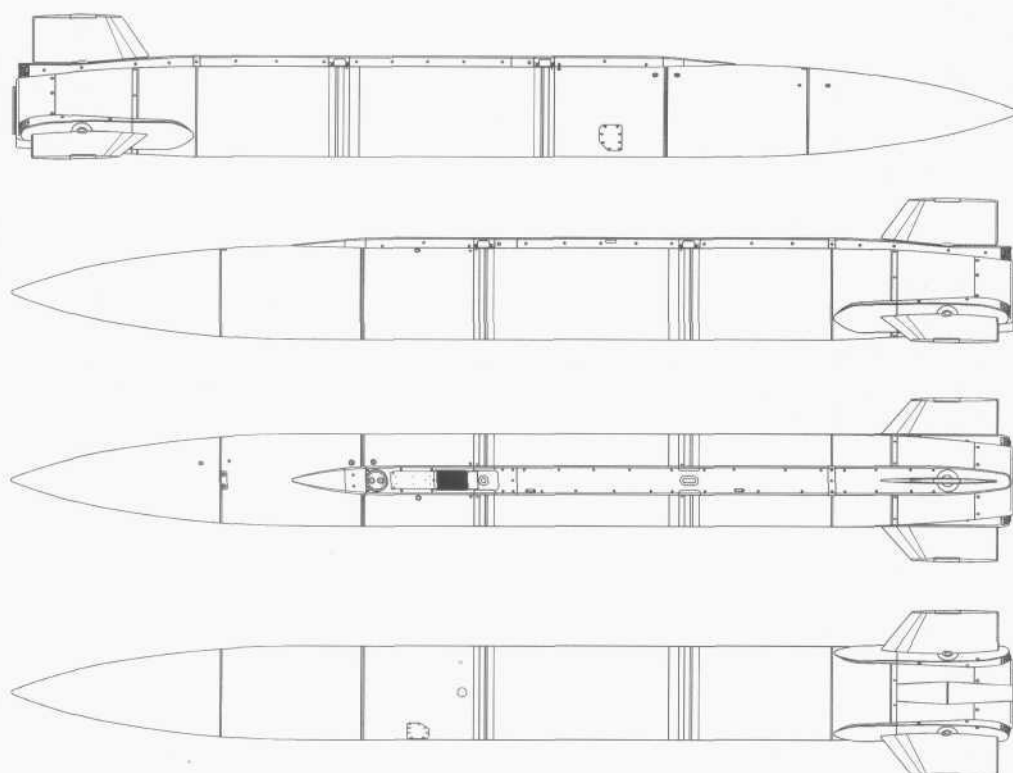
Ряд операций и процессов потребовал специального оборудования, которого в промышленности прежде не было. Для термообработки крупных деталей с очень жестким соблюдением технологического процесса пришлось своими силами разработать и соорудить уникальную высокотемпературную печь ПАП, в которой выдерживалось постоянное температурное поле во всем объеме, с минимальными перепадами по зонам  $\pm 5^\circ\text{C}$ . Она позволяла без остаточных деформаций проводить закалку и отпуск крупногабаритных деталей. Для изделий из титана, подверженных «поводке» при термообработке, использовали термокалыворку в жестких оправках.

Управление ракетой осуществляется отклонением цельноповоротных рулей, оснащенных электромеханическими приводами. Два нижних руля, прозванных «ластами», при совместном отклонении управляли ракетой по ка-

налу тангажа, при дифференциальном - по крену. Они же парируют кренящий момент при отклонении верхнего руля для коррекции курса. Новшеством стал твердотопливный двигатель оригинальной конструкции, впервые в СССР использованный на ракете такого класса. РДТТ-160 имеет двухкамерную конструкцию, соединяя в одном корпусе две ступени - стартовую и маршевую, разделенные перегородкой и включающиеся последовательно своими системами зажигания. В двигателе использовано смесевое топливо, сочетающее горючее высокой калорийности и окислитель, выделяющий необходимый для горения кислород. Топливо отливается непосредственно в корпус двигателя с профилированным внутренним каналом звездообразного сечения, повышающим площадь газообразования и, соответственно, рабочее давление в камере сгорания и тягу. В соответствии с назначением ракеты предусмотрено ее оснащение только специальной БЧ с термоядерным зарядом (учебные ракеты несут имитатор спец-БЧ и фугасный заряд небольшой мощности, позволяющий контролировать попадание).

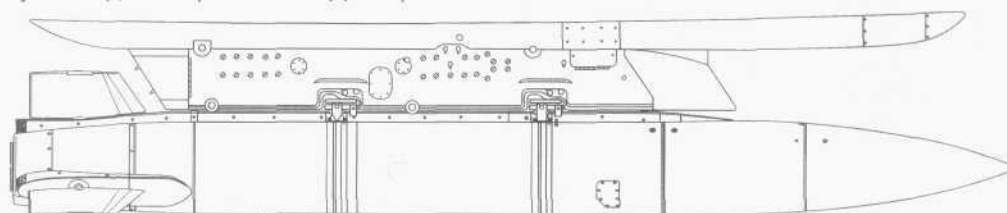
Как не обладавшая стратегическими возможностями, система X-15 не подпадала под действие международных ограничительных договоров, и ее существование не обнародовалось

X-15

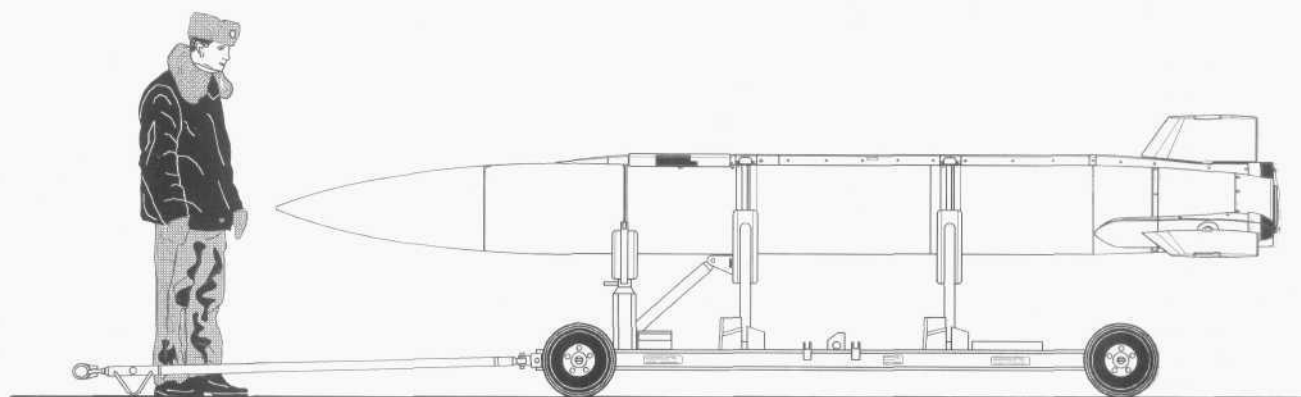
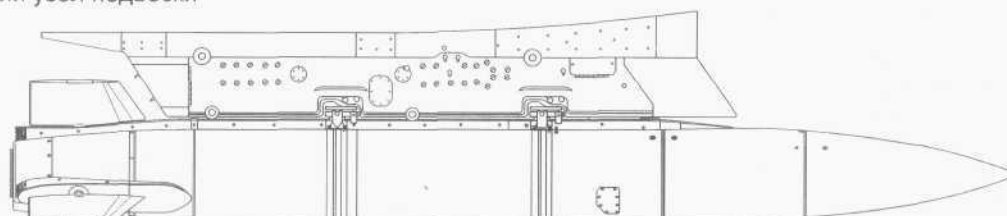


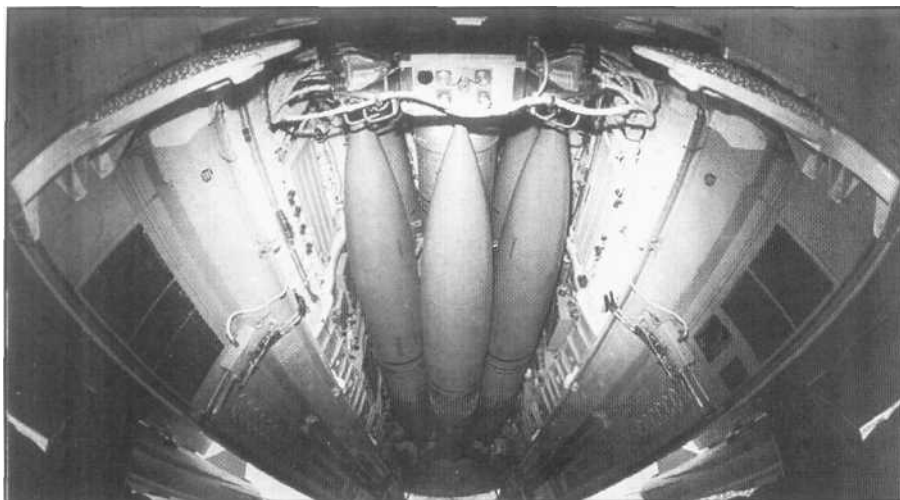
X-15 на авиационном катапультном устройстве АКУ-1 самолета Ту-22М3

Внешний узел подвески (на месте БД-45К)



Внутренний узел подвески





*Ракеты X-15 на револьверной пусковой установке в отсеке Ту-22М3*



*X-15 в музее Дальней Авиации*

даже в эпоху гласности до самого марта 1992 года, когда эти ракеты были представлены на правительственном показе новой техники на аэродроме Мачулищи. Любопытно, что на первых публичных показах данные X-15 назывались существенно заниженными, и ее дальность считалась не превышающей 150 км - вдвое ниже действительной. К этому времени аэробаллистические ракеты средней дальности появились и во Франции, всегда ревностно отстаивавшей свою авиастроительную независимость и вооружавшей ВВС исключительно отечественной техникой. Разработка ракеты ASMP началась в 1976 году и являлась единственной авиационной программой по созданию ударного ядерного комплекса значительного радиуса действия (что вызвало даже «обмен мнениями» на международных переговорах, где советская сторона настаивала на их причислении к ударным системам стратегического назначения).

Конструктивно ASMP стала сходной американскому и советскому образцам, выделяясь только большим удлинением корпуса ракеты - порядка 15 против «наших» 10 (за что и заслужила прозвище «карандаш»). Инерциальная система наведения и автопилот

обеспечивают программный пуск по высотной или низкой траекториям с дальностью до 250 км, а расчетная точность определила мощность БЧ в 300 кт. Общий выпуск ASMP дал 150 единиц, на вооружение они стали поступать с 1986 года - почти в то же время, что и X-15.

В качестве основных носителей X-15 предполагались дальние бомбардировщики Ту-22М3/М2 и Ту-160. Небольшие габариты и масса X-15 делали возможным размещение на борту значительного их числа. Для их внутренней подвески предназначалась установка МКУ-6-1, на которой шесть ракет располагаются подобно патронам в барабане револьвера. Несколько громоздкое официальное обозначение «многопозиционная катапультная установка» (МКУ) исчерпывающе характеризовало ее функции - проведение предпусковых операций, подача ракеты в стартовое положение и производство катапультирования вниз под самолет для выведения ее на безопасное расстояние от носителя. Катапультирование обеспечивается гидропневмоаккумулятором с пневматическим толкателем, уборка катапульты - гидравликой.

Отработка X-15 начиналась применительно к ракетоносцам Ту-22М2, но

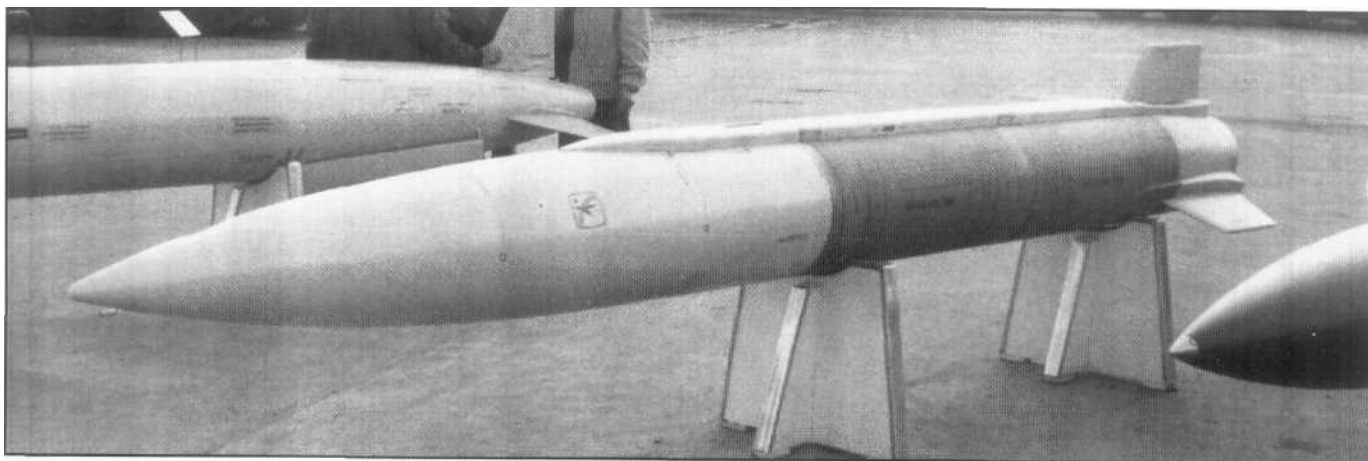
с появлением более совершенной модификации Ту-22М3 от доработки «двоек» отказались. Помимо шести ракет на МКУ, Ту-22М3 дополнительно мог нести еще четыре - по одной на каждой из подкрыльевых АКУ-1, монтируемых вместо балочных держателей ракет X-22. Управление выпуском и уборкой АКУ-1 осуществляется от воздушной системы.

