

ВИКТОР ГРЕБЕНЩИКОВ

КАК СДЕЛАТЬ СУПЕР



ШАТТЛ

- ДЛЯ ЧАЙНИКОВ -

КАЛУГА 2017

ВИКТОР ГРЕБЕНЩИКОВ

КАК СДЕЛАТЬ СУПЕР ШАТТЛ

ДЛЯ ЧАЙНИКОВ

КАЛУГА 2017 ГОД

Содержание

Предисловие	стр.3
Орбитальные транспортные системы ближнего и среднего космоса	стр.3
Российские транспортные системы – ракеты первого и второго поколений	стр.4
Российские транспортные системы – ракеты носители третьего поколения	стр.6
Европейские транспортные системы – ракеты носители третьего поколения	стр.7
Американские транспортные системы – ракеты носители третьего поколения	стр.8
Китайские транспортные системы – ракеты носители третьего поколения	стр.9
Два последних гвоздя в ящик со сверхтяжелыми ракетами носителями	стр.10
Транспортные космические системы «Space Shuttle» и «Энергия Буран»	стр.13
Термические нагрузки на гиперзвуковых (космических) скоростях	стр.14
Миниатюризация космических спутников и новые ракеты носители	стр.16
Альтернативные способы запуска коммерческих грузов и экипажей	стр.17
Новые перспективные космические корабли для ближнего космоса	стр.23
Новые перспективные космические корабли для среднего космоса	стр.28
Новый полностью многоразовый ВКС с аэродромным стартом (ВКС МАС)	стр.29
Основные этапы вывода супер шаттла класса «Сибиряк» на орбиту	стр.39
Сравнительная весовая и техническая оценка ВКС МАС с аналогами	стр.42
Предварительная экономическая оценка супер шаттла ВКС МАС	стр.45
Воздушно-космический комплекс неограниченного радиуса действия	стр.51
Российский авиационный комплекс дальней авиации ПАК ДА	стр.52
Американский перспективный авиационный комплекс LRS-B	стр.55
Описание концепции и технические данные ВКК НРД СиР-240 «Быстрый»	стр.57
Технические данные трехступенчатого ВКК НРД Сибиряк СиР-240	стр.62
Критерий «стоимость - эффективность - реализуемость» ВКК НРД	стр.64
Оценка ВКС класса 240 тонн по критерию стоимости разработки	стр.64
Оценка ВКС класса «Сибиряк» по критерию эффективности	стр.68
Оценка ВКС класса «Сибиряк» по критерию реализуемости изделия	стр.70
СА технологии виртуальной разработки и сопровождения изделий	стр.72
Воздушно Космический Комплекс Ближнего и Среднего Космоса	стр.75
Технические данные ВКК БСК трехступенчатого ВКС СиР-640	стр.81
Супер шаттлы для среднего и дальнего космоса «Атлант» и «Вектор»	стр.84
Приложение 1. Траектория разгона и аэродинамика ВКС МАС	стр.88
Приложение 2 Аэродинамические характеристики шаттла «АТЛАНТ»	стр.93
Приложение 3 . Компьютерный расчет внешней теплозащиты	стр.94
Техническая литература	стр.96
Немного об авторе этой книги «Как сделать Супер Шаттл»	стр.98

Предисловие

После прикрытия американской программы «Space Shuttle» и смерти российского шаттла «Буран» при «родах» - резюмируем - на современном уровне развития средств доставки полезной нагрузки в космос остались только ракетные комплексы. Достаточно привести начало длинного списка разнокалиберных ракет с очень прожорливыми (неэкономичными) жидкостными ракетными двигателями (ЖРД) – надо поместить рядом российскую «Ангари», французский «Ариан» и американский «Атлас» - получите близнецов-братьев на три буквы ... С учетом эксплуатации космодромов – полет в космос это достаточно дорогое удовольствие, поэтому потребность в недорогих, надежных и простых в эксплуатации средствах доставки груза на орбиту Земли чрезвычайно велика. Поэтому работы в этом направлении идут во всех странах которые осуществляют запуски в космос, летают странные космоланы Х-37, их индийские копии из фильма «Avatar» - все присоединяются к космической гонке.

Конечно американцы придумали большой и самый дорогой космический комплекс «Стратоланч» («Stratolaunch»), однако нет необходимости бежать за ними и потерять последние штаны на ходу. Согласно задумкам великого российского мыслителя калужанина К.Э. Циолковского существует простая формула (многие профессионалы об этом знают или хотя бы догадываются): «Москва – Луна, Калуга – Марс». На самом деле возможно создать еще более эффективный воздушно-космический самолет (ВКС), если слегка подумать головой и вспомнить некоторые основополагающие аксиомы и постулаты из двух близких областей высоких технологий – авиации и космонавтики – в прямом смысле.

На первый взгляд может показаться что это космическая фантастика, - однако при дальнейшем рассмотрении в этой книге объективно доказывается что существует возможность создания нового ВКС, супер шаттла «Super Shuttle» причем все на базе современных технологий и без привлечения помощи с других планет. Как решение этой неординарной задачи по созданию шаттла летательного аппарата нового типа и поколения - полностью многоразового воздушно-космического самолета с аэродромным стартом - впервые в России появился проект «Сибиряк» - линейка конструктивных типоразмеров воздушно-космических самолетов с различным взлетным весом. Полный вариант книги с иллюстрациями можно скачать бесплатно на сайтах:

<http://www.spacecreator.ru/sbonus.html>

<http://www.planetfaeton.ru/sbonus.html>

На самом деле сделать супер шаттл - все это очень просто!

Орбитальные транспортные системы ближнего и среднего космоса Основные типы систем и проблемы эксплуатации

Рассмотрим пристально на чем же сегодня летает в космос прогрессивное человечество, которое увлечено мыслями о широком освоении пространства вокруг планеты Земля, поэтапно начиная со времен появления первых спутников и первых астронавтов с космонавтами.

На сегодняшний день практически все запуски в космос осуществляются со стационарных космодромов функционирующих довольно длительное время, крупных, типа старого казахского пускового комплекса Байконур или вполне современного французского Куру, а также пусковых сооружений на американском мысе Канаверал, - для запуска ракет-носителей и шаттлов тяжелого и среднего классов, - и еще большее количество мелких космодромов и пусковых площадок для запусков на орбиту разбросано по всему миру.

Это дорогие сооружения и амортизация их инфраструктуры ложится весомым довеском в стоимость запусков. Эксплуатация космодрома «Байконур» стоит около 5 млрд рублей в год (стоимость аренды комплекса «Байконур» составляет 115 млн долларов — около 3,5 млрд рублей в год; ещё около 1,5 млрд рублей в год Россия тратит на поддержание объектов космодрома), что составляет 4,2 % от общего бюджета Роскосмоса (!).

В бюджет города Байконур ежегодно осуществляется поступление в размере 1,16 млрд. В общей сложности космодром и город обходятся бюджету России не менее 6,16 млрд рублей в год.

Ориентировочная стоимость строительства нового российского космодрома Восточный не менее 400 млрд рублей без учета типичного для крупных объектов в России долгостроя. [7], [22].



Рис. 1 Космодромы и пусковые комплексы – многоэтажные сооружения - небоскребы

Количество стартов ракет-носителей тяжелого класса из-за довольно сложной процедуры подготовки к запуску, к примеру знаменитые российские системы типа «Протон» могут стартовать с космодрома Байконур в Казахстане не более 12 раз в год. То есть здесь имеется серьезное и [2] принципиальное технологическое препятствие к наращиванию присутствия человека в космическом пространстве, начиная с орбиты Земли и далее. Кроме того и стоимость ракет-носителей и их обслуживание достаточно высоки для существующих систем - к примеру стоимость коммерческого пуска РН «Протон-М» с Байконура составляет около \$100 млн. для вывода полезной нагрузки в космос. Общая стоимость «Протон-М» с блоком «ДМ» или «Бриз-М» в середине 2011 года составляла порядка 2,4 млрд рублей (около \$80 млн или €58 млн). Эта цена складывается из самой РН «Протон» (1,348 млрд. руб.), РБ «Бриз-М» (420 млн. руб.), доставки компонентов на Байконур (20 млн. руб.) и комплекса услуг по запуску (570 млн. руб.). Для примера – у ракетных систем удельная стоимость вывода на низкую околоземную орбиту 1 кг полезного груза составляет: РН «Протон» – 3250\$/кг, «Space Shuttle» - более 42553\$/кг (!), РН «Сатурн-5» – 11273\$/кг [7], [22] поэтому вопрос снижения затрат является главным. Здесь не приходится рассуждать о широкой экспансии в космос, о полетах человека на планеты Солнечной Системы, - даже для экономики США программа «Space Shuttle» оказалась непомерной, и сейчас все ограничиваются лишь запусками космических зондов. Далее рассмотрим подробнее развитие орбитальных транспортных средств различных классов начиная с первых ракет из прошлого века и до перспективных систем завтрашнего дня, а также оценим и сравним их эффективность.

Российские транспортные системы – ракеты носители первого и второго поколений

Трехступенчатая РН 8К72К «Восток» — первый носитель пилотируемых космических кораблей. Ее создали в ОКБ-1 в 1959-60 гг. на базе двухступенчатой межконтинентальной баллистической ракеты (МБР) Р-7 (8К71) с добавлением 3-й ступени от РН 8К72, запускавшей к Луне первые автоматические станции. Оказалось, что эта лунная ракета — с некоторыми доработками может вывести на орбиту КК массой 4.5 т. РН «Восток» повторяла конструктивно-компоновочную схему предыдущих вариантов Р-7. Эта схема остается неизменной и для всех современных «семерок» (как часто называют РН типа Р-7), таких как «Союз-У» или «Молния-М». Блоки первых двух ступеней соединялись параллельно, в «пакет», состоящий из четырех одинаковых боковых блоков (Б, В, Г и Д) 1-й ступени, которые окружали центральный блок (А) 2-й ступени. При старте двигательные установки (ДУ) всех блоков включались одновременно. Боковые блоки сбрасывались после 118-120 сек полета, а центральный блок 2-й ступени продолжал работать еще в течение 180-190 сек. Третья ступень (блок Е) устанавливалась на вторую последовательно, и ее ДУ включалась в конце работы 2-й ступени.

Для транспортной системы «Восток Р-7» - средний весовой КПД – отношение веса

4,725 тонны, доставленного на НОО (низкую опорную орбиту ~ около 200 км) к стартовому весу 287 тонн - имеет размер: $K_{вр} = 4,725 / 287 = 0,0165$.



Рис. 2 Российские ракеты носители среднего и тяжелого классов «Р-7, Союз» - «Протон-М».

«Союз» (индекс УРВ РВСН — 11А511) — советская трёхступенчатая ракета-носитель (РН) среднего класса из семейства Р-7, предназначенная для выведения на круговую орбиту Земли с неизменным наклонением орбиты пилотируемых космических кораблей типа «Союз» и автоматических космических аппаратов серии «Космос». Разрабатывалась и изготавливалась в куйбышевском Филиале № 3 ОКБ-1 (ныне — ЦСКБ-Прогресс) под руководством Дмитрия Ильича Козлова и Сергея Павловича Королёва на основе ракет-носителей «Р-7А» и «Восход». С помощью ракеты-носителя «Союз» были запущены все «Союзы 7К-ОК», первые 11 космических кораблей «Союз 7К-Т», а также первые «Союз 7К-ТА» (для орбитальной станции «Салют-3»). Всего было произведено 32 запуска с 1966 года по 1976 год, из них 30 были успешными.

Для транспортной системы «Союз» при стартовом весе 307,65 тонны и доставке 7,1 тонны на НОО имеем средний весовой КПД в размере: $K_{со} = 7,1 / 307,65 = 0,0231$.

«Союз-2» — семейство трёхступенчатых ракет-носителей среднего класса, созданное на основе ракеты-носителя «Союз-У» путём глубокой модернизации. Разработку осуществил ГНПРКЦ «ЦСКБ-Прогресс» (Самара). Масса полезной нагрузки выводимой на низкую орбиту Земли — от 2 800 кг до 9 200 кг в зависимости от модификации и точки запуска. Является частью семейства ракет-носителей Р-7. Проектное название — «Русь».

Для транспортной системы «Союз-2» при стартовом весе 313 тонн и доставке 9,2 тонны на НОО средний весовой КПД в размере: $K_{ср} = 9,2 / 313 = 0,0294$.

РН «Протон» разработана в 60-е годы в связи с потребностями советской космической отрасли в носителях тяжелого класса. Как и в случае с большинством ракет — носителей космической эры, основой для нового носителя послужила межконтинентальная баллистическая ракета УР 500, наиболее часто используемой версией ракеты в данный момент является Протон-М. 7 апреля 2001 состоялся первый пуск модернизированной ракеты 8К82КМ Протон-М с цифровой системой управления и новым разгонным блоком 14С43 Бриз-М и КА «Экран-М». Это позволило заметно увеличить полезную нагрузку при выведении на геостационарные орбиты (ГСО). Существуют трёх- и четырёхступенчатый варианты носителя, ступени собраны по тандемной схеме. Самовоспламеняющаяся топливная смесь позволила упростить двигательную установку и увеличить её надёжность. В то же время компоненты топлива являются токсичными и требуют

осторожности в обращении. Совместная российско-американская фирма International Launch Services (ILS) занимается коммерческим сбытом пусковых услуг с применением ракеты в более современной версии «Протон-М».

Для транспортной системы «Протон-М» при стартовом весе 700 тонн и доставке 22 тонн на НОО средний весовой КПД в размере: $K_{\text{пм}} = 22 / 700 = 0,0314$.

Российские транспортные системы – ракеты носители третьего поколения

«Ангара» — семейство ракет-носителей модульного типа с кислородно-керосиновыми двигателями, включающее в себя носители четырёх классов — от лёгкого до тяжёлого — в диапазоне грузоподъёмностей от 1,5 («Ангара 1.1»), 25,8 («Ангара-А5») до 35 («Ангара-А7») тонн на низкой околоземной орбите (при старте с космодрома «Плесецк»). Главным разработчиком и производителем РН семейства «Ангара» является Государственный космический научно-производственный центр имени М. В. Хруничева. Различные варианты «Ангара» с различным числом универсальных ракетных модулей (УРМ) (УРМ-1 — для первой ступени, УРМ-2 — для второй и третьей) — один модуль для носителей лёгкого класса («Ангара 1.1» и 1.2), три — для носителя среднего класса («Ангара-А3») и пять — для носителя тяжёлого класса («Ангара-А5»).



Рис. 3 «Новые» 20-летние российские ракеты носители семейства «Ангара» от 1 до 5.

На программу потрачено 100 млрд руб. (2013), - а дальше – больше (Ариан 5 – 7 млрд долл.)

России был необходим ракетный комплекс, способный выводить на геостационарную орбиту полезные нагрузки с территории Российской Федерации (космодром «Плесецк», возможный вариант — космодром «Восточный»). В настоящее время ракета-носитель «Протон» запускается только с космодрома «Байконур», расположенного на территории Казахстана. Из соображений стратегической безопасности комплекс полностью спроектирован и изготовлен кооперацией российских предприятий, находящихся на территории России.

Ликвидация проблем использования тяжёлых РН с токсичным топливом. Традиционно в качестве топлива для «тяжёлых» РН (в СССР/РФ) — использовался гептил, очень токсичное вещество; в наше время данный тип топлива используется на РН Протон-М. В РН «Ангара» будет использоваться экологически чистое топливо на основе керосина; в качестве окислителя будет выступать жидкий кислород; соответственно, такая РН значительно более безопасна при

использовании. В будущем возможна сертификация применения РН «Ангары» и для пилотируемых полетов.

Модульность. Позволит упростить доставку готового изделия по железной дороге к месту старта. Модульная концепция построения позволяет создать целое семейство РН: лёгкого класса (на базе 1-го модуля первой ступени с массой полезной нагрузки на низкой околоземной орбите 1,5 т), тяжёлого (до 35 т, состоящего из 7 универсальных ракетных модулей в составе первой ступени).

Полезная нагрузка «Ангары А7» — до 35 тонн, что больше, чем у РН «Протон». Данные технические возможности «Ангары А7» позволят вывести с космодрома Плесецк на геостационарную орбиту полезную нагрузку такой же массы, как и с космодрома Байконур при помощи РН «Протон-М».

В результате создания «Ангары», ГКНПЦ им. Хруничева может занять почти весь российский рынок космических запусков, создав на основе УРМ единую замену для большинства существующих типов ракета-носитель, созданных в СССР: — «Протон» (вместо него «Ангара» А5, А7), «Зенит-2» (производится на Украине, вместо него «Ангара А3»), «Циклон-2/3» (снят с производства на Украине, вместо него «Ангара А1.2») и «Космос-3М» (вместо него «Ангара А1.1»). Без замены оставалось бы только семейство ракет-носителей типа Р-7 (Союз/Молния) и небольшие носители. Методология создания унифицированного ряда ракета-носитель стала основой докторской диссертации первого заместителя Генерального директора ГКНПЦ им. Хруничева А. А. Медведева, защищенной в 1999 году (в 2001 г. А. А. Медведев был назначен Генеральным директором ГКНПЦ имени М. В. Хруничева).

Для транспортных систем «Ангара А5» стартовым весом 790 тонн и «Ангара А7» стартовым весом 1154 тонны средний весовой КПД (отношение веса груза доставленного на НОО к полному стартовому весу) в размере:

$$Ka5 = 25,8 / 790 = 0,0326 \text{ и соответственно } Ka7 = 35 / 1154 = 0,0300 (!?)$$

Провал весового КПД на более тяжелом варианте ракеты «Ангара А7» заставляет задуматься....

Европейские транспортные системы – ракеты носители третьего поколения

«Ариан 5» (фр. Ariane 5) — европейская ракета-носитель семейства Ариан, предназначена для выведения полезной нагрузки на низкую опорную орбиту (НОО) или геопереходную орбиту (ГПО). Производится Европейским космическим агентством (ЕКА), основной подрядчик — European Astrium Space Transportation (EADS). Ракета продвигается на рынке компанией



Рис. 4 Европейские ракеты носители семейства «Ариан» 5 полеты с 1996 года и «Ариан» 6.

Арианспейс. Запуски происходят с космодрома Куру во Французской Гвиане. РН «Ариан 5» является основной ракетой-носителем ЕКА и останется таковой по крайней мере до 2023 года, когда должны начать полеты ракеты «Ариан-6». Только за период 1995—2007 гг., Арианспейс разместила заказы на 99 РН в EADS, было произведено 43 запуска, из которых 39 успешных. В работах участвовали 12 из 14 стран ESA при максимальном финансовом вкладе Франции - 46.2%. Французский Национальный центр космических исследований был назначен головным подрядчиком по проекту, В промышленности роль "архитектора" проекта досталась компании "Aerospatiale". Всего в работе над "Ариан-5" участвовали 240 компаний. "Критический смотр", окончательно утвердивший проект "Ариан-5", состоялся в феврале 1994 г. Первый пуск из Гвианского космического центра (CSG) был выполнен 4 июня 1996 г.

Разработка «Ариан 5» заняла 10 лет, стоила 7 млрд долларов США и предназначалась для замены ракеты-носителя ЕКА «Ариан-4». Использование разных вариантов контейнеров полезной нагрузки позволяет одновременный запуск двух-трёх спутников и размещение до восьми микроспутников. Ракета-носитель использовалась для снабжения Международной космической станции (МКС) с помощью автоматических грузовых кораблей.

Стартовая масса «Ариан 5» - 777 тонн, Полезная нагрузка - НОО (т): 16 (G); 21 (ES)

Сравнимые ракеты-носители: «Протон-М», «Ангара А5», «Дельта IV», «Атлас V», «Великий поход 5», GSLV Mk.III, «Фалькон 9», Н-ПВ, Циклон-4. Для транспортной системы «Ариан 5» имеем средний весовой КПД в размере: $K_{\text{ар}} = 21 / 777 = 0,0270$.

Американские транспортные системы – ракеты носители третьего поколения

«Атлас» — семейство американских ракет-носителей для запуска военных и коммерческих полезных грузов, разработанных на базе первой американской МБР «Атлас», поступившей на вооружение США в конце 1950-х годов. Первоначально проект был предложен фирмой Convair, на боевое дежурство МБР встала, когда Конвэр принадлежала General Dynamics. Сейчас права на всю серию «Атлас» принадлежат Lockheed Martin. 25 октября 1962 года в разгар Карибского кризиса ракеты SM-65 Atlas были переведены в близкую к максимальной боевую готовность DEFCON-2. МБР «Атлас» недолго находились на вооружении, так, последнее подразделение было снято с боевого дежурства в 1965 году, они были заменены на ракеты Титан-2 и Минитмен. Ни одна из ракет не была уничтожена: все они были сохранены и использовались затем для запуска спутников или межпланетных зондов. Семейство носителей имеет обширную историю запусков, в том числе пилотируемых, начавшихся с первого американского орбитального полета Джона Гленна 20 февраля 1962 года. В 1986 году, после катастрофы «Челленджера», в США в течение довольно короткого времени произошли ещё и аварии одноразовых ракет-носителей «Титан» и «Дельта», в связи с возникшим дефицитом консервации была снята ракета «Атлас», произведённая в 1965 году, и успешно запущена после 21 года хранения. Различные конфигурации РН Атлас 2 63 раза совершили полёт в период с 1991 по 2004 год. Атлас 3 была использована только в 6 запусках, между 2000 и 2005 годами. Атлас 5 находится в эксплуатации, ряд её запусков запланирован на 2011 год. Ракеты семейства использовались в разных конфигурациях, в частности, использовались различные вторые ступени и разгонные блоки, такие, как «Центавр» и «Аджена».

«Атлас V» (англ. Atlas V) — одноразовая ракета-носитель семейства РН Атлас, которая первоначально производилась компанией «Локхид», а затем альянсом «United Launch Alliance», сформированным совместно Локхидом и Боингом. Фирма «Аэроджет» разрабатывает и производит твердотопливные ускорители («ТТУ») для ракеты-носителя Атлас V. Сама ракета-носитель, производимая в Денвере (Колорадо, США), состоит из работающей на керосине («RP-1») и жидком кислороде («LOX») первой ступени, которая использует российский жидкостный ракетный двигатель РД-180, и второй ступени на базе разгонного блока «Центавр», который использует в качестве топлива жидкий водород («LH2») и LOX в качестве окислителя. Некоторые конфигурации включают различное количество собранных в пакет ускорителей: в первом случае несколько вариантов использует от одного до пяти ТТУ; во втором случае вариант с общим

названием «Хеви» (англ. Heavy, Тяжёлый) предполагает использование ещё двух, схожих с первой ступенью, универсальных ракетных модулей («УРМ»).

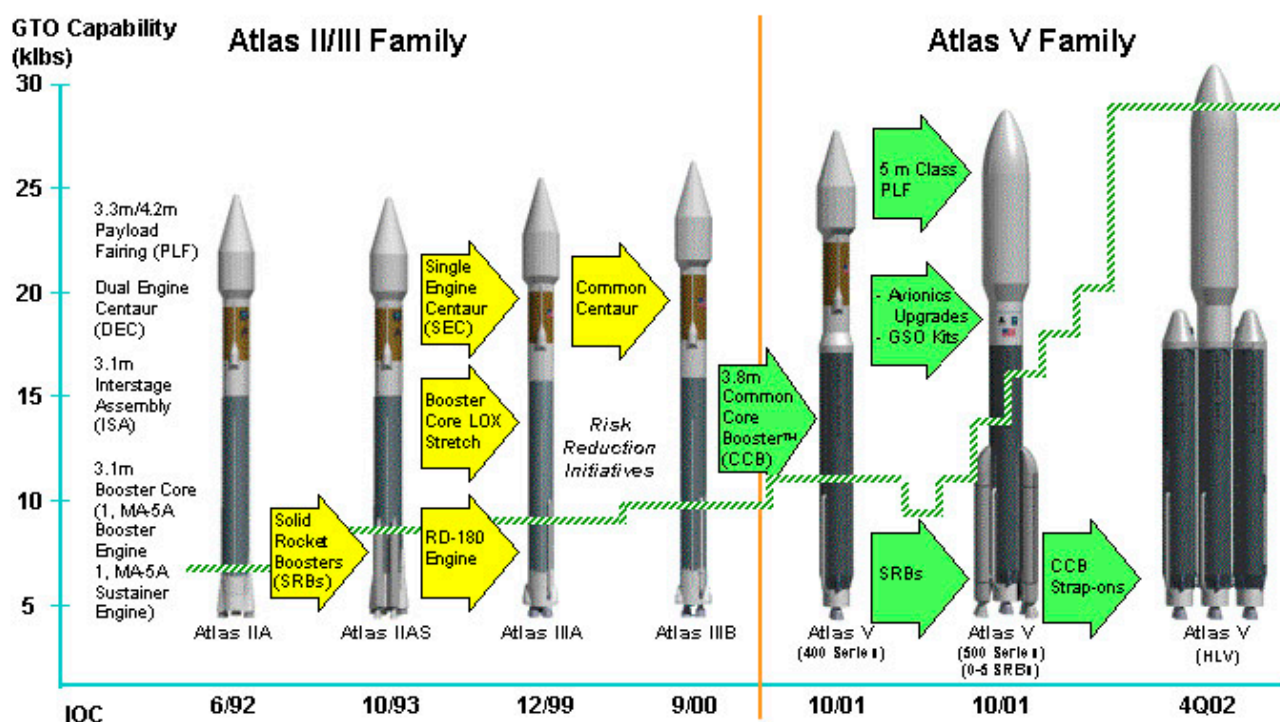


Рис. 5 Американские ракеты носители семейства «Атлас» от 2 до 5 полеты с 1991 года.

