

Воздушная транспортировка



В создании системы "[Энергия](#)" - "[Буран](#)" участвовали сотни крупных заводов, между которыми было распределено изготовление составных частей ракеты-носителя и планера орбитального самолета. Это создало серьезную проблему определения мест сборки и доставки этих частей к месту старта, на космодром. Первоначально предлагалось сосредоточить основные технологические процессы сборки на Байконуре, однако это было признано нецелесообразным, так как требовало организации там мощных производственных цехов и привлечения большого количества квалифицированных специалистов. Было решено на космодроме проводить только окончательную сборку и предстартовую отработку, а основной объем сборочных работ выполнять на головных заводах.

Сборка планера "[Бурана](#)" была поручена [Тушинскому машиностроительному заводу](#). Для выбора средств его доставки из Москвы на [Байконур](#) были изучены возможности наземной и воздушной транспортировки. Расчеты показали, что материальные затраты на наземную транспортировку, требующую прокладки дорогостоящих шоссе-магистралей большой протяженности, недопустимо велики.

Варианты применения воздушных средств доставки планера оказались предпочтительнее. К такому же решению пришли и изготовители ракеты-носителя. Рассматривались два варианта воздушной транспортировки: вертолетная и самолетная.

Для вертолетной доставки предлагалось использовать только что появившийся вертолет Ми-26 грузоподъемностью 26 тонн. По этому проекту к крупногабаритным грузам большой массы (планер, отсеки ракеты) присоединялись тросами 2 или 3 вертолета, и такой "связкой" предлагалось следовать по маршруту, подобрав оптимальные значения высоты и скорости полета. Основанием для такого варианта послужил пример применения вертолетов для "крановых" операций, но опыта полетов "связками" не было.

В [ЛИИ](#) были проведены экспериментальные полеты с макетным грузом, имеющим конфигурацию бакового отсека ракеты. Испытания выявили сложность и опасности такого вида доставки. В одном из полетов при внезапно возникшей слабой турбулентности атмосферы началась "маятниковая" раскачка груза на тросах, вызвавшая нарушение устойчивости полета вертолетов, вследствие чего экипажи были вынуждены сбросить груз.

Расчетная оценка показала, что такая ситуация вероятна и в будущих полетах, причем при более интенсивных возмущениях атмосферы она может привести к катастрофическим последствиям. Отказу от этого варианта способствовала также экономическая нерентабельность его применения: малая дальность беспосадочного полета вертолетов с грузом на подвеске приводила к необходимости создания многочисленных, частых вдоль трассы, посадочных площадок с дозаправочными станциями.

Для самолетной доставки крупногабаритных фрагментов системы "Энергия-Буран" предназначался самолет Ан-124 "Руслан". Однако этот самолет находился еще в стадии постройки. Рассчитывать на него можно было только в перспективе, и следовало искать иные возможности. С инициативой выступил Генеральный конструктор [В.М.Мясищев](#), предложивший переделать в грузовой самолет стратегический бомбардировщик прошлых лет самолет ЗМ. Этот самолет обладал высоким аэродинамическим качеством, необходимым для выполнения полетов большой дальности, которым можно было пожертвовать при его переоборудовании в транспортный грузовик.



Были рассмотрены два варианта его модификации. Первый вариант - с размещением грузов внутри увеличенного грузового отсека фюзеляжа (по типу самолета "Гэлакси"). Это требовало создания нового фюзеляжа увеличенного диаметра (10м вместо 3м у самолета ЗМ). При этом планер "Бурана" должен был перевозиться с отстыкованными крыльями (размах крыльев "Бурана" ~ 24 м), что предусматривало снятие части плиточного [теплозащитного покрытия](#). При этом велосипедное шасси самолета ЗМ необходимо было заменить на трехколесное. В итоге масса конструкции самолета возрастала, из-за чего снижалась его грузоподъемность. Но, главное, срок изготовления грузового варианта становился неприемлемым. Вторым [В.М.Мясищев](#) предложил вариант с меньшими переделками бомбардировщика, а именно с размещением грузов вне планера, на "спине" фюзеляжа, что позволяло транспортировать грузы с минимальным изменением их конфигурации. Идея размещения транспортируемых грузов вне аэродинамических обводов самолета в принципе была не нова. Такое решение широко используется в боевой и транспортной авиации всех стран. Новизна заключалась в необычных соотношениях между габаритами грузов и самолета-носителя (диаметр баковых отсеков ракеты - 8м, диаметр фюзеляжа самолета - 3м).