В комплекс вооружения Ту-22М3 включена бортовая система управления ракетным оружием (СУРО), обеспечивающая целеуказание, подготовку к стрельбе и управление пусковыми установками. Основой выполнения боевой задачи является обнаружение целей и установление их координат, производимое перед вылетом или в воздухе бортовыми средствами самолета. Получая от навигационного комплекса самолета данные о курсе, координатах и скорости, СУРО производит обработку информации и подготовку ИНС ракет, включающую выставку гиросtabilизированных платформ, (т.е. их привязку к положению в пространстве), ввод данных о цели, определение входа в зону разрешенных пусков и автоматический контроль готовности, при выполнении которых может производиться стрельба. Полет X-15 к цели на удалении 200 км занимает около 180-200 сек., практически не оставляя противнику времени на реагирование, а высотный профиль полета делает ее недосягаемой для ЗУР и истребителей.

Из-за задержек с доводкой комплекса X-15 принятие на вооружение затянулось, и им были оснащены только несколько десятков Ту-22М3 последних серий. Доработка уже находившихся в строю «троек» не осуществлялась, а «сырость» комплекса заставила отложить пуски в полках на несколько лет. Так, в 200-м ТБАП, перевооружившемся на Ту-22М3 в начале 1986 года, первые пробные пуски X-15 были проведены почти тремя годами спустя - в декабре 1988 года.

Хотя твердотопливные ракеты обладали очевидными преимуществами, в эксплуатации они не пользовались особой приязнью: досаждали оставшиеся дефекты, лучшего оставляла желать надежность систем, имели место случаи несхода ракет с пусковых установок из-за отказов СУРО. Непривычным было соседство на борту двух разнотипных комплексов с принципиально разным регламентом подготовки и процедурой операций экипажа (из-за такого различия обычно не практиковались и смешанные варианты вооружения из ракет и бомб, отличавшиеся самой постановкой задачи и методикой применения). По этой причине в строю самолеты для стрельб всегда несли ракеты только одного типа, выполняя пуски X-22 или X-15. Эти методические недочеты, пусть и не носив-





*Ракета X-15 на авиасалоне*

шие принципиального характера, еще в ходе испытаний привели к случаю, когда 16 августа 1988 года техники испытательной бригады НИИ ВВС, готовившие самолет со смешанным вариантом вооружения из двух ракет X-22НА и шести X-15, перепутали схему подключения. В результате при вырывании самолета одна из подкрыльевых ракет сорвалась и упала на бетон (к счастью, без запуска двигателя, но помятую ракету все равно пришлось списать).

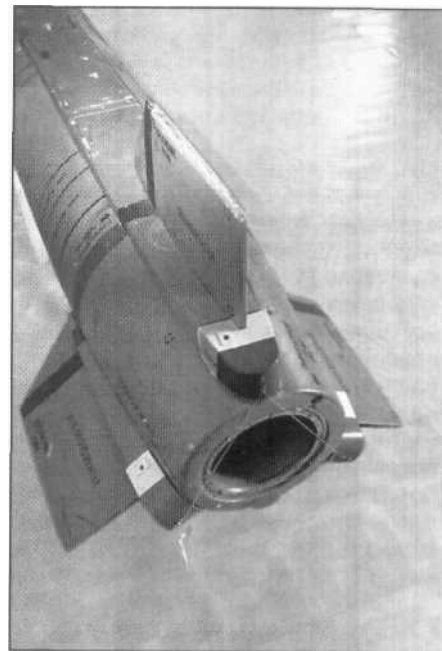
С совершенствованием ПВО ракеты X-15 уже не обеспечивали нанесение удара с безопасной дальности. Сами ракеты по-прежнему были малоуязвимыми, но это не относилось к самолету-носителю. Полная «разгрузка» боекомплекта ракет на борту требовала изрядного времени и в опасной близости от цели представлялась рискованной. Самолеты ДРЛО (AWACS) обнаруживали бомбардировщики даже на малой высоте с расстояния до 700 км, вводя в бой перехватчики с рубежа 550-600 км. По мере дальнейшего сближения с целью ракетноосцы оказывались у зоны эффективного огня ЗРК. В то же время пуск каждой X-15 требовал выполнения 11-секундного цикла, и несложный расчет показывал, что для того, чтобы «отстрелять» все 10 ракет, требовалось оставаться на боевом курсе «не шелохнувшись» и выдерживая направление на цель вблизи зоны ПВО (а то и в ее пределах) довольно длительное время. «Разгрузить» полный боезапас Ту-160, который должен был нести 24 таких ракеты, представлялось и вовсе мало-реальным в подобной обстановке.

В то же время при нормальной работе СУРО X-15 заслужили репутацию «безотказного оружия», уверенно держа траекторию и поражая цель.

У техсостава к X-15 имелись свои претензии: сложной была подвеска барабана и стыковка коммуникаций МКУ в грузоотсеке. Для установки подкрыльевых АКУ и подсоединения электроарматуры требовалось забраться внутрь крыла, где едва можно было повернуться и работать приходилось на

ощупь (особенно зимой, когда попасть в тесный отсек можно было только сняв теплую одежду и работать на морозе в одной рубашке). Со временем выявилась и еще одна проблема — ограниченные сроки хранения по ракетному топливу (американцы вынуждены были списать свои SRAM, у которых по выработке десятилетнего ресурса двигателей началось разложение топливной смеси - «замыливание» и растрескивание). Ввиду близившегося истечения сроков хранения, к началу 2000 гг., было принято решение о рациональном расходовании имевшихся запасов X-15 с их использованием в боевой учебе путем интенсивного отстрела.

До предполагавшегося оснащения X-15 тяжелых бомбардировщиков Ту-160 дело не дошло. В комплексе вооружения самолет мог нести до 24 ракет на четырех МКУ в двух грузоотсеках, однако приоритет был отдан крылатым ракетам большой дальности X-55, более отвечающим стратегическому назначению машины. Тем не менее была принята программа оснащения самолета X-15 и назначены сроки внедрения комплекса на Ту-160, которое собирались провести в 1991-94 гг. В лидерный (и единственный в советских ВВС) 184-й гв. Полтавско-Берлинский ордена Красного Знамени ТБАП в Прилуках поступили лишь 3 макета X-15, предназначенные для обучения и увязки систем. Заводская бригада для проведения доработок прибыла осенью 1991 года, слишком поздно для осуществления планов - начинавшийся развал СССР заставил отложить все работы, а последовавший разрыв связей и экономический кризис окончательно воспрепятствовали их реализации. Та же судьба ожидала перспективные варианты X-15 - противорадиолокационную ракету X-15П с пассивной ГСН и противокорабельную X-15С, оснащенную активной радиолокационной ГСН. Эта ракета широко анонсировалась в качестве вооружения самолетов ДА, АВМФ и фронтовой авиации, а также предлагалась на экспорт под индексом X-15СЭ. Ракета предназначалась для поражения кораблей



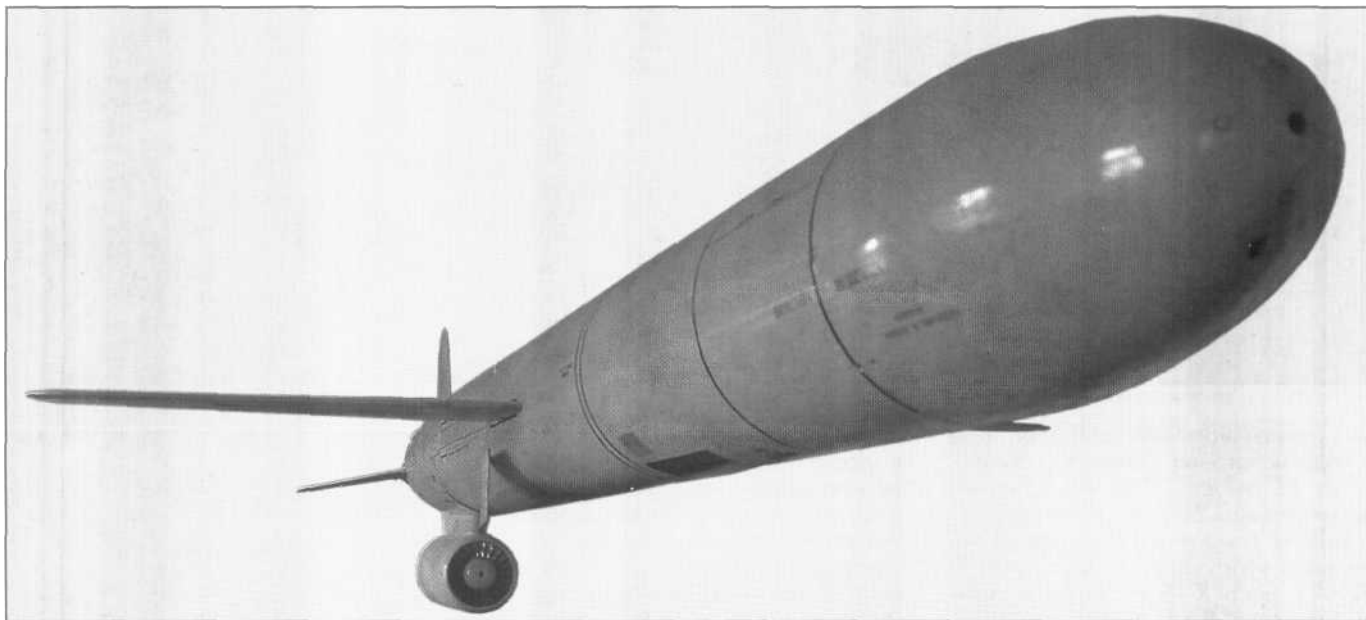
различных классов - от катеров до эсминцев и крейсеров и несли проникающую фугасную БЧ массой 150 кг. На начальном этапе управление X-15С осуществлялось ИНС с выходом на рубеж захвата и дальнейшим переключением на активную ГСН. Атака крупной цели могла выполняться с удаления 150 км, целей типа катеров - с 50-60 км. Заинтересованности предложение не встретило, и в условиях общей нехватки средств работы развития не получили.

#### **Основные летно-технические характеристики**

	X-15	X-15C*
Длина, м	4,78	4,78
Размах оперения, м	0,8	0,92
Диаметр фюзеляжа, м	0,455	0,455
Стартовая масса, кг	1100	1200
Масса БЧ, кг	—	150
Максимальная скорость	M=5	M=5
Дальность пуска, км	50-280	50-150

\* - по X-15C — данные, приведенные на выставке «Мосаэрошоу-95»

## РАКЕТЫ ТИПА Х-55



Послевоенное развитие авиации в течение нескольких десятилетий преследовало все то же «преодоление барьеров» и сопровождалось гонкой за все большей скоростью и высотой. В полной мере это относилось и к ракетной технике. Пересмотр взглядов на роль военной авиации, в том числе и с учетом стремительно растущей ее дороговизны, в начале 70-х гг. привел к парадоксальным еще несколько лет назад решениям о приоритетности отнюдь не гиперзвуковых и сверхвысотных самолетов, а многорежимных машин (и систем вооружения), с обширными возможностями и гибкой тактикой применения. Такие самолеты обеспечивали бы широкий диапазон тактических приемов, сочетая быстроту реагирования с совершением сверхзвукового броска к цели, маловысотный прорыв и скрытное преодоление ПВО, повышенную точность и результативность удара.