Начиная с августа 2002 года по ноябрь 2011 года было произведено 28 стартов, при которых была продемонстрирована почти 100 % надежность ракеты-носителя. В ходе полёта 15 июля 2007 года со спутником военной разведки США «L-30», произошла неисправность при функционировании второй ступени, приведшая к её более раннему отключению, в результате чего полезная нагрузка не вышла на расчетную орбиту. Тем не менее, заказчик классифицировал выполнение этого полета как удачное. После возникновения этих проблем, РН Атлас V со стартовым весом 546,7 тонн выполнила 18 успешных стартов на НОО 18,8 тонн, по состоянию на конец осени 2011 года. Сравнимые ракеты-носители: Дельта-4 - Фалькон 9 - Ариан 5 - Ангара 5 - Протон М - Циклон-4.

Для транспортной системы класса «Атлас 5» средний весовой КПД имеет размер:

$$\text{Кат} = 18,8 / 546,7 = 0,0344.$$

Китайские транспортные системы – ракеты носители третьего поколения

Китай разрабатывает ракеты-носители «Чанчжэн-5» новейшего поколения. В первый космический полёт ракеты будут запущены в ближайшее время. Сведения об этом опубликовала газета «China Daily» – в интервью с китайским академиком Юй Мэнлуном.

Китайские конструкторы в настоящее время работают одновременно над тремя типами ракет семейства Chang Zheng («Великий поход»). Ракеты должны быть дешёвыми, надёжными, экологически безопасными и иметь возможность для апгрейда. Самая мощная ракета называется «Чанчжэн-5» со стартовым весом 643 тонны. Она сможет выводить на низкие орбиты полезную нагрузку до двадцати пяти тонн, а на геосинхронные орбиты (выше 30 тыс. км) – нагрузку до четырнадцати тонн. Относительно лёгкая ракета «Чанчжэн-6» предназначена для запуска на солнечно-синхронные орбиты, расположенные на высоте 600-800 км, грузов до одной тонны. Наконец, «Чанчжэн-7» будет производиться с целью вывода на низкие орбиты аппаратов массой до тринадцати с половиной тонн, а на солнечно-синхронные орбиты – до пяти с половиной тонн.

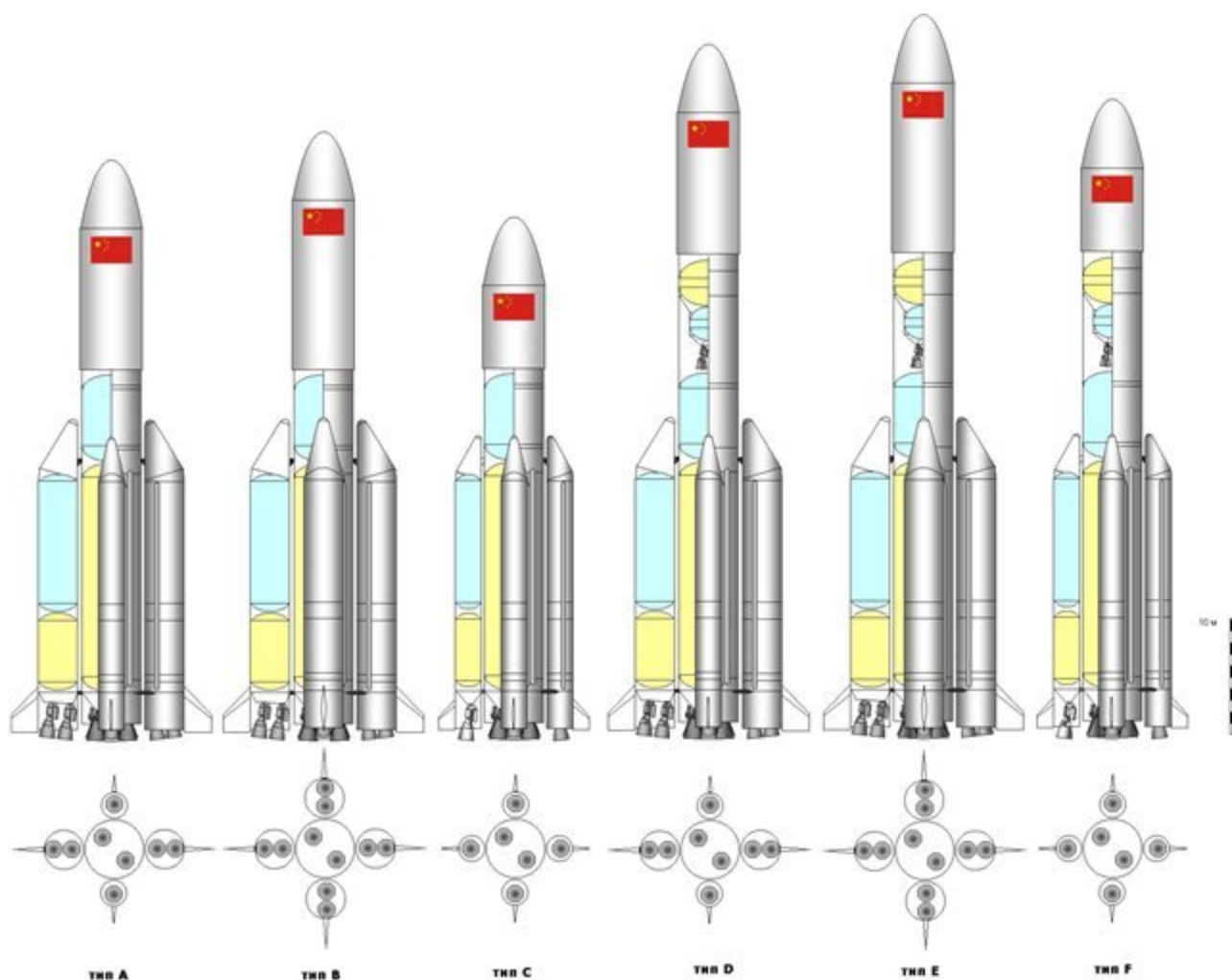


Рис. 6 Китайские ракеты носители семейства «Чанчжэн» - («Великий поход»).

Ведущим разработчиком ракеты-носителя ВП-5 является Лун Лэхао (Long Lehao). Основным назначением ВП-5 будет удовлетворение потребности КНР в выводе грузов на низкую опорную орбиту и геостационарную орбиту в следующие 20—30 лет. Проект был анонсирован в феврале 2001 года с началом развития в 2002 году, первый запуск РН предполагался в 2008 году. Однако финансирование было выделено только в 2007 году, как было сообщено разработчиками проекта в ходе выставки в Дунбэе. 30 октября 2007 года было начато строительство завода для ракеты-носителя ВП-5 в городе Тяньцзинь около порта, которую предполагается использовать при доставке крупных блоков РН к стартовым площадкам (доставка центрального блока 5-метрового диаметра возможна в Вэньчан, остров Хайнань только водным транспортом).

Для транспортной системы «Чанчжэн 5» средний весовой КПД превосходит характеристики всех современных ракетных систем в мире: $K_{чч} = 25 / 643 = 0,0388$.

Два последних гвоздя в ящик со сверхтяжелыми ракетами носителями

Сверхтяжелая ракета-носитель «Сатурн 5» использовалась американским аэрокосмическим агентством (НАСА) для программ «Аполлон» и «Скайлэб» между 1967 и 1972 годом, в эпоху пика космической гонки между США и СССР.

РН была разработана в космическом центре Маршалла (Хантсвил, штат Алабама) под руководством бывшего немецкого инженера ракетной техники Вернера фон Брауна, в качестве субподрядчиков в разработке участвовали такие промышленные гиганты, как Боинг, North American Aviation и Douglas Aircraft Company (на данный момент все они закуплены Боингом).

Конструктивно «Сатурн 5» состоял из трех ступеней расположенных по поперечной схеме (тандем), все ступени заправлялись жидким топливом, в качестве третьей ступени (блок разгона до Луны) использовалась вторая ступень РН «Сатурн 1». Первая ступень располагала пятью ЖРД двигателями F-1, работавших на керосине и жидком кислороде, данные двигатели являются мощнейшими однокамерными ЖРД в мире (самым мощным ЖРД пока является советский четырехкамерный двигатель РД 170 разработанный для программ «Зенит» и «Энергия»). По сегодняшний день РН «Сатурн 5» остается мощнейшей работавшей ракетой в истории, как в плане размеров, так и в плане стартовой массы или выводимой на околоземную орбиту полезной нагрузки весом в 115 тонн. Разработанная для американской лунной программы «Аполлон», ракета позволила нашей цивилизации впервые высадить человека на поверхность Луны. До закрытия программы осуществлено 13 безупречных пусков РН «Сатурн 5», 12 по программе «Аполлон» (3 тестовых, 9 полетов к Луне, 6 из которых увенчались посадкой на поверхность) и 1 по программе «Скайлэб».

Для транспортной ракетной системы «Сатурн 5» стартовым весом 2980 тонн средний весовой КПД (отношение веса груза доставленного на НОО 115 тонн к полному стартовому весу) $K_{сн} = 115 / 2980 = 0,0386$.



Рис. 7 Сверхтяжелые ракеты носители первого поколения «Сатурн 5» и «Гукос Н-1».

Н-1, Н1 (индекс Гукос — 11А52) — советская ракета-носитель сверхтяжёлого класса. Разрабатывалась с середины 1960-х годов в ОКБ-1 под руководством Сергея Королёва, а после его смерти — под руководством Василия Мишина.

Первоначально предназначалась для вывода на околоземную орбиту тяжёлой (75 т) орбитальной станции с перспективой обеспечения сборки тяжелого межпланетного корабля для полётов к Венере и Марсу. С принятием запоздалого решения по включению СССР в т. н. «лунную гонку», по организации полёта человека на поверхность Луны и возвращения его обратно, программа Н1 была форсирована и стала носителем для экспедиционного космического корабля ЛЗ в комплексе Н1-ЛЗ советской лунно-посадочной пилотируемой программы.

Все четыре испытательных запуска Н-1 были unsuccessful на этапе работы первой ступени. В 1974 году советская лунно-посадочная пилотируемая лунная программа была фактически закрыта до достижения целевого результата, а несколько позже — в 1976 году — также официально закрыты и работы по Н-1. Вся пилотируемая лунная программа, включая носитель Н-1, была строго засекречена и стала достоянием общественности только в 1989 году. Техническое наименование Н-1 было производным от слова «носитель». Согласно некоторым источникам, в

случае успеха и обнародования программы Н-1 должна была получить официальное название «Раска»т или «Наука-1».

Для транспортной ракетной системы «Гукос Н-1» стартовым весом 2950 тонн средний весовой КПД (отношение веса груза доставленного на НОО 118 тонн к полному стартовому весу) в размере: $K_{сн} = 118 / 2950 = 0,0399$.

Руководство РКК «Энергия» представляло в свое время приблизительную смету перспективной пилотируемой программы, реализация которой позволит России отправить космонавтов на Луну - для реализации намеченных ранее планов покорения Луны (такая перспективная задача была сформулирована еще в 2012 году) потребуется примерно треть средств, выделяемых на космическую деятельность России до 2025 года. То есть стоимость проекта — около 1 трлн рублей. Основная часть затрат - на создание ракеты-носителя сверхтяжелого класса, которая сначала сможет выводить на орбиту 70–90 т полезной нагрузки, а затем будет модернизирована до 120 т. В принципе появление такой ракеты логично, если перед российской пилотируемой космонавтикой стоит задача достичь Луны. Для этого в РКК «Энергия» уже разрабатывают новый пилотируемый транспортный корабль (ПТК), который также по планам Роскосмоса после 2020 года заменит ныне летающие к МКС «Союзы». По данным РКК «Энергия», бюджет создания комплекса ПТК (кроме самого корабля он включает ракетный блок аварийного спасения, сборочно-защитный блок и целый комплекс наземных средств) составляет 160 млрд рублей в ценах 2012 года.

С точки зрения создания носителя сверхтяжелого класса сумма выглядит объяснимой, но в истории человечества необходимость в создании ракеты таких параметров возникла только один раз в 1961 году. Тогда Кеннеди был политически мотивирован превзойти Советский Союз в космосе, достигнув Луны, - таково экспертное мнение директора по науке космического кластера «Сколково» Дмитрия Пайсона.

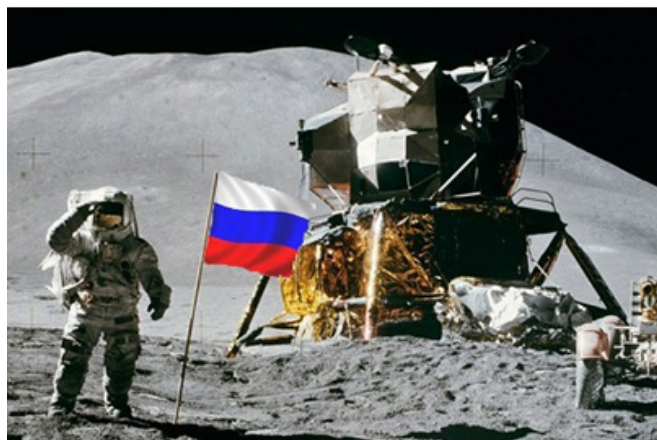


Рис.8 Супер-амбициозный лунный проект «Роскосмоса» к Луне и лежащий на боку «Протон-М»

С тех пор ни у кого в здравом рассудке не возникало потребности делать такую большую ракету. Появление американских шаттлов было обусловлено сложным комплексом предпосылок и лоббирования, система «Энергия-Буран» создавалась скорее с перепугу - реальных задач под нее не было, таких задач нет и сейчас, и насколько всё это реализуемо в нынешних экономических условиях снятия с «нефтяной иглы». Одноразовый полет к Луне за триллион народных денег чтобы без штанов поменять американский флаг на российский триколор рядом со старым лунным артефактом – это по-русски роскошно, - и при этом терять обычные ракеты на старте...

В 2011 году крупнейший в России производитель ракет - «ГКНПЦ имени Хруничева» представил свои подсчеты колонизации Солнечной системы. Создание орбитальных станций вокруг Луны и Марса с последующим строительством постоянно обитаемых баз на самих планетах к 2040–2050 годам было оценено в 4,8 трлн рублей. На сегодняшний день подобные амбициозные планы выглядят чистой космической фантастикой.

Транспортные космические системы «Space Shuttle» и «Энергия Буран»

Спейс Шаттл или просто Шаттл (англ. Space Shuttle — «космический челнок») — американский многоразовый транспортный космический корабль. Шаттлы использовались в рамках осуществляемой НАСА государственной программы «Космическая транспортная система» (англ. Space Transportation System, STS). Подразумевалось, что шаттлы будут «снова, как челноки» между околоземной орбитой и Землёй, доставляя полезные грузы в обоих направлениях. Программа по созданию шаттлов разрабатывалась компанией North American Rockwell по поручению НАСА с 1971 года. При создании системы использовался ряд технических решений для лунных модулей программы «Аполлон» 1960-х годов: эксперименты с твердотопливными ускорителями, системами их отделения и получения топлива из внешнего бака. Всего было

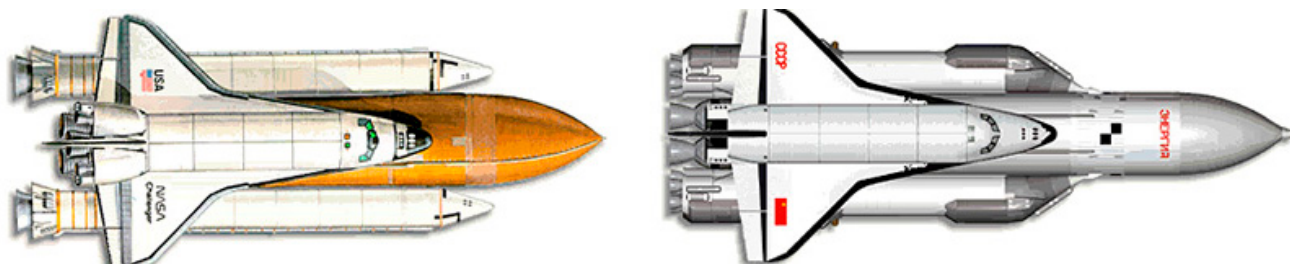


Рис. 9 Транспортные системы первого поколения «Space Shuttle» и «Энергия Буран».

построено пять шаттлов (два из них погибли в катастрофах) и один прототип. Полеты в космос осуществлялись с 12 апреля 1981 года по 21 июля 2011 года. В 1985 году НАСА планировало, что к 1990 году будет совершаться по 24 старта в год, и каждый из кораблей совершит до 100 полётов в космос. На практике же они использовались меньше — за 30 лет эксплуатации было произведено 135 пусков, больше всего полётов (39) совершил шаттл «Дискавери».

Многоразовая транспортная космическая система (МТКС) "Спейс Шаттл" состоит из двух спасаемых твердотопливных ускорителей, являющихся фактически I ступенью, и орбитального корабля с тремя маршевыми кислородно-водородными двигателями и подвесным топливным отсеком, образующими II ступень, при этом топливный отсек является единственным одноразовым элементом всей системы. Предусматривается двадцатикратное использование твердотопливных ускорителей, стократное - орбитального корабля, а кислородно-водородные двигатели рассчитываются на 55 полетов. При проектировании предполагалось, что такая МТКС при стартовой массе 1995-2050 т сможет выводить на орбиту с наклонением 28.5 град. полезный груз массой 29.5 т на солнечно-синхронную орбиту - 14.5 т и возвращать на Землю с орбиты полезный груз массой 14.5 т. Предполагалось также, что количество запусков МТКС может быть доведено до 55-60 в год. В первом полете стартовая масса МТКС "Спейс Шаттл" составляла 2022 т, масса пилотируемого орбитального корабля при выведении на орбиту - 94.8 т, при посадке - 89.1 т. Разработка такой системы - весьма сложная и трудоемкая проблема, о чем говорит тот факт, что на сегодня оказались не выполненными заложенные в начале разработки показатели по общим затратам на создание системы, стоимости ее запуска и сроки создания. Так, стоимость возросла с 5,2 млрд. дол. (в ценах 1971 г.) до 10,1 млрд. дол. (в ценах 1982 г.), стоимость пуска - с 10,5 млн. дол. до 240 млн. дол. Не удалось выдержать срок и намечавшегося на 1979 г. первого экспериментального полета. Орбитальная ступень обшита несколькими видами теплозащитных покрытий (в виде 35 тысяч отдельных плиток на основе кремния и кадмия), предохраняющих ее от чрезмерного нагрева и разрушения при прохождении атмосферы Земли при запуске, а также сходе с орбиты и посадке.

"Буран" - советский крылатый орбитальный корабль многоразового использования. Предназначен для выведения на орбиту вокруг Земли различных космических объектов и их обслуживания; доставки модулей и персонала для сборки на орбите крупногабаритных

сооружений и межпланетных комплексов; возврата на Землю неисправных или выработавших свой ресурс спутников; освоения оборудования и технологий космического производства и доставки продукции на Землю; выполнения других грузопассажирских перевозок по маршруту Земля-космос-Земля, решения ряда оборонных задач.



Рис. 10 Многоразовые воздушно-космические орбитальные корабли «Shuttle» и «Буран».

После старта универсальной ракетно-космической транспортной системы "Энергия" с кораблем "Буран" орбитальный корабль вышел на расчетную орбиту, совершил двух-витковый полет вокруг Земли и приземлился в автоматическом режиме на посадочной полосе космодрома Байконур. Успешное выполнение полета и высокоточная посадка в условиях штормового предупреждения метеорологов позволяет сделать вывод, что в целом предполетные аэродинамические характеристики ОК, полученные в результате выполнения обширной программы комплексных расчетно-теоретических и экспериментальных исследований, следует считать достаточно достоверными. Ракета-носитель «Энергия» предназначена для выведения космических аппаратов на низкие, а с использованием разгонных блоков на средние, высокие эллиптические и круговые орбиты. Ракета-носитель «Энергия» при стартовой массе - 2400 т обеспечивает выведение космических аппаратов массой - 100 т на низкие орбиты искусственного спутника Земли, - 18 т на геостационарную орбиту, 32 т к Луне и - 28 т к Венере и Марсу. Ракета-носитель «Энергия» состоит из четырех кислородно-керосиновых боковых ракетных блоков первой ступени, кислородно-водородного центрального ракетного блока второй ступени и стартово-стыковочного блока.

Для транспортных систем «Space Shuttle» и «Энергия Буран» имеем средний весовой КПД (отношение веса груза доставленного на НОО к полному стартовому весу) в размере:

$K_{ss} = 94,8 / 2022 = 0,0469$ и соответственно $K_{эб} = 100 / 2400 = 0,0416$

Термические нагрузки при полетах с гиперзвуковыми (космическими) скоростями

Но важнейшей при полетах с гиперзвуковыми (космическими) скоростями является проблема тепловой защиты наружной поверхности летательного аппарата, напрямую связанная с безопасностью экипажа и сохранности полезной нагрузки. Для примера нос фюзеляжа «Space Shuttle» (соответственно и российской транспортной системы «Энергия Буран», скопированной с американского образца) и передние кромки крыльев, нагревающиеся до 1755°K, защищают теплозащитой RCC ("углерод-углерод"), представляющей собой многослойную конструкцию из углеродной ткани, пропитанной фенольной смолой.

Участки, нагревающиеся до 820-1500°K, защищают теплозащитой HRSJ на основе кварцевого волокна, которая изготавливается в основном в виде квадратных плиток (общее количество 2000 шт.) размером 15.2x15.2 см при толщине от 19 до 63.6 мм в зависимости от нагрева участка. Участки, нагревающиеся до 680-820°K, защищают теплозащитой LRSJ на основе кварцевого волокна, также изготавливаемой в виде квадратных плиток (общее количество 7000 шт.) размером 20.3x20.3 см при толщине 5.1-25.4 мм в зависимости от нагрева участка. Теплозащита LRSJ почти аналогична теплозащите HRSJ и отличается от нее только покрытием и пигментом, которые обеспечивают ей низкий коэффициент поглощения и высокий коэффициент

излучения солнечной радиации. Плитки теплозащиты HRSJ и LRSJ на внешней поверхности имеют покрытие из боросиликатного стекла, обеспечивающее непроницаемость для влаги и требуемые оптические свойства, приклеиваются к изолирующей войлочной подложке из волокна "тонех", которая компенсирует неравномерную деформацию обшивки и теплозащиты, а вместе с подложкой - к обшивке шаттла.

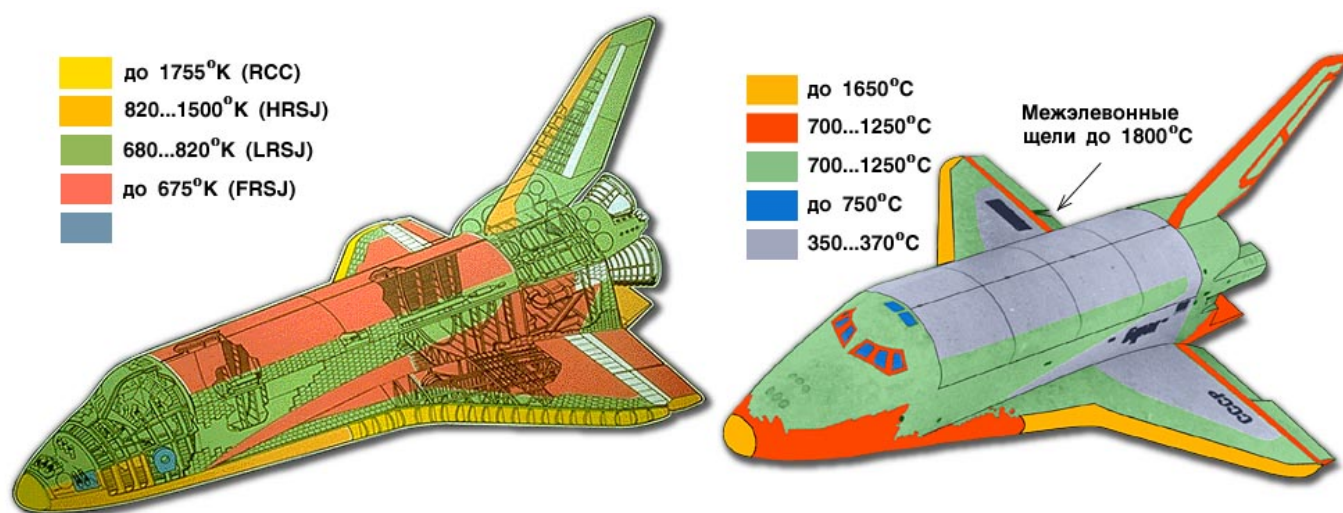


Рис. 11 Аэродинамический нагрев воздушно-космических кораблей «Shuttle» и «Буран».