Известно, что при внешнем размещении полезной нагрузки существенно меняются аэродинамические и массово-инерционные характеристики любого летательного аппарата, для оценки меняющихся из-за этого летно-технических данных проводятся серьезные исследования динамики движения и обеспечения безопасности эксплуатации. Задачи, которые нужно было решать при осуществлении предложения В.М.Мясищева, были намного сложнее традиционных.

Необходимо было так изменить геометрию самолета ЗМ, чтобы стало возможным разместить на его планере все грузы новой системы, предназначенные для воздушной доставки. При этом установка на самолет каждого конкретного груза так значительно меняла его аэродинамические характеристики и упруго-массовую схему, что по существу образовывался летательный аппарат новой аэродинамической и динамической компоновки. В связи с этим возникала необходимость повторить все исследования по аэродинамике и прочности, проведенные ранее для самолета ЗМ при его создании.

Предложение В.М.Мясищева было встречено многими авиационными специалистами скептически. Оснований для сомнений было много. Как можно было разместить на готовом планере грузы, превышающие некоторые его габариты? Как преодолеть резкое возрастание лобового сопротивления, не ухудшив основные летные данные самолета? Удается ли справиться с управлением самолета и обеспечить боковую устойчивость в полете при наличии дестабилизирующего воздействия от верхнерасположенных грузов? Как исключить опасность возникновения бафтинга оперения, который проявился в полете "Боинга-747" с кораблем "[Спейс Шаттл](#)"? У самолета ЗМ это явление могло стать более опасным. И, наконец, способна ли конструкция самолета, более 25 лет используемого в дальней авиации, выдержать нагрузку в новых условиях эксплуатации, если она уже имеет многочисленные усталостные повреждения?

Главным из принятых конструкторских решений, как указывалось выше, была жертва долей высокого аэродинамического качества сверхдальнего самолета ($K_{\max} = C_y/C_x = 18,5$) для компенсации роста сопротивления от грузов на "спине". Это было допустимо, так как протяженность грузовых перевозок была задана меньшей, чем располагаемая дальность полета самолета ЗМ. Скорость полета, которую необходимо было снизить из-за установки грузов, благоприятно уменьшала нагрузки и повышала безопасность от флаттера. Положительным фактором в пользу трансформации самолета ЗМ в транспортировщик с грузом на "спине" было его шасси велосипедной схемы с вспомогательными поддерживающими стойками на концах крыльев. Такая схема обеспечивала устойчивость движения по земле при боковом ветре и предохраняла самолет от опрокидывания силами, действующими на помещенный над фюзеляжем груз. Явление бафтинга

предполагалось максимально смягчить путем замены однокилевого вертикального оперения на двухкилевое.

Конструкция планера самолета ЗМ тщательно изучалась на протяжении всех 25 лет эксплуатации. Три самолета прошли за это время повторно-статические испытания на прочность в СибНИИА, по их результатам отслеживалась прочность самолетов, находящихся в строю. Они же должны были помочь найти решения по замене или усилению наиболее ответственных конструкций грузового самолета с учетом новых условий их нагружения. Обеспечить устойчивый и управляемый полет предполагалось внесением изменений в систему управления. Конечно, были необходимы детальные исследования всех вариантов динамической схемы самолета (с разными грузами) для определения нагружения упругой конструкции и обеспечения безопасности от флаттера и бафтинга.