В полном объеме это касалось стратегической авиации, наиболее сложной и дорогой, притом ориентированной на решение важнейших задач при известном конкурировании с другими родами войск (в первую очередь, РВСН). Новые перспективы разом поставили крест на проектах скоростных стратосферных монстров, недостаточно эффективных, но чересчур уязвимых в условиях все более совершенной ПВО, освоившей загоризонтные дальности с использованием новых средств обнаружения и наведения, самолетов ДРЛО и информационных систем, позволявших вводить в бой свои перехватчики на удалении в 700-900 км. Зоны поражения ЗРК расширились более чем на сотню км, а скорость и высота сами по себе уже не могли служить щитом ни для ударных самолетов, ни для их

сверхзвуковых крылатых ракет, встречаемых плотными заслонами новых зенитных средств и «теряющихся» в помеховой обстановке систем РЭБ, ставших неотъемлемой частью современной ПВО.

Особенно остро это ощущалось в отношении стратегических авиационных систем поражения - многотонные ракеты большой дальности были громоздки, заметны и легкоуязвимы для ПВО, в качестве защиты от которой по-прежнему приходилось полагаться на скорость и высоту - увы, выглядывшую весьма условной и не гарантировавшую доставки к цели мощнейших ядерных зарядов.

С другой стороны, прежняя ставка на удар сверхмощными мегатонными боеприпасами, разом решавшими любую задачу, уступила более рациональным подходам - поражению важнейших объектов противника рассчитанными точными ударами с выводом из строя ключевых узлов его обороны и инфраструктуры (такими могли являться центры государственного и военного управления, ядерные объекты, ракетные, авиационные и морские группировки, энергетические и транспортные узлы, склады и резервы и т.п.). Несомненным достоинством высокоточного оружия выступала возможность поражения защищенных и высокопрочных объектов (к которым и относилось большинство подобных целей, зачастую укрытых под землей и метрами бетона), недостижимых обычной «грубой силой».

Подобно ударным самолетам, основным способом преодоления ПВО и проникновения к цели должен был стать низковысотный полет ракет - прижимаясь к земле и скрываясь за рельефом местности, ракета получала больше шансов остаться незамеченной, а

перехват ее существенно затруднялся (чему способствовал также маневр по курсу и высоте с огибанием препятствий).

В число других требований к ракетам нового поколения включалось значительное повышение дальности - как ответ на растущие возможности ПВО, она должна была обеспечить применение за пределами досягаемости средств территориальной обороны противника, его истребителей и систем обнаружения (в противном случае внезапность удара срывалась, и тот получал возможность изготавиться к отражению атаки); уязвимость ракет должна была снизить помехозащищенная система наведения и меры по снижению заметности - малые размеры, компоновка и покрытия, максимально уменьшающие отражающую поверхность.

В свою очередь, компактность ракеты становилась одним из определяющих условий, позволяя разместить на борту носителя их значительное число, существенно повышая вероятность выполнения задачи и эффективность удара, позволяя атаковать групповые и сложные объекты, в том числе с выводением из строя ПВО и последующим поражением цели.

Потребность повысить вооруженность самолета диктовалась и постоянно растущей стоимостью новых машин, вынуждавшей ограничивать аппетиты меньшим их числом, но стремясь повысить при этом их ударные возможности. Цифры говорили сами за себя: если в 50-х годах Стратегическое Авиационное Командование США могло позволить себе содержать более 2000 бомбардировщиков В-47, то уже в 60-х гг. общий заказ на В-52 составил только 744 самолета, а в 1981 году удалось изыскать средства лишь на сотню но-

вх В-1. Однако оснащение их более современным и эффективным вооружением, в том числе и с количественным его усилением на борту, позволяло не только поддерживать, но и значительно повышать боевой потенциал и при сокращении самолетного парка.

Разработка ракет нового поколения для авиации, армии и флота началась в США в начале 70-х г.г. В ВВС положение со средствами поражения стратегических самолетов выглядело все более неудовлетворительно: главная ударная сила бомбардировщиков САК - «Хаунд Дог», ракеты без малого 5-тонного веса с мегатонным зарядом, отжили свое и подлежали списанию, а новые малогабаритные ракеты SRAM имели на порядок меньшую дальность. Предложенная замена выглядела нетрадиционно: малогабаритная дозвуковая крылатая ракета с дальностью до 2500 км, наводившаяся автономной инерциальной системой повышенной точности, дополненной корреляционной системой, использовавшей эталонное изображение рельефа местности с характерными высотами по маршруту полета для коррекции курса. Радиовысотомер, служивший для «считывания высоты», обеспечивал и работу системы управления, ведущей ракету на предельно малых высотах. Точность наведения описывалась величинами КВО порядка нескольких десятков метров (вместо обычных для прежних ИНС 0,1...0,2% от дальности, на удалении аж в 1500 км приводивших, в лучшем случае, к полукилометровым отклонениям).

Очевидно, что точность попадания напрямую влияла на потребную для решения задачи поражающую мощность БЧ. При подготовке боевой задачи соответствующие величины рассеивания, характеризующие круговым вероятным отклонением от цели, служат основой для назначения потребного числа носителей и средств поражения, их типа и мощности, варианта применения, нормы поражения объекта (уничтожения, вывода из строя или повреждения на короткий срок) и т.п. Этим диктовалось снаряжение стоявших на вооружении межконтинентальных баллистических ракет мегатонными боеголовками - точностные параметры у них были в десятки раз хуже, взрыв на удалении от объекта мог не обеспечить причинения ему достаточного ущерба и вывода из строя, требуя наращивать мощь и радиус поражения. Уменьшение же «разброса» давало возможность обойтись менее мощным зарядом, для новых ракет оценивавшимся в 200 кТ, причем совершенствование его конструкции позволяло оснастить ракету компактной БЧ сравнительно небольшого веса - всего 120 кг, при котором масса всего изделия вписывалась в 1200 кг (для срав-

нения - БЧ «Хаунд Дог» весила порядка тонны).

При небольших размерах ракета отличалась минимальной отражающей поверхностью - за счет «гладкости» аэродинамических обводов и практического отсутствия всяких острых кромок, щелей и отражающих элементов, что снижало ее ЭПР в десятки раз. Привлекательными выглядели и экономические соображения - по заверениям разработчиков с фирм «Боинг» и «Дженерал Дайнемикс», стоимость новых ракет была в 15 раз меньше, чем у стоявших на вооружении МБР, служивших для решения тех же задач (не говоря уже об эксплуатационной простоте и дешевизне обслуживания в сравнении с многотонной МБР).

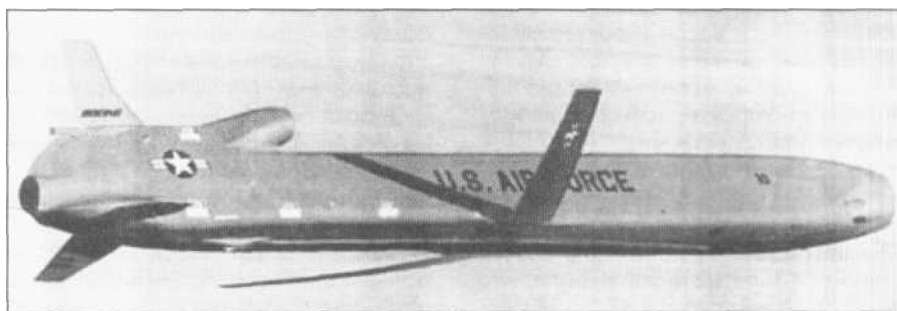
Для размещения на подвеске самолета или в пусковом устройстве выступавшие крыло и оперение складывались, и общие размеры ракеты не превосходили габаритов корпуса. При этом на внутренней подвеске В-52 могли находиться до 16 таких ракет, а с использованием внешних держателей самолет мог нести их до 28 (более чем впечатляюще по сравнению с парой прежних «Хаунд Дог», вдвое уступавших новым ракетам по дальности и на порядок - по точности попадания).

Программа крылатых ракет воздушного базирования получила тождественное наименование ALCM (Air Launched Cruise Missile); прямой перевод звучал как «крейсерские ракеты» (или «маневрирующие»), подчеркивая их

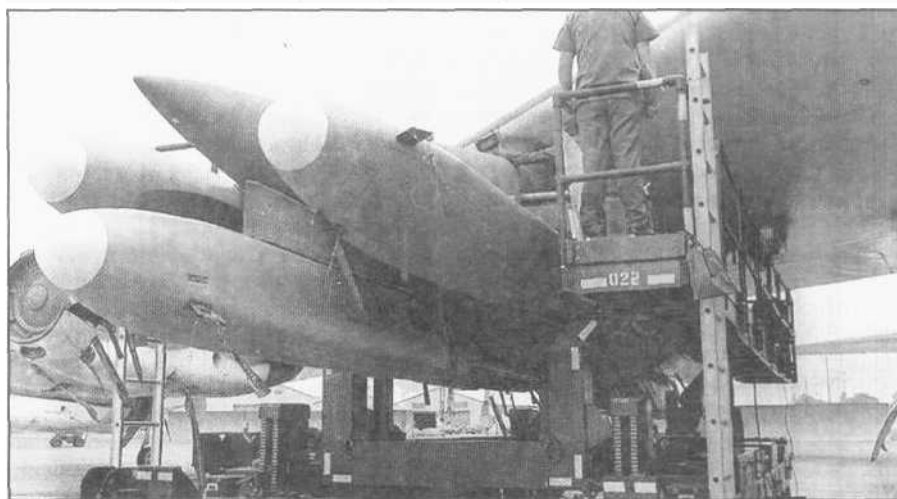
отличие от прежних сверхзвуковых высотных самолетов-снарядов, однако в отечественной терминологии утвердилось идиоматическое сочетание «дозвуковые крылатые ракеты». В полном объеме американская программа развернулась с 1975 года, а в феврале 1980 года последовало решение о принятии ALCM на вооружение.

Энергично взявшись за дело, уже в августе того же года американцы доработали под ракетную систему первые В-52. Всего были переоборудованы 210 таких машин, к которым впоследствии должна была присоединиться сотня новейших В-1. В декабре 1982 года части, оснащенные системой ALCM, достигли боевой готовности. Одновременно крылатыми ракетами «Томагавк» оснащались армия и флот, развернувшие сотни подобных ракет в Европе у границ стран Варшавского договора, откуда те могли достичь целей до самого Урала.

«Пока гром не грянет, мужик не перекрестится» этой пословицей полностью описывалась позиция советской стороны. В ходе масштабных работ над перспективным тяжелым бомбардировщиком и комплексом вооружения с конца 60-х г.г. рассматривался ряд вариантов ракет средней и большой дальности, среди которых были сверхзвуковые «Метеорит» НПО Машиностроения В.Н.Челомея и дубнинская Х-45 - внушительные изделия более чем 10-метрового размера с массой в несколько тонн, которых тяжелый



Американская крылатая ракета воздушного базирования ALCM



Подвеска ракет ALCM под крылом бомбардировщика В-52

бомбардировщик мог бы нести, в лучшем случае, не более двух.

В то же время в НИИ Авиационных Систем, занимавшемся разнообразными исследованиями, испытаниями и вопросами оценки и эффективности авиаракетной техники, с 1968 года изучались возможности и перспективность иного направления - ракеты большой дальности, которая обладала бы повышенной эффективностью благодаря существенному улучшению точности и скрытности полета. Расчеты показывали рациональность такого подхода. Уже в первом приближении определялся облик такой ракеты - компактной, небольших размеров, способствующих снижению заметности, с ярко выраженными дозвуковыми характеристиками (по условиям дальности), реализующей мало-высотный профиль полета с огибанием рельефа местности, складки которого служили бы дополнительной мерой маскировки от существовавших средств обнаружения и поражения ПВО (способ, уже апробированный ударной авиацией).

В 1971 году руководство Дубнинского МКБ «Радуга» обратилось в правительство с инициативным предложением о разработке такой ракеты, однако приводимое обоснование не убедило ВПК. Ряд авторитетных организаций, оценивая проект «низколетящей дозвуковой крылатой ракеты», счел ее неприемлемой, указав, в частности, на такие «очевидные недостатки», как скорость и высотность, уступавшие даже имевшимся системам (в ряде отзывов предложение и вовсе характеризовали как «чистой воды фантазию»). По иронии судьбы, через несколько лет именно эти характеристики стали выступать преимуществами.

