

РАБОТЫ ОАО «ТУПОЛЕВ» В ОБЛАСТИ СОЗДАНИЯ ГИПЕРЗВУКОВЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

Валерий Солозобов
Александр Слободчиков
Михаил Казаков
Владимир Ригмант



Начало работ в ОКБ А.Н.Туполева по летательным аппаратам, способным развивать гиперзвуковые скорости, можно отнести ко второй половине 50-х гг. Первоначально в ОКБ эти работы организационно были сосредоточены в отделении «К», которым руководил А.А.Туполев и который как главный конструктор руководил всеми работами по гиперзвуковой тематике. В настоящее время эти работы возглавляют А.Л. Пухов и его заместитель М.И. Казаков. За прошедшие десятилетия в ОКБ в рамках этих работ было подготовлено несколько проектов гиперзвуковых летательных аппаратов различного назначения. Ниже в хронологической последовательности приводится краткая информация по некоторым проектам гиперзвуковых летательных аппаратов ОКБ.

Проект экспериментального беспилотного планирующего воздушно-космического самолета «130» (Ту-130) по теме дальнего планирующего ударного воздушно-космического самолета «ДП».

В 1958 г. в ОКБ начались исследовательские работы по созданию ударного беспилотного планирующего самолета «ДП» (дальний планирующий). Самолет «ДП» должен был представлять последнюю беспилотную планирующую ступень ракетной ударной системы. В качестве носителей рассматривался практически весь спектр современных отечественных баллистических ракет дальнего радиуса действия, существовавших и перспективных. Однако по ряду причин в качестве основного варианта решено было вести работы на основе ракеты-носителя собственной разработки.

Согласно проработок, проведенных в ОКБ, самолет «ДП» должен был выводиться носителем на высоту 80-100 км, и с разворотом на 90° происходило отделение планирующего самолета «ДП». Коррекция в ходе полета по траектории производилась с помощью бортовой автономной системы управления и аэродинамических органов управления «ДП». На борту отсутствовала какая-либо силовая установка, питание систем должно было осуществляться от химических источников тока и воздушной системы баллонного питания. Для охлаждения систем оборудования и термоядерного заряда на борту имела система охлаждения.

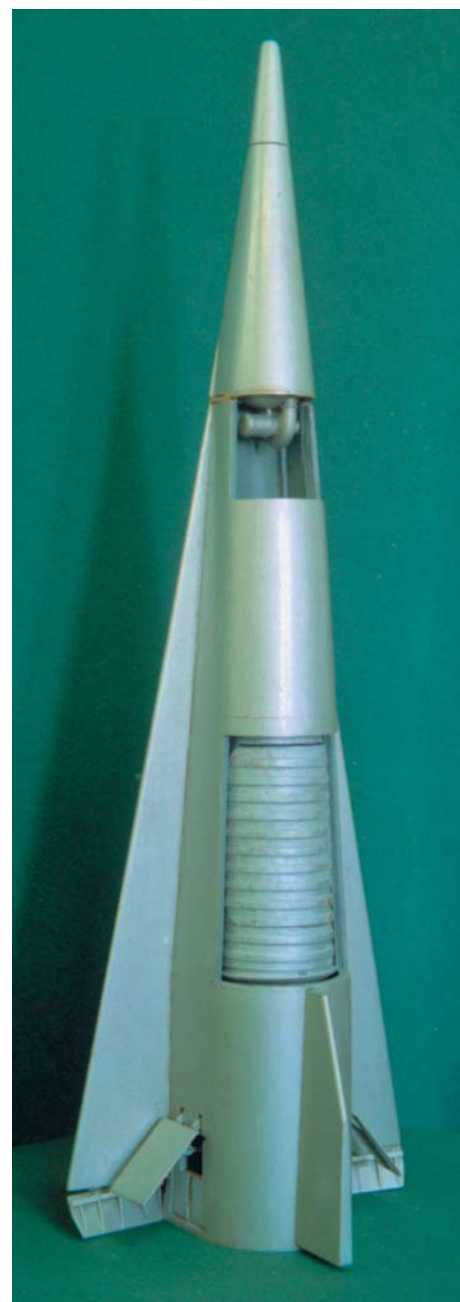
Конструкция планера проектировалась по так называемой «горячей схеме» — без охлаждения, все температурные напряжения,

связанные с кинетическим нагревом, учитывались при проектировании элементов планера. На конечном этапе «ДП» переводился в пикирование на цель, по сигналу высотомера на заданной высоте производился подрыв термоядерного заряда.