Трансформация самолета ЗМ в транспортировщик грузов ВМ-Т "Атлант" (заводской шифр З-35) потребовала внесения в его компоновку изменений, позволивших разместить все заданные грузы в комплектации:

1. ОГТ - планер орбитального корабля "Буран" (без киля);
2. 1ГТ - водородный бак центральной ступени ракеты-носителя "Энергия", с носовым и хвостовым обтекателями;
3. 2ГТ - кислородный бак, приборный и двигательный отсеки, головная часть центральной ступени ракеты "Энергия", объединенные в один агрегат, с носовым обтекателем, разбираемым на секции, и головной частью, используемой как хвостовой обтекатель;
4. 3ГТ - головной и хвостовой обтекатели груза 1ГТ, состыкованные в один агрегат, с размещенным внутри разобранном на секции носовым обтекателем груза 2ГТ.

Груз 3ГТ использовался как контейнер для возвращения с космодрома на заводы-изготовители обтекателей для повторного применения, а также при необходимости для перевозок модуля кабины экипажа.

Как следствие, ВМ-Т "Атлант" должен был эксплуатироваться в пяти различных вариантах компоновки: четыре - с грузами ОГТ, 1ГТ, 2ГТ, 3ГТ; один - без грузов (так называемый "автономный" вариант).

| Характеристика | Сравнение характеристик самолета ЗМ и самолета ВМ-Т без грузов | | Значение характеристик самолета ВМ-Т "Атлант" при транспортировке грузов | | | |
|--|--|------|--|-------|-------|-------|
| | ЗМ | ВМ-Т | ОГТ | 1ГТ | 2ГТ | 3ГТ |
| Масса самолета: | | | | | | |
| взлетная, т | 193 | 136 | 186,5 | 169,5 | 153,5 | 136 |
| посадочная, т | 125 | 95 | 138,5 | 129,5 | 112,5 | 112,5 |
| Масса груза, т | 5 | 0 | 45,3 | 31,5 | 15 | 15 |
| Максимальная скорость полета (у земли), км/ч | 600 | 450 | 450 | 450 | 450 | 450 |
| Тяга двигателей, тс | 38 | 43 | 43 | 43 | 43 | 43 |

Фотографии некоторых вариантов самолета ЗМТ "Атлант", сделанные [Сергеем Грачевым](#) на Байконуре:



Вариант компоновки ОГТ



Вариант компоновки 1ГТ



Вариант компоновки 2ГТ



Вариант компоновки 3ГТ

Размещение грузов на "спине" самолета стало возможным после удлинения фюзеляжа на 4,7м, что было осуществлено заменой хвостового отсека, немного приподнятого за счет "косой" вставки во избежание соударения с землей при посадке и взлете с большими углами атаки. Исследования устойчивости и управляемости привели к необходимости изменения размерности и формы всех поверхностей оперения. В связи с уменьшением скорости полета стабилизатор стреловидного горизонтального оперения был заменен на прямой, большей площади, установленный с большим поперечным V. Вместо однокилевого вертикального оперения было установлено значительно увеличенное (до 26% площади крыла) двухкилевое, выполненное в виде двух шайб, наклонно закрепленных на концах, стабилизатора, что способствовало уменьшению нагрузок на фюзеляж.

Крыло и остальная часть фюзеляжа (включая кабину) по размерам и форме не подвергались изменениям, как и носовая и главная стойки велосипедного шасси.

Подкрыльные стойки шасси были заново спроектированы и изготовлены под увеличенные нагрузки, возникающие у самолета с грузами при посадках с креном и рулежках по аэродрому. Несущие конструкции крыла и фюзеляжа были усилены под нагрузки, определенные новыми условиями эксплуатации. Необходимые доработки были введены в топливную систему самолета. Двигатели 15Б заменены на более мощные - 17Д.