Участки, нагревающиеся до 645°K при входе в атмосферу и до 672°K на участке выведения, защищены теплозащитой FRSJ, представляющей собой войлок толщиной 4.1-10.2 мм с нанесенной белой силиконовой резиной.

Теплозащиты RCC, HRSJ, LRSJ и FRSJ занимают 3.5% (38 кв.м), 43.2% (475 кв.м), 25.6% (281 кв.м) и 27.7% (304 кв.м) общей площади защищаемой поверхности, а их массовые доли равны 21.5%, 59.7%, 13.2% и 5.6% соответственно, при общей массе теплозащиты 7.164 т.

Потенциально разрушение любой из тысяч керамических плиток ведет к неизбежной аварии и такого рода разрушения могут привести к повторению катастрофы, которая случилась со «Space Shuttle» Columbia. При этом необходимо учитывать фактор размерности – и чем больше такой гиперзвуковой летательный аппарат – тем большее количество керамической плитки будет покрывать его поверхность и вместе с тем больше вероятность повреждения этой защиты.

Для транспортных систем с ракетами-носителями и авиационно-космическими системами первого поколения, средний весовой КПД (отношение веса груза доставленного на НОО к полному стартовому весу) имеет следующую размерность:

$$K_{рн} = 0,0165 - 0,0388 \text{ и } K_{ак} = 0,0416 - 0,0469$$

Совершенно ясно что даже авиационно космические системы первого поколения значительно эффективнее чисто ракетных систем выведения на космическую орбиту по весовому КПД, однако также велика удельная стоимость вывода.

Основным преимуществом российской космонавтики была более низкая, чем у конкурентов, стоимость вывода на орбиту полезной нагрузки, но на сегодняшний день все меняется.

В середине 2014 года было опубликовано исследование РБК, согласно которому средневзвешенная по количеству запусков последних пяти лет рыночная стоимость доставки максимальной полезной нагрузки на низкую опорную орбиту (НОО) с помощью российских ракет составила \$6,3-8,9 тыс./кг. У США этот показатель — \$12,5-18,8 тыс./кг, у Европы — \$11,0-13,6 тыс./кг. У Китая стоимость доставки грузов на НОО приближается к российскому уровню и составляет \$8,1-10,8 тыс./кг. Рыночная стоимость доставки грузов на геопереходную орбиту (ГПО) уже меньше различается по странам и составляет примерно \$21-27 тыс./кг у России и \$21-32 тыс./кг у США.

Одним из конкурентов российских ракет сейчас является американская ракета Falcon 9. Минимальная стоимость доставки 1 кг груза на низкую опорную орбиту для ракет Falcon 9

составляет около \$4,3 тыс (Стоимость запуска ракеты «Протон» составляет \$80-100 млн, ракета может вывести на низкую опорную орбиту 23 тонны груза \$3,4-4,4 тыс. за 1 кг).

Наш космический китайский брат практически рядом вместе с железной дисциплиной исполнения процедуры запусков не говоря уже о тотальном контроле за изготовлением ракет-носителей.

При этом очевидно, что чисто ракетные системы практически исчерпали потенциал к развитию, прирост весовой эффективности, весового КПД выражается в тысячных долях процента (!!!), дальнейший прогресс достигается через гигантские финансовые затраты – для примера на программу «Ангара» потрачено 100 млрд руб. (на 2013г.), на «сверхтяжелые» ракетные монстры потребуется не менее 47,25 миллиардов долларов (!!!) . Обслуживание ракет носителей сверхтяжелого класса сравнимо с обслуживанием небоскреба. То есть здесь имеется принципиальное технологическое препятствие к наращиванию присутствия человека в космическом пространстве, начиная с орбиты Земли и далее в космос. Кроме того и стоимость ракет-носителей и их обслуживание достаточно высоки для существующих систем.

Миниатюризация космических спутников и новые ракеты носители

Необходимо обратить внимание на последние мировые «тренды» космической моды, и на направления развития собственно ракет носителей – яркий пример – это новая ракета Ариан-6 (выше на Рис.3) – от Еврокосмоса, предназначенная для выведения малых полезных нагрузок.

Если в российской «Федеральной космической программы России на 2016-2025 годы (ФКП-2025)» - заложена как прогрессивная разработка всего лишь микро- и наноспутников, к примеру ОАО «Российские космические системы» - микроспутники – вес 10 – 100 кг, вес наноспутников 1 – 10 кг. Но мировой «тренд» в направлении миниатюризации уже ушел далеко вперед – это пикоспутники весом всего 0,1 - 1 кг -- Стэнфордский университет (проект OPAL,- пикоспутники StenSat массой 0,2 кг(!), QuakeSat, CubeSat) и даже фемтоспутники весом до 100 г: персональный фемтоспутник Sprite (2,5x2,5 см, 0,05 кг) разработки Корнельского университета.

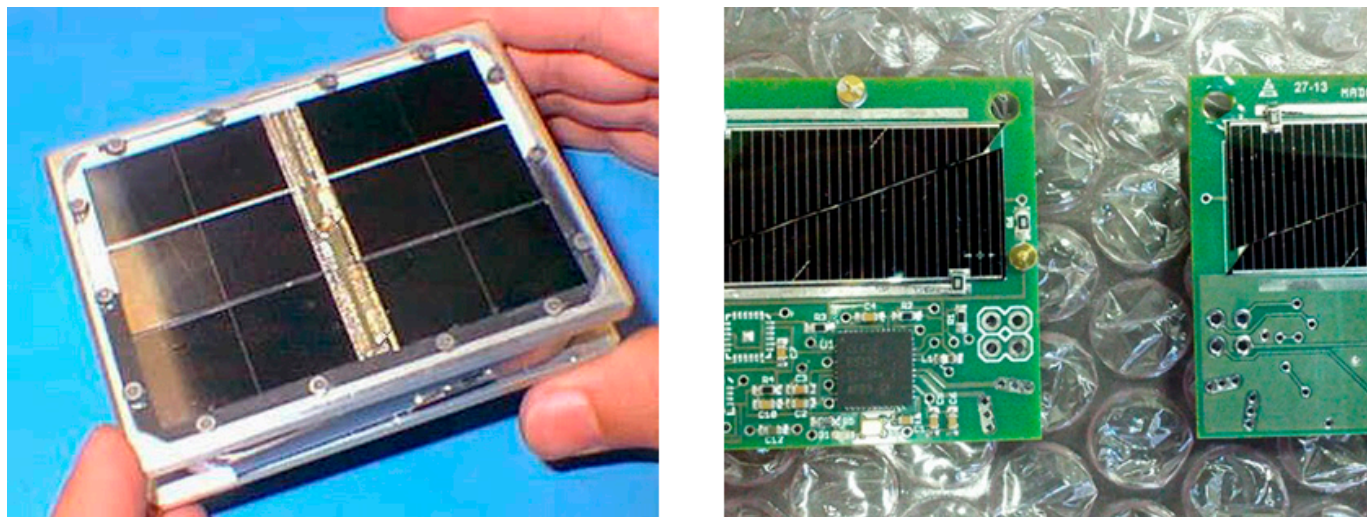


Рис.12 Перспективные изделия пикоспутник StenSat и фемтоспутники нового поколения

В соответствии с наметившейся тенденцией миниатюризации спутников естественно потребность в крупных, а тем более сверхтяжелых ракетах-носителях отпадает, поскольку теперь вывести на орбиту предстоит полезную нагрузку, измеряемую считанными килограммами, и главное определяющее обстоятельство теперь – это количество запусков и их стоимость, то есть одноразовые тяжелые (а тем более сверхтяжелые и сверхдорогие) ракеты, которые стартуют только несколько раз в год также обречены на бездействие.

Для сравнения, чтобы остудить мозги тех, кто хочет иметь сверхтяжелые ракеты, - пример - «лунная» сверхтяжелая РН «Сатурн-5» – 11273\$/кг, цена одного запуска: 1,19 млрд \$!

С 1964 года по 1973-й из федерального бюджета США всего было выделено на программу «Сатурн-5» - 6,5 миллиарда долларов. Максимум пришелся на 1966 год — 1,2 миллиарда. С учетом инфляции на программу «Сатурн-5» было за тот период потрачено 47,25 миллиардов долларов в ценах 2014 года. Приблизительная средняя стоимость одного запуска «Сатурн-5» составляла 1,19 миллиарда долларов в ценах 2014 года.

Альтернативные способы запуска на орбиту коммерческих грузов и экипажей

Предлагаемые альтернативные способы вывода коммерческих грузов и экипажей на орбиту, которые в принципе можно реализовать уже сегодня на базе отработанных авиационно-космических технологий, также не отличаются высоким весовым коэффициентом полезного действия (КПД) при высокой стоимости запуска.

В соответствии с пятилетним Тематическим планом ВВС по орбитальным и гиперзвуковым самолетам практические работы по крылатой космонавтике в нашей стране в 1965 г. были поручены ОКБ-155 А.И.Микояна, где их возглавил 55-летний Главный конструктор ОКБ Глеб Евгеньевич Лозино-Лозинский. Тема по созданию двухступенчатого воздушно-орбитального самолета (в современной терминологии - авиационно-космическая система - АКС) получила индекс "Спираль" для первого этапа разработок.

В 1966 году ОКБ-155 А.И. Микояна начинает работу по созданию авиационно-космической системы "Спираль". Система "Спираль" состояла из 52-тонного гиперзвукового самолета-разгонщика (ГСР), получившего индекс "50-50", и расположенного на нем пилотируемого орбитального самолета (индекс "50") с 54-тонным двухступенчатым ракетным ускорителем. Разгонщик достигал гиперзвуковой скорости 1800 м/с, а после разделения ступеней на высоте 28-30 км возвращался на аэродром. Орбитальный самолет с помощью ракетного ускорителя, работающего на жидком топливе, выходил на рабочую орбиту. Проект был свернут в начале 1970-х. Космический беспилотный аппарат БОР-4 (в рамках проекта "Буран") представлял собой вдвое уменьшенную копию орбитального самолета "Спираль". На нем в 1980-х отработывалась теплозащита и другие технические решения для "Бурана".

В соответствии с требованиями заказчика конструкторы взялись за разработку многоразового двухступенчатого ВКС, состоящего из гиперзвукового самолета разгонщика (ГСР) и военного орбитального самолета (ОС) весом 6800 кГ с ракетным ускорителем. Старт системы полным с весом 130000 кГ предусматривался горизонтальный, с использованием разгонной тележки, отрыв происходил на скорости 380-400 км/ч. После набора с помощью двигателей ГСР необходимых



Рис. 13 Многоразовая авиационно-космическая система «Спираль» первого поколения.

скорости и высоты произойдет отделение ОС и дальнейший разгон произойдет с помощью ракетных двигателей двухступенчатого ускорителя. Ввиду верхней компоновки запускаемых

орбитальных самолетов (из зоны турбулентности за крылом и скачков уплотнения) данная схема практически неработоспособна и опасна в реальной эксплуатации, и здесь не используется весь потенциал от подъемной силы крыла на всех этапах, система не является полностью многоразовой.

Для транспортной системы «Спираль» имеем средний весовой КПД в размере:
 $K_{сп} = 6,8 / 130 = 0,0523$.

Аналогична по верхней компоновке и многоразовая двухступенчатая авиационно космическая система (АКС) – МиГ АКС второго этапа, и те же принципиальные минусы конструкции, компоновки и включая гиперзвуковые режимы самолета разгонщика.



Рис .14 Авиационная система запуска типа «МАКС» и самолет SR-71 с дроном

Используемая для установки и запуска верхняя компоновка дополнительных блоков (дронов - drone) весьма неудачна с точки зрения отрыва от транспортного самолета во время полета на максимальных режимах. Здесь над верхней поверхностью крыла и фюзеляжа развивается обширная зона турбулентности, и дополнительно на сверхзвуковых режимах концентрируются скачки уплотнения, что в подобных обстоятельствах привело к разрушению и гибели самолета SR-71 при сходе с него экспериментального дрона типа D-21, который предполагалось сделать затем прототипом будущих систем для наземного аэродромного старта.

Поэтому такие системы (и украинская система «МАКС») - похоже тоже не полетят никогда. Причем система запуска типа «МАКС» нуждается в строительстве дополнительной платформы и ступеней с манипуляторами для погрузки и обслуживания водружаемых сверху дополнительных блоков из ракетных ступеней, что усложняет обслуживание и увеличивает стоимость пусков.



Рис. 15 Дополнительные платформы и стапели типа «МАКС» для погрузки на самолет

Агентство ДАРПА (Defense Advanced Research Projects Agency (DARPA) инициировало экспериментальную программу РАСКАЛ (Rapid Access Small Cargo Affordable Launch (RASCAL) rascal - англ. – «негодяй», - для исследования способа недорогого вывода на орбиту небольших

полезных нагрузок. Этот проект имеет те же минусы – из-за неудачной верхней компоновки, однако в нем впервые была исследована система МПРСС обеспечивающая работу современных авиационных двигателей ТРДДФ при повышенных скоростях и высотах полета.

Когда в начале 70-х годов всем стало ясно, что создание в США МТКС «Спейс-Шаттл» - это реальность, а не очередной миф, во что очень хотелось верить руководству страны, так как все понимали, какими затратами это ляжет на экономику всей страны, Миновиапром в числе многих других предприятий стал все больше привлекать ЭМЗ Мясищева к работам по космической тематике. Результатом этих работ явился проект одноступенчатого воздушно-космического самолета М-19 с горизонтальным взлетом и посадкой, с ядерной двигательной установкой, размерность которого должна была обеспечить выведение такого же полезного груза (30 т), какой был заявлен для американской МТКС «Спейс Шаттл». Учитывая высокий риск и сложность создания подобной системы программа создания МТКС М-19 носила поэтапный характер.

Для ускорения сроков создания многоразовой космической системы в СССР на первом этапе прототип ВКС мог бы использоваться в качестве гиперзвукового бомбардировщика со скоростями полета $M \sim 6,0$ на высотах до $H \sim 30$ км и с дальностью полета порядка 10000 км. или в качестве самолета разгонщика, способного выводить на опорную орбиту орбитальную ступень весом 40 т.



Рис .16 Одноступенчатая авиационно космическая система вывода М-19 и программа РАСКАЛ

По уровню современных технологий одноступенчатые системы в настоящее время нереальны вследствие чрезмерной массы конструкции при малом относительном весе полезной нагрузки выводимой в космос, и при этом - огромной внешней поверхности, подверженной воздействию высоких температур. Сегодня нет реальной и практической возможности выполнить эффективную защиту и охлаждение огромной внешней поверхности.

В ответ на разработку в США транс-атмосферного бомбардировщика «Икс-30» («Х-30», «NASP») вышли постановления Правительства СССР от 27 января и 19 июля 1986 года о создании советского эквивалента. 1 сентября 1986 года Министерство обороны выпустило техническое задание на одноступенчатый многоразовый воздушно-космический самолет (МВКС). МВКС должен был обеспечить эффективную и экономичную доставку грузов военного назначения на околоземную орбиту. На конкурс были представлены проекты ОКБ Туполева («Ту-2000»), ОКБ Яковлева («МВКС») и НПО «Энергия» («ВКС»).

Одним из последних стал проект, получивший обозначение самолет «Ту-2000», с комбинированной силовой установкой, построенной на комбинации двигателей принципиально различного типа: ТРД + ПВРД + ЖРД (на тепловыделяющих элементах с использованием ядерной силовой установки). «Ту-2000Б» проектировался как двухместный бомбардировщик с дальностью 10 000 километров и взлетным весом 350 тонн. Шесть двигателей с питанием на жидком водороде должны были обеспечить скорость в 6 Махов на высоте 30 километров.

Экспериментальный «ВКС» второго этапа должен иметь взлетную массу до 210–280 тонн. Подобный аппарат сможет доставлять на околоземную орбиту 200–400 километров полезный груз от 6 до 10 тонн. По компоновке он будет повторять экспериментальный «Ту-2000А», но на нем планируется устанавливать более мощный ШПВРД, число ТРД увеличить до шести.

Для транспортной системы «Ту-2000» имеем средний весовой КПД в размере:
 $K_{ту} = 10 / 240 = 0,0416$.



Рис .17 Одноступенчатые авиационно космические системы запуска Ту-2000 (и аналог МиГ-2000)

Те же самые большие грабли в виде низкой энергетической эффективности (подмененной ядерной силовой установкой – потенциальный Чернобыль при любой аварии) и гигантской внешней поверхности покрытой теплозащитными пластинами как «Space Shuttle» («Буран»).

По утверждению специалистов КБ Туполева, на сегодняшнем этапе весь объем научно-исследовательских и конструкторских работ по проекту можно выполнить за 13–15 лет с начала необходимого финансирования. Стоимость постройки одного «Ту-2000» (при затратах на опытно-конструкторские работы в 5,29 миллиарда долл.) составит около 480 миллионов долл. Предполагаемая цена запуска 13,6 миллиона долл. (при периодичности - 20 пусков в год).

Уровень тепловых нагрузок в критической точке при возвращении одноступенчатой системы с орбиты будет в 2 - 3 раза больше, чем у аппарата Space Shuttle. Второй крупнейший комплекс проблем связан с созданием силовой установки одноступенчатого аппарата. Ни один из современных воздушно-реактивных двигателей (ВРД) даже в принципе не способен работать во всем диапазоне скоростей от взлетной до орбитальной (числа Маха полета от 0 до 25). И при этом для одноступенчатой системы мал удельный вес полезной нагрузки и чрезвычайно высокая удельная стоимость вывода 1кг полезного груза на околоземную орбиту.

В США началось строительство гигантского космолета, который сможет осуществлять запуск ракет и доставлять грузы на Международную космическую станцию. Специалисты утверждают, что с появлением такого летательного аппарата начнется новая эра в покорении космоса. Система «Стратоланч» («Stratolaunch») с нижней подвеской дополнительных блоков из ракетных ступеней наиболее оптимальна - как в отношении простоты в обслуживании, так и в отношении безопасного отрыва от носителя, поэтому система будет запущена в эксплуатацию. Целью проекта Stratolaunch стало создание системы воздушного запуска ракет и строительство гигантского космолета. В 2004 году Пол Аллен уже участвовал в проекте по изготовлению подобного аппарата, тогда в команде с американским аэрокосмическим конструктором Бертом Рутаном был построен частный космический аппарат SpaceShipOne - продукт компании Virgin Galactic для туристических полетов в космос.

В 2010 году был осуществлен пробный полет следующей версии корабля SpaceShipTwo. Космический корабль Ричарда Брэнсона под названием Virgin Galactic SpaceShipTwo успешно завершил свой первый полёт с экипажем на борту. Он взлетел над пустыней Мохаве в Калифорнии

в июле этого года. На сегодняшний день компания получила более 300 заказов и около \$45 000 000 в депозит. Компания просит \$200 000 за один билет для совершения 2,5-часового полёта. И теперь в планах Алена и Рутана – создание более совершенной и многофункциональной многоразовой системы космического запуска Stratolaunch.



Рис.18 Американский SpaceShipTwo - продукт компании Virgin Galactic версии корабля SpaceShipOne

13 декабря 2012 года на конференции в Сиэтле было объявлено о начале строительства этого уникального транспортного средства. На первом этапе космолет Stratolaunch будет использоваться для доставки на орбиту государственных и коммерческих грузов, а после полноценной проверки надежности всех систем - в качестве транспортного средства в космическом туризме.



Рис.19 Американский воздушно космический старт - «Стратоланч» от компании Stratolaunch Systems

Новый летательный аппарат позволит в значительной мере снизить стоимость космических запусков и сократить расходы на подготовку орбитальных полетов. Автор идеи планирует изменить технологию запуска на орбиту ракетополетов. В будущем вместо дорогостоящей стартовой площадки, построенной на базе наземного космодрома, будет использоваться гигантский пилотируемый самолет. За счет уменьшения гравитационных потерь повысится грузоподъемность ракеты-носителя. Современная система запусков построена таким В случае использования «Стратоланч» очевидным источником экономии станет снижение затрат на дополнительный объем топлива и на трудоемкую организацию стартового комплекса.

образом, что большая часть средств уходит на поднятие ракетносителя от земной поверхности.



Рис.20 Запуск с помощью самолета-разгонщика «Стратоланч» разных полезных нагрузок.

Строительство космолета ведется специалистами американской авиастроительной компании Берта Рутана Scaled Composites в ангаре космодрома Air and Space Port на территории калифорнийской пустыни Мохаве. Система соединения ракеты и самолета в единое целое будет разрабатываться специалистами компании Dynetics. Тестовый запуск аппарата Stratolaunch должен был состояться в 2015 году, а первый коммерческий полет был запланирован на 2016 год. Введенный в эксплуатацию космолет Stratolaunch будет базироваться на крупнейшем космодроме Космического центра НАСА им. Кеннеди в американском штате Флорида.

Однако подобная система запуска имеет малую относительную массу поднимаемого в воздух груза - не более 0.33 от полной стартовой массы, скорость полета самолета меньше скорости звука (1М – Мах – скорость звука), высоту полета самолета около 8-9 километров, и поэтому имеет довольно низкую весовую эффективность. Однако средняя удельная стоимость

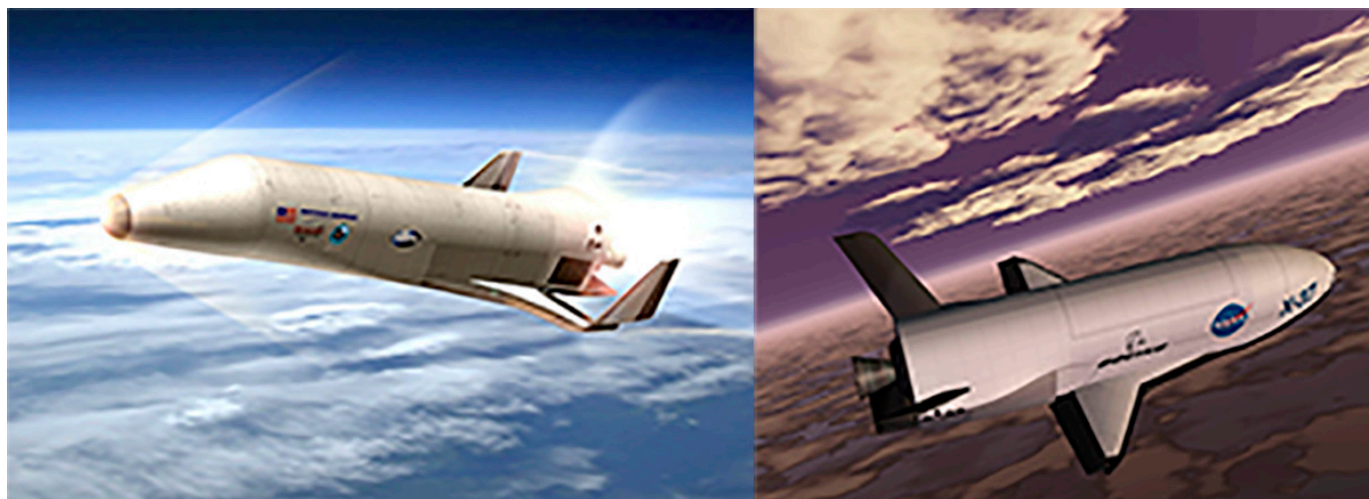


Рис.21 Примочки для «Стратоланч»: Вторая ступень самолет-разгонщик XS-1 и третья ступень X-37В.

вывода на низкую околоземную орбиту 1 кг полезного груза будет в диапазоне 1000-2000\$/кг. Система «Стратоланч» с нижней подвеской дополнительных блоков из ракетных ступеней пока наиболее оптимальна - как в отношении простоты в обслуживании, так и в отношении безопасного отрыва от носителя. Под самым носом у супер профессионалов из Роскосмоса практически создана отличная космическая транспортная система, и система скоро будет запущена в эксплуатацию. В качестве второй разгонной ступени наиболее вероятно будет использоваться новый гиперзвуковой американский аппарат XS-1, а в качестве третьей космической ступени имеется несколько претендентов от различных компаний. В качестве основного выступает хорошо проверенный на практике космолан X-37B,С и другие его модификации, ну а для доставки в космос астронавтов имеется множество оригинальных проектов, рассматриваемых далее.