Преимуществом подобной ударной системы по сравнению с ракетными стратегическими системами первого поколения была более высокая точность вывода в район цели при более простой системе наведения, а также обеспечение сложной траектории полета к цели, что значительно затрудняло действия средств ПРО и ПВО.

В течение трех лет в ОКБ шли интенсивные работы по проекту «ДП», к теме были подключены многие предприятия и организации ВПК, разрабатывались новые конструктивные материалы, технологии, удовлетворявшие требованиям длительного полета на гиперзвуковых скоростях в условиях кинетического нагрева. Совместно с ЦАГИ исследовались вопросы получения требуемых аэродинамических характеристик «ДП». С участием ЛИИ были отработаны вопросы, связанные с созданием летающих моделей и получения на них требуемых для «ДП» режимов полета.

Весь комплекс проблем создания системы «ДП» представлял собой клубок совершенно новых для нашего авиастроения задач по гиперзвуковой аэродинамике, теплозащите, технологии теплостойких металлических и неметаллических материалов, проектированию и расчету неравномерно теплонагруженных силовых конструкций, в том числе выдерживающих тепловой удар, созданию высокоточных навигационных систем, автономной





системы охлаждения и т.д. Все это делало задачу прямой реализации проекта «ДП» крайне сложной.

Поэтому в качестве первоначального реального шага по осуществлению теоретических и практических наработок по проекту, решено было построить несколько экспериментальных летательных аппаратов, на которых

мацию о поведении аппарата до скоростей, близких к $M=6$. В дальнейшем, с появлением в ЦАГИ гиперзвуковых установок, испытания проводились там.

После проведения большого объема теоретических и экспериментальных работ по теме, в 1959 г. в ОКБ приступили к рабочему проектированию самолета «130». Согласно



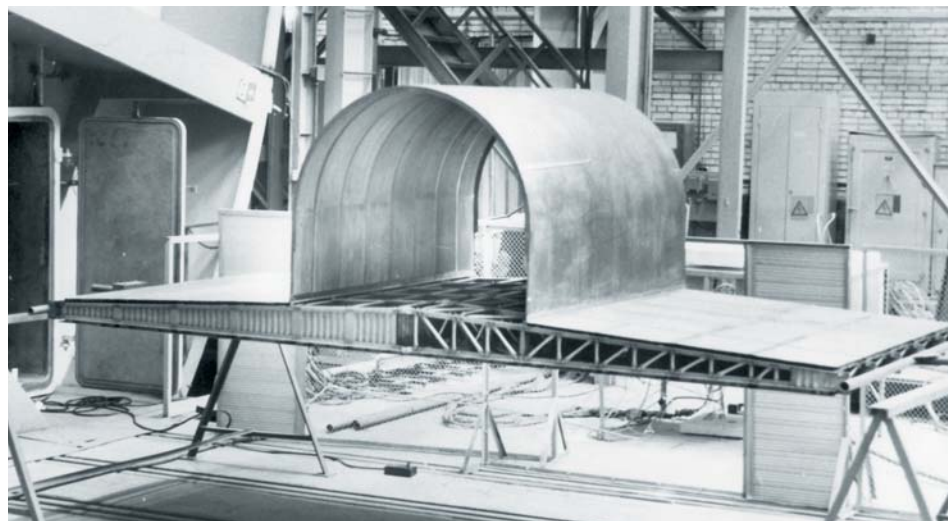
должны были быть проверены основные идеи, заложенные в проект. Программа исследовательских работ по созданию прототипа «ДП» получила обозначение по ОКБ самолет «130» (Ту-130).