Для принятых пяти компоновок самолета были проведены исследования по аэродинамике, устойчивости и управляемости полета. Для каждого варианта груза определялось его наиболее выгодное размещение на фюзеляже (по длине и высоте), исходя из условий:

- уменьшение лобового сопротивления;
- ограничение разброса моментных характеристик;
- получение нужных центровок;
- ослабление динамического воздействия вихревой пелены, сходящей с грузов, и газовых струй двигателей на хвостовое оперение (бафтинг).

Было установлено, что основные несущие характеристики $C_y = f(a)$, при внесенных изменениях в компоновку, для всех вариантов практически сохранились. Как и ожидалось, существенно (на 30... 35%) уменьшилось максимальное аэродинамическое качество. Возросшие аэродинамические моменты, возникающие от больших грузов (1ГТ и 2ГТ), были компенсированы упомянутым введением прямого стабилизатора большей площади. Дестабилизирующее боковое воздействие от грузов удалось полностью парировать шайбами вертикального оперения. Их избыточная площадь при полете без грузов потребовала введения в управление специального автоматического устройства, обеспечивающего необходимую устойчивость и управляемость (АСУУ). Было также проведено исследование аэродинамической интерференции между самолетом и грузами, выявившее картину распределения местных воздушных нагрузок на поверхности фюзеляжа и грузов. Исследования прочности позволили обеспечить минимальные затраты массы на изменение конструкции планера и одновременно решение проблемы аэроупругости. Этому способствовало принятое уменьшение скорости полета, снизившее расчетные нагрузки. Допустимые маневренные перегрузки, разрешаемые экипажу, были ограничены значениями

$$n_y (\max)a < 1,5; n_y (\min)a = 0$$

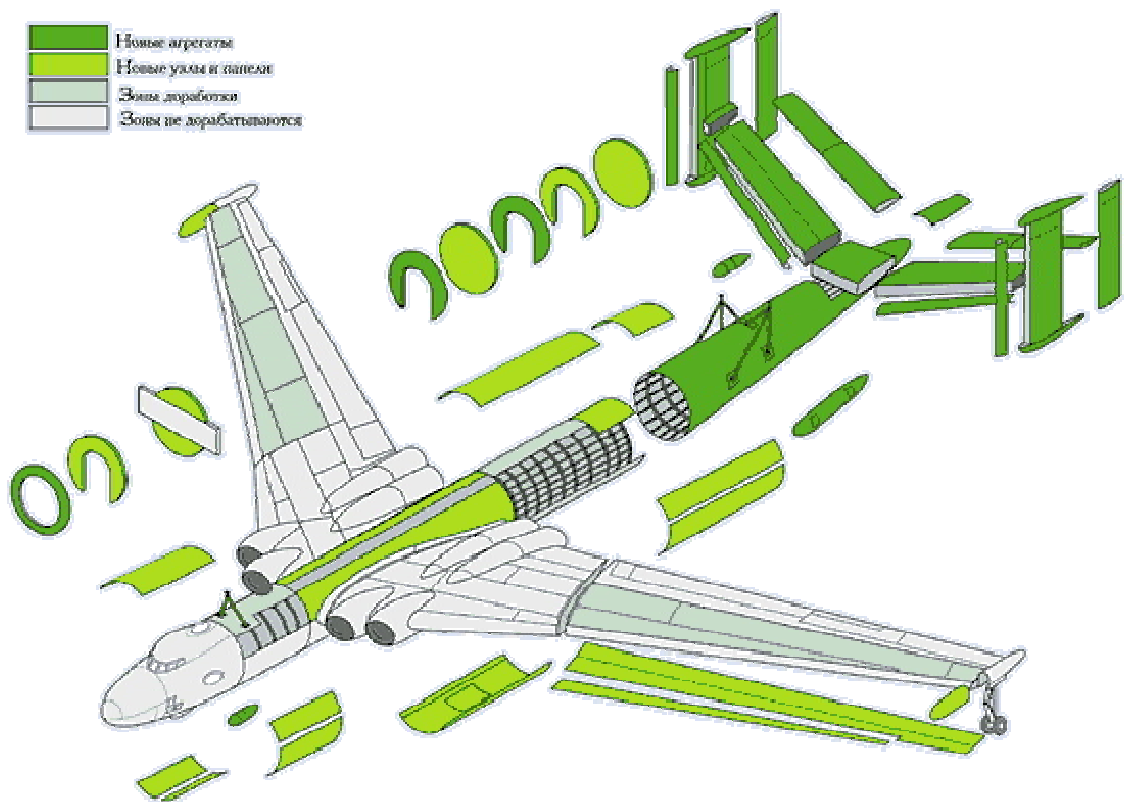
В целях повышения безопасности эксплуатации были приняты большие расчетные значения перегрузок:

$$n_y(\max)a = 1,5; n_y(\min)a = 1.0$$

При определении динамических нагрузок и исследованиях по флаттеру были использованы материалы, полученные для тяжелых самолетов в ОКБ В.М.Мясищева в 50-е годы. Динамическое нагружение хвостовой части самолета от "бафтинга" исследовалось в аэродинамических трубах ЦАГИ и СибНИИА и контролировалось при летных испытаниях первого экземпляра самолета. Было доказано, что безопасность от бафтинга обеспечена для всех вариантов ВМ-Т. Напряжения в конструкции оперения и фюзеляжа при бафтинге оказались в пределах, не опасных для усталостной прочности.

Прочность шасси (основного и подкрыльного) была проверена статическими и динамическими испытаниями.

Одной из основных проблем использования агрегатов планера самолета ЗМ для самолета ВМ-Т было обновление их конструкции для обеспечения безопасной эксплуатации. Для обоснования ресурса, заданного самолету ВМ-Т, совместно с учеными ЦАГИ и СибНИИА были выполнены расчеты и проведены специальные испытания доработанной конструкции с учетом ранее выполненных исследований трех планеров самолета ЗМ.



Доработка конструкции самолета ВМ-Т "Атлант"



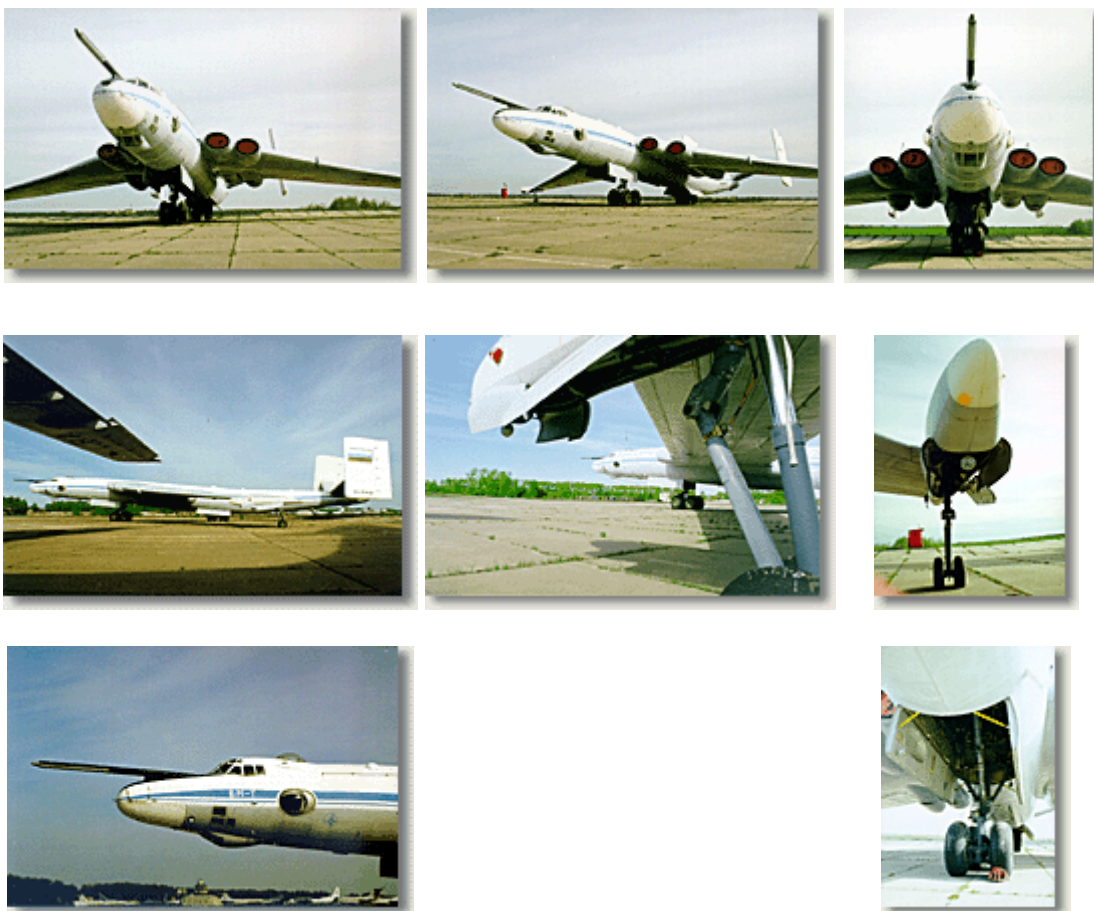
Доработка конструкции контролировалась полноразмерными статическими испытаниями планера. Прочность транспортируемых грузов обеспечивалась их разработчиками.