На пятки Роскосмосу и НАСА наступает индийский ракетоплан Avatar. Ракетоплан является двухступенчатым многоразовым космоланом, способным к горизонтальному взлету и посадке, который разрабатывается министерством обороны Индии совместно с Индийской организацией космических исследований и другими научно-исследовательскими институтами; он



Рис.22 Индийский ракетоплан Avatar - это многоразовая копия американского космолана X-37B

может быть использован для более дешевых запусков военных и гражданских спутников. Ожидается, что он будет способен доставлять полезный груз массой до 1000 кг на низкую околоземную орбиту. Это будет самый дешевый способ доставки материалов в космос, около US \$ 67/kg. Каждый новый ракетоплан, как ожидается, выдержит не менее 100 запусков. Концепция заключается в разработке аппарата, который сможет взлетать с обычного аэродрома, собирать воздух по пути, выделять из него кислород и хранить его на борту в качестве топлива. Avatar RLV впервые было анонсирован в мае 1998 года на "Аэро Индия 98" в Бангалоре. Предполагается, что он будет размером с истребитель МиГ-25 и сможет доставить от 500 кг до 1000 кг полезной нагрузки на низкую околоземную орбиту с очень небольшими затратами. Avatar будет весить всего 25 тонн, в которой 60 процентов массы будет составлять водородное топливо. Кислород, необходимый транспортному средству, собирается из атмосферы, тем самым уменьшая необходимость хранить кислород во время запуска. Далее он сможет подняться на 100-километровую орбиту и запустить спутник весом до одной тонны.

Новые перспективные космические корабли для ближнего космоса

Boeing X-37 — экспериментальный орбитальный самолёт, созданный для испытания будущих технологий запуска на орбиту и спуска в атмосферу. Этот беспилотный космический корабль многоразового использования является увеличенной на 20 % производной от X-40. Космолёт предназначен для функционирования на высотах от 200—750 км, способен быстро

менять орбиты, маневрировать, может выполнять разведывательные задачи, доставлять небольшие грузы в космос (также и возвращать). Программа создания X-37 была начата в 1999 году NASA совместно с Boeing. В ноябре 2002 с Boeing был заключен новый контракт на \$301 миллион. Он предусматривал создание 2 экспериментальных аппаратов — X-37A для атмосферных испытаний и X-37B для орбитального полёта. В июле 2003 провёл наземные испытания X-37A (Approach and Landing Test Vehicle, ALTV), предназначенного для отработки маневрирования и захода на посадку. После ряда задержек 13 сентября 2004 года разработка X-37 была передана из НАСА в Агентство по перспективным оборонным научно-исследовательским разработкам США (DARPA). Первый тестовый полёт X-37A — испытание путём сбрасывания, был совершён 7 апреля 2006 года, при посадке аппарат выкатился за пределы ВПП и повредил носовую стойку шасси. Ещё два свободных полёта путем сбрасывания были совершены 18 августа и 26 сентября 2006. 17 ноября 2006 года BBC США объявили, что они будут продолжать развивать орбитальный проект X-37B Orbital Test Vehicle (OTV).



Рис.23 Перспективный космолан Boeing – новый проект X-37B Orbital Test Vehicle (OTV).

Цели, для которых BBC США собирается использовать орбитальный самолёт, не разглашаются. Согласно официальной версии основной его функцией станет доставка на орбиту грузов. По другим версиям X-37 будет применяться в разведывательных целях. По мнению экспертов вышеупомянутые предположения несостоятельны ввиду экономической нецелесообразности, а наиболее правдоподобным предназначением этого аппарата является обкатка технологий для будущего космического перехватчика, позволяющего инспектировать чужие космические объекты и, если нужно, выводить их из строя кинетическим воздействием. Такое предназначение аппарата полностью соответствует документу «Национальная космическая политика США» 2006 года, провозглашающему право США частично распространить национальный суверенитет на космическое пространство. В январе 2012 года высказывалось предположение, что находившийся на орбите с 5 марта 2011 года X-37B (OVT-2) использовался для слежения за китайским модулем Тяньгун-1, запущенным в сентябре 2011 года. Однако, анализ орбиты аппарата продемонстрировал, что он ни разу не приближался к китайскому аппарату так близко, чтобы наблюдение могло иметь смысл. Перед первым запуском BBC США заявляло, что X-37B имеет в технических требованиях условие нахождения на орбите свыше 270 дней. Во время третьего полёта космический корабль находился на орбите 674 дня.

Dragon - Такси до космической станции. Когда в 2002 году Элон Маск учредил свою компанию Space Exploration Technologies, или SpaceX,- скептики не видели в этом никаких перспектив. Однако уже к 2010 году его стартап стал первым частным предприятием, сумевшим

повторить то, что было до того времени эпархией государства. Ракета Falcon 9 вывела на орбиту беспилотную капсулу Dragon. Следующий шаг на пути Маска в космос – разработка на базе капсулы многоразового использования Dragon аппарата, способного нести людей на борту. Он будет носить имя DragonRider и предназначается для полетов к МКС. Используя новаторский подход как в конструировании, так и в принципах эксплуатации, компания SpaceX заявляет, что перевозки пассажиров обойдутся всего по \$20 млн за одно пассажиро-место (пассажиро-место в российском «Союзе» обходится сегодня США в \$63 млн).



Рис.24 Американские космические корабли - капсула «Dragon» и шаттл «Dream Chaser»

Dream Chaser - Потомок космического челнока. Конечно, у космических самолетов есть определенные достоинства. В отличие от обычной пассажирской капсулы, которая, падая сквозь атмосферу, может лишь слегка корректировать траекторию, шаттлы способны осуществлять при спуске маневры и даже менять аэродром назначения. Кроме того, их можно использовать повторно после краткого сервисного обслуживания. Однако катастрофы двух американских челноков показали, что и космические самолеты отнюдь не идеальное средство для орбитальных экспедиций. Во-первых, возить грузы на тех же аппаратах, что и экипажи, дорого, ведь, используя чисто грузовой корабль, можно сэкономить на системах безопасности и жизнеобеспечения. Во-вторых, крепление шаттла сбоку к ускорителям и топливному баку повышает опасность повреждения от случайно отвалившихся элементов этих конструкций, что и стало причиной гибели челнока Columbia. Однако компания Sierra Nevada Space Systems клянется, что сумеет обелить репутацию орбитального космического самолета. Для этого у нее есть Dream Chaser – крылатый аппарат для доставки экипажей на космическую станцию. Уже сейчас компания борется за контракты NASA. В конструкции Dream Chaser избавились от основных недостатков, характерных для старых космических челноков. Во-первых, теперь грузы и экипажи намерены возить по отдельности. А во-вторых, теперь корабль будет монтироваться не сбоку, а наверху ракеты-носителя Atlas V. При этом все достоинства шаттлов сохранятся. Суборбитальные полеты аппарата были назначены на 2015-2016 годы.

New Shepard - Секретный корабль от Amazon. Джефф Безос – 49-летний основатель компании Amazon.com и миллиардер со своим видением будущего – уже более десяти лет воплощает в жизнь тайные планы по освоению космоса. Из своего 25-миллиардного капитала Безос вложил уже многие миллионы в дерзкое начинание, которое получило имя Blue Origin. Его аппарат будет взлетать с экспериментальной стартовой площадки, которая построена (разумеется, с одобрения FAA) в глухом углу Западного Техаса. В 2011 году компания опубликовала кадры, на которых видна подготовленная к испытаниям конусообразная ракетная система New Shepard. Она взлетает вертикально на высоту в полторы сотни метров, зависает там на некоторое время, а затем плавно опускается на землю с помощью реактивной струи. Согласно проекту, в будущем ракета-носитель сможет, забросив капсулу на суборбитальную высоту, самостоятельно вернуться на космодром, используя собственный двигатель. Это гораздо более экономичная схема, чем

вылавливание использованной ступени в океане после приводнения. После того как в 2000 году интернет-предприниматель Джефф Безос основал свою космическую компанию, он три года хранил в тайне сам факт ее существования. Компания запускает свои экспериментальные аппараты (наподобие той капсулы, которая изображена на фото) с частного космопорта в Западном Техасе.



Рис.25 Американские космические корабли - капсула «New Shepard» и корабль «SpaceShipTwo»

Для информации: успешные шаттлы - SpaceShip One и Black Knight компании Скэйлд Композитс – (Scaled Composites, LLC - 1624 Flight Line Mojave, CA. - <http://www.scaled.com> SpaceShipTwo - Пионер в туристическом бизнесе. Первый из аппаратов SpaceShipTwo разбит во время испытательного полета. В будущем будут построены еще четыре таких же аппарата, которые начнут возить туристов. В очередь на полет записались уже 600 желающих, включая и таких знаменитостей, как Джастин Бибер, Эштон Кутчер и Леонардо Ди Каприо. Аппарат, построенный знаменитым конструктором Бертом Рутаном в сотрудничестве с магнатом Ричардом Брэнсоном, владельцем компании Virgin Group, заложил основу будущего космического туризма. Почему бы не катать в космос всех желающих? В новой версии этого аппарата смогут разместиться шесть туристов и два пилота. Путешествие в космос будет состоять из двух частей. Сначала авиаматка WhiteKnightTwo (ее длина – 18 м, а размах крыльев – 42) поднимет аппарат SpaceShipTwo на высоту 15 км. Затем реактивный аппарат отделится от самолета-носителя, запустит собственные двигатели и рванет в космос. На высоте 108 км пассажиры отлично рассмотрят и кривизну земной поверхности, и безмятежное сияние земной атмосферы – и все это на фоне черных космических глубин. Билет стоимостью в четверть миллиона долларов позволит путешественникам наслаждаться невесомостью, но всего лишь четыре минуты.

Lynx – с полосы – прямо в космос. В калифорнийской компании XCOR Aerospace (штаб-квартира в Мохаве) полагают, что у них в руках ключ к самым дешевым суборбитальным полетам.

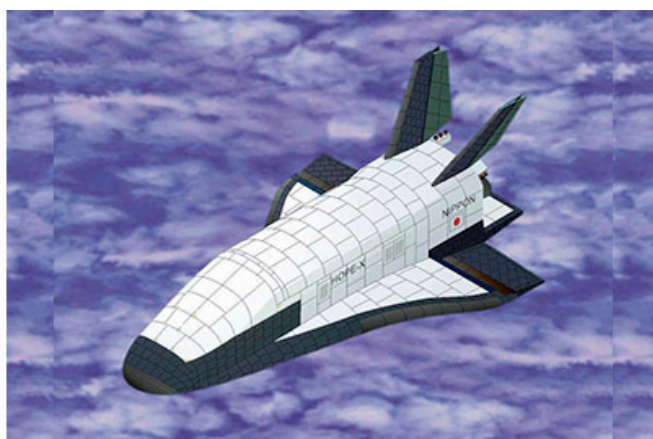


Рис.26 Американский космический корабль - шаттл «Lynx» и японский шаттл «Хоуп»

Компания уже продает билеты на свой 9-метровый аппарат Lynx, рассчитанный всего на двух пассажиров. Билеты стоят \$95 000. В отличие от других космических самолетов и пассажирских капсул, Lynx для выхода в космос не нуждается в ракете-носителе. Запустив специально разработанные под этот проект реактивные двигатели (в них будет сжигаться керосин с жидким кислородом), Lynx взлетит с полосы в горизонтальном направлении, как это делает обычный самолет, и лишь разогнавшись, круто взмоет по своей космической траектории.

Космический корабль, названный Норе («Хоуп»), предназначался для обслуживания японского модуля JEM орбитальной станции «Фридом». Стартовая масса «Хоуп» составляла 10 тонн, посадочная масса - 8 тонн, а вес выводимой в грузовом отсеке полезной нагрузки - 1 тонну. Длина крылатого аппарата 10 метров, размах крыльев - 9,2 метра. Стыковка с орбитальной станцией, а также посадка корабля на аэродром проходят в автоматическом режиме. В 90-х годах «Хоуп» был переименован в HTV — транспортный корабль, выводимый Н-2. Уже были созданы и испытаны масштабные модели OREX, HYFLEX и ALFLEX. Аппарат OREX массой 865 кг представлял собой конус диаметром 3,4 метра и высотой 1,46 метра. После выведения на орбиту 3 февраля 1994 года ракетой-носителем Н-2 он получил название «Рюсей» («Метеор»). Основной задачей этого аппарата явилось испытание теплозащиты для транспортного корабля Норе. Аппарат HYFLEX массой 1054 кг имел форму несущего тела и был предназначен для исследования проблем входа в плотные слои атмосферы и испытания теплозащиты. Он был запущен 11 февраля 1996 года с космодрома Танегасима с помощью двухступенчатой твердотопливной ракеты-носителя J-1, которая вывела его на суборбитальную траекторию. Аппарат успешно прошел все стадии полета и благополучно приводнился. Внешне аппарат Норе-Х напоминает шаттл в миниатюре, но с двойным V-образным килем. Максимальный взлетный вес аппарата составляет 13,5 тонн, а посадочный вес — 11 тонн. Посадка его на ВПП длиной до 2 км производится в автоматическом режиме. Японские специалисты надеются, что при удачном исходе можно будет перейти к проекту пилотируемого многоразового корабля.

"Клипер", Россия, с 2000 года. Разрабатываемый новый космический корабль с многоразовой кабиной для доставки экипажа и грузов на околоземную орбиту и орбитальную станцию. Вертикальный запуск ракетой "Союз-2", посадка горизонтальная либо парашютная. Экипаж - 5-6 человек, стартовая масса корабля - до 13 т, посадочная масса - до 8,8 т. Пилотируемый космический корабль, ПКК "Клипер" представляет собой многоразовый многоцелевой космический корабль, который может использоваться как в пилотируемом, так и в беспилотном (автоматическом) режиме. В 2004 г. в РКК "Энергия" начались предэскизные работы по уточнению конструктивно-компоновочной схемы корабля и состава бортовых систем. В результате этого в первоначальный проект были внесены некоторые изменения. В частности, была кардинально переработана системы аварийного спасения (САС), изменилось расположение двигателей причаливания и ориентации, в системе электроснабжения также было решено отказаться от солнечных батарей в пользу электрохимического генератора.

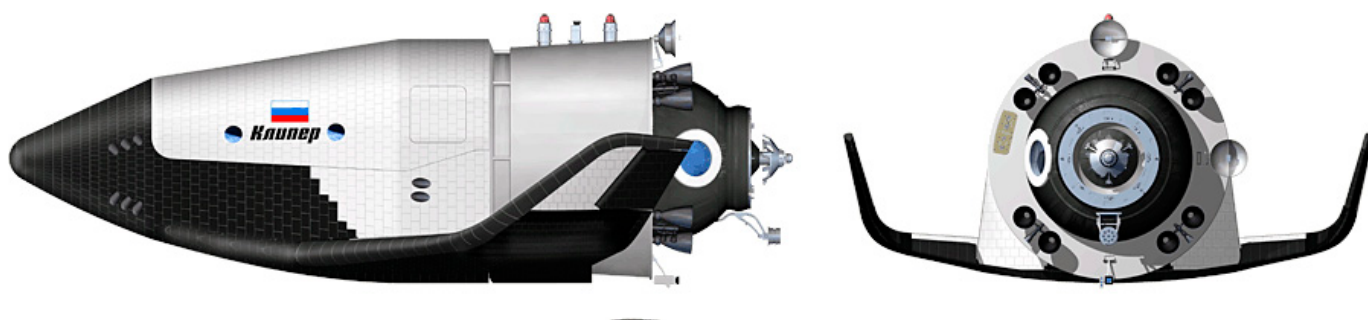


Рис.27 Российский пилотируемый космический корабль, ПКК "Клипер" от РКК "Энергия"

В 2004 г. была начата разработка "крылатой схемы" корабля, поскольку данный вариант в

наибольшей степени соответствует условиям комфортного спуска в атмосфере и посадки: крылатые возвращаемые аппараты обладают высоким аэродинамическим качеством, как на гиперзвуковых, так и на дозвуковых скоростях, благодаря чему экипаж испытывает лишь незначительные перегрузки на участке спуска. Кроме того, обеспечивается возможность аэродинамического маневра (-1500-2000 км) и горизонтальная (самолетная) посадка на аэродром с использованием колесного шасси. Посадка на аэродром исключает необходимость задействования дорогостоящих средств Поисково-спасательной службы (ПСС). Не требуются парашютная система, двигатели мягкой посадки, посадочное устройство, т.е. одноразовые системы, замена которых требуется после каждого полета, но размещение посадочных устройств типа шасси на существующей компоновке «Клиппера» весьма и весьма проблематично.

Новые перспективные космические корабли для среднего космоса

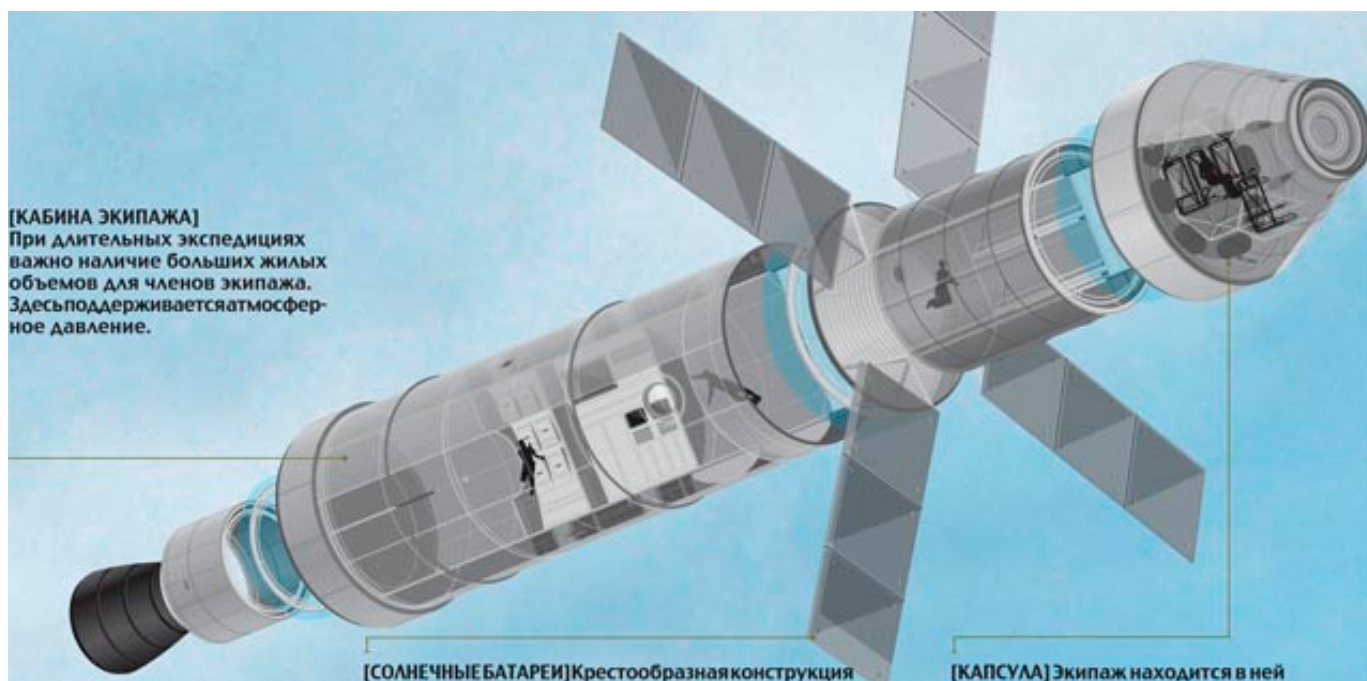


Рис.28 Американский модульный пассажирский космический корабль - станция «Orion»

Это американский модульный пассажирский космический корабль Orion. Полеты на околоземную орбиту NASA уже без сожаления уступило частным компаниям, однако от претензий на дальний космос агентство еще не отказалось. К планетам и астероидам, возможно, полетит многоцелевой обитаемый аппарат Orion. Он будет состоять из капсулы, состыкованной с модулем, который, в свою очередь, будет заключать в себе силовую установку с запасом топлива, а также жилой отсек. Первый испытательный полет капсулы был запланирован на 2014 год. Для полета и выведения в космос ракетой-носителем Delta, при этом капсула должна вернуться в атмосферу и приземлиться в воды Тихого океана.

«Мы все больше думаем о Марсе, – говорит Дэн Дамбахер, заведующий в NASA отделом разработки исследовательских систем, – как о нашей главной цели». Правда, некоторые критики говорят, что подобные претензии несколько чрезмерны. Проектируемая система столь огромна, что NASA сможет использовать ее не чаще, чем раз в два года, так как один ее запуск будет обходиться в \$6 млрд.- в случае применения тяжелых ракет носителей для последовательного вывода модулей корабля «Орион» на орбиту. Сборка такой конструкции в космосе не представляет сложности на примере эксплуатации модульных конструкций международной станции. Однако для снижения общей стоимости запусков необходимо введение в эксплуатацию система «Стратоланч» («Stratolaunch») от компании Stratolaunch Systems, что позволит оптимизировать затраты.

Новый полностью многоразовый ВКС с аэродромным стартом (ВКС МАС) Создание совершенного средства доставки полезной нагрузки на орбиту Земли

Поскольку традиционные авиационные и космические технологии практически исчерпали себя, дальнейшее их использование дает незначительные результаты при существенных затратах, необходимы новые перспективные проекты созданные на стыке различных технологических направлений. Прообраз – это ракетно-космические комплексы «Буран» и «Space Shuttle» - которые опережали свое время и были довольно дороги в эксплуатации. Сейчас наметилась тенденция к новому витку развития перспективных многоразовых воздушно космических средств выведения на орбиту подобных системам «Стратоланч» («Stratolaunch») с XS-1 и «Avatar», - с максимальным использованием бесплатной аэродинамической подъемной силы, то есть в конструкциях новых воздушно космических летательных аппаратов обязательно присутствуют крылья и подобные воздушно космические самолеты (ВКС) относятся к компетенции авиационной промышленности и только отдельные их части могут относиться к космической отрасли.

Главная Задача - создание совершенного средства доставки полезной нагрузки на орбиту Земли, выполненного на базе современных технологий, в виде воздушно-космического самолета с аэродромным стартом (ВКС МАС) - полностью многоразового и простого в эксплуатации.

Задача решается на стыке двух технологий, авиационной и космической, если разбить ее на более простые составляющие и правильно расставить основные алгоритмы, - разумеется опираясь на основополагающие аксиомы и постулаты.

Аксиомы:

1. Воздушно космический самолет (ВКС) должен быть многоступенчатым - для увеличения энергетической эффективности, - для базового варианта достаточно трех ступеней – здесь при необходимости возможно применение разгонного блока (РБ).

2. Воздушно космический самолет (ВКС) должен быть крылатым и использовать аэродинамическую подъемную силу на всех этапах полета - так как данный принцип полета в атмосфере самый экономичный на уровне современных технологий.

3. Первая ступень развивает сверхзвуковую скорость полета при достаточной удельной тяге авиационных турбо-реактивных двухконтурных двигателей (ТРДДФ).

Такая схема в результате представляет собой полностью многоразовый аппарат (ВКС МАС, имеющий высокие технические и экономические характеристики, обеспечивается гарантированное спасение полезной нагрузки и экипажа на всех этапах полета при возможных авариях или боевых повреждениях. Значительно снижаются термические нагрузки на первую и вторую ступень и обеспечивается простота раздельного обслуживания ступеней и эксплуатации всей системы..

Постулаты:

1. Воздушно космический самолет (ВКС) в целом осуществляет взлет и все его ступени по отдельности осуществляют посадку на взлетно-посадочную полосу (ВПП), управление первой и второй ступеней – автопилот и дистанционное.

2. Максимальное использование на ВКС более экономичных авиационных турбо-реактивных двухконтурных двигателей (ТРДДФ) и гиперзвуковых прямоточных воздушно-реактивных двигателей (ГПВРД).

3. Закладка в конструкцию решений и вариантов для будущей модернизации ВКС и применение простых и компактных компоновок с нижним или передним расположением ступеней. В результате отпадает необходимость в использовании и содержании дорогого космодрома и увеличивается весовая эффективность и экономичность всей системы в целом. Прототип – базовый вариант позволяет создавать на его основе типоразмеры воздушно-космических самолетов (ВКС) с различным стартовым весом и разным назначением.

После некоторых размышлений для исходной точки проекта выбираем реальные самолеты-аналоги которые имеют непревзойденные летные технические характеристики на уровне современных земных технологий – максимальные скорость и высоту полета.



Рис.29 Лучшие аналоги по аэродинамике шаттла при работе первой ступени - МИГ-31 и SR-71

На сегодняшний день выбор довольно невелик – имеется всего два самолета с такими данными – это известный американский самолет-шпион SR-71 а также российский перехватчик МиГ-31. Конечно самолет SR-71 это непревзойденная вершина авиационного искусства, и скорость полета



Рис.30 Новый воздушно-космический самолет и аналог по аэродинамике – самолет МИГ-31

3,2 Маха тому подтверждение, просто шедевр аэродинамики от великого конструктора Келли Джонсона, чрезвычайно дорогой и сложный. Другой вариант – простые прямоугольные формы самолета МиГ-31, развивающего аэродинамику предыдущей модели МиГ-25, также обладает



Рис.31 Новый воздушно-космический самолет – базовый вариант со взлетным весом 80 тонн.