В ходе проектирования самолета «130» и поиска его оптимальной аэродинамической компоновки были исследованы различные аэродинамические схемы самолета: «симметричная» и «несимметричная», «бесхвостка», «утка» и т.д. На основании этих расчетных исследований была построена целая серия моделей, которые были испытаны на баллистических трассах, где первоначальная скорость создавалась отстрелом моделей из специальных артиллерийских орудий. По движению моделей с различным отклонением рулей и положением центра тяжести определялись их аэродинамические характеристики. Этот метод был использован из-за того, что в ЦАГИ в то время еще отсутствовали аэродинамические трубы с гиперзвуковыми скоростями. В ЛИИ были проведены натурные испытания со сбросом летающих моделей самолета «130» с твердотопливными ускорителями с Ту-16ЛЛ. Модели были оборудованы датчиками и аппаратурой, позволявшими получать информацию о поведении аппарата и его аэродинамических характеристиках на различных режимах полета. Эти работы дали инфор-

окончательного проекта, самолет «130» представлял из себя сравнительно небольшой летательный аппарат: длина – 8,8 м, размах крыла – 2,8 м и высота – 2,2 м. Для самолета «130» была выбрана «несимметричная» аэродинамическая схема «самолета-бесхвостки». Однако серия испытаний аэродинамических моделей показала необходимость установки на верхнем киле небольшого горизонтального оперения. Самолет «130» имел клинообразный фюзеляж полуэллиптического попереч-

ного сечения с тупой носовой частью (одна из оптимальных форм для гиперзвукового ЛА). Низкорасположенное треугольное крыло небольшой площади с углом стреловидности по передней кромке 75° имело по всему размаху элевоны. Вертикальное оперение самолета состояло из двух килей: верхнего и нижнего, расположенных в задней части фюзеляжа. На обеих половинах килей имелись тормозные щитки, открывавшиеся по схеме «ножниц», с приводом от автономной электрогидравлической системы с питанием от химических бортовых источников тока. Профили крыла и органов управления выполнялись клинообразными. По условиям аэродинамического нагрева носовая часть фюзеляжа и передние кромки крыла и килей изготавливались из графита. Конструкция планера выполнялась из жаропрочной нержавеющей стали по «горячей» схеме.

Система управления включала в себя систему начальной коррекции траектории. После отделения от ракеты-носителя производилась одноразовая коррекция траектории и далее отделившийся аппарат летел по планирующей траектории, определявшейся его аэродинамическим качеством и скоростью в момент отделения на данной высоте. Самолет «130», проходя плотные слои атмосферы, летел на расстоянии до 4000 км с начальной скоростью, соответствующей $M=10$. Посадка самолета «130» должна была осуществляться по команде от программного блока системы управления, спуск на землю осуществлялся на парашюте с большой поверхностью купола, контейнер которого находился в хвостовой части аппарата. Предварительно скорость



гасилась за счет открытых тормозных щитков. В носовой части располагались агрегаты системы охлаждения элементов системы управления. Средняя часть планера была занята блоками КЗА системы управления.

В опытном производстве была заложена серия из пяти экспериментальных самолетов «130», предназначенных для проведения различных испытаний. В ходе постройки натурные фрагменты планера, наиболее нагруженные в тепловом отношении, подвергались термическим испытаниям в специальных тепловых камерах с учетом расчетных тепловых нагрузок.

В 1960 г. первый планер самолета «130» был готов, далее наступил этап оснащения его необходимым оборудованием и начала работ по стыковке с ракетой-носителем – модификацией ракеты Р-12 (доработка Р-12 заключалась, помимо переделки носовой части под новый стыковочный узел, в усилении несущего корпуса ракеты с помощью дополнительного внешнего конструктивного экрана, разработанного ОКБ А.Н. Туполева). Первоначально планировалось использовать доработанную ракету Р-5, хорошо к тому времени освоенную в производстве и в эксплуатации, но по ряду причин от использования Р-5 пришлось отказаться и перейти к планированию работ на основе Р-12 и Р-14.

Несмотря на явные успехи ОКБ в освоении новой для него тематики, все работы по теме «ДП» и, соответственно, по самолету «130» были постепенно свернуты на основании Постановления Совета Министров СССР от 5 февраля 1960 г. за N 138-48. Тема была передана в ОКБ В.Н. Челомея.