Программа американцев приобрела характер настоящей кампании, подхваченной мощным паблисити вокруг истинных и мнимых достоинств нового оружия. Крылатые ракеты были, что называется, на слуху у всех - от дипломатов до демонстрантов. Однако пока борцы за мир во всем мире занимались своим делом, партия и правительство предприняли ряд весьма энергичных мер. Реальная угроза перевеса сил в пользу США, да и сам факт наличия у западного блока качественно нового класса стратегических наступательных вооружений (к тому же по ряду параметров не подпадавших под ограничения имевшихся договоров) требовали ответной реакции, притом как можно более скорой. В конечном счете, рассмотрением вопроса занялся Военный Совет под началом Д.Ф. Устинова. Имел место и политический резон: в ходе шедших переговоров о сокращении стратегических вооружений назревала перспектива лишения Советского Союза изрядной части бал-

листических ракет наземного базирования, по числу которых имелось преимущество; при этом, по сути, советская сторона не имела сколько-нибудь существенной авиационной составляющей в стратегической ядерной триаде. Несмотря на позицию мощных оппонентов во главе с В.Н. Челомеем, упоравшим на «вчерашний день» дозвуковых систем, программе был дан «зеленый свет».

8 декабря 1976 года правительством было принято Постановление о создании отечественного ракетного комплекса, с крайне жесткими сроками реализации. В силу срочности задания и разноречивости требований армии, ВМФ и ВВС, от его унификации отказались, поручив разработку вариантов сухопутного, морского и воздушного базирования разным организациям. Свердловское НПО «Новатор» занялось созданием комплекса «Гранат» для флота и его армейского варианта «Рельеф». Дубнинская «Радуга» получила задание на ракету большой дальности для авиационного комплекса, получившую наименование X-55.

Для конструкторов «Радуги» задание не явилось неожиданностью. Работы над новым изделием начались еще полугодом ранее, с лета 1976 года. Хотя это не снимало сложности и широты круга проблем, но - нет худа без добра - появление первых результатов американской программы ALCM показывало, какими принципами и направлениями те руководствовались, какой технической облик решений и что следует им противопоставить. В силу, в полном смысле слова, государственного значения проводившихся работ им уделялось особое внимание со стороны Военно-Промышленной Комиссии (ВПК) при Совмине и ЦК КПСС, по линии которого контроль осуществляли лично начальник оборонного отдела ЦК И.Д. Сербиин и секретарь ЦК по оборонным вопросам Л.П. Рябов - люди, облеченные немалой властью и имевшие заслуженную репутацию начальства жесткого и настойчивого. По линии МАП ответственным был назначен замминистра И.С. Силаев, от самого ПО «Радуга» - Генеральный Конструктор И.С. Селезнев. В осуществлении программы были задействованы более 100 предприятий, КБ и НИИ МАП, Минрадиопрома и других ведомств.

Помимо задач, обычных для конструкторов - формирование схемы нового изделия, разработка его планера, выбор силовой установки, компоновка агрегатов и систем - встала проблема принципиального толка с созданием системы наведения, которая при оговоренной дальности, малой высоте и скрытности полета обладала бы высокой точностью, автономностью и помехозащищенностью. К этому време-

ни в ВВИА им Жуковского группа под руководством профессора А.А. Красовского добилась известных успехов в направлении, названном «экстремальная навигация». Слово «экстремальная» относилось при этом отнюдь не к условиям решения задачи, но к ее алгоритму - ориентации относительно некоторых пиков - экстремумов, которые служили бы опорными точками в процессе наведения. На прикладном уровне навигация в полете этим методом осуществлялась бы посредством сравнения заданной эталонной картины рельефа местности и текущих значений реальных высот, учетом и обработкой расхождений с их корреляцией, внесением управляющих команд, корректирующих полетный курс. Само наименование и восходило к решению задачи управления посредством считывания высот - «функциональных экстремалов».

Казалось бы, чисто теоретическая задача на деле имела под собой достаточно надежную и, что называется, «земную» опору - земная поверхность повсеместно обладает достаточно индивидуальным и практически неповторимым характером с присущим каждому району набором высот и их перепадами. Соответственно, заложенная в программу «картинка» рельефа является достаточно точным отражением координат этого участка, а считывание текущих высот по маршруту посредством бортового радиовысотомера может служить надежной основой наведения. Оценка точности наведения с учетом многих факторов рельефных полей местности была проведена Ю.С. Осиповым (впоследствии - президентом Российской Академии Наук).

Одновременно с помощью работавшей «на ощупь» системы открывалась возможность управления полетом на предельно малых высотах с огибанием рельефа местности. Сами создатели метода описывали проблематику и изящество решения фразой из известного фильма: «Тот, кто нам мешает - тот нам и поможет!» Подчеркивая оптимизацию как основу методики экстремальной навигации, разработчики приводили в качестве аналогии известный пример устойчивого положения объекта - «шарик в лунке», у которого любое отклонение от заданного «нижнего экстремума» тут же приводит к скатыванию в прежнее состояние. Сходным образом и ракета как объект управления, уклонившись в сторону от траектории, где высоты рельефа отличались от заданных, «скатывалась» обратно на верный курс.

Проектирование новой ракеты сопровождалось решением массы проблем. Если общий облик, формировавшийся не без влияния американского образца (что при аналогичных требо-

ваниях было вполне объяснимо), определялся вполне однозначно как крылатый летательный аппарат дозвукового типа классической самолетной схемы, то конструкторские решения требовали качественно иных подходов, чем прежние разработки МКБ, где в течение предыдущих десятилетий преследовались, в основном, цели «выше и быстрее». Теперь во главу угла ставилась дальность и малозаметность полета, требовавшие высокого аэродинамического качества при минимальной массе и как можно большего запаса топлива при возможно более экономичной силовой установке.

Задача осложнялась растущими аппетитами заказчика, требовавшего разместить на самолете-носителе, по крайней мере, не меньше ракет, чем могли нести ракетоносцы потенциального противника (для В-1 эта цифра оценивалась 16 ракетами ALCM). Обоснование диктовалось потребностью массирования удара при прорыве ПВО, жертвой которой стала бы часть дозвуковых и, в известной мере, уязвимых КР, но остальные в залпе достигли бы цели.

Соответственно масса будущего изделия ограничивалась 1200 кг, из которых 2/3 приходилось на топливо. При требуемом числе ракет их размещение на носителе диктовало предельно компактные формы и делало необходимым складывание практически всех выступающих агрегатов - от крыла и оперения до двигателя и даже законцовки фюзеляжа (прежде опыт подобных решений на дубнинских авиационных ракетах не шел дальше складного нижнего киля и «пилотки» у Х-22).

Требования по дальности определяли использование прямого крыла большого удлинения. По тем же соображениям скорость ограничивалась экономичной дозвуковой (что позволяло использовать и менее мощные рулевые приводы). В целом проектирование крылатой ракеты подчинялось закономерностям, аналогичным самолетам-рекордсменам дальности: предельно легкий планер, крыло с небольшой удельной нагрузкой и высоким аэродинамическим качеством, конструкция со значительной весовой отдачей (в первую очередь, по топливу) и использование оптимальных экономичных полетных режимов (с поправкой на маловысотный полет). Достижению весового совершенства способствовали заложенные при прочностном проектировании типовые расчетные случаи, описывавшиеся небольшими перегрузками, что позволило минимизировать массу конструкции.

Определяющим являлся вопрос выбора силовой установки. Наиболее подходящим по обеспечению основных летных характеристик, удельным расхо-



*Двигатель Р-95-300 на ракете Х-55*

дам и продолжительности работы являлся малогабаритный двухконтурный ТРД с тягой порядка 300 кгс, однако двигателей такого класса в стране не было, и ранее задача их создания не стояла. Разработкой занялись несколько моторостроительных КБ - московское НПО «Союз», омское МКБ, куйбышевский НТК им.Н.Д.Кузнецова.

Помимо ДТРД, предлагалась и винтовентиляторная установка с соосными толкающими винтами, однако это решение не нашло признания ввиду неотработанности и большого технического риска, притом еще и будучи малоприменимым для ракет на внутренней подвеске с торчащими многочисленными лопастями винтов. По результатам испытаний наиболее приемлемым явился проект МНПО «Союз» (в разное время известного как «фирма» А.А.Микулина и С.К.Туманского). Разработанный под руководством главного конструктора О.Н. Фаворского малогабаритный ДТРД Р-95-300 выглядел настоящей крохой рядом с другими двигателями фирмы, занимавшейся созданием силовых установок для боевых самолетов.

Р-95-300 развивал статическую взлетную тягу 300...350 кгс, обладая крайне небольшим поперечным размером в 315 мм при длине 850 мм. Принято считать, что в общем случае в силу конструктивных и технологических проблем малогабаритные ТРД в сравнении с полноразмерными двигателями отличаются намного худшими удельными данными, весовым совершенством и экономичностью. Однако у Р-95-300 при небольшой собственной массе 95 кг весовая отдача достигала впечатляющей цифры - 3,68 кгс/кг, на уровне ТРД боевых самолетов (так, с килограмма собственной массы двухвального ТРД Р-95Ш штурмовика Су-25 удается «снимать» 4,14 кгс тяги). Крохотный

осевой компрессор Р95-300 со степенью двухконтурности, равной 2, обеспечил степень сжатия 8,5 (8,66 у штурмовика). Его удельный расход воздуха составляет лишь 0,785 кг/кгс х ч - значительно меньше, чем аналогичный параметр ТРД и ДТРД боевых самолетов (у Р-95Ш - 0,86 кг/кгс х ч, у НК-22 - 0,96 кг/кгс х ч).

Отличительной особенностью Р-95-300 являлась компактность устройства - все его узлы и оборудование скомпонованы в одном корпусе малого диаметра - «бочонке». Многие зарубежные двигатели этого класса, с целью удешевления и упрощения конструкции, способны выполнять чисто утилитарную функцию обеспечения одного режима с заданной тягой без возможности регулировки. Р-95-300 создавался с учетом достаточно широкого полетного диапазона, свойственного крылатым ракетам, с возможностью маневра по высоте и скорости. Регулировки тяги требовало также изменение массы ракеты в полете по мере выработки топлива, уменьшавшейся более чем вдвое. Для выполнения полетной программы и регулирования Р-95-300 оборудовался современной автоматической электронно-гидромеханической системой управления, реализующей набор необходимых функций - контрольных и «боевых», от запуска и регулировки тяги и расхода до остановки.

Поскольку полет ракеты на дальность продолжался несколько часов, обычные аккумуляторные источники энергообеспечения не обеспечивали столь продолжительную работу бортовых систем. Их питание осуществляется при помощи встроенного малогабаритного электрогенератора РДК-300.

По условиям пуска ракеты работа двигателя должна начинаться уже после сброса ее с самолета, что исключило использование его энергосистемы



для запуска (как это делалось у «Комет», К-10 и Х-20). Автономный запуск двигателя, с учетом его «одноразовости», осуществляется упрощенной пусковой системой от пиростартера с небольшой шашкой-газогенератором, находящимся в хвостовом коке ротора и раскручивающим турбину двигателя вырабатываемыми газами, выводя его на режим.

Помимо обычных сортов топлива - авиационного керосина Т-1, ТС-1 и др., для Р95-300 было разработано специальное синтетическое топливо.

Двигатель долгое время являлся секретным. После рассекречивания конверсионный вариант, предлагавшийся для легкомоторной авиации, выставлялся под наименованием РДК-300 (реактивный, коммерческий).

Как и прочие агрегаты ракеты, в сложном состоянии гондола с двигателем находилась убранный в фюзеляж, выпускаясь на пилоне при пуске. Такое решение при работе двигателя образовывало идеальное но простое по условиям работы входное устройство, минимизируя аэродинамические потери на входе потока в двигатель (свойственные компоновке американских ракет с надфюзеляжным изогнутым длинным воздушным каналом или выпускаемым «совком» воздухозаборника). Однако конструкция существенно усложнилась за счет кинематики выпуска, организации фиксирования двигательной гондолы и подачи топлива. Одновременно потребовался учет перебалансировки при изменении всей конфигурации ракеты в ходе выпуска двигателя и раскладки крыла и оперения, полностью меняющих аэродинамику изделия, которое при этом должно было сохранять устойчивость.

Компонуя ракету, конструкторы использовали ряд других весьма нетрадиционных и оригинальных решений. Потребность в размещении значительного запаса топлива при ограниченных размерах привела к организации всего фюзеляжа в виде бака, внутри которого в герметичных проемах размещались крыло, БЧ, арматура и ряд других агрегатов. Плоскости крыла для компактности складывались в фюзеляж, помещаясь одна над другой, подобно перочинному ножу. При выпуске плоскости оказывались на разной высоте относительно строительной горизонтали изделия, фиксируясь с разными углами установки (левая - выше по полету, правая - ниже), из-за чего в полетной конфигурации Х-55 становилась асимметричной - решение, в авиации выглядевшее достаточно необычным.

Складным выполнялось и хвостовое оперение, все поверхности которого были рулевыми, причем консоли стабилизатора шарнирно «ломались» дважды. Киль поначалу складывался набор,

но затем консоли унифицировали, и на киле появился еще один дополнительный шарнир. Для сокращения общей длины убиравшимся сделали и хвостовой кок, складывавшийся «гармошкой». Стягивавшая его нихромовая проволока при сбросе пережигалась электрическим импульсом, и кок расправлялся пружиной.