высокой скоростью полета на ограничителе до 2,83 Маха и большой высотой полета. Оба самолета достойные кандидаты для применения авиационной технологии для воздушно-космических супер шаттлов.

После недолгих размышлений теперь выбираем общую аэродинамическую форму нового воздушно-космического самолета похожей на форму самолета МиГ-31, то есть аэродинамическое качество при этом также не хуже. И даже выше, поскольку суммарная площадь горизонтальных плоскостей шаттла выше чем у аналога, - при этом надо заметить, что форма этих плоскостей позаимствована от самолета SR-71, - хоть что-то взять с великолепного летательного аппарата. В результате имеем воздушно-космический самолет в сборке внешне очень похожий на обычный атмосферный самолет, который теперь предстоит разделить на три ступени. Для определенности выбираем взлетный вес данного ВКС как базового варианта и прототипа - 80 тонн (что кстати близко к стартовому весу самолета SR-71) и для него далее рассчитываем все остальные взлетные характеристики и остальные технические и экономические показатели.

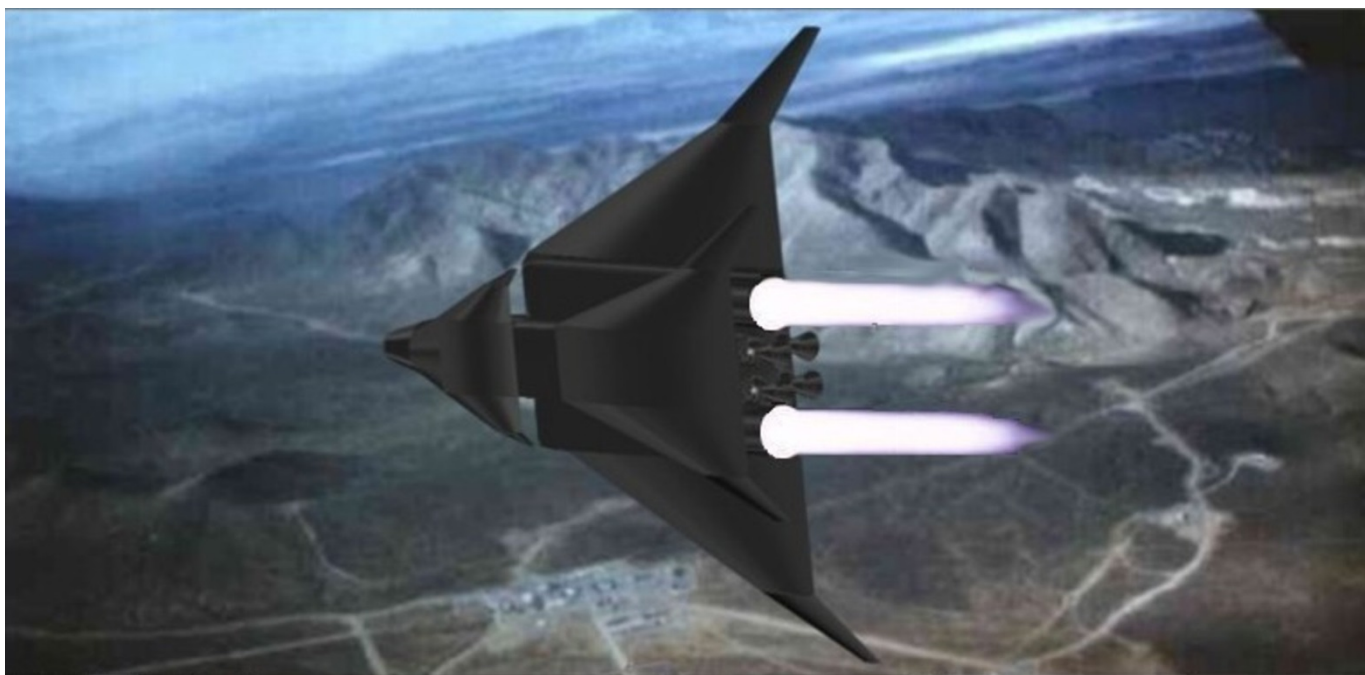


Рис. 32 Полный базовый вариант супер шаттла (ВКС) СиР-80 «Десперадо» - «Черный Дракон»

Результатом решения неординарной задачи по созданию летательного аппарата нового типа и поколения - полностью многоразового воздушно космического самолета (ВКС) с аэродромным стартом – впервые в России от ООО "Авиационные Космические Разработки" (Aerospace Research Keeping LLC), главный конструктор Гребенщиков Виктор Павлович - появился новый ВКС - проект класса «Сибиряк» (патент Российской Федерации 121796 RU U1) – а также линейка конструктивных типоразмеров ВКС с различным взлетным весом.

Это эксклюзивная концепция единого исходного конструктива – когда на основе одного прототипа ВКС (базового варианта) однажды созданного в виде полной числовой (электронной модели) – при этом затраты на проектирование практически однократные – далее только затраты на масштабирование по коэффициентам подобия для разных взлетных весов и других модификаций для разных задач авиации и космонавтики, - остальное решают современные компьютерные программы.

Базовый вариант – воздушно-космический самолет (ВКС) – шаттл СиР-80 «Десперадо» в полной красе и при всех прибабасах будет очень черным и будет носить имя «Черный Дракон» - очень похож на изображении ниже – даже НАТО уже присвоило код «Black Dragon».

Ниже приводятся трехмерные графические изображения основных частей (ступеней) для базового варианта. Конструкция представляет собой трехступенчатый летательный аппарат

пакетно-продольной схемы, внешними обводами слегка напоминающими контуры МИГ-31. Это не простое совпадение – максимальная расчетная скорость полета ВКС при работе двигателей первой ступени – в районе 3 – 4 М при движении в верхних плотных слоях атмосферы. Именно первая ступень обеспечивает максимум эффективности данной концептуальной схемы летательного аппарата, - доставка тандема из второй и третьей ступеней на высоту 25 - 30 километров.

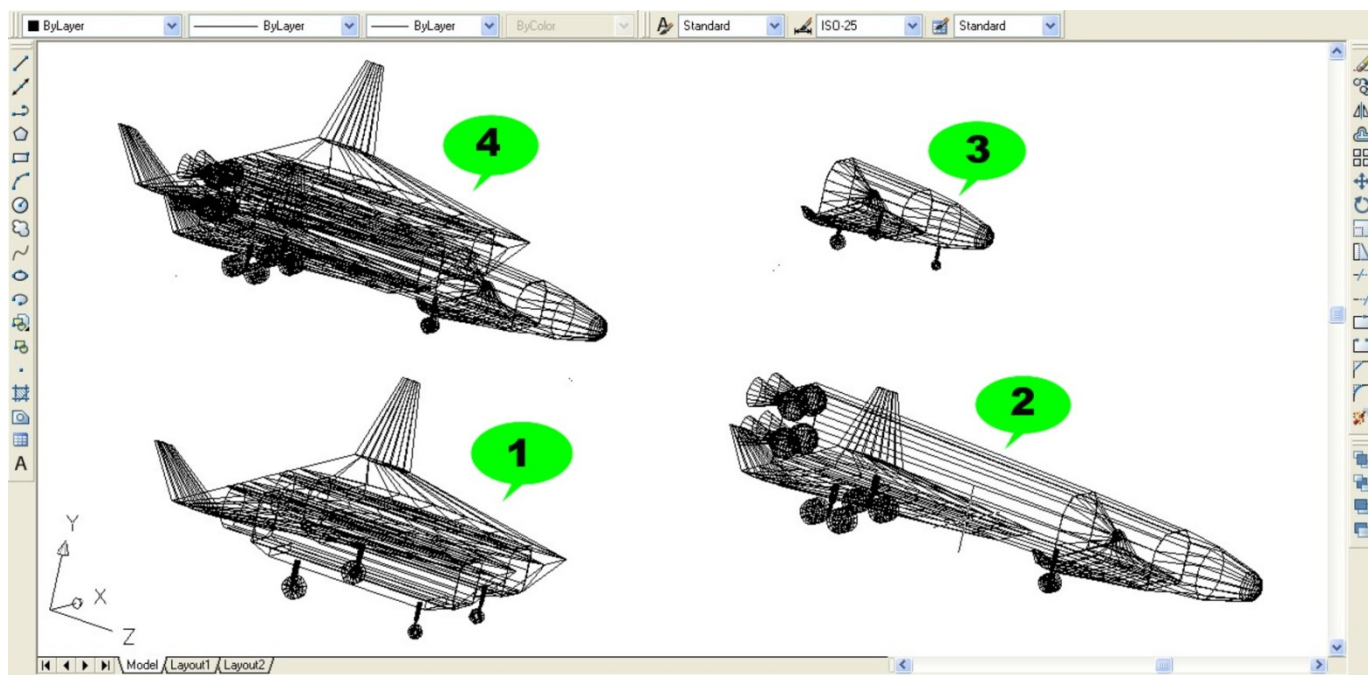


Рис.33 Графика компоновки базового варианта нового супер шаттла (ВКС) СиР-80 «Десперадо»

Графика компоновки воздушно космического самолета (ВКС) – шаттл СиР-80 «Десперадо»: представлена в виде пакетно-продольной схемы (позиция 4 на рис.33) - третья ступень (позиция 3 на рис.33) устанавливается в головной части второй ступени (позиция 2 на рис.33) и эта тандем-сборка подвешивается к крылу первой ступени (позиция 1 на рис.33) между двух двигательных отсеков с ТРДДФ двигателями. Такая компактная компоновка позволила уменьшить мидель конструкции, плюс беспилотная первая ступень - что важно для снижения лобового сопротивления аппарата, в результате аэродинамическое качество не хуже самолета МИГ-31 при полете в плотных слоях атмосферы.

В компоновке заложен изначально потенциал к будущему развитию, первая разгонная ступень несколько раз в сутки может запускать функционально разные вторые и третьи ступени, - причем конструкция довольно совершенна - для примера первая разгонная ступень – только крыло и двигатели – проще быть не может, то есть реализовать новый эффективный аппарат возможно.

Компоновку в форматах AutoCAD можно загрузить на сайте <http://www.spacecreator.ru> по действующим ссылкам: <http://www.spacecreator.ru/ZIPPES/Drawing71-1.dxf>

В других типах форматов: <http://www.spacecreator.ru/ZIPPES/Drawing71-1-Standard.zip>

Дополнительная информация, описание составных частей малого прототипа ВКС МАС Сибиряк СиР-80 «Десперадо» (Рис.34 поз. 4) с взлетным весом 80000 кГ доступна на сайте: <http://www.spacecreator.ru/frame1.html> и <http://www.spacecreator.ru/SPACE/sotchet.pdf>

Первая разгонная ступень ВКС (шаттла) класса 80000кГ – условное наименование: «Планер» - «Глайдер» («Glider») – позиция 1 на рис. 33 и рис. 34.

Основная функция первой ступени - разгон и ускорение вторых и третьих ступеней до высоких сверхзвуковых скоростей в районе чисел Маха 3 – 4 и набор максимальной высоты.

Набор высоты в демонстрационной программе ВКС близок к аналогичной программе для самолета SR-71 - набор 7600 метров за 180 секунд (3 минуты) – для сравнения программа самолета

PROJECT MAHAON

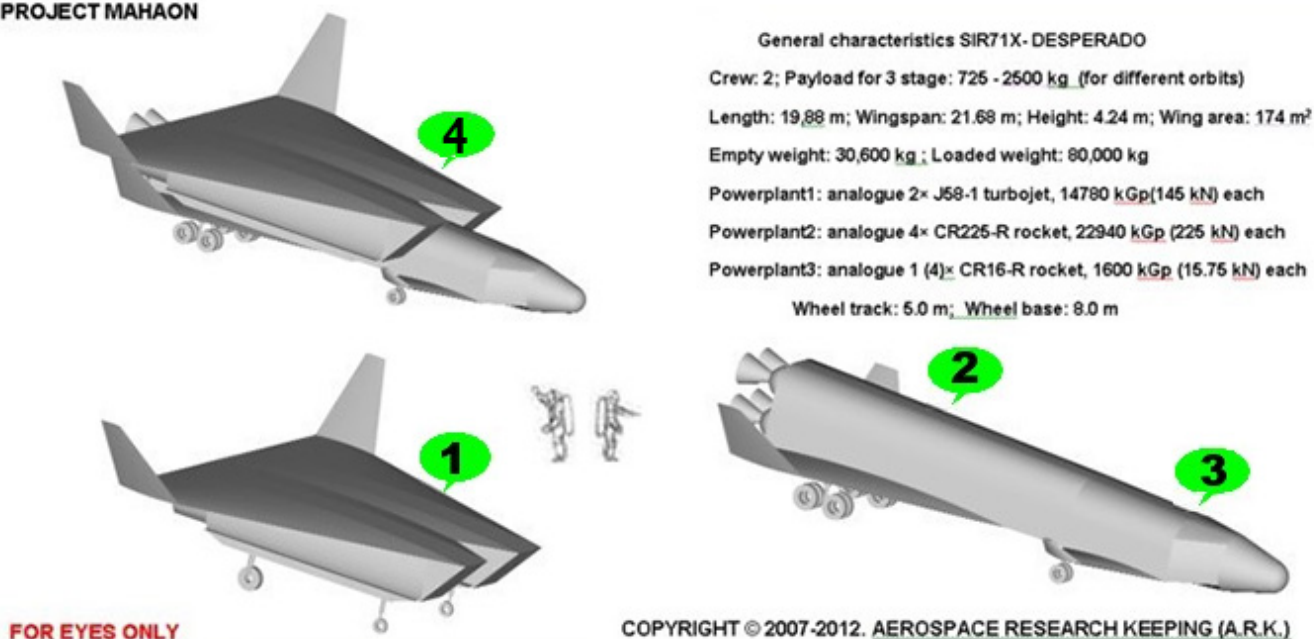


Рис. 34 Трехмерные изображения супер шаттла (ВКС) СиР-80 «Десперадо» и его ступеней

SR-71 - 7500 метров за 2.5 минуты. Траектория разгона (в основных фазах соответствует разгону самолета SR-71) и вывода на НОО в первом приближении - по данным файла на сайте компании <http://www.spacecreator.ru/ZIPPES/REZSRS.txt> который приведен в Приложении 1. После разгона первая ступень отделяется от сборки второй и третьей ступеней и возвращается на аэродром.

Управление первой ступенью – дистанционное и автопилот, - в этом основная фишка конструкции, получаем вполне приличный выигрыш в весе и габаритах, а следовательно и аэродинамическое сопротивление меньше. Аэродинамическая схема первой ступени воздушно космического аппарата класса «Сибиряк» - классическое «летающее крыло» на котором закреплены два двигательных отсека с ТРДД двигателями, между которыми собственно и подвешивается тандем-сборка второй и третьей ступеней шаттла. В двигательных отсеках размещаются посадочные устройства – четыре стойки шасси по простой «автомобильной» схеме.

Главным преимуществом первой ступени - «летающего крыла» является отсутствие фюзеляжа и больших плоскостей управления, что снижает аэродинамическое сопротивление, удельную массу и даёт возможность существенно увеличить массу полезной нагрузки. Беспилотный вариант еще больше повышает качество компоновки, - можно представить себе самолет МиГ-31, если на его фюзеляж сверху взгромоздить еще одну кабину экипажа. Геометрия крыла – аналог крыла SR-71, вариант крыла со стреловидностью 60 градусов и с боковыми плоскостями управления и стабилизации. Вариант равнозначен варианту крыла без боковых плоскостей по типу самолета В-2 –летающее крыло с элевонно-интерцепторным управлением.

Геометрия двигательных отсеков шаттла (ВКС) СиР-80 «Десперадо» под двигатели Д30-Ф6 основной аналог двигательного тракта самолета МиГ-31. Двигатели базового варианта – аналоги двигателя J-58 для самолета SR-71 с тягой 106.3/ 144.6 kN и двигателя Д30-Ф6 для самолета МиГ-31 с тягой 93,16 /152 kN в количестве двух штук обеспечивают гарантированные характеристики на всех этапах работы первой ступени.

Дальнейшая работа по модернизации двигателей - аналогична работам по двигателю с системой MIPCC (Mass Injection Pre-Compressor Cooling) – время работы – 100 секунд - уменьшение тепловых нагрузок на компрессор ТРДД путем впрыска охлажденной воды и кислорода на входе в двигатель при высотных полетах на форсажных режимах.

Дополнительная информация по системе MIPCC - система РАСКАЛ (RASCAL) [15], [35].

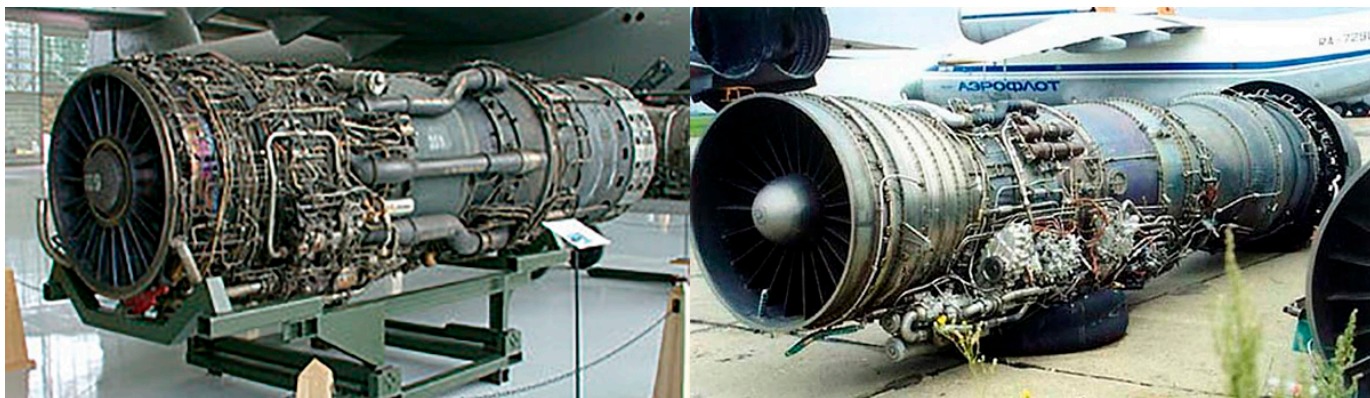


Рис.35 Аналоги авиационных ТРДДФ - двигатели J-58 от самолета SR-71 и Д30-Ф6 от самолета МиГ-31

Время активного полета первой ступени : 800 секунд, при этом время полета на высоких скоростях 180-200 секунд, - что позволяет учитывать в расчете на прочность тепловые нагрузки частично (конструкция не успевает прогреться – для примера шаттлы Scaled Composites SpaceShip 1,2) – также для примера конструкция SR-71 из металла с хорошей теплопроводностью прогревается во время полета на высоких скоростях в течение 15 минут - 900 секунд.

Основной материал конструкции крыла I ступени и двигательных отсеков – полимерные композиционные материалы (ПКМ) (высокая прочность и низкая теплопроводность), в частности углепластики с рабочей температурой 330 С (В конструкции следует применять материалы без специальных электропроводящих и радиопоглощающих присадок – для снижения стоимости производства). Возможно для первого варианта временное использование в силовой конструкции других материалов, в частности титановых сплавов как в самолетах аналогах только в крайнем случае. Покрытие всей конструкции – черное термостойкое барьерное напыление с высоким коэффициентом поглощения – по типу покрытия черной краской самолета SR-71.

Выбираем удельную расчетную нагрузку на крыло для первого варианта 450 кг/м² (SR-71). Общий коэффициент расчетной перегрузки 2G (Аналог В-2А) . Посадочный механизм первой ступени (шасси) – четырехстоечный - «автомобильная схема» - рассчитывается на нагрузку в виде сухого веса I ступени, - убираются в двигательные отсеки в пространство под двигателями.

Топливные баки двигателей первой ступени располагаются в крыле и в центроплане крыла, последовательность выработки топлива: крыло – центроплан, топливо – авиационный керосин.

Вторая разгонная ступень ВКС (шаттла) класса 80000кГ – условное наименование – «Движок» - «Слайдер» («Slider») – позиция 2 на рис. 33 и рис.34 (тандем-сборка второй и третьей ступеней). Краткое описание второй ступени <http://www.spacecreator.ru/frame24.html>

Основная функция ступени - разгон и ускорение третьих ступеней до высоких гиперзвуковых скоростей не превышающих первую космическую (круговую) скорость (без выхода на орбиту) – для снижения тепловых нагрузок на конструкцию и поднятие на максимальную высоту. Общее управление второй ступенью также как и первой – дистанционное и автопилот.

Беспилотный вариант еще больше повышает качество компоновки. Аэродинамическая схема второй ступени воздушно космического аппарата класса «Сибиряк» - классическая: фюзеляж – крыло с управляющими плоскостями – трехточечное шасси. Ближайшие аналоги этой конструкции – индийский ракетоплан «Avatar» и экспериментальные аппараты X-34, XS-1.

Геометрия крыла – основной аналог горизонтальной плоскости «Avatar» X-34 с боковыми стабилизирующими плоскостями. В носовой части устанавливается третья ступень, - частично экранирующая фюзеляж второй ступени от максимального теплового потока. (На «Avatar» третья ступень изображена бескрылой). Траектория разгона при выводе на НОО в первом приближении – определяется по данным файла <http://www.spacecreator.ru/ZIPPE/REZSRS.txt> который приведен в Приложении 1. Время активного полета: 100 секунд, при этом общее время полета на высоких скоростях около 280-300 секунд, что позволяет учитывать в расчете конструкции на прочность тепловые нагрузки в легком динамическом режиме (шаттлы Scaled Composites SpaceShip 1,2) с

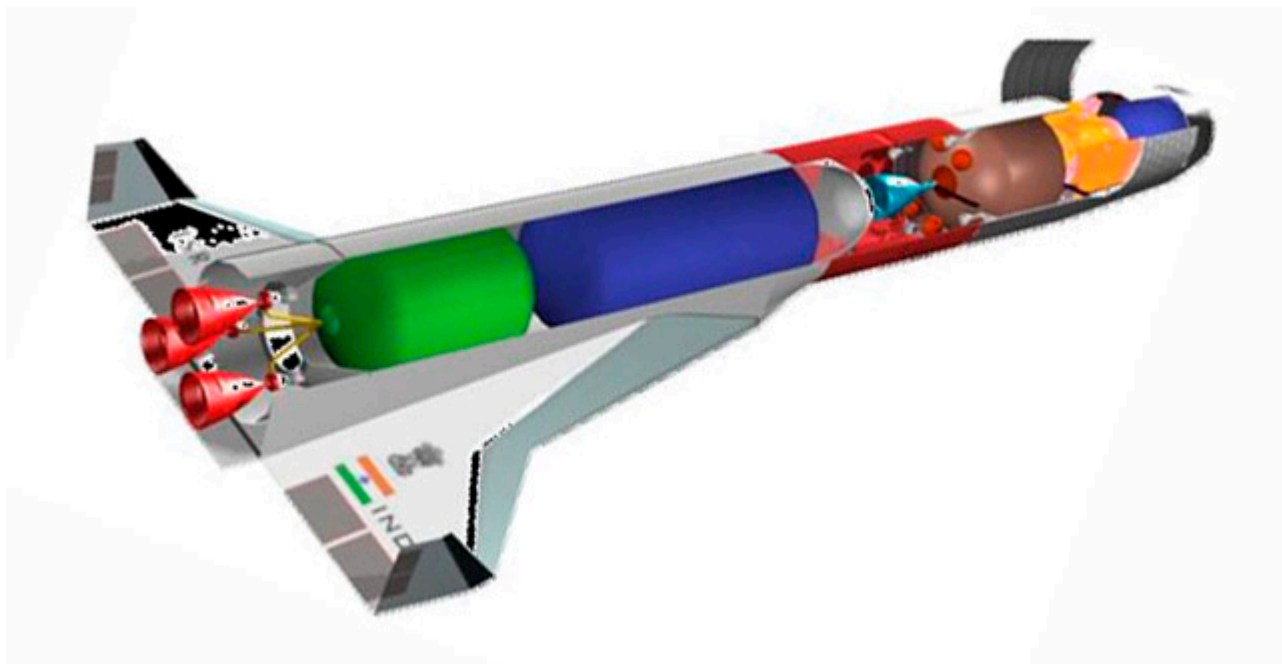


Рис. 36 Компоновка «Avatara» близка к компоновке сборки второй и третьей ступеней ВКС СиР-80

учетом теплоемкости (прогрева) теплоизоляции. Термическая защитная изоляция (ТЗИ) ступени комплексная – обычная тонкая пассивная высокотемпературная (аналог Х-34) - носок крыла и на нижних поверхностях крыла и фюзеляжа (не абляционная) и аварийная активная инжекционная – впрыск жидкого криоагента (азот – N_2) с поглощающими и экранирующими тепловое излучение (оксид углерода - CO) присадками - на передней части фюзеляжа. Верхние и боковые поверхности крыла и фюзеляжа – по типу покрытия SR-71 «Black Bird» и аналога Х-34.