Работы по проекту «ДП» и самолету «130» были использованы в следующей, близкой по назначению работе ОКБ – ракетоплане-самолете «136» («Звезда»). Через много лет, уже в 80-е гг., к теоретическим и практическим результатам этих проектов обратились вновь,



когда в ОКБ начались работы связанные с проектированием перспективных гиперзвуковых ЛА и, в частности, ООС и Ту-2000.

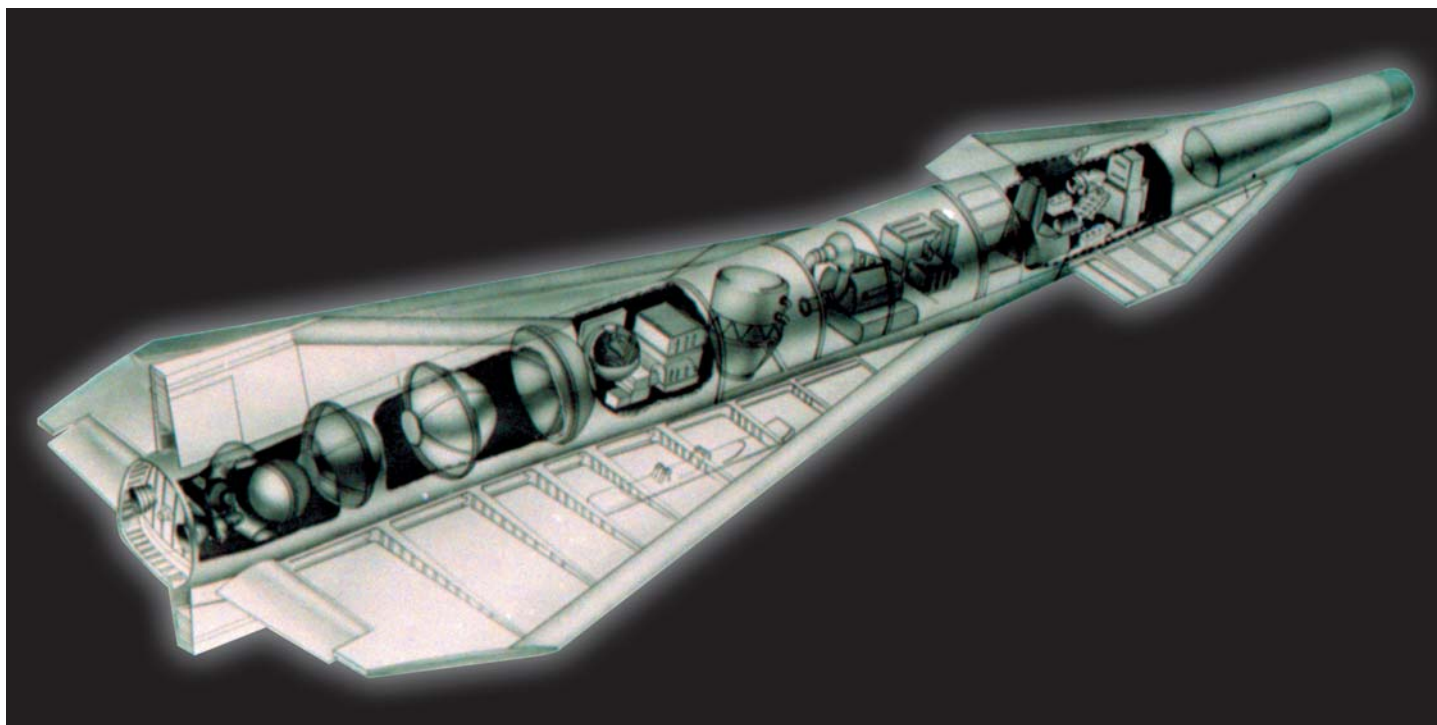
Пилотируемый ракетоплан – самолет «136», тема «Звезда» (Ту-136)

Работы, проводившиеся ОКБ А.Н. Туполева во второй половине 50-х гг. по гиперзвуковым ЛА, показали возможность создания пилотируемого воздушно-космического самолета (согласно принятой тогда терминологии – «ракетоплана»).