Помимо хорошей аэродинамики за счет небольшого мишеля и чистоты обводов, ракета характеризовалась минимальной заметностью как в радиолокационном, так и в тепловом диапазонах, что затрудняло ее обнаружение имевшимися средствами ПВО. Наряду с компактностью совершенно гладкой «сигары», поверхность которой была избавлена от контрастных щелей и острых кромок, также широко использовались новые конструкционные и радиопоглощающие материалы. Так крыло и оперение практически целиком выполнялись из композиционных материалов, монолитным являлся и весь носовой кок из кремнийорганического композита.

Проект, получивший шифр «изделие 120», был завершен в кратчайшие сроки. Сборка первых опытных образцов началась в Дубне в начале 1978 года. Компоновка, однако, сложилась не сразу, и конструкция претерпела ряд изменений в размещении силовой установки, оперения и устройства раскладки консолей и двигательной гондолы. Как и предусматривалось, наведение ракеты осуществлялось автономной автокорреляционной инерциальной системой с коррекцией по рельефу местности (возможности собственно ИНС даже нового поколения при заданной дальности не обеспечивали должной точности - так, ИНС Литтон LN35 у американских крылатых ракет характеризовалась погрешностью наведения и уводом за час работы в 900 м, при том, что полет на максимальную дальность длился до 2,5-3 ч). Корреляционная система, включающая цифровые ЭВМ, с помощью бортового высотомера осуществляла контроль соответствия текущих высот рельефа с заданным в программе профилем, возвращая ракету на заданный маршрут.

Характеризуя надежность методики, разработчики метафорически сравнивали неповторимость земной поверхности с индивидуальностью отпечатков пальцев. Практически каждому району была свойственна своя «картинка» рельефа, причем отличная для разных направлений и маршрутов полета, что позволяло более гибко и без шаблона программировать полет, при необходимости закладывая обманные маневры. Известные проблемы возникали лишь при полете над морской поверхностью, пустынными и приполярными пространствами с однообразным ре-

льефом, что и обуславливало некоторый разброс в точностных характеристиках, зависевших от типа рельефа по маршруту - над «плоской» равниной системе трудно было ориентироваться (впрочем, посреди океана, в полярных льдах и тундре стратегические цели и не располагались). Сбой в работе коррелятора могли вносить и, напротив, чересчур резкие перепады высот в гористой местности в силу особенностей математического решения задачи.

Помимо высотомера, система комплектовалась ДИСС с повышенной точностью определения скорости и сноса (на малых высотах влияние ветра и струйных течений могло внести многокилометровые отклонения от курса). Обычный автопилот на Х-55 заменила электронная бортовая система управления БСУ-55, отработывавшая заданную программу полета со стабилизацией ракеты по трем осям, удержанием скоростного и высотного режима и возможностью выполнения заданных маневров для уклонения от перехвата. Основным режимом являлся проход маршрута на предельно малых высотах в 50-100 м с огибанием рельефа, «прячась» за складками местности, холмами и возвышенностями, на скорости порядка  $M=0,5...0,7$ , соответствующей наиболее экономичному режиму.

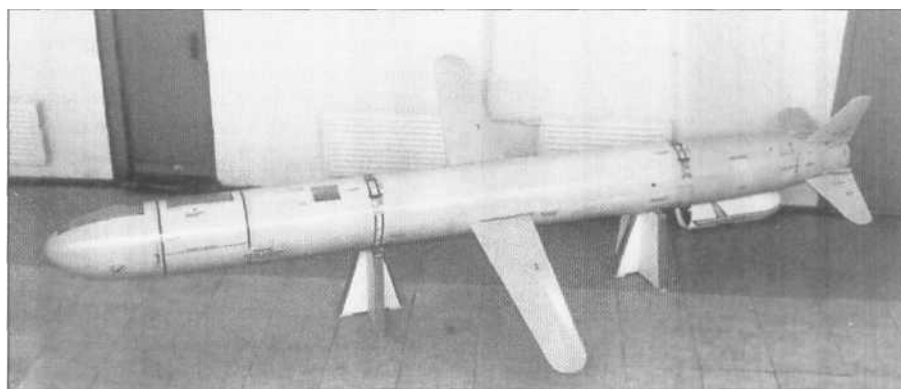
Примечательной особенностью программы, при всей новизне и сложности, стали скорые сроки ее реализации, притом, что работы удавалось вести в соответствии с установленным правительственным заданием жестким графиком. Спустя 15 месяцев после его получения, к весне 1978 года, в опытно-производстве «Радуги» уже находились на сборке первые изделия. Однако стоявшая задача налаживания массового производства крылатых ракет требовала не менее объемных и кропотливых работ по их доводке, испытаниям и отработке технологий для серийного выпуска. По опыту было известно, насколько трудоемким и проблемным является этот этап, в буквальном смысле определяющий будущую судьбу изделия. Дубнинское производство ДПО «Радуга» в это время было загружено серийным выпуском ракет Х-22. Вопрос требовал решения - в цехах уже находилась опытная партия ракет.

В марте 1978 года новый министр авиапрома В.А.Казаков (ранее замминистра по РЭО) во исполнение правительственного Постановления принял решение о развертывании производства Х-55 на Харьковском авиапромышленном объединении (ХАПО), в отличие от общепринятой практики, «недозагруженном» оборонным заказом. Было установлено, чтобы каждое предприятие авиапрома, помимо основной продукции, параллельно выпускало так-

же ширпотреб и изделия ракетного ассортимента - ракеты «воздух-земля» и «воздух-воздух» для военной авиации (баллистическими ракетами занималось МОП). ХАПО с 1965 года строил пассажирские Ту-134, производство которых вскоре предполагалось завершить, вопрос о новом самолете еще не был решен, и требовалось занять завод объемным заказом, обеспеченным традиционно щедрым финансированием «оборонки». Выделение средств позволяло также переоснастить производство, до того ориентированное на совершенно иные технологии и не имевшее специфичного опыта в ракетостроении.

К слову, технология серийного выпуска многих агрегатов вовсе не продумывалась разработчиками изделия, остававшимися ее на усмотрение производственников, и никто из харьковчан толком не представлял, как осуществить ту же сварку цветных металлов, работать с композитами, осваивать новую электронику. Неудивительно, что на заводе открывавшиеся перспективы после долгого и благополучного периода работы на гражданскую авиацию были встречены с противоречивыми чувствами. Все же завод без малого четверть века занимался исключительно туполевскими самолетами с устоявшимися технологиями и отработанными решениями, из-за чего руководство уже обращалось в МАП с просьбой «подыскать очередную туполевскую конструкцию» (в цехах звучало - «жили ведь и горя не знали»). Однако государственные интересы требовали скорейшего выполнения задания, обладавшего особой важностью и объявленного «почетным и ответственным».

В апреле 1978 года команда ведущих специалистов отправилась в Дубну (при этом, соблюдая секретность, лишь в пути им была доведена цель поездки). Ввиду той же секретности работ новое производство вынесли в отдельный и удаленный цех завода №85 под руководством А.К.Мялицы (будущего директора ХАПО). Рабочие и инженеры для него отбирались с особой тщательностью, с учетом не только опыта и квалификации, но и эрудиции, технической грамотности и «светлой головы» - качеств, необходимых при новизне работ. На самом заводе при этом лишь немногие допущенные из десятков тысяч работников представляли себе, чем занимается предприятие. Изготовление отдельных деталей и узлов было разбросано по разным участкам, не давая представления о самом изделии (впрочем, при всех мерах секретности, охране, специальном допуске и вынесении ракетного производства за километр от прочих цехов все знали его как «Дубну-2»). От МКБ «Радуга» на ХАПО было открыто



*Ракета X-55 с разложенным крылом и оперением*

представительство во главе с А.И.Дмитриевым, помогавшее решать назревавшие вопросы.

На первом этапе завод занялся выпуском отдельных отсеков и агрегатов X-55, передававшихся на «Радугу». Затем был освоен фюзеляж в сборе, а через год налажен выпуск комплектного и полностью оборудованного изделия. Производство X-55 потребовало переоснащения ряда цехов новым технологическим оборудованием и оснасткой, по большей части уникальной и дорогостоящей.

Силовой набор фюзеляжа X-55 образовывался рамами-шпангоутами, которые несли агрегаты, оборудование и обеспечивали стыковку корпусных отсеков. Облегчая конструкцию, рамы выполнили сложных форм, с очень высокими тонкостенными ребрами и стенками. Обеспечивая заданные контуры с многочисленными переходами по толщине бортов и стенок, рамы изготавливались точной штамповкой с последующей сложной фрезеровкой и расточкой на станках с ЧПУ и обрабатывающих центрах механического цеха.

Основной и наиболее сложной проблемой являлась сварка крупных конструктивных деталей. Фюзеляж полностью выполнялся сварным. Опыта работы на заводе не было, да и весь штат занимавшихся сваркой прежде составлял два человека.

Помимо должной прочности, жесткости и точности обводов, баковый отсек, составлявший без малого весь фюзеляж, должен был обеспечивать герметичность, причем хлопот добавляла высокая текучесть специального топлива, способного просочиться повсюду. Никакие течи не допускались в принципе - и в полете, и в грузотсеке самолета это было чревато пожаром и взрывом. Задача осложнялась не только большим количеством сварных швов, но и их наличием внутри отсеков в труднодоступных местах. К примеру, электрожгуты арматуры управления прокладывались внутри проходившей сквозь весь бак плоской трубы, вваренной в конструкцию. Панели и узлы из АМГ-6 варились аргоно-дуговой сваркой на

специальных сварочных автоматах, но часть агрегатов в отсеках приходилось варить вручную.

Готовое изделие и все его швы тщательно проверялись на герметичность. Однако если внешние протечки проявлялись и устранялись достаточно просто, то диагностика внутренней герметичности была проблемой. А такие течи были не менее неприятны - ввиду того, что двигатель, блоки управления и БЧ размещались в баковом отсеке, протечка топлива могла вывести из строя «начинку» ракеты. Возможные изъяны сварки проверялись рентгеноконтролем, протечки и поры обнаруживались ацетоном, «чистовой» контроль на герметичность выполнялся специальными жидкостями-течеискателями на основе гелия, обладающего сверхвысокой текучестью и проникающими свойствами. При малейших непроварах, «свищах» и заниженной толщине листа, гелий просачивался даже сквозь структуру материала и кристаллическую решетку металла.

Неприятным попутным эффектом сварки являлось коробление конструкции из-за остаточных внутренних напряжений при нагреве. Соблюдая заданные обводы, элементы фюзеляжа подвергали термокалибровке, снимавшей деформации. Чтобы избежать «поводки», сварные узлы помещались в стальные толстостенные гильзы с электронагревом, где и происходил их отпуск.

Не приходилось заводу прежде заниматься и композитами, из которых делалась значительная доля агрегатов ракеты. Технологию композитного производства пришлось целиком разрабатывать своими силами «по учебнику», осваивая кремнийорганические ткани, спецсмола, техпроцессы пропитки и термообработки, готовить специальные матрицы. Конструкция композитного крыла включала сложный многодетальный лонжерон из высокопрочной стали. Упрощая и облегчая узел, его стали делать штампованным из толстого листа с последующим химтравлением с использованием сложных масок для получения переменных толщин и пе-



*Ракеты X-55 на револьверной пусковой установке в отсеке Ту-95МС*

реходов. Для изготовления композитных агрегатов в цехе, занимавшемся неметаллами, смонтировали установки пропитки наполнительными смолами, термооборудования и крупногабаритный автоклав немецкой фирмы «Шольц». Спешно готовя котлованы и фундаменты под оборудование, на их рытье зимой бросили заводских инженеров и рабочих, сняв их со своих мест.

В ходе доводки полностью был переделан хвостовой отсек с двигательной установкой. Она опускалась через люк с открывающимися створками, управляемыми сложной многозвенной кинематикой. Подгонка и регулировка требовала ювелирной точности и опыта, из-за чего поначалу только один человек умел с ней управляться, затрачивая на отладку до недели. Конструкторская группа Н.А. Погорелова изменила устройство с внедрением более технологичной и работоспособной конструкции, когда двигатель под действием толкателя пиропатрона выходил вниз, после чего створки вновь закрывали проем, сохраняя аэродинамическую чистоту изделия. Пиротехническими толкателями также распахивались консоли крыла и оперения, причем эти механизмы работали при высоких давлениях до 350 атм., буквально выбрасывая агрегаты наружу, где те удерживались фиксаторами. Узлы навески воспринимавшими значительные аэродинамические и ударные нагрузки.