Основной материал конструкции крыла и фюзеляжа ступени – термостойкие полимерные композиционные материалы (ПКМ) с рабочей температурой 330 С (высокая прочность и низкая теплопроводность). Допускается для первого варианта использование в силовой конструкции других материалов, в частности титановых сплавов только в крайнем случае.

Удельная расчетная нагрузка на крыло для первого варианта 450 кг/м². Общий коэффициент расчетной перегрузки 2G. Посадочный механизм второй ступени (шасси) – «трехточечное шасси» с передней опорой - рассчитывается на нагрузку в виде полного взлетного веса шаттла – 80000 кг, - убирается в фюзеляж второй ступени.

Топливные баки располагаются в фюзеляже, для первого варианта шаттла с жидкостными реактивными двигателями (ЖРД) два танка с использованием в силовой конструкции стенок фюзеляжа – по типу вторых ступеней ракет - ближайший аналог «Avatar» (Х-34, ХS-1), топливо – керосин (как самый простой начальный вариант) и окислитель - жидкий кислород. Применение других эффективных энергетиков и двигателей зависит от миссии шаттла.



Рис. 37 Аналоги двигателя - РД-108 и конструкции второй ступени ВКС СиР-80 - аппарат Х-34

В принципе вторая ступень – это вторая ступень ракеты с крыльями и шасси для посадки на аэродром. Двигатели первого варианта - аналоги двигателя - РД-108, – время работы 100 секунд. Для более экономичного и эффективного варианта шаттла возможно применить гиперзвуковые двигатели второй ступени (ГПВРД). Применение гиперзвуковых двигателей возможно после конструктивной адаптации геометрии существующих и новых образцов с достаточной тягой.

Верхний предел скорости устанавливается возможностью сгорания топлива в проходящем воздушном потоке для гиперзвуковых двигателей и составляет порядка 17 М, поэтому применение такого двигателя на второй ступени (без выхода в космос) оправдано. Основными аналогами для создания многосекционного ГПВРД достаточной мощности являются Х-51А, ГЭЛА Х-90. Адаптированный многосекционный ГПВРД двигатель (с прямоугольной геометрией) с тягой не менее 22940 кГс (225 kN), - время работы 100 секунд, каждой из четырех секций. Очевидно что применение гиперзвуковых двигателей, использующих для сгорания топлива атмосферный кислород, значительно увеличивает весовую эффективность системы в целом – именно на величину веса окислителя, применяемого в первом начальном варианте второй ступени. Этот вес можно добавить на третью ступень и тем самым увеличить полезную нагрузку, выводимую на орбиту Земли, - однако на сегодняшний день реален вариант применения жидкостных ракетных двигателей с дальнейшим развитием.

Третья оконечная ступень ВКС (шаттла) класса 80000кГ – условное наименование - "Наездник" - "Райдер" ("Rider") – позиция 3 на рис. 33 и рис.34 (тандем-сборка второй и третьей ступеней). Краткое описание третьей ступени <http://www.spacecreator.ru/frame25.html>

Основная функция - ускорение до высоких скоростей превышающих первую космическую (круговую) скорость и выход на орбиту – для базового варианта - (НОО - низкая околоземная орбита)с доставкой на орбиту некоторого остаточного веса. Управление ступенью (а также всем шаттлом на режиме взлета и траектории вывода на орбиту) – экипаж 1-2 человека, возможен также вариант с дистанционным управлением и автопилот, что определяется миссией системы.

Аэродинамическая схема третьей ступени воздушно космического аппарата класса «Сибиряк» первый вариант - классическая: фюзеляж – крыло с управляющими плоскостями – трехточечное шасси. Ближайший аналог конструкции – экспериментальный японский аппарат «Норе», российский легкий самолет ЛКС и американский Х-37 - крылатые варианты.

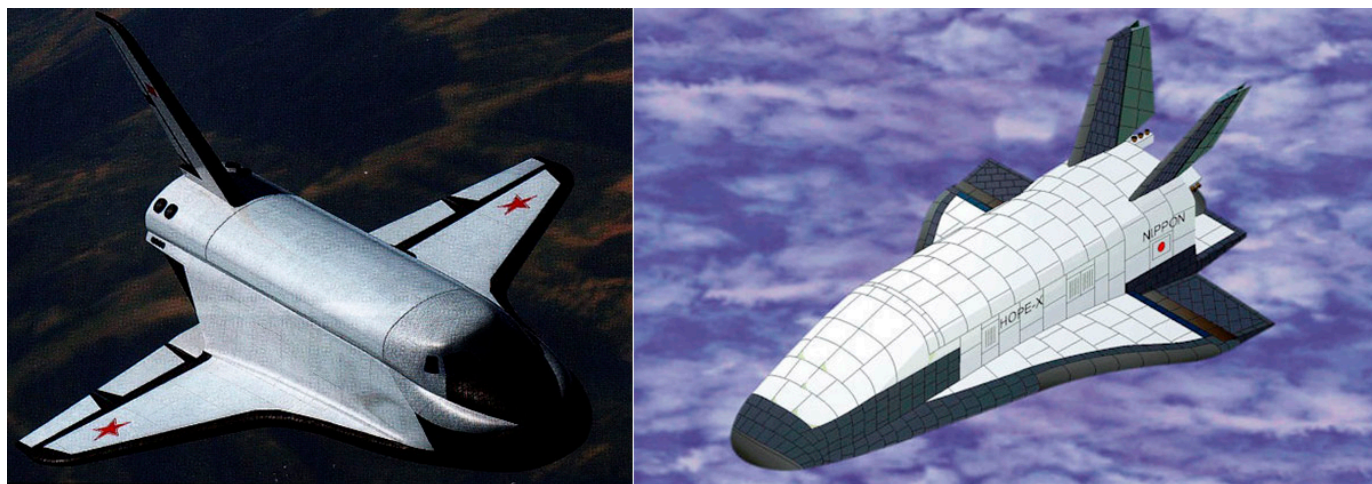


Рис.38 Аналоги третьей ступени российский легкий самолет ЛКС и японский аппарат «Норе»

Геометрия крыла – аналог горизонтальной плоскости Х-37, Норе со стабилизирующими боковыми плоскостями. Однако вертикальные кили отсутствуют с заменой их функций газовыми рулями. Носок фюзеляжа тупой с большим радиусом кривизны. Остекления в гермокапсуле экипажа нет, - оно отсутствует вследствие применения видео-технологий отображения внешней информации, что также упрощает конструкцию и повышает ее надежность.

Траектория разгона для вывода на НОО в первом приближении – определяется по данным

файла <http://www.spacecreator.ru/ZIPPE/REZSRS.txt> который приведен в Приложении 1.
Время активного полета ступени – при разгоне для вывода на орбиту III ступени : 100 секунд.



Рис.39 Возможный аналог третьей ступени супер шаттла – аппарат X-37B с комплексной ТЗИ

Термическая защитная изоляция (ТЗИ) комплексная – обычная усиленная пассивная высокотемпературная , по типу X-37 - носок крыла и фюзеляжа, на нижних поверхностях крыла и фюзеляжа – (возможно применение в первом варианте на носке и нижней части фюзеляжа съемной теплоизоляции на «сэндвич» каркасе) и основная ТЗИ - активная инжекционная (аналог X-37B) – впрыск жидкого криоагента (азот – N₂) с поглощающими и экранирующими тепловое излучение (оксид углерода - CO) присадками в пограничный слой – на носке крыла, носке и передней части фюзеляжа. Верхние поверхности крыла и фюзеляжа и боковые фюзеляжа – тонкая пассивная теплоизоляция – покрытие по типу термостойких силиконов аппаратов X-34, X-37.

Основной материал конструкции крыла и фюзеляжа ступени – термостойкие полимерные композиционные материалы (ПКМ) (высокая прочность и низкая теплопроводность). Допускается для первого варианта использование в силовой конструкции других материалов, в частности титановых сплавов только в крайнем случае.

Удельная расчетная нагрузка на крыло для первого варианта ступени 450 кг/м². Общий коэффициент расчетной перегрузки 3-4G. Посадочный механизм варианта первой ступени (шасси) – «четырёхточечное шасси» с боковыми опорами - рассчитывается на нагрузку в виде сухого веса III ступени и полезной нагрузки, - убирается в фюзеляж ступени. Топливные баки располагаются в фюзеляже, топливо для упрощенного первого варианта – керосин и жидкий кислород с развитием в следующих вариантах. Двигатели первого варианта - ракетные ЖРД выбираются в зависимости от веса третьей ступени из линейки существующих двигателей для третьих ступеней – аналоги в количестве 4-8 штук и располагаются сзади по периметру – при разгоне работают около 100 сек.

Чтобы рассмотреть более детально весовое разделение по отдельным частям конструкции используем для определенности веса третьей ступени в 3000 +100 кГ, и 12000 +100 кГ.

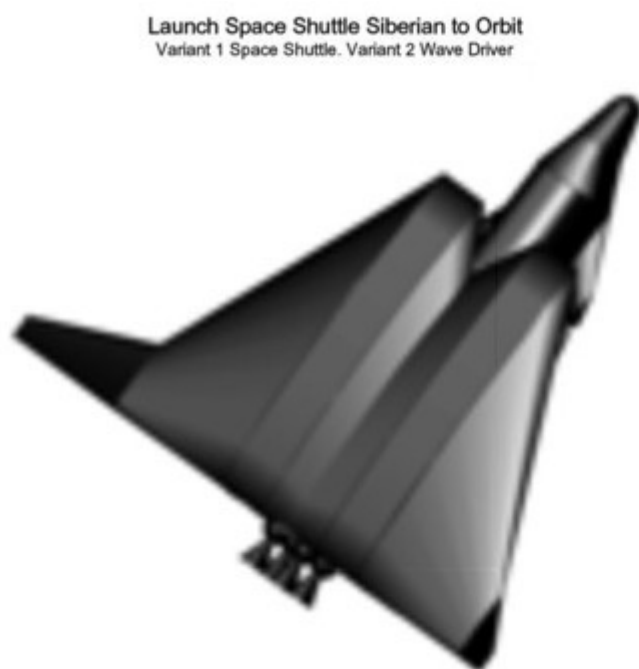
Получаем следующие данные – Таблица 1 - для последующих стадий проектирования: и для них рассчитываем остальные характеристики ВКС - достаточные для оценки системы на начальной стадии и дальнейшего проектирования. Весовой расчет - на основе статистических данных из авторитетных источников: [12], [16], [19], [20]. и по близким аналогам: [23], [26], [34].

Далее рассматривается и оценивается доставка на низкую опорную орбиту (НОО - низкая околоземная орбита, около 200 километров) веса в 1730 кГ третьей ступенью шаттла.

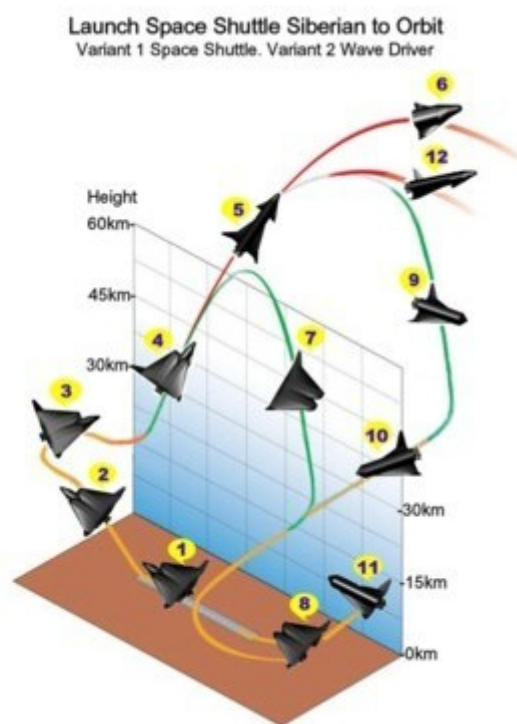
Таблица 1. Технические данные варианта трехступенчатого ВКС СиР-80 «Десперадо»

Данные шаттла (ВКС)		Данные 2 и 3 ступеней	Вес 3000 кГ	Вес 12000 кГ
Данные шаттла:		Данные 2 ступени:		
Длина, м	19.88	Длина 2 ступени, м	15.75	15.75
Размах крыла, м	21.68	Размах крыла, м	14.26	14.26
Несущая площадь, м2	175	Площадь крыла, м2	75.0	43.0
Высота, м	4.24	Относит. толщина, м	0.040	0.040
Полный вес, кГ	80000	Время полета, сек	100	100
Вес 1 ступени, кГ	18500	Вес 2 ступени, кГ	58400	46400
Вес 2+3 ступени, кГ	61500	Сухой вес, кГ	11400	9400
Данные 1 ступени		Вес фюзеляжа, кГ	5000	4000
		Вес топлива, кГ	46000	32000
		Двигатели вес, кГ	1200	1200
		Вес крыла, кГ	2200	1300
		Вес шасси, кГ	2000	2000
		Системы кГ	1000	1000
		Данные 3 ступени:		
		Длина 3 ступени, м	4.9	7.9
		Размах крыла, м	3.8	5.8
		Площадь крыла, м2	10.0	38.0
		Относит. толщина, м	0.052	0.052
		Время полета, сек	100	100
		Вес 3 ступени, кГ	3100	12000
		Сухой вес, кГ	1730	4700
		Вес фюзеляжа, кГ	500	1800
		Вес топлива, кГ	1370	7300
		Двигатели вес, кГ	120	480
		Вес крыла, кГ	300	1100
		Вес шасси, кГ	110	400
		Системы кГ	100	300
		Полезная нагрузка, кГ	400	2000

* - Детализация весов для справки.



© Aerospace Research Keeping LLC



© Aerospace Research Keeping LLC

Рис.40 Этапы вывода на орбиту базового варианта шаттла (ВКС) СиР-80 «Десперадо»

Основные этапы вывода супер шаттла класса «Сибиряк» на орбиту:

- 1 - Запуск двигателей, Руление и Взлет шаттла.
- 2 - Набор высоты до 15000м и скорости $M=1.1$
- 3 - Разворот и Разгон до высоты 24000 м и скорости $M=3.2$
- 4 - Включение системы МРСС и динамический набор высоты.
- 5 - Запуск и включение двигателей второй ступени.
- 6 - Запуск и включение двигателей третьей ступени.
- 7 - Возвращение на аэродром и Снижение первой ступени.
- 8 - Посадка, и Выключение двигателей первой ступени.
- 9 - Возвращение на аэродром второй ступени.
- 10 - Динамическое снижение второй ступени.
- 11 - Посадка на аэродром второй ступени.
- 12 - Полет второй ступени в режиме Гиперзвукового Самолета класса «Волнолет» при оборудовании второй ступени гиперзвуковыми двигателями.

Расчет аэродинамики базового варианта шаттла (ВКС) СиР-80 «Десперадо» на компьютере производились интеграцией основных дифференциальных уравнений полета [21], [24], [33] числовыми методами, в частности методом Рунге-Кутты. Обозначения для полученных численных значений в условиях соответствующих международной стандартной атмосфере (МСА).

Далее приводятся для справки основные характеристики разгона для вывода на орбиту в виде скриншотов графиков зависимостей, более подробно результаты вывода на НОО в первом приближении - в данных файла <http://www.spacecreator.ru/ZIPPE/REZSRS.txt> который приведен в Приложении 1. Программный пакет DFCEP.Set компании ООО «Авиационные Космические Разработки» (Aerospace Research Keeping LLC.) : по оси X горизонтально $H(z)$ - высота полета.

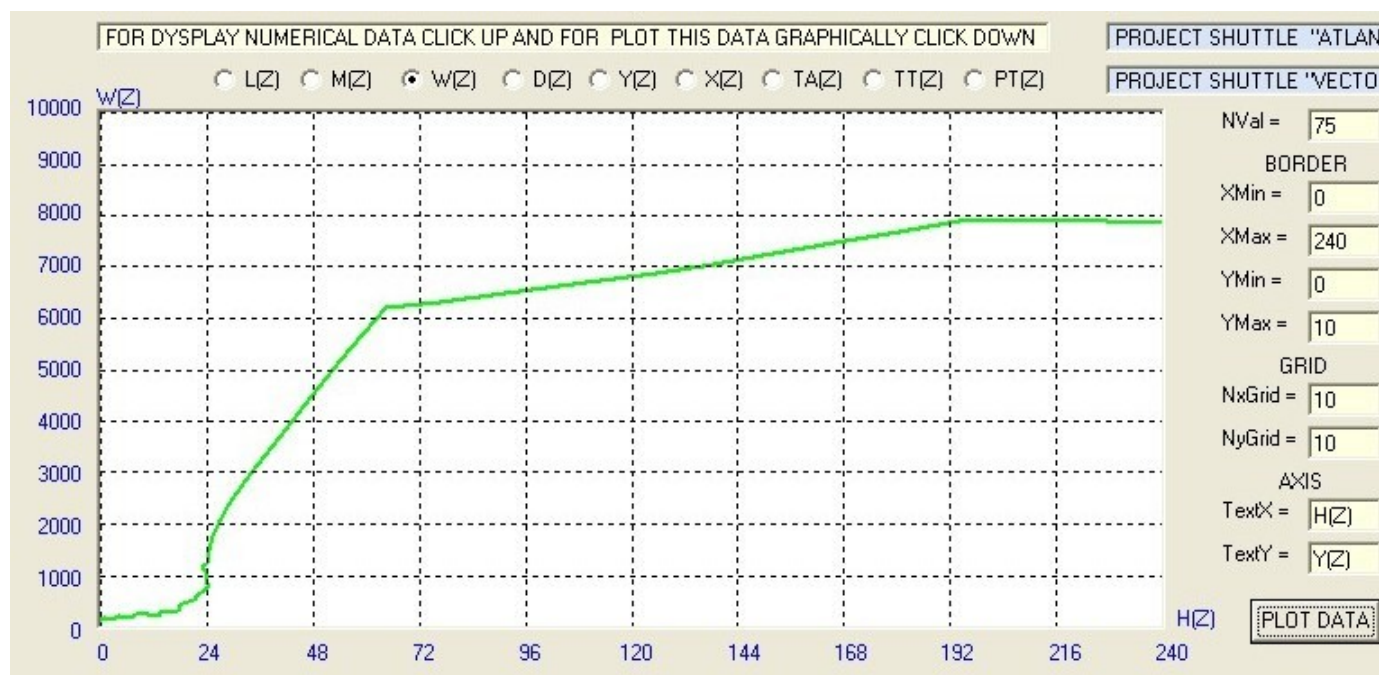


Рис.41 Скорость полета при выводе на орбиту шаттла (ВКС) СиР-80 «Десперадо»

$L(z)$ - угол атаки крыла. Набор высоты в демонстрационной программе шаттла «Десперадо» близок к аналогичной программе самолета SR-71 - контрольная точка - набор 7600 метров за 180 секунд (3 минуты) – для сравнения самолет SR-71 - 7500 метров за 2.5 минуты. $W(z)$ - скорость полета. Шаттл «Десперадо» набирает высоту 14400 метров и скорость $M 1.01$ за 300 секунд (5 минут).

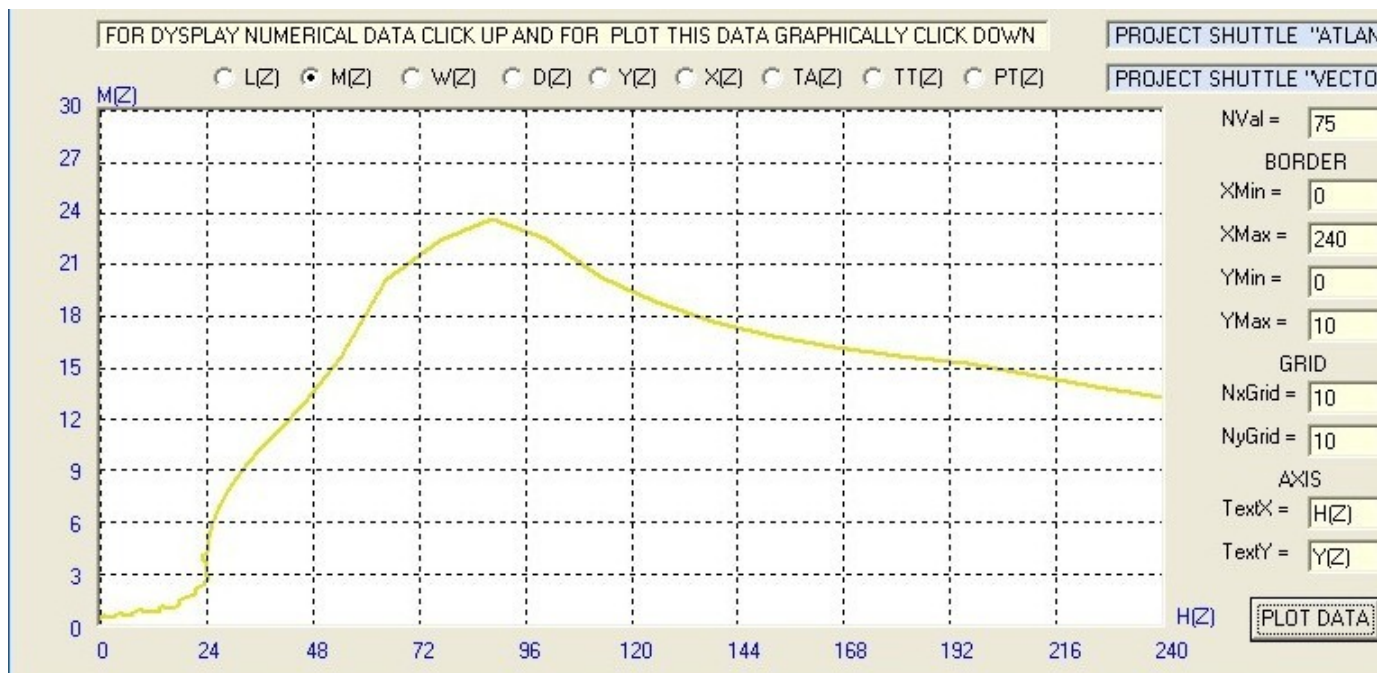


Рис.42 Число Маха полета при выводе на орбиту шаттла (ВКС) СиР-80 «Десперадо»

$M(z)$ - число Маха полета. Шаттл «Десперадо» разгоняется и набирает высоту около 23900 метров, скорость M 3.19 за 700 секунд (11.6 минут) – для сравнения график самолета SR-71 - 24000 метров и скорость M 3.2. $Y(z)$ - подъемная сила. Шаттл «Десперадо» разгоняется на высоте 23900 метров до скорости M 4.21 за 100 секунд (1.6 минуты) - на режиме форсажа с MIPCC F2M для варианта. $X(z)$ - сила сопротивления. Вторая ступень отделяется и набирает высоту 64400 метров, скорость M 20 за 920 секунд (15.3 минут). Первая ступень возвращается к месту старта в режиме автопилота.

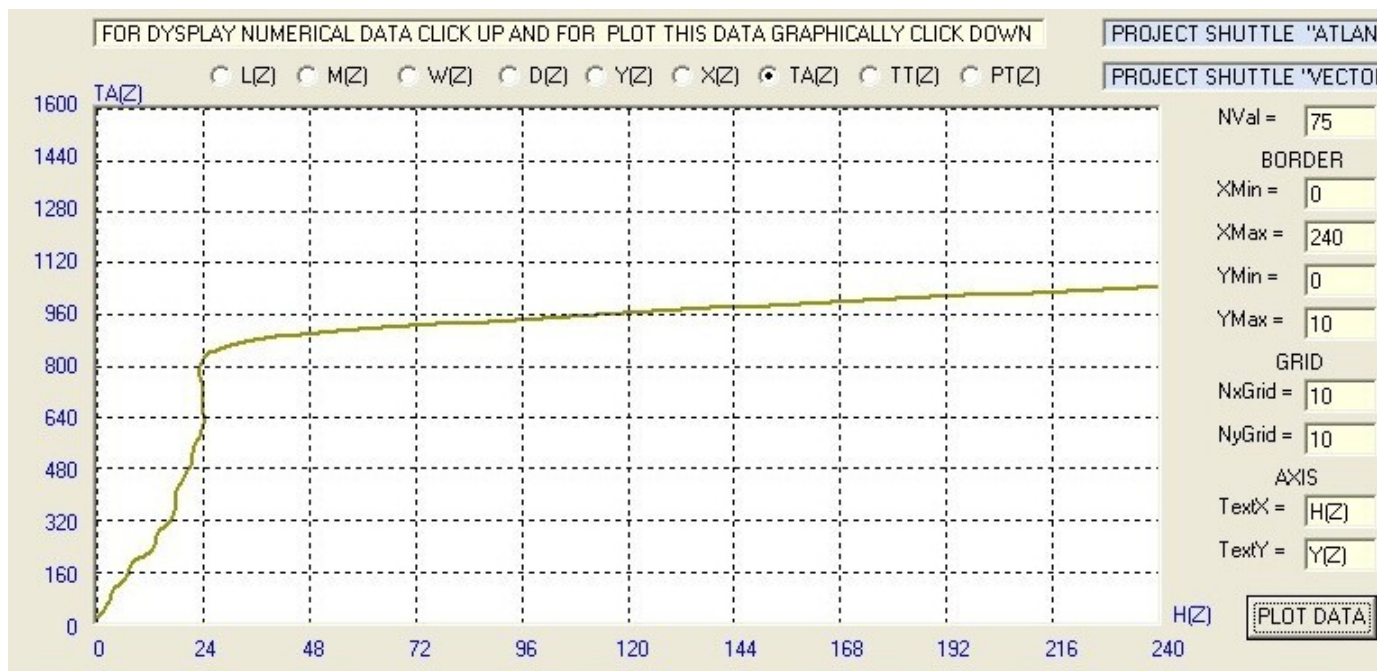


Рис.43 Время полета при выводе на орбиту шаттла (ВКС) СиР-80 «Десперадо»

$TA(z)$ - время полета. Третья ступень отделяется и набирает высоту 195800 метров, и скорость - 7924м/сек за 1020 секунд (17 минут). Это выше первой круговой скорости равной 7794м/сек. $TT(z)$ - угол траектории полета. Третья ступень продолжает набирать высоту 305394 метров,

скорость 7797м/сек за 1090 секунд (18.2 минут). Это выше круговой скорости равной 7730м/сек.