Тема по ракетоплану в ОКБ получила обозначение «самолет «136» (Ту-136), официальное обозначение темы было «Звезда» в пилотируемом варианте и самолет «137», тема «Спутник» (Ту-137) - в беспилотном варианте. Тема охватывала широкий круг проблем, связанных с созданием экспериментального летательного аппарата, приспособленного для выполнения военных задач, при его нахождении в ближнем космосе. В случае успеха разработки экспериментального аппарата, в дальнейшем предполагалось перейти к созданию на его базе целой серии ракетопланов военного назначения: разведчиков, бомбардировщиков-ракетоносцев, перехватчиков спутников противника. Успех программы должен был стимулировать рабо-

ты по созданию крупных многоразовых ВКС, способных, после выполнения задач в космосе, возвращаться на Землю с посадкой на обычные аэродромы. Работы по теме «Звезда» перекликались с американской программой создания ракетоплана «Дайна Соар», начатой в США в 1958 году.

Схема использования подобной системы была следующая. Старт ракетоплана осуществлялся с помощью мощной ракеты-носителя, способной выводить на околоземную орбиту грузы массой 10-20 т. После вывода в космос, ракетоплан осуществлял полет по орбите в режиме пилотируемого или беспилотного спутника. Посадку ракетоплан совершал маневрируя, переходя на более низкие орбиты, окончательно попадая в плотные слои атмосферы, где выполнял полет как обычный самолет до момента приземления на обычное шасси. После выхода на околоземную орбиту летчик-космонавт имел возможность корректировать орбиту с помощью силовой установки, состоявшей из двух ЖРД, установленных в хвостовой части аппарата. Эти же двигатели использовались при посадочных маневрах, для движения в плотных слоях атмосферы использовались нормальные самолетные органы управления. Два ЖРД давали возмож-



ность аппарату совершать маневр с боковым отклонением 1000 км за один час полета. Так как в то время было мало известно о длительном воздействии состояния невесомости и космического излучения на человека, ракетоплан был рассчитан на один или максимум несколько оборотов вокруг Земли.

Программу создание ракетоплана «Звезда» предполагалось разбить на три последовательных этапа, поскольку предварительно необходимо было изучить специфику полета с гиперзвуковой скоростью в нижних и верхних слоях атмосферы, изучить условия входа в нижние слои атмосферы, посадки на землю, а также создать конструкцию, способную работать в условиях сильного кинетического нагрева. Исследования по ракетоплану во многом перекликались с работами по программе создания аппарата «ДП» и шли как их развитие и логическое продолжение.

На первом этапе предполагалось использовать беспилотные летательные аппараты, по конфигурации соответствующие будущему ракетоплану (модель с твердотопливным двигателем, запускаемая с Ту-16). На них должны были освоить зоны гиперзвукового полета, отработать элементы конструкции, способные работать в условиях высоких температур (скорости до 9000 км/ч, потолки до 40000 м). Одновременно должны были производиться запуски моделей ракетоплана с помощью ракет-носителей на основе ракет Р-5 и Р-14 (14000 км/ч, 45000 м и 23000-28000 км/ч, 90000 м соответственно).