В отношении сборки ракеты больших усилий потребовала ее технологичность, необходимая массовому производству. Собираемая из отдельных агрегатов ракета должна была обла-

дать должной прочностью, жесткостью и увязкой стыкуемых отсеков, обеспечивая требуемую чистоту и точность обводов - по техусловиям, последняя у X-55 измерялась долями миллиметра. По словам того же Погорелова, «первые ракеты набирали буквально из кусочков - в серии это не годилось». Понадобилось наладить производство отдельных взаимозаменяемых отсеков, собиравшихся параллельно и шедших на общую сборку фюзеляжа, сводившуюся к сварке кольцевых швов «сигары». Полностью сварная конструкция, заменившая обычные тяжеловесные схемы с фланцевыми стыками на болтах и шпильках, обеспечивала значительно большее весовое совершенство, но и потребовала специфичной технологии сборки. Отсеки выставлялись в стапель общей сборки, задававший однозначное соответствие агрегатов, подгонялись и стыковались по рамам-шпангоутам, прихватывались на месте сваркой, после чего вся «сигара» в сборе вынималась из стапеля и варилась окончательно.

Особенностью X-55, вызванной ее предельно легкой и «нежной» конструкцией, было решение подвески под носитель. Обычно ракеты, включая самые тяжелые, обходились одним бугелем, крепившимся к мощному шпангоуту (так вешалась и 12-тонная X-20). Для ажурной силовой схемы X-55 использовали организацию подвески с четырьмя разнесенными узлами, равномерно распределявшими усилия по конструкции. При сборке их приходилось разделять на специальном обрабатывающем центре одновременно, как и узлы крепления плоскостей, добиваясь однозначного соблюдения установочных размеров.

Участок общей сборки буквально сиял чистотой: отшлифованные полы из мраморной крошки покрывал слой лака, туда запрещался вход в обычной одежде и обуви - только в обязательных тапочках и белых халатах. Внутренние поверхности X-55 по техусловиям должны были соответствовать 6-му классу чистоты. Для этого их протирали и по несколько раз мыли спецрастворами, избавляясь от сора и пылинок. Часть монтажных выполнялась на собранном изделии, в тесноте отсеков, на ощупь, куда с трудом проходила рука. Заключительной операцией являлось прослушивание в слуховой камере, абсолютно изолированной от всяких внешних звуков. Там ракету вращали, проверяя на отсутствие каких-либо шумов, вызванных посторонними предметами и забытым крепежом внутри отсеков.

25 декабря 1979 года было принято решение о принятии ракеты на вооружение, ввиду исключительной важности темы состоявшееся еще до ее полных испытаний. Права на ошибку у

конструкторов и заводчан теперь просто не было. К этому времени завод уже мог предъявлять результаты - в декабре 1979 года был собран первый цельный фюзеляж. В течение следующего года, спустя 18 месяцев после получения задания, ХАПО освоил производство комплектного изделия, с оборудованием, системами и сопутствующим контрольно-испытательным комплексом со стендами и аппаратурой, необходимыми для полной проверки ракеты на готовность к применению. Использование комплекса объективного контроля существенно ускорило сдачу изделий - если вначале наземная отработка ракеты занимала неделю, то на стендах проверка по всем параметрам укладывалась в полтора часа. Ряд проверок аппаратуры и бортовых систем для соблюдения секретности выполнялся в экран-камере, полностью «запиравшей» выход каких-либо излучений.

Первая серийная крылатая ракета X-55, полностью изготовленная на ХАПО, была передана заказчику 14 декабря 1980 года. Как и другие ракеты опытной партии, она пошла на испытания.

Тем временем полным ходом шли испытания самолета-носителя для авиаракетного комплекса. Было принято решение об использовании в качестве носителя разрабатываемого Ту-160 и модернизированного Ту-95, являвшегося тогда основой стратегических авиационных сил (аналогично тому, как в США носителями крылатых ракет планировались новейшие В-1 и обширный парк дорабатываемых В-52).

В июле 1977 года Туполевым был предложен проект создания ракетно-носителя на базе наиболее совершенной модели противолодочного Ту-142М с оснащением его новым прицельно-навигационным комплексом и пусковыми установками для 12 ракет X-55. Все они должны были размещаться внутри фюзеляжа. Позже, с учетом сложности и объемности таких доработок, было решено ограничиться одной пусковой на 6 ракет в грузоотсеке и, в перегрузочном варианте, дополнительной подкрыльевой подвеской еще 10 X-55.

В качестве первой опытной машины был использован Ту-95М-5 №601, выпущенный полтора десятка лет тому назад и проходивший испытания в составе так и не принятого комплекса с ракетами КСР-5. Занявшие почти год доработки включали установку пусковой МКУ-6-5 в грузоотсеке (вначале планировалась одиночная установка для испытаний, но затем смонтировали предназначенную для серийных машин многопозиционную на шесть ракет), аппаратуры подготовки и пуска ракет и нового навигационного комп-



*Ту-95МС-16 с подкрыльевыми пилонами для 10 ракет Х-55*

лекса с использованием малогабаритных инерциальных систем и цифровых вычислителей, вырабатывавших данные для пуска. Первый полет самолета Ту-95М-55 состоялся 31 июля 1978 года. Всего на этой машине к началу 1982 года были выполнены 107 полетов и произведены пуски 10 Х-55. Самолет был потерян в катастрофе 28 января 1982 года на взлете из Жуковского из-за ошибки летчика Н.Е.Кульчицкого. Тяжелая машина попала в сваливание, похоронив всех десятичленов экипажа.

К этому времени уже летали прототипы серийных Ту-95 МС. Первый из них, поначалу именовавшийся Ту-142МС, был переделан Таганрогским авиазаводом из серийного Ту-142МК и поднялся в воздух 14 сентября 1979 года. За ним последовали Ту-95МС серийного выпуска, выведенные на испытания комплекса весной 1982 года. Самолеты отличались измененной кабиной экипажа, переделанным грузоотсеком, установкой более мощных двигателей НК-12МП, измененной электросистемой, новой РЛС «Обзор-МС», аппаратурой РЭБ и связи. Экипаж Ту-95МС сократился до семи человек. В состав экипажа ввели новую должность штурмана-оператора, отвечавшего за подготовку и пуск ракет. С начала 1983 года, ввиду загруженности Таганрогского завода другими заказами и недостаточной производственной мощностью, выпуск Ту-95МС перевели в Куйбышев.

Испытания Х-55 шли весьма интенсивно, чему способствовала тщательная предварительная отработка системы управления на моделирующих стендах НИИАС. В ходе первого этапа испытаний провели 12 пусков, лишь один из которых завершился неудачей из-за отказа генератора энергосистемы и потери ракеты. Помимо собственного ракет, доводилась система управления оружием, с борта носителя осуществлявшая ввод полетного задания и выставку гиринерциальных платформ ракеты - точнейшую привязку к поло-



*Ту-95МС-6*

жению и ориентации в пространстве для начала автономного полета.

Первый пуск серийной Х-55 произвели 23 февраля 1981 года, приурочив ко Дню Советской Армии. Работа, значение и показательность которой и не скрывались, была выполнена испытательным экипажем ракетноносца, взлетевшего с Семипалатинского аэродрома. Происходившее в присутствии множества высоких чинов событие не обошлось без волнений - накануне в 40-градусный мороз на ракете потек один из элементов бака, для замены которого пришлось срочно вызывать с завода самолет с опытным монтажником. Работать тому пришлось прямо под самолетом, раздевшись и закатав рукава рубашки, чтобы забраться в тесный отсек. Спасая работавшего от обморожения, его непрерывно обдували теплым воздухом от аэродромного подогревателя.

3 сентября 1981 года произвели зачетный пуск с первой серийной машины Ту-95МС №1. В марте следующего года к нему присоединился второй самолет, прибывший на базу НИИ ВВС в Ахтубинск для продолжения испытаний.

Предусмотренная возможность оснащения самолета подкрыльевыми подвесками привела к выпуску двух вариантов: Ту-95МС-6, несшего шесть Х-55 в грузоотсеке на многопозиционной катапультной установке МКУ-6-5 и Ту-95МС-16, дополнительно вооруженного еще десятью ракетами - по две на внутренних подкрыльевых катапультных

установках АКУ-2 у фюзеляжа и по три - на внешних установках АКУ-3, размещенных между двигателями. Катапультное устройство ракет, выбрасывавшее их на достаточное расстояние от самолета и возмущенного воздушного потока вокруг него, осуществлялось пневматическим толкателем, их обратная уборка - гидравликой. После пуска барабан МКУ проворачивался, подавая в стартовое положение следующую ракету.

Модернизация Ту-95МС была задана правительственным постановлением в июне 1983 года. Аппаратуру подготовки и пуска, стоявшую на серийных самолетах, заменила более современная, унифицированная с используемой на Ту-160 и обеспечивавшая работу с большим числом ракет. Кормовую пушечную установку с двумя АМ-23 заменили на новую УКУ-9К-502-2 со спаренными ГШ-23, установлены были новые средства связи и РЭБ. С 1986 года начался выпуск модернизированных самолетов. Всего до 1991 года ВВС получили 27 самолетов Ту-95МС-6 и 56 Ту-95МС-16 (количество приведено по данным договора СНВ-1), еще несколько машин успели сдать заказчику в течение следующего года.

Испытания комплекса проводились на трассово-измерительном комплексе полигона 929-го ГЛИЦ. Поскольку каждый пуск сопровождался потерей ракеты, рассчитывать на сохранность записей о полетных параметрах и работе систем не приходилось, и соответствующая информация «сбрасыва-



*Перед штурманом Ту-95МС пульт для пуска ракет Х-55*

лась» по радиотелеметрической линии на землю для анализа. Помимо наземных телеметрических и измерительных постов, были задействованы специально построенные самолетные командно-измерительные пункты СКИП на базе Ил-76. Семь таких машин обеспечивали мобильный контроль и прием информации по всей тысячекилометровой трассе полета, где не было стационарных постов. Для того, чтобы радиолокатор СКИП мог отслеживать малозаметную Х-55, крыло ракеты оклеивалось полосами фольги. При этом сопровождение идущих на малой высоте объектов выполнялось на расстоянии до 400 км. Наиболее эффективным являлось наблюдение при групповом использовании СКИП, покрывавшем более 10 тыс. км и обеспечивавшем слежение за ракетой практически над всей территорией СССР.

Помимо траекторного контроля, аппаратура СКИП позволяла фиксировать поведение систем ракеты, вести командное управление по каналу КРУ, обрабатывать материалы и ретранслировать их, а в случае нештатного развития полета и отклонения от заданного маршрута - осуществить ликвидацию ракеты, дав команду на ее подрыв. Обычно СКИП после полета уходили на базу ЛИИ в Жуковском, оперативно доставляя записи для расшифровки. В тот же день можно было начинать их анализ.

Испытания шли достаточно интенсивно и с неплохими результатами, хотя и не без проблем (как водится, сопровождавших всевозможные проверки, «накачки» и контроль сверху). Серьезным случаем стала потеря одной Х-55 из-за разрушения узла навески крыла при пуске, не выдержавшего динамического удара пиропатрона. Ракета рухнула на землю, и ее обломки удалось отыскать на полигоне. Выяснилось,

что конструкция узла прослаблена, и его пришлось усиливать. В другой раз произошел анекдотический эпизод, когда военные испытатели забыли заправить ракету перед подвеской. На самом заводе имел место случай, когда по пролету цеха сам по себе вдруг пошел кран с висевшим двигателем, с разгону протаранив подряд пять готовых ракет. Повреждения удалось устранить, но на это потребовалось драгоценное время, и график был сорван на несколько недель.

Параллельно проводились комплексные испытания на базе НИИАС в Подмосковном Фаустове.

В их ходе создавалась полная имитация полета с нагрузками, вибрациями, жарой, холодом и акустическими воздействиями. Ни разу при контрольных стендовых проверках изделий, произвольно выбиравшихся из заводской партии, производственных дефектов не выявлялось, не было и течей в ходе таких «полетов» с виброн нагрузками и перепадом температур.

Испытательные пуски Х-55 выполнялись практически во всем диапазоне полетных режимов носителя с высот от 200 м до 10 км. Запуск двигателя выполнялся достаточно надежно, скорость на маршруте, регулируемая в зависимости от снижения веса при выработке топлива, выдерживалась в диапазоне 720 ... 830 км/ч. При заданной величине КВО, в ряде пусков удавалось достичь примечательных результатов с попаданием в цель с минимальным отклонением, что давало основания характеризовать Х-55 в отчетных документах как «сверхточную».