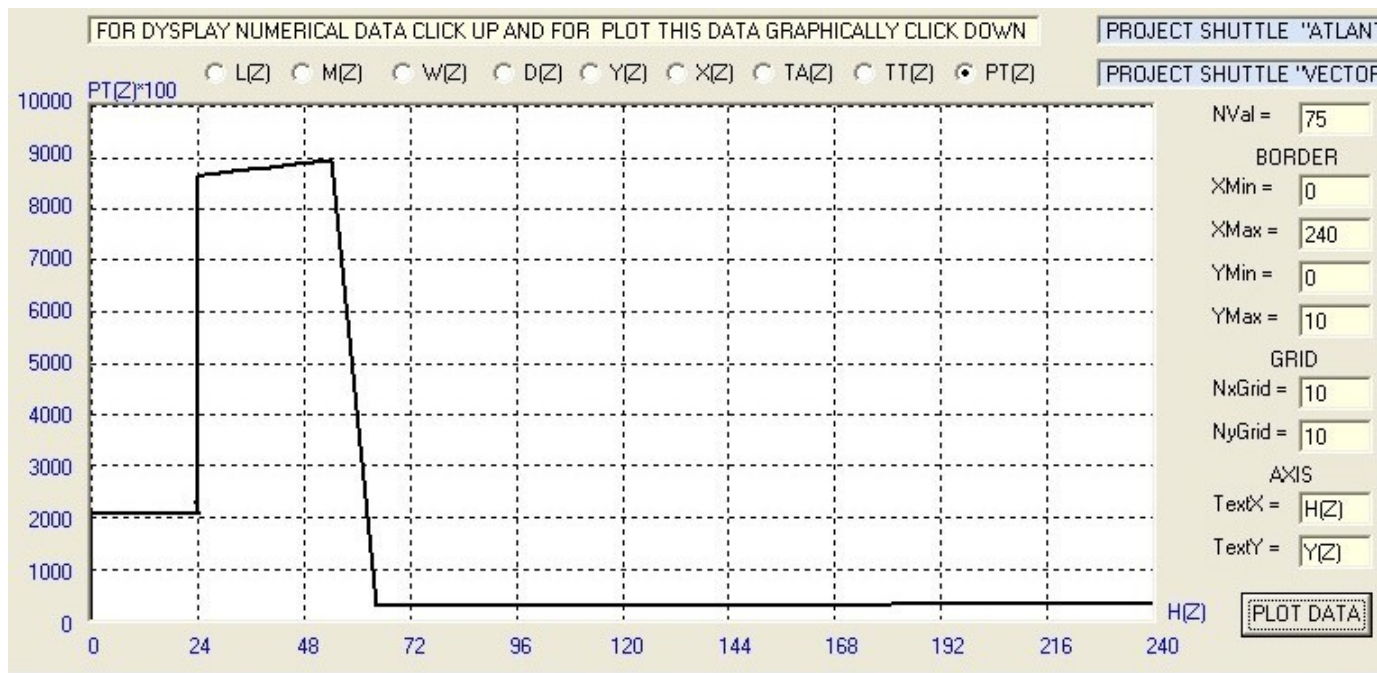


Рис.44 Тяга двигателей при выводе на орбиту шаттла (ВКС) СиР-80 «Десперадо»

PT(z)- тяга двигателя. Третья ступень продолжает набирать высоту вследствие достаточного импульса, то есть теперь достаточно подкорректировать траекторию вспомогательными рулевыми двигателями в круговую орбиту. D(z)- дальность полета. При взлетном весе 80000 кг ВКС Сирияк SiP-80 «Десперадо» в базовом варианте (неоптимизированный) как вариант обеспечивает запуск на орбиту третьей ступени с начальным весом 3100 кг и доставку на круговую орбиту более 300000 метров остаточного веса 1730 кг.

Воздушно космический самолет - ВКС класса «Сирияк» (ВКС МАС) представляет собой трехступенчатый летательный аппарат который вобрал в себя все самые лучшие решения.

Вследствие этого технические показатели для шаттла класса «Сирияк» СиР-80 «Десперадо» перекрывают данные лучших мировых аналогов. На скриншоте расчетного графика зависимости остаточного веса третьей ступени на круговой орбите (MFZ) от полного веса третьей ступени

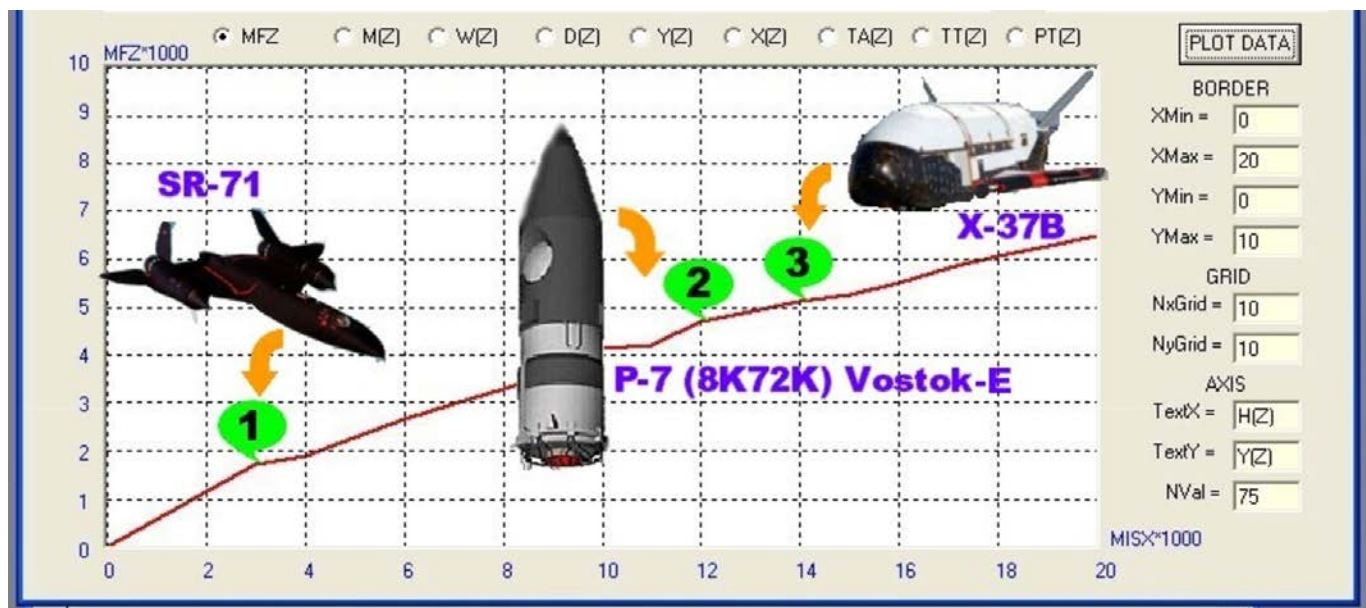


Рис. 45 Сравнение возможного диапазона весов третьей ступени шаттла (ВКС) СиР-80 «Десперадо»

(MISX) показаны три реперных точки которые позволяют оценить эффективность аппарата и сферы его применения:

1. Позиция 1 - ВКС СиР-80 «Десперадо» с взлетным весом 80000 кГ при полном весе третьей ступени 3000 кГ доставит на низкую опорную круговую околоземную орбиту (НОО – около 200 километров) - вес в 1717 кГ. Для сравнения: самолет Lockheed SR-71 «Black Bird» (Чёрная Птица) - стратегический сверхзвуковой разведчик ВВС США с взлетным весом 78000 кГ вывозил на высоту 25 километров полезную нагрузку (оборудование) – вес в 1600 кГ.

2. Позиция 2 - ВКС СиР-80 «Десперадо» с взлетным весом 80000 кГ при полном весе третьей ступени 12000 кГ доставит на низкую круговую околоземную орбиту - вес в 4702 кГ. Для сравнения: трехступенчатая РН 8К72К «Восток» ОКБ-1 С.П.Королева - первый носитель пилотируемых космических кораблей – доставлял при стартовом весе 287000 кГ и весе третьей ступени 12500 кГ гермокапсулу весом 4725 кГ. Похоже технологии развиваются по спирали.

3. Позиция 3 - ВКС СиР-80 «Десперадо» с взлетным весом 80000 кГ при полном весе третьей ступени 14000 кГ доставит на низкую круговую околоземную орбиту - вес в 5137 кГ. Для сравнения Boeing X-37B - экспериментальный орбитальный самолёт, - созданный для испытания будущих технологий запуска на орбиту и спуска в атмосферу, имеет вес 4 989 кГ и выводится в космос ракетой «Атлас – 5» со стартовым весом 334000 кГ.

Очевидно что сравнение базового варианта ВКС СиР-80 «Десперадо» с известными лучшими образцами авиационной и космической техники с соизмеримыми параметрами показывает его высокий потенциал к развитию и значительно большую эффективность.

Чрезвычайно интересна историческая параллель, показывающая развитие технологий по витку спирали – на новый уровень - сравнения трехступенчатая ракета РН 8К72К «Восток» - от ОКБ-1 С.П.Королева - первый носитель пилотируемых космических кораблей. В общем случае соизмеримые данные третьей ступени для обеих конструкций, но довольно различные стартовые веса в 80000 кГ «Десперадо» и 287000 кГ для РН 8К72К «Восток». Сравнение дает коэффициент технического прогресса средств доставки в космос 3.6 единицы - ВКС СиР-80 «Десперадо» с взлетным весом 80000 кГ при полном весе третьей ступени 12000 кГ доставит на низкую круговую околоземную орбиту - вес в 4702 кГ. Для сравнения: трехступенчатая РН 8К72К «Восток» ОКБ-1 С.П.Королева - первый носитель пилотируемых космических кораблей – доставлял при стартовом весе 287000 кГ и весе третьей ступени 12500 кГ гермокапсулу весом 4725 кГ. Можно наглядно видеть что технологии (включая авиационно-космические) - развиваются по спирали.

Сравнительная весовая и техническая оценка (ВКС МАС) СиР-80 с аналогами В сравнении с новыми и существующими системами









Как уже указывалось выше, технические показатели для базового варианта шаттла класса «Сибиряк» СиР-80 «Десперадо» перекрывают данные лучших мировых аналогов и основные характеристики зависят от веса третьей оконечной ступени, к примеру коэффициент – КпнЗ (отношение веса доставленного на орбиту - к стартовому весу шаттла 80000 кГ):









Таблица 2. Весовой коэффициент трехступенчатого ВКС, взлетный вес 80000 кГ









Весовой коэффициент полезной нагрузки КпнЗ на НОО										
Вес третьей ступени, кГ	3000	4000	5000	6000	7000	8000	9000	10000	11000	12000
Вес груза на орбите, кГ	1717	1908	2284	2660	2994	3308	3622	4129	4296	4702
Коэффициент КпнЗ	0.021	0.024	0.029	0.033	0.037	0.041	0.045	0.051	0.053	0.059
Вес груза / вес ступени	0.570	0.477	0.457	0.433	0.428	0.414	0.411	0.402	0.391	0.390

Расчетные данные из Таблиц 1, 2 - технические показатели для базового варианта шаттла класса «Сибиряк» СиР-80 «Десперадо» действительно перекрывают данные лучших мировых аналогов.

Таблица 3. Все основные мировые средства доставки груза на орбиту

	United States							Sea Launch
								
Vehicle	Pegasus XL	Minotaur	Delta 2	Atlas 3	Atlas 5	Shuttle	Titan 4	Zenit 3SL
2005 Total Launches	1	2	3	1	2	1	2	4
2005 Licensed Launches	0	0	0	0	1	0	0	4
Launch Reliability (2005)	1/1 100%	2/2 100%	3/3 100%	1/1 100%	2/2 100%	1/1 100%	2/2 100%	4/4 100%
Launch Reliability (Last 10 Years)	23/24 96%	4/4 100%	75/76 99%	6/6 100%	6/6 100%	41/41 100%	21/24 88%	17/18 94%
Year of First Launch	1994	1999	1990	2000	2002	1981	1989	1999
Active Launch Sites	CCAFS, Kwajalein, VAFB, WFF	VAFB	CCAFS, VAFB	CCAFS	CCAFS	KSC	CCAFS, VAFB	Odyssey Pacific Ocean Platform
LEO kg (lbs)	443 (977)	640 (1,410)	4,887 (10,751)	10,764 (23,709)	12,500 (27,558)	23,435 (51,557)	20,822 (45,808)	15,246 (33,541)
GTO kg (lbs)	—	—	1,769 (3,892)	4,500 (9,920)	7,640 (16,843)	5,663 (12,459)	8,276 (18,207)	6,100 (13,436)

	Europe	China				India	Japan	
								
Vehicle	Ariane 5	Long March 2C	Long March 2D	Long March 3B	Long March 2F	PSLV	M 5	H 2A
Country/Region	Europe	China	China	China	China	India	Japan	Japan
2005 Total Launches	5	1	2	1	1	1	1	1
Launch Reliability (2005)	5/5 100%	1/1 100%	2/2 100%	1/1 100%	1/1 100%	1/1 100%	1/1 100%	1/1 100%
Launch Reliability (Last 10 Years)	23/25 92%	13/13 100%	5/5 100%	5/6 83%	6/6 100%	7/7 100%	4/5 80%	6/7 86%
Year of First Launch	1996	1975	1992	1996	1999	1993	1997	2001
Active Launch Sites	Kourou	Jiuquan, Taiyuan, Xichang	Jiuquan	Xichang	Jiuquan	Satish Dhawan	Uchinoura	Tanegashima
LEO kg (lbs)	17,250 (37,950)	3,200 (7,048)	3,500 (7,700)	13,562 (29,900)	9,500 (20,900)	3,700 (8,140)	1,800 (3,968)	9,940 (21,868)
GTO kg (lbs)	10,500 (23,127)	1,000 (2,203)	1,250 (2,753)	4,491 (9,900)	3,500 (7,700)	800 (1,760)	—	4,100 (9,020)

	Russia							
								
Vehicle	Volna	Kosmos 3M	Molniya	Rockot	Dnepr	Soyuz	Proton K	Proton M
2005 Total Launches	1	3	1	2	1	11	3	4
Launch Reliability (2005)	0/1 0%	3/3 100%	0/1 0%	1/2 50%	1/1 100%	11/11 100%	3/3 100%	4/4 100%
Launch Reliability (Last 10 Years)	0/1 0%	5/5 100%	18/19 95%	6/7 86%	5/5 100%	91/94 97%	63/69 91%	11/11 100%
Year of First Launch	1995	1967	1960	1994	1999	1963	1967	2000
Active Launch Sites	Barents Sea (submarine)	Plesetsk	Plesetsk	Baikonur Plesetsk	Baikonur	Baikonur Plesetsk	Baikonur	Baikonur
LEO kg (lbs)	50 (110)	1,350 (2,970)	1,800 (3,960)	1,850 (4,075)	3,700 (8,150)	6,708 (14,758)	19,760 (43,570)	21,000 (46,305)
GTO kg (lbs)	—	—	—	—	—	1,350 (2,975)	4,430 (9,770)	5,500 (12,125)

Для сравнения приведем данные ракет-носителей «Протон» - стартовый вес 705000 кГ – на орбиту 200 километров – 23000 кГ КпнЗ = 0.0326; для «Ангары» - стартовый вес 790000 кГ на орбиту 200 километров – 25800 кГ КпнЗ = 0.0327. Очевидно что обычные ракетные системы исчерпали свои возможности и устарели морально и конструктивно, они вымрут со временем сами собой как динозавры. Сравнение с современными ракетными системами также в пользу шаттла СиР-80 «Десперадо» - данные Таблиц 2, 3 показывают что система класса ВКС «Сибиряк» имеет большой потенциал к развитию в будущем. [22].

Количества запусков, которое напрямую определяется и лимитируется временем подготовки к полету именно первой ступени конструктивно выполненной в виде треугольного крыла с прикрепленными к нему на нижней поверхности авиационными двигателями и четырехстоечным шасси. Предполетный осмотр этой простой конструкции и заправка ее топливом не превысят 1.0-1.5 часа, - в полете первая ступень будет находиться около 0.3-0.5 часа: старт с обычного аэродрома, подъем на максимальную высоту и разгон до максимальной сверхзвуковой скорости, - а затем после отделения второй ступени - уменьшение скорости полета до дозвуковой, снижение и посадка на тот же самый исходный аэродром. Следовательно подобная конструкция первой ступени теоретически позволяет новому многоразовому ВКС стартовать с обычного аэродрома подобно самолету в среднем 12 раз в сутки. В сравнении с количеством запусков знаменитой ракетной системы типа «Протон» в диапазоне 12 раз в год, имеем простую арифметику, из которой однозначно следует, что новый полностью многоразовый воздушно-космический аппарат с аэродромным стартом класса «Сибиряк» по количеству запусков эффективнее ракетной системы типа «Протон» как минимум в 365 раз и можно учесть что не используется казахский космодром Байконур и российский Восточный.

Для сравнения с транспортными системами класса «Стратоланч» и «МАКС» новый супер шаттл (ВКС МАС) имеет большую относительную массу поднимаемого первой ступенью в воздух груза - около 0.66 от полной стартовой массы, скорость полета первой ступени в районе трех-четырех скоростей звука (3-4М) и максимальную высоту полета первой ступени около 25-30 километров. Следовательно получаем средний коэффициент превосходства по полезной массе $K_m = 0.66 / 0.33 = 2$, по скорости $K_c = 3 / 1 = 3$, по высоте полета $K_v = 30 / 9 = 3.333$, и полный показатель относительной эффективности в размере $K_z = 2 * 3 * 3.333 = 20$. То есть новый многоразовый ВКС эффективнее систем типа «Стратоланч» и «МАКС» в среднем до 20 раз, - причем в сочетании с простотой обслуживания.

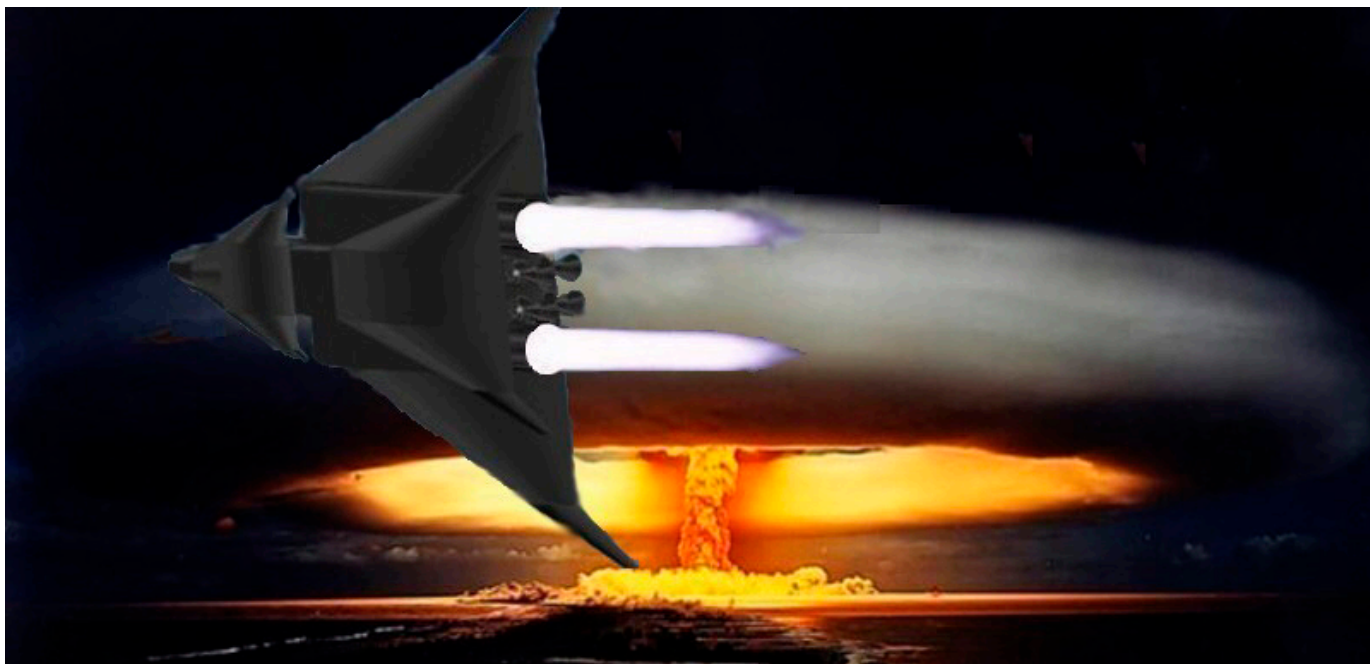


Рис. 46 Супер шаттл СиР-80 «Black Dragon» отлично выглядит на фоне термоядерного взрыва

Необходимо отметить очень высокую степень надежности и безопасность полетов для данной конструкции многоразового ВКС «Сибиряк» в сравнении со старыми предшественниками американского типа «Space Shuttle», российскими «Буран» или «МАКС». Высокая надежность нового типа ВКС поддерживается многоступенчатостью его конструкции. При возникновении внештатных ситуаций новый ВКС обеспечивает спасение полезной нагрузки и экипажа в любой ситуации и на любом этапе траектории вывода на орбиту и обратного спуска. Применение новой высокотемпературной комплексной активно-пассивной тепловой защиты ВКС и его внешней поверхности от аэродинамического нагрева дополнительно увеличивает безопасность полетов.

Предварительная экономическая оценка супер шаттла (ВКС МАС) СиР-80 На базе новых и существующих систем аналогов

Модель эксплуатации шаттла (ВКС) СиР-80 «Десперадо» с взлетным весом 80000 кг (80 тонн) анализируется с использованием данных реального, но довольно дорогого ракетоплана Х-15 [13] с взлетным весом 15195 кг, который достиг высоты полёта 107 км, - скорость до 6,72 М. Программа эксплуатации предусматривает полеты первой (определяющей) ступени со средней интенсивностью 250 раз в год. При этом работают 12 операторов (аналог Х-15) на земле (включая 3 обслуживающих механика для каждой ступени), 24 офицера управления полетом и один пилот шаттла (для пилотируемого полета). Вероятная оценка при этом получится завышенной, но как показывает опыт эксплуатации вновь созданных летательных аппаратов это не является лишним.

Для всего персонала назначается хорошая зарплата - \$220500 USD в год [14]. Все прочие расходы принимаются 10% от величины фонда зарплаты. Стоимость эксплуатации воздушного аппарата рассчитывается с использованием в USAF (BBC) [9] средней стоимости за час полета - 7000 \$/час - длительность полного цикла полетной операции принимается 2.5 часа – всего \$0.018 М). Для размещения шаттла (ВКС) используется типовый ангар с обслуживающим оборудованием стоимостью около \$50 М USD (только амортизация сооружения).

Естественно полностью многоразовый воздушно космический самолет (ВКС) с аэродромным стартом СиР-80 «Десперадо» должен базироваться рядом с аэродромом (завода изготовителя).