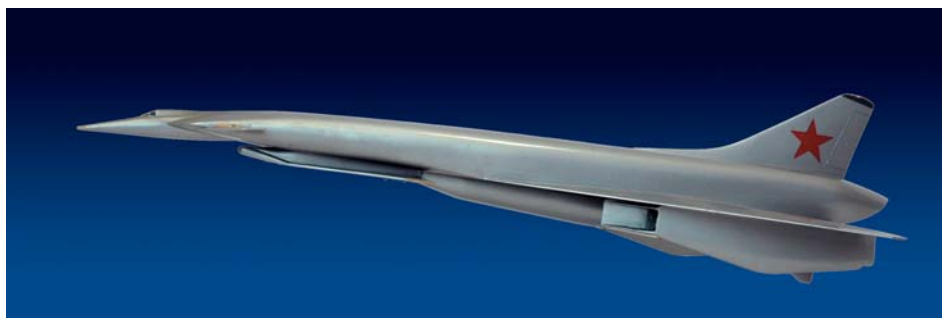
На втором этапе предполагалось перейти к работам над пилотируемыми гиперзвуковыми ЛА. Задача второго этапа была – освоение человеком специфики гиперзвукового полета и отработка посадки на ЛА, по конфигурации близких к будущему ракетоплану. Отработку пилотируемого полета на малой скорости планировалось проводить с помощью самолета «136/1», уменьшенной масштабной копии ракетоплана. Самолет «136/1» должен был стартовать с самолета-носителя Ту-95К. Испытания этого ЛА должно было происходить на скоростях до 1000 км/ч, высотах до 10000 м и при посадочных скоростях около 300 км/ч, что соответствовало посадочным режимам ракетоплана. Освоение человеком особенностей гиперзвукового полета должно было происходить с помощью самолета «139» (аналога американского экспериментального самолета Х-15), старт должен был осуществляться с Ту-95К. Самолет «139» позволил бы обеспечить пилотируемый полет на максимальной скорости 8000 км/ч, и потолок до 200000 м при




посадочной скорости 300 км/ч. Окончательная отработка пилотируемого полета на гиперзвуковых, трансзвуковых и дозвуковых скоростях с последующей посадкой должна была происходить с помощью самолета «136/2», модернизированного «136/1», оснащенного дополнительной разгонной ракетной ступенью. Самолет «136/2» должен был совершать полеты на максимальных скоростях полета – до 12000 км/ч и высотах порядка 100000 м.

На третьем, заключительном этапе программы «Звезда», речь шла о постройке ракетоплана самолета «136», рассчитанного на достижение максимальной скорости 28500 км/ч, что соответствовало первой космической, диапазона рабочих высот полета 50000-100000 м и дальности полета не менее 40000 км (один оборот вокруг земли с последующей посадкой).

В ходе работ по самолету «136» в ОКБ было рассмотрено несколько вариантов аэродинамической компоновки ракетоплана. В работе находились схемы, повторявшие самолет «130», варианты близкие к американским проектам по программе «Дайна Соар». Более детальной проработке подвергся вариант, выполненный по схеме «утка», для него была проработана компоновочная схема размещения оборудования и агрегатов, силовой установки, посадочного устройства и средств спасения экипажа.



В ходе работ по теме «Звезда» в ОКБ серьезно занимались вопросом ракеты-носителя. Существовавшие на тот период ракетные системы не удовлетворяли ОКБ по своей грузоподъемности, ведь речь шла о выводе на орбиту груза массой в 10000–20000 кг. Работы по универсальной тяжелой ракете-носителю в СССР тогда только начинались и могли привести к реальным результатам не ранее второй половины 60-х гг, модернизация серийных ракет-носителей Р-7, Р-14 и Р-16 не могла обеспечить необходимую грузоподъемность. В сложившейся ситуации в рамках темы «Звезда» в ОКБ А.Н. Туполева приступили к проработке возможности создания мощной ракеты-носителя собственными силами. Были рассмотрены варианты двухступенчатых и трех ступенчатых носителей, способных выводить на околоземные орбиты грузы массой, соответствующей самолету «136». В 1962–1963 гг. в ОКБ рассматривался вариант авиационно-космической системы на основе проекта тяжелого стратегического одноразового сверхзвукового самолета-носителя Ту-139 в комбинации «ракетоплана» «136», запускаемого с помощью ракеты типа Р-14 с борта самолета-носителя.

Работы по теме «Звезда» в ОКБ продолжались до 1963 г., не выходя за рамки научно-исследовательских проработок и эскизных проектов и вскоре были свернуты. 

Проектные данные одного из проработывавшихся вариантов самолета «136»

площадь крыла, кв.м	38,0
полная масса, кг	7500-9000
максимальная, скорость полета, км/ч	28500
высота полета (радиус орбиты), м	95000
посадочная скорость, км/ч	300

(Продолжение следует)