На испытаниях была достигнута намеченная дальность пуска в 2500 км, о чем, в назидание Западу, в августе 1984 года было официально сообщено в советской прессе. Как водилось, истинное обозначение ракеты являлось сек-

ретным, и в открытых публикациях, а также на международных переговорах по ограничению вооружений ее именовали РКВ-500А (в варианте повышенной дальности - РКВ-500Б). Любопытно, что появление такого «гласного» обозначения вызвало некоторое недоумение среди всех причастных к разработке, испытаниям и эксплуатации, никогда не сталкивавшихся с подобным изданием.

31 декабря 1983 года ракетный комплекс воздушного базирования, включавший самолет-носитель Ту-95МС и крылатые ракеты Х-55, был официально принят на вооружение. Коллективу МКБ «Радуга» во главе с И.С.Селезневым и ХАПО за создание Х-55 были присуждены Ленинская и пять Государственных премий, 1500 работников завода удостоены правительственных наград.

Одновременно перед заводом была поставлена не менее масштабная задача - налаживание массового выпуска Х-55 (исполнялось хрущевское обещание о том, что «мы будем делать ракеты, как сосиски»; впрочем, и на ХАПО за характерную форму Х-55 звали «колбасой»). Объем работ и напряженность вокруг нового задания потребовали неординарных мер. 22 сентября 1982 года приказом по заводу ракетное производство переводилось на круглосуточный режим работы с организацией в цехах 12-часовых рабочих смен. Производство расширялось, переходя к поточному, набирались работники, и оборудовались новые площади. На сборке параллельно находились до 6-7 ракет. Станочники, сборщики и наладчики беспрерывно проводили на работе по 2-3 суток («разве что заводская машина ненадолго отвозила домой ~ переодеться, помыться - и снова в цех»). Прямо на рабочих местах наладили питание, но жесткий график несколько раз вынуждал и Новый год встречать на производстве, куда директор считал своим долгом подъехать с шампанским и поздравлениями. С июля 1983 года ракетное производство преобразовали в отдельный от остальных особый цех №86 под началом В.В.Петрова.

В ходе выпуска конструкция Х-55 подверглась некоторым доработкам. Устраняя влиявшие на герметичность недостатки бакового отсека, изменили его устройство. Усовершенствование камеры сгорания двигателя снизило дымность выхлопа и визуальную заметность. Для улучшения качества отделки поверхности была внедрена технология окраски с безвоздушным гидродинамическим распылением, дававшая покрытие высокой гладкости, снижавшее аэродинамическое сопротивление, что положительно сказывалось на дальности.



В декабре 1986 года директивным решением ракетное производство на ХАПО было предписано прекратить. Решение было предсказуемым даже для плановой экономики: предприятие впредь специализировалось на самолетостроении, а затраченные усилия и наработанный опыт оценивались как «отработка технологии и производственного цикла специзделий». Цех №86 закрывался, оснастка и задел передавались на Кировский механический завод, освобожденный от зенитно-ракетной тематики и загруженный новым авиапромовским заказом. Производство агрегатов Х-55 развернули также на Смоленском авиазаводе.

Развивая удачную конструкцию, МКБ «Радуга» разработало ряд модификаций базовой Х-55. Вариант Х-55ОК (изделие 121) отличался системой наведения с оптическим коррелятором, ориентировавшимся по эталонному изображению местности. В июне 1983 года последовало решение о создании модификации комплекса с ракетой увеличенной дальности. Система наведения, обеспечивавшая достаточную точность, осталась прежней, однако повышение дальности требовало увеличения запаса топлива. Чтобы не менять отработанную конструкцию, было предложено простое и практичное решение - по бокам фюзеляжа снизу оборудовали накладные конформные баки, практически не повлиявшие на аэродинамику и балансировку ракеты. Такая конструкция позволила сохранить габариты и возможность размещения тех же шести ракет на МКУ внутри фюзеляжа. Ракета получила обозначение Х-55СМ.

Однако возросшая масса вынудила ограничить число ракет на подкрыльевых узлах Ту-95МС. 16 таких изделий были собраны харьковским предприятием к марту 1987 года и сданы для проведения испытаний. За характерную форму с боковыми баками Х-55СМ получили прозвище «щекастые».

Ввиду того, что ракеты типа Х-55 предназначались для поражения статичных объектов с заранее известным местонахождением, возникло предложение о расширении их возможностей и использовании для борьбы с другими целями, в том числе подвижными и обнаруживаемыми ракетноносцами в ходе полета (традиционно к ним относились крупные корабли и авианосные группировки). Подобные модификации американских «Томагавков» тактического назначения оснащались РЛ, ИК и ТВ цифровыми системами самонаведения. Вариант Х-55 с радиолокационной ГСН внешне отличался остроконечным обтекаемым радиопрозрачным обтекателем, вписанным в цилиндрические обводы фюзеляжа. Ракета не принималась на вооружение ввиду неприспо-



*Демонстрация ракеты Х-55 главе государства*



*Ракета Х-55СМ*

собленности стратегических носителей ДА к поражению подобных целей.

Первыми к освоению нового комплекса приступили в семипалатинском 1223-м ТБАП, куда 17 декабря 1982 года прибыли два новых Ту-95МС (одновременно, с разрывом всего в неделю, в американских ВВС достигла боеготовности первая часть на В-52Н, оснащенных ракетами АLCM - 42-е бомбардировочное авиакрыло на базе Лоринг на восточном побережье США). Уже в феврале экипажи полка начали отработку пусков Х-55 (срок сам по себе достаточно примечательный - обычно при переходе на новую технику к боевому применению приступали лишь через год-полтора). Этому способствовали продуманность и технологичность комплекса с высокой степенью автоматизации, упрощавшей проверку и подготовку к пуску. С 1984 года к переучиванию на Ту-95МС приступил соседний 1226-й ТБАП той же семипалатинской 79-й ТБАД. Целями базировавшихся в Казахстане полков являлись стратегические объекты в Китае, американские военно-морские базы в Индийском океане и на терри-

тории США, для атаки которых предусматривалось перебазирование и развертывание ударной авиагруппировки в угрожаемый период на аэродромах в Арктике и Приморье, откуда открывались кратчайшие маршруты к американскому континенту.

Одновременно шло оснащение Ту-95МС полков ДА в европейской части СССР - 1006-го ТБАП в Узине под Киевом и 182-го гв.ТБАП в Моздоке, входивших в 106-ю ТБАД. В дивизии были сосредоточены исключительно более совершенные Ту-95МС-16. При существенно более высоких ударных возможностях, «шестнадцатизарядные» Ту-95МС-16 обладали таким сопутствующим недостатком, как значительное сопротивление внешних подвесок, «сдаввших» дальность с 10 тыс. до 6 тыс.км, из-за чего они обычно не монтировались, и самолеты летали только с внутренним размещением ракет. Для пуска самолеты и ракеты оборудовались телеметрией, позволявшей контролировать ход полета. Обычно ограничивались подвеской одной ракеты. Полный вариант загрузки служил для демонстрационных целей при всевозможных



*Ракеты X-55CM и их носитель Ту-160*



*Пуск ракеты X-55 с Ту-160*

проверках и инспекциях.

Помимо многократно повышенных боевых возможностей комплекса, в эксплуатации выявилась практичность и удобство самих ракет в работе. В части они поставлялись в полностью готовом виде в сборе, в герметичных контейнерах, обеспечивавших длительные сроки хранения без какого-либо обслуживания. Проще выглядела заправка, не говоря уже о предполетном контроле и автоматизированном предстартовом цикле ввода данных. Это позволило серьезно повысить интенсивность боевой подготовки - практически каждый экипаж ДА имел на своем счету не только учебные тактические, но и практические пуски X-55, а многие успели отстрелять на полигоне несколько, а то и до десятка ракет.

Соответственным выглядел и налет экипажей, проводивших в воздухе за год в среднем 120 ч. (у командиров доходило и до 180-200 ч.). В полках проводилось по две летных смены в неделю, остальные дни отводились на подготовку и обслуживание техники. Районы тактических пусков находились на Севере, у побережья Норвегии, Аляски и Канады, где появление ракетноносцев заставляло нервничать ПВО североамериканского континента. Задачей экипажа являлся выход в расчетный рай-

он, коррекция местоположения и отработка операции тактического пуска в намеченной точке, где вся процедура осуществлялась бортовой автоматикой.

В середине 80-х годов в двух дивизиях ДА, оснащенных Ту-95МС с крылатыми ракетами, было организовано боевое дежурство, для несения которого в каждом из полков выделялся наряд самолетов, полностью заправленных и снаряженных для выполнения поступившей боевой задачи. Тогда же в структуре ДА определилось разделение на собственно «дальников», несших службу на Ту-16, Ту-22 и Ту-22М, и части стратегических ядерных сил (СЯС) на Ту-95МС, способных решать задачи в глобальном масштабе с межконтинентальной досягаемостью. В ходе проведенных в 1986 году учений эти силы продемонстрировали свои возможности - группы самолетов из Узина и Семипалатинска, преодолев тысячи км, прошли над полюсом и появились у побережья США и Канады. Вскоре отряд Ту-95МС командира 106-й ТБАД М.Башкирова выполнил рекордный 36-часовой полет вдоль границ СССР, преодолев с дозаправками более 25 тыс. км.

Поступление Ту-160 в ВВС началось в 1987 году. Опытная машина поднялась в воздух 18 декабря 1981 года, а

серийное производство было развернуто на Казанском авиазаводе. Если при разработке Ту-95МС имелись серьезные проблемы с размещением на борту требуемого запаса ракет, то у Ту-160 подобные трудности не возникали. 275-тонная машина поначалу компоновалась под вооружение из тяжелых сверхзвуковых ракет, имевших внушительные размеры и массу. Они и определили габариты двух грузоотсеков, размерами с железнодорожный вагон каждый. От тех ракет отказались в пользу более эффективных крылатых ракет, однако грузоотсеки переделывать не стали. При 11-м длине в каждом из них «с запасом» размещались МКУ-6-5У с шестью X-55, а расчетная 40-тонная боевая нагрузка позволяла нести нормальный вариант вооружения из 12 ракет без каких-либо ограничений по топливу и взлетному весу.

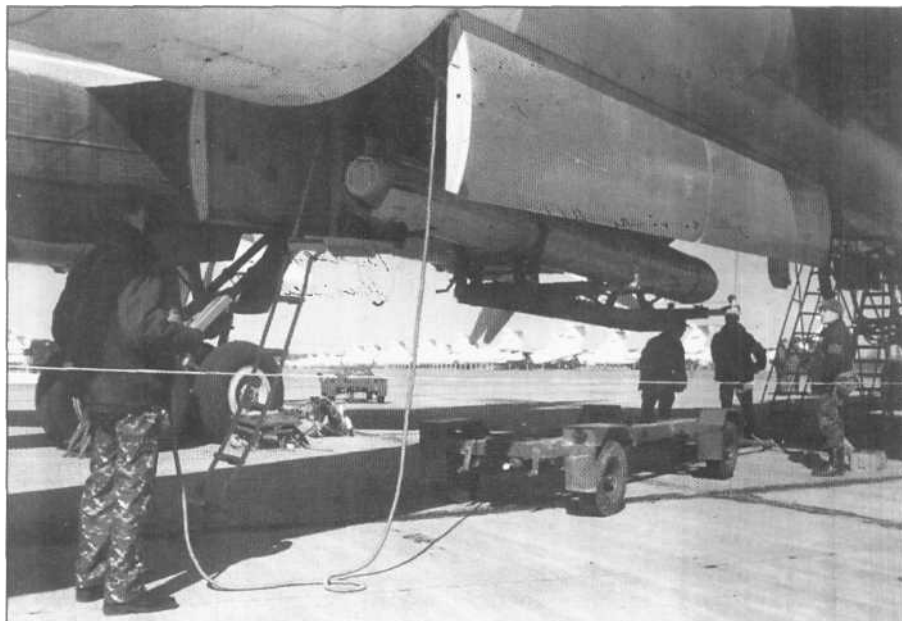
В силу особенностей ракетного комплекса, у которого задача наведения строилась относительно места старта, в буквальном смысле служившего отправной точкой для работы ИНС, вопросы точной навигации приобретали определяющее значение, особенно с учетом того, что большинство маршрутов и расчетных районов пуска находились над безориентирными океанскими и ледовыми просторами. Помимо навигационно-прицельной РЛС, Ту-160 оборудовался астро-инерциальной навигационной системой дальнего действия, позднее дополненной и системой спутникового позиционирования. Аппаратура подготовки и пуска ракет обременяла расширенным объемом запоминающего устройства и числом каналов, обеспечивающих синхронную работу с 12 ракетами. Компьютерная система управления ракетным оружием, включающая 12 ЦВМ, выполняла комплексную обработку информации от навигационного комплекса по координатам, курсу и скорости, выставку ги-

роплатформ ракетных ИНС, ввод цифровых данных в аппаратуру ракет и контроль. Высокая степень автоматизации упростила работу экипажа, повысив надежность и точность работы системы, что не раз демонстрировалось при строевых пусках.