Самолеты ВМ-Т "Атлант" выполнили более 150 полетов по перевозке грузов системы "Энергия-Буран". Опыт, полученный при их создании, оказался полезным для дальнейшего использования в перспективных авиакосмических программах .





Для полетов было переоборудовано две машины (бортовые номера RA-01402 и RA-01401) разных модификаций, внешне различающихся наличием на одной из них системы дозаправки топливом в полете. Эта машина (борт RA-01402) на начало весны 2000 г. находилась в составе ВТА ВВС России, дислоцировалась на авиабазе дальней авиации Дягилево (г.Рязань) и была в полностью полетопригодном состоянии, что иллюстрируется фотографиями, любезно предоставленными нам Алексеем Михеевым (все восемь фотографий *copyright*©Alexei Mikheyev, каждая фотография раскрывается до размера около 1200x800, 170к, RGB):



Возможное сокращение объема работ на Байконуре и начало разработки [ракет-носителей большей грузоподъемности на базе модификации ракет "Энергия"](#) заставили искать пути существенного повышения грузоподъемности средств воздушной доставки. Самолет ВМ-Т "Атлант" может транспортировать грузы массой до 50 тонн, а для перспективных разработок масса грузов может превышать 200 тонн. Совместно с ОКБ им. О.К.Антонова был проработан проект потребного для этого самолета-транспортника. На основе разработанного проекта была проведена модификация самолета Ан-124 и на его базе создан транспортный самолет Ан-225 "Мрия" грузоподъемностью до 225 тонн на внешней подвеске. Он впервые поднялся в воздух в декабре 1988 года, а в 1989 году осуществил транспортировку "Бурана" на авиационный салон в Ле-Бурже (Франция) и позднее - несколько демонстрационных полетов в Европу и Америку.



Чертежи

Опыт эксплуатации самолетов ВМ-Т "Атлант" и Ан-225 "Мрия" подтвердил правильность концепции создания сложных компоновок летательных аппаратов, включающих в себя крупногабаритные составные части, с существенно различными аэродинамическими, массовыми и жесткостными характеристиками. Работа над такими проектами определила направленность исследований по выбору их взаимного расположения, обеспечивающего минимизацию массы конструкции и исключение "вредного" влияния возникающей интерференции между стыкуемыми объектами на аэродинамические силы и моменты на всех режимах эксплуатации.

Создание самолета "Мрия" послужило впоследствии основой для разработки [многоразовой двухступенчатой авиационно-космической транспортной системы](#) и проекта тяжелого транспортного самолета "[Геракл](#)".