Первые Ту-160 поступили в апреле 1987 года в 184-й гв.ТБАП, находившийся в Прилуках на Украине. Уже через три месяца, 1 августа, экипаж командира полка В.Гребенникова выполнил первый в части пуск Х-55. За ним последовали и другие экипажи, причем тактические и реальные пуски выполнялись достаточно часто, зримым подтверждением чему были не только записи в летных книжках, но и штабеля ракетных контейнеров у склада. В ходе боевой учебы с одного из самолетов отстреляли 7 ракет, другие «борта» имели на счету по 3-4 пуска. Новый командир полка В.Горголь со всем основанием заявлял, что «по боевой мощи мой полк на Ту-160 перевешивает все остальные вооруженные силы на Украине». За освоение комплекса один из наиболее титулованных в ДА 184-й гв.орд. Красного Знамени Полтавско-Берлинский ТБАП в 1988 году был награжден орденом Ленина, что стало единственным случаем в ВВС послевоенного времени.

В эксплуатации ракетного комплекса внедрились ряд новшеств, способствовавших повышению боевой готовности. Так, если прежде в ДА все ракеты находились на специальных базах и по команде вывозились на площадки подготовки (ППР), где и происходило их снаряжение и проверки, то для Х-55 предусмотрели хранение подготовленного к подвеске 1-го боекомплекта тут же на стоянке, в бетонированном укрытии, отрытом в земляной обваловке вокруг стоянки, откуда они за считанные минуты подавались к самолету. В несколько минут укладывалась и проверка аппаратуры ракет с помощью средств встроенного контроля. Компактные Х-55 выгодно отличались малым весом и размерами - при необходимости ракету к самолету мог подкатить и один человек (для предыдущих ракет солидного «тоннажа» для этого требовался «общий сбор» техников эскадрильи). Однако сложность оборудования и большие объемы подготовок требовали и немалых трудозатрат - на час полета Ту-160 приходилось 67 чел.-час наземного обслуживания.

Возможности ПВО при перехвате маловысотных крылатых ракет, особенно при их массовом применении, к середине 80-х г.г. оценивались весьма небольшими - так, одной из наиболее эффективных мер представлялся заградительный зенитный огонь. Обороняющаяся сторона оказывалась постав-



*Подвеска ракеты Х-55 в отсек Ту-95МС*

ленной перед задачей своевременного перехвата самих ракетоносцев до «разделения целей», что было более чем проблематичным - самолеты следовало обнаружить еще до выхода на эти рубежи, навести на них истребители (требовавшие дозаправки или использования вынесенных аэродромов) и загодя провести перехват.

Предполагалась постройка ста Ту-160 (столько же, сколько запланировали получить В-1 американцы). Однако перестроенная «разруха», последовавшие хозяйственные и экономические проблемы, а за ними и развал Советского Союза ограничили число поступивших в 184-й ТБАП самолетов 21 единицей (2 из них принадлежали к машинам раннего выпуска, быстро утратили ресурс и не числились среди боеготовых). По договору об ограничении стратегических наступательных вооружений, подписанному в июле 1991 года, число крылатых ракет воздушного базирования (к таковым относились ракеты с дальностью более 600 км, т.е. Х-55 и Х-55СМ), которыми мог располагать СССР, составляло 1440. Договором тщательно прописывались многие детали: так, для каждого ракетносца Ту-95МС устанавливалась квота в 8 ракет и, соответственно, БЧ к ним с общим числом 672 штуки.

С распадом СССР оказалось, что на территории России осталась лишь малая часть прежних авиационных стратегических сил - два десятка Ту-95МС в Моздоке. Сохранить единую стратегическую группировку Вооруженных Сил не удалось, к тому же в ходе дележа выяснилось, что дислоцированный на Северном Кавказе полк формально является подчиненным оставшейся на Украине авиадивизии, само наименование которой теперь звучало насмеш-

кой - 106-я ТБАД имени 60-летия СССР! Все остальные ракетоносцы вместе с ракетами и ядерными боезарядами оказались в Казахстане и на Украине, где находились, соответственно, 40 Ту-95МС в Семипалатинске, 25 - в Узине и 21 Ту-160 - в Прилуках. Вместе с самолетами на украинских базах оставались 1068 ракет типа Х-55.

Очевидно, что ни Казахстану, ни Украине ракетоносцы были не нужны - об этом в открытую заявлялось их министерствами обороны, считавшими, что «им и летать некуда, к тому же нет средств на их обслуживание» (содержание в боеготовности одного Ту-95МС в год обходилось в 215 тыс. долларов). О боевой подготовке речь тем более не шла, ввиду отсутствия подготовленных полигонов (а вскоре - и летчиков), сами же носители полетных заданий к ракетам загодя были вывезены в Россию.

С Казахстаном удалось договориться достаточно быстро, обменяв тяжелые бомбардировщики на предложенные российской стороной истребители и штурмовики. К 19 февраля 1994 года все Ту-95МС были перегнаны на дальневосточные аэродромы, где ими были оснащены 182-й и 79-й ТБАП. Переговоры с Украиной тянулись долго, и казалось, никогда не кончатся. В конечном итоге в счет долгов за газ украинской стороной были переданы 3 Ту-95МС и 8 Ту-160, перелетевшие в Ангельс к февралю 2000 г. Вместе с ними договором предусматривалась передача 575 крылатых ракет (по другим сообщениям, в это число входили только 114 Х-55, прочие были Х-22). Остальные машины ожидала печальная участь - согласно договору СНВ, Украина к декабрю 2001 года должна

была избавиться от стратегических бомбардировщиков, и они пошли на слом вместе с оставшимся вооружением.

В российских ВВС к июлю 2001 года находились 63 самолета Ту-95МС с числящимися за ними 504 Х-55, а также 15 Ту-160. При многочисленных проблемах и крайне небольшом налете «дальников», боевая подготовка продолжается, в том числе с выполнением дальних полетов, работой с арктических аэродромов Тикси, Анадыря и Норильска и ракетными стрельбами.

Первый практический пуск Х-55СМ с борта Ту-160 российских ВВС был выполнен экипажем подполковника А.Д.Жихарева 22 октября 1992 года. В июне 1994 года четыре Ту-95МС и Ту-160 принимали участие в учениях СЯС России, отработав тактические пуски над Северным морем и затем выполнив реальную стрельбу Х-55СМ на полигоне с самолета подполковника С.Данильченко. В сентябре 1998 года группой из четырех Ту-95МС 184-го полка были произведены пуски Х-55 в районе полигона Северного флота, откуда ракеты прошли 1500 км до цели. В ходе учений «Запад-99» в июне 1999 года пара Ту-95МС из Энгельса выполнила 15-часовой полет, дойдя до Исландии, и на обратном пути произвела пуск Х-55 по учебной цели в районе Каспия. В октябре 2002 года экипаж Ту-160 подполковника Ю.Дейнеко в ночном полете прошел маршрутом над приполярными районами, выполнив очередной практический пуск Х-55СМ. 14 мая 2003 года четверка Ту-95МС и шесть Ту-160 участвовали в учениях, охватывавших район Персидского залива и Индийского океана. Пуски Х-55 с борта энгельсских Ту-95МС вновь проводились и в ходе стратегической командной тренировки наземных, морских и воздушных СЯС в феврале 2004 года.

Прекращение «холодной войны» и смена стратегических приоритетов сделали необходимым оснащение авиации новыми типами ракетного оружия большой и средней дальности, требующимися для возникших в новое время задач. На место прежнего сценария глобального ядерного конфликта пришли взгляды более прагматичные и предполагающие достижение целей «меньшей кровью» и более эффективными средствами - прежде всего, локальным неядерным поражением с выводом из строя отдельных объектов и ключевых мест инфраструктуры противника, а также решением других возникающих задач, требующих буквально точечного воздействия. Работы в этом направлении были заданы Постановлением Совмина и ЦК КПСС в 1987

году.

Первостепенной проблемой при дальнем ударе неядерными средствами являлось существенное повышение точности. Все же ядерный заряд с солидным радиусом поражения с лихвой компенсировал расчетные стометровые отклонения от намеченной цели; обычная ракета с фугасным зарядом даже крупного калибра, несущая 200-400 кг взрывчатки, требовала в буквальном смысле прямого попадания (особенно с учетом «штучного» применения). Отработанный способ наведения с помощью ИНС с коррекцией по рельефу требуемой точности не обеспечивал. КВО требовалось довести до значений, сопоставимых с размерностью типовых объектов в десятки метров - отдельных строений, укрытий, пусковых установок, самолетных стоянок и т.п. Повысить точность позволяли новые методики, включая оптико-электронную коррекцию и спутниковую навигацию (тем более, что подобными средствами поражения уже обладали армии западных стран, убедительно продемонстрировав их преимущества в ряде конфликтов - операции «Дезертер Шторм» и на Балканах).

Оптико-электронная коррекция развивала принципы телевизионного самонаведения, хорошо зарекомендовавшего себя в тактических УР и КАБ. На этапе коррекции сканируемое головкой ТВ-изображение местности сопоставляется с эталонной цифровой картиной и характерными ориентирами в памяти вычислительного устройства, выдающего команды на парирование возникающих отклонений. КВО при этом исчисляется величинами в несколько метров. Задача, однако, осложнялась необходимостью самостоятельного распознавания объекта системой наведения — «техническим зрением» (в предыдущих телевизионных системах привязку ГСН осуществлял летчик). Реальные цели обладали сложной формой и при экспериментах не «читались» машиной, настроенной на простые модели. Одной из таких целей при отработке служила близлежащая Каширская ГРЭС - типовой энергообъект с характерными контурами сооружений, оказавшимися достаточно сложными для четкого распознавания и захвата, к тому же по-разному освещенными, с меняющимися тенями, ракурсами и т.п.

Система глобального позиционирования с помощью спутников позволяла создать единое навигационное поле в масштабах всей земной поверхности. Параллельно с получившей известность американской системой GPS начинала строиться советская система ГЛОНАСС, включавшая орбитальную группировку из 24 спутников. Ее

организация началась в 1982 году, заняла 14 лет и потребовала колоссальных усилий и расходов. В отличие от GPS, допускавшей коммерческое использование, отечественная система создавалась на оборонные средства и полностью служила целям заказчика. С опорой на ГЛОНАСС работал навигационный комплекс Ту-160 - первый в нашей авиации.

Использование системы ракетным комплексом позволяло качественно улучшить точностные характеристики, даже с учетом известного нарушения функционирования ГЛОНАСС в постсоветский период - годами не выделялись средства на ее поддержание, не обновлялось оборудование, и не находилось замены вышедшим из строя спутникам, из-за чего к 1997 году в строю их оставалось только 17, что не обеспечивало постоянного покрытия земной поверхности.

К слову, военные изначально энергично выступали против использования спутниковой навигации для наведения крылатых ракет, ссылаясь на ее уязвимость - в случае войны противник с очевидностью постарался бы вывести спутники из строя или изолировать мощными помехами. В то же время, противная сторона полагала «третью мировую» все менее вероятной (хотя бы в силу проигрышного для всех участников результата), все более развивая эффективное и высокоточное оружие, основополагающей опорой которого являлись как раз спутниковые системы.

Одновременно рассматривались предложения оснащения крылатых ракет новыми силовыми установками, более совершенными, чем Р95-300 с 20-летним возрастом (к тому же производившийся на ставшем зарубежным Запорожском заводе). Ряд типов двигателей малой размерности был разработан ОКБ «Лялька-Сатурн», омским МКБ и АМНТК «Союз». Однако все эти образцы имелись в лучшем случае, в опытных экземплярах, и новые ракеты конструкторы «Радуги» проектировали под прежний РДК-300.

#### ОСНОВНЫЕ ЛТХ РАКЕТЫ Х-55\*

<i>Размах крыла, м</i>	<i>3,10</i>
<i>Длина, м</i>	<i>6,04</i>
<i>Ширина, м</i>	<i>0,77</i>
<i>Диаметр корпуса, м</i>	<i>0,514</i>
<i>Масса стартовая, кг</i>	<i>1185</i>
<i>Дальность пуска, км</i>	<i>2500</i>
<i>Высота пуска, км</i>	<i>0,2-10</i>
<i>Макс.скорость, км/ч</i>	<i>720-830</i>

\* - данные приведены по рекламным источникам





Ту-16К-26 с КРП-5



X-22M



X-55CM





X-55CM



KCP-5



X-22



X-15



X-20M