Таблица 4. Экономический прогноз для трехступенчатого ВКС СиР-80 «Десперадо»

Эксплуатационные расходы		Части шаттла, \$ М	DDT&E	TFU
Наземные службы:		Данные 1 ступени:		
Фонд зарплаты, USD	12	Двигатели	124.3	4.1
Прочие расходы, USD	2646000	Крыло	25.68	4.71
Полные затраты, USD	2910600	Мотогондолы	6.23	2.05
		Шасси	2.0	0.1
		Системы	20.5	2.5
Полетные службы:		Данные 2 ступени:		
Фонд зарплаты, USD	25	Двигатели	59.4	1.4
Прочие расходы, USD	5512500	Фюзеляж	30.7	5.2
Полные затраты, USD	6063750	Крыло	21.40	3.93
		Термоизоляция	20.6	3.07
		Шасси	3.41	0.18
		Системы	12.21	2.1
Количество полетов:		Данные 3 ступени:		
Затраты шаттла, USD	250	Двигатели	20.6	0.5
	4375000	Фюзеляж	19.3	3.8
		Крыло	2.85	0.52
		Термоизоляция	21.46	3.6
		Шасси	1.4	0.05
		Системы	29.5	2.95
Прочие затраты, USD		Данные шаттла:		
Полные затраты, USD		421.56		
Затраты на полет, USD		40.76		
58737				

* - Детализация расходов для справки

Таблица 4 представляет экономический прогноз для трехступенчатого ВКС СиР-80 «Десперадо» по эксплуатационным расходам и стоимости проекта шаттла.

Оценки стоимости проекта основаны на использовании модели NASA-Air Force Cost Mode (NAFCOM) где оценивается DDT&E (Design, Development, Testing and Evaluation) – прогноз цены: Проектирование, Разработка, Тестирование и Оценка, а также TFU (Theoretical First Unit) – цена: Стоимость Единицы Изделия. Оценка производится по эмпирическим зависимостям в виде:

$$COST = CF * A * Weight^B \quad (I), \text{ где } CF = 0.1, A-B \text{ из [19]}$$

В результате расчетов получаем для ВКС СиР-80 «Десперадо» полная стоимость проекта в первом приближении около 27 млрд. рублей (421.56 \$ М) и стоимость опытного экземпляра около 2.6 млрд. рублей (40.76 \$ М) по среднему курсу валют. Для сравнения для нового самолета F-22 TFU ~ 345\$ М, [18] а «Протон-М» с блоком «ДМ» или «Бриз-М» убивает за один запуск около \$80 млн. народных [7], [22] поэтому новейший ВКС вполне экономически себя оправдывает.

Поскольку ВКС МАС по определению является полностью многоразовым аппаратом, то стоимость проекта разносится на период эксплуатации системы, который может быть в пределах 10-20 лет: 10 лет – 462.32/10 = 46.232 \$ М в год и 20 лет - 462.32/20 = 23.116 \$ М в год.

Учет затрат на эксплуатацию - 14.68 \$ М на 10 лет – 60.912 \$ М в год и 20 лет - 37.796 \$ М в год.

При программе запусков - 250 раз в год – полные затраты на 1 полет:

программа 10 лет - 243648 \$

программа 20 лет - 151184 \$

При весе третьей ступени 3000 кг и выводимому на орбиту весе 1717 кг

программа 10 лет - 141.9 \$/кг (9082 руб./кг)

20 лет - 88.1 \$/кг (5635 руб./кг)

При весе третьей ступени 12000 кг и выводимому на орбиту весе 4702 кг:

программа 10 лет - 51.82 \$/кг (3316 руб./кг)

20 лет - 32.15 \$/кг (2058 руб./кг)

Для выполнения всех полетов достаточно ВПП городского аэропорта.

Показатели слишком фантастичные в сравнении с существующими аналогами, приведенными в начале: РН «Протон» – 3250\$/кг, «Space Shuttle» - более 42553\$/кг (!), РН «Сатурн-5» – 11273\$/кг, «Стратоланч» - 1000-2000\$/кг. Но даже если зависим коэффициент CF в расчетной зависимости к примеру в три раза, то величины увеличатся ориентировочно в три раза, и они все равно будут великолепны на фоне ракетных динозавров – и при всем том количество запусков можно увеличить в несколько раз, т.е. еще снизить удельные затраты, конечно в программу эксплуатации естественно следует ввести несколько подобных шаттлов, а также шаттлы большего веса.

Тогда 12 апреля 2017 года можно в один день запустить собак Белку, Стрелку и пилота Гаврилу.

На основе базового варианта создается целая линейка типоразмеров новых воздушно-космических самолетов (ВКС) - шаттлов с различными стартовыми массами от 80 до 640 тонн и стартом с обычного аэродрома. Основные технические характеристики внешний вид данных деривативов аэрокосмических шаттлов можно получить на страницах основных сайтов в Internet: <http://www.spacecreator.ru> И поскольку на протяжении столетия и в данный период времени концепция ВКС класса «Сибиряк» является технически совершенной и практически идеальной, самой эффективной экономически, к тому же пока непревзойденной никем в мире, то можно рекомендовать создание на первом этапе развития три главных типоразмера. Первый - шаттл (ВКС) СиР-80 «Десперадо» с взлетным весом 80000 кГ, второй - шаттл (ВКС) СиР-240 «Быстрый» с взлетным весом 240000 кГ, третий - шаттл (ВКС) СиР-640 «Илья Муромец» с взлетным весом 640000 кГ - последний перекрывает диапазон нагрузок которые вывозил «Space Shuttle».



Рис.47 Типоразмеры ВКС класса «Сибиряк» стартовые веса в диапазоне 80000 кГ - 640000 кГ.

При этом концепция едина как для ВКС, решающих задачи традиционной авиации, так и для задач традиционной космонавтики, то есть это проект универсального летательного аппарата обеспечивающего непревзойденные тактико-технические характеристики (ТТХ) в диапазоне взлетных весов от 80000кГ до 640000 кГ и практически любых тактических и стратегических мероприятий на поверхности всего земного шара (легкий и средний классы ВКС) а также полетов в ближнем и среднем космосе (тяжелый класс ВКС).

Аэродинамически (геометрически) подобные самолеты с взлетными весами от 80000 кГ – первый базовый вариант - ВКС Сибиряк СиР-80 «Десперадо» значение слова (desperado - англ. – «отчаянный») - DESPERADO - аббревиатура (первые буквы) от знаковой фразы в полном контексте: Derivatives of Earth Space Power Element of Rocket Armament Dynamic Objects (Модификации Силовых Элементов Ракетного Вооружения Динамических Объектов Земли Космос)

На сегодняшний день финальное развитие концепции ВКС МАС - Системы «Полностью многоцветного воздушно космического самолета с аэродромным стартом» до максимального взлетного веса с обычного аэродрома 640000кГ (ограничение по конструкции шасси для обычных аэродромов) – ВКС Сибиряк СиР-640 «Илья Муромец». Стоимость опытного образца этого ВКС СиР-640SS в первом приближении (поскольку нет близких аналогов кроме летавшего ракетоплана Х-15) по коэффициенту подобия – около 17,21 млрд. рублей (307,1 \$ М) по среднему курсу валют. Напомним что на программу создания ракеты носителя Ангара потрачено 100 млрд руб. (2013), - а дальше – больше (Ариан 5 – 7 млрд долл.) – на «сверхтяжелые» ракетные монстры потребуется не менее 47,25 миллиардов долларов (!!!) – ну если кто готов выйти к народу и озвучить последнее (с Как упоминалось выше это концепция единого исходного конструктива – когда на основе одного прототипа ВКС однажды созданного в виде полной числовой (электронной модели) – при этом затраты на проектирование практически однократные – далее необходимы только затраты на масштабирование по коэффициентам подобия для разных взлетных весов и модификации для разных задач авиации и космонавтики. подробным прогнозом о состоянии экономики и благосостоянии простых людей).



Рис.48 Три варианта типоразмеров ВКС класса «Сибиряк» – первая ступень с 2- 4- 8-двигателями НК-32.

Вследствие этого затраты на изготовление различных подклассов данных ВКС также будут легко прогнозируемы и практически масштабируемы через соответствующие коэффициенты. Так стоимость опытного экземпляра ВКС «Сибиряк» СиР-80 (при использовании в качестве аналога - дорогого ракетоплана Х-15 с зарплатой персонала 200 тысяч долларов) – имеем около 2,6 млрд. рублей (40,76 \$ М) по среднему курсу валют, а стоимость опытного экземпляра ВКС «Сибиряк» СиР-240ГТА около 6,7 млрд. рублей (119,5 \$ М) по среднему курсу валют, то есть летательный аппарат со взлетным весом 240 тонн будет дороже в 2,57 раза.



Рис.49 Вариант - воздушно-космический самолет СиР-120 «Корсар» с двумя двигателями НК-32

Удельные технические характеристики супер шаттлов класса «Сибиряк» сохраняются при увеличении размеров по аэродинамическому подобию и соответствующему повышению мощности двигателей, пример варианта типоразмера – ВКС СиР-120 «Корсар».

Для использования полного потенциала шаттла (определяется первой ступенью которая может выполнять полеты несколько раз в сутки) – желательно иметь в одном комплексе две-три вторых ступени шаттла и две-три третьих ступени или другие ступени аппаратов этого класса. Тогда данная система не только обеспечит полную потребность жителей Земли в полетах на орбиту по цене междугороднего автобуса, но и позволяет России контролировать космос. Несомненно любой бизнес-план основанный на использовании концепции обречен на успех.

Но самое важное - проект системы полностью многоразового воздушно космического самолета с аэродромным стартом класса ВКС «Сибиряк» - решает сразу три задачи:

1. Создание совершенного средства доставки полезной нагрузки на орбиту Земли.
2. Создание воздушно-космического гиперзвукового самолета перехватчика.
3. Создание гиперзвукового атмосферного самолета класса «волнолет».

Практически за одни и те же деньги имеем три новейших изделия (типа кофе три в одном) с заложенным изначально потенциалом к будущему развитию, причем конструкция совершенна - для примера первая разгонная ступень – только крыло и двигатели – проще быть не может.

Качества ВКС класса "Сибиряк" проявляются более отчетливо если на второй ступени устанавливаются более экономичные многосекционные гиперзвуковые двигатели ГПВРД,- по сравнению с прожорливыми ракетными ЖРД двигателями (в первоначальном базовом варианте ВКС. Это реализовано в линейной компоновке второй ступени для гиперзвукового самолета класса «Волнолет» (Wavedriver) «Валькирия» (Valkiria) - разработки российской компании ООО «Авиационные Космические Разработки» (Aerospace Research Keeping, LLC). Головная часть аппарата этого проекта может выполнять функцию спасательной капсулы, а также выходить в ближний космос после выполнения маневра динамического набора высоты:

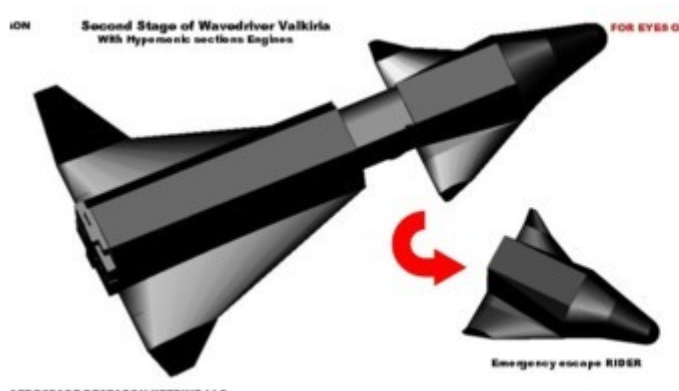


Рис.50 Гиперзвуковой волнолет СиР-240В "Валькирия" ("Valkiria") и гиперзвуковой аппарат Х-43

(P.S.: Не путать с самолетом прошлого века фирмы Норт Америкен ХВ-70 «Валькирия» (англ. ХВ-70 «Valkyrie» — «Вэлкири») - который впрочем также вполне может считаться прототипом и "Дедушкой" а точнее "Бабушкой" современного проекта гиперзвукового самолета или волнолета.) Высокая скорость и живучесть позволяют применять новый гиперзвуковой самолет «Валькирия» в гражданском: варианте – «Сибиряк» СиР-240В «Валькирия» (SiR-240V «Valkiria») с третьей ступенью «Гранд» («Grandee»). Конечно этот аппарат можно также снабдить разными военными примочками и начинить различными боевыми прибабасами типа лазерных пушек – вариант этого проекта «Сибиряк» СиР-240ГТ «Валькирия» (SiR-240GT «Valkiria») с третьей ступенью «Гром» («Thunder»). Правда неплохой ответ на американскую концепцию «Глобального Удара» [1] с новыми ударными аппаратами [3] – поскольку малокалиберная вольфрамовая пуля выпущенная с круговой орбиты по энергетике близка лобовому удару зенитной боеголовки и разнесет самолет типа F-22 на куски. Пусть Boeing & Lockheed «пекут» эскадры так называемых «малозаметных»

блинов типа В-2А, F-117А – из космоса эти аппараты видны как мишени в биатлоне и один оператор (из спортсменов олимпийской сборной) перецелкает все цели как на стенде.

Все типоразмеры воздушно космических самолетов класса «Сибиряк» аэродинамически (геометрически) подобны, поэтому удельные характеристики одинаковы для всех изделий, весовые пропорциональны мощности двигателей первой ступени. Тяжелый подкласс 480-640 тонн с восемью НК-32 будет в два раза мощнее (тяжелее) и иметь в два раза большую площадь крыльев по сравнению со средним подклассом 240-320 тонн с четырьмя двигателями НК-32, и который в свою очередь будет в два раза мощнее (тяжелее) по сравнению с легким подклассом 80-120 тонн.

В общем случае режимы полета ВКС «Сибиряк» и круг выполняемых задач авиации и космонавтики определяются тремя рабочими диапазонами с различными скоростями полета:

1. Режим полета «А» - со скоростями полета от дозвуковой до чисел Маха 3 – 4.

Переходный режим к «В» и основной для выполнения задач с дозвуковыми и сверхзвуковыми скоростями полета. Возможный режим ожидания (патрулирования) с малым энергопотреблением.

2. Режим полета «В» - со скоростями полета от 3 – 4 М до числа Маха 17.

Переходный режим к «С» и основной для выполнения задач с гиперзвуковыми скоростями полета, например прорыв высоко эшелонированной системы противовоздушной обороны (ПВО).

3. Режим полета «С» - со скоростями полета от 17 М до первой космической круговой.

Основной режим для полета с первой космической круговой скоростью с целью достижения любого района земного шара, выполнения специальных задач с высокой вероятностью а также полет в ближнем и среднем космосе – в пределах Солнечной Системы.

Приятно было узнать из Internet что новый ВКС СиР-80 уже классифицирован НАТО как - «Black Dragon» - «Черный Дракон») – это уже оценка данной концепции. Следовательно просто заключаем что полет в космос это вполне доступное удовольствие и потребность в недорогих, надежных и простых в эксплуатации средствах доставки груза на орбиту Земли действительно высока. При рассмотрении концепции полностью многоразового воздушно космического самолета (ВКС) с аэродромным стартом объективно доказывается что существует возможность создания нового аппарата, причем на базе современных технологий и без привлечения помощи с других планет. По скромному мнению автора концепции – деньги следует экономить, и удельные затраты космических запусков от 141.9 \$/кг (9082 руб./кг) до 32.15 \$/кг (2058 руб./кг) вполне реальны. Изначально заложенная правильная концепция на 99% определяет будущее технологии – в особенности если она близка к оптимуму (совершенна).

Следует заметить, что изложенный совершенный базовый вариант ВКС - шаттл класса «Сибиряк» СиР-80 «Десперадо» - с взлетным весом 80000 кг защищен совершенной формулой патента (патент Российской Федерации 121796 RU U1):

« 1. Многоразовый воздушно-космический аппарат с аэродромным стартом, содержащий первую возвращаемую ступень с максимальными скоростями полета превышающими скорость звука, с внешним расположением второй возвращаемой ступени с максимальными скоростями полета превышающими скорость звука, отличающийся тем, что имеет плотную компоновку с малым аэродинамическим сопротивлением и первая возвращаемая ступень является беспилотной.»

Кроме высочайших тактико-технических характеристик – для примера весовой КПД – не менее $K_{сиб} = 5 / 80 = 0,0625$ для всех типоразмеров ВКС класса «Сибиряк» вследствие их конструктивного подобия. Для сравнения системы «Ангара А5» стартовым весом 790 тонн и «Ангара А7» стартовым весом 1154 тонны средний весовой КПД (отношение веса груза доставленного на НОО к полному стартовому весу): $K_{а5} = 25,8 / 790 = 0,0326$ и соответственно $K_{а7} = 35 / 1154 = 0,0300$ – здесь необходимо отметить провал характеристик для Ангара А-7.

Такой уровень характеристик для ВКС класса «Сибиряк» обеспечивают конструктивные решения в первую очередь - многоступенчатая схема ВКС - для увеличения энергетической эффективности (подобно многоступенчатым ракетам) – ведь незачем тащить с собой в космос лишний («отработанный») груз в виде нижних ступеней, двигателей. Применение крылатых схем для всех ступеней ВКС позволяет использовать по максимуму «бесплатную» аэродинамическую подъемную силу (и следовательно увеличивает эффективность) а также обеспечивает полную многоразовость системы в целом.

Дополнительные «бонусы» на ВКС класса «Сибиряк» - обеспечение гарантированного спасения полезной нагрузки и экипажа на всех этапах полета при возможных авариях или боевых повреждениях, значительное снижение термических нагрузок на первую и вторую ступень (в отличие от одно- и двухступенчатых прототипов типа МиГ-АКС, М-19 и Ту-2000). Также ВКС класса «Сибиряк» обеспечивают простоту отдельного обслуживания ступеней и эксплуатации системы (в отличие от космодромов и многоэтажных сооружений по подготовке ракет к старту).

Важным преимуществом можно считать создание новейшего уникального летательного аппарата на базе существующих конструктивных, технологических решений и изделий – что позволяет реализовать данный проект практически сразу без фазы проведения длительных дополнительных исследований и работ. Основные конструктивные части для ВКС различных взлетных весов используются от существующих летательных аппаратов аналогов с модернизацией в виде применения новых более современных конструкционных материалов.

В конечном итоге все это приводит к великолепным экономическим показателям системы и низкой удельной стоимости выведения на орбиту 1кг полезной нагрузки.

Перспективный воздушно-космический комплекс неограниченного радиуса действия Воздушно-космический самолет (ВКС) класса « Сибиряк» среднего стартового веса

Попробуем создать летательный аппарат класса «Сибиряк» с взлетным весом около 240 тонн (240000 кг) – то есть концепцию перспективного воздушно-космического комплекса с неограниченным радиусом действия (ВКС НРД) и сравним ее показатели с лучшими мировыми аналогами. Здесь неограниченный радиус действия подразумевает всю поверхность планеты Земля в качестве доступного оперативного полигона - для выполнения задач различного назначения.

Данная концепция ВКС НРД является изделием двойного назначения и впервые представлена ООО "Авиационные Космические Разработки" (Aerospace Research Keeping LLC) - компания которая изначально и по определению ориентирована на создание концепций перспективных воздушных и космических летательных аппаратов будущего.

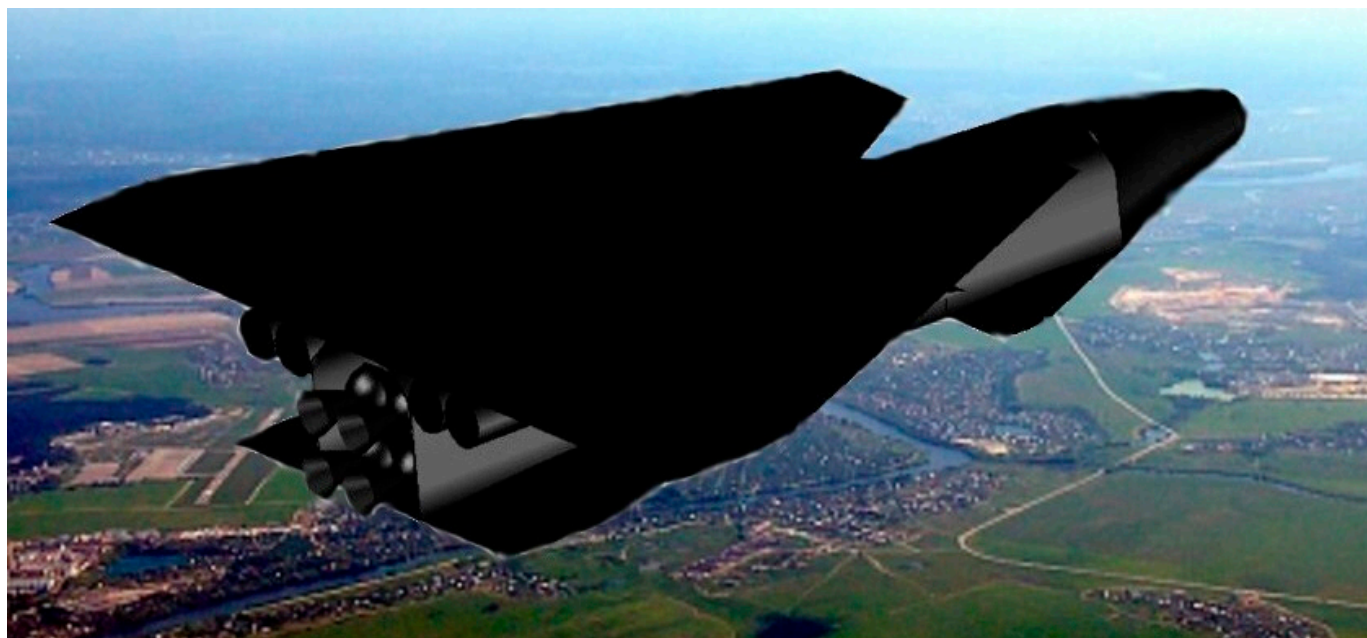


Рис. 51 Перспективный воздушно-космический комплекс ВКС НРД - ВКС СиР-240 «Быстрый».

Новый ВКС ВКС НРД СиР-240 «Быстрый» класса «Сибиряк» будет также представлять собой трехступенчатый летательный аппарат который возьмет себе все самые лучшие и эффективные конструктивные решения для данного типа технических устройств. Именно поэтому

технические и экономические показатели для супер шаттла ВКК НРД СиР-240 «Быстрый» перекроют данные лучших мировых аналогов класса и будут являться непревзойденными.

Для демонстрации возможности осуществления данной технологии выбраны следующие данные - в частности взлетный вес и двигатели первой ступени от известного самолета ТУ-160 – близкие к аналогу – 240 тонн при четырех двигателях НК-32 (включая варианты их перспективной модификации), что позволяет оценить эффективность аппарата и сферы его применения.

Российский перспективный авиационный комплекс дальней авиации ПАК ДА

В настоящее время основу стратегической авиации России и США составляют достаточно старые самолеты. Самый крутой американский бомбардировщик самого многочисленного типа Boeing B-52H Stratofortress был построен в 1962 году, и с тех пор самолеты этой модели лишь проходили модернизацию тех или иных систем. Известно - самым массовым стратегическим ракетоносцем ВВС России является Ту-95МС, который тоже нельзя назвать новым – первая машина этого типа поднялась в воздух в 1979 году. Несмотря на все ремонты и модернизации, техника устаревает как морально, так и физически, из-за чего ей требуется замена. Следует отметить, что в составе ВВС двух стран имеются и более новые стратегические бомбардировщики, однако по численности они не могут сравниться со «стариками». Кроме того, сравнительно крутые Northrop Grumman B-2 Spirit и Ту-160 в будущем тоже устареют и потребуют замены. Как видим, в течение ближайших десятилетий Соединенным Штатам и России срочно понадобятся новые стратегические бомбардировщики, которые смогут стать достойной заменой существующей технике. Проекты таких самолетов уже разрабатываются. Перспективный авиационный комплекс дальней авиации (ПАК ДА) является одним из самых важных проектов в рамках развития [6] российских ВВС. По имеющимся данным, самолет, созданный в ходе этой программы, в будущем сможет стать основным дальним бомбардировщиком отечественных ВВС. Его характеристики позволят заменить все существующие дальние бомбардировщики: Ту-95МС, Ту-22М3 и Ту-160.



Рис. 52 Один из вариантов проекта перспективного ракетоносца ПАК ДА для ВКС России.

Основной причиной этого является возраст имеющейся техники: к моменту начала серийного производства бомбардировщиков ПАК ДА у некоторых из существующих самолетов должен закончиться ресурс и их придется списать. Хотя формирование новых требований к перспективному стратегическому бомбардировщику для ВВС России началось еще в конце девяностых годов, но тогда, по ряду причин, эти работы прилично затянулись. [37]

Новый перспективный авиационный комплекс дальней авиации - ПАК ДА (условное наименование) ставит своей задачей создание бомбардировщика большой дальности для замены на вооружении ВВС России самолетов Ту-160, Ту-95МС (по версии лета 2009 г. и ранее) и Ту-22М3 (согласно заявлениям сделанным в декабре 2009 г.). Предварительные проработки облика ПАК ДА в конструкторских бюро и формирование требований к самолету со стороны ВВС начаты в 1999 г.

Подготовка к участию разных КБ в конкурсе на создание бомбардировщика пятого поколения начата в апреле 2007 г. В декабре 2007 г. объявлено о том, что ВВС России сформулировали тактико-технические требования по программе ПАК ДА (интервью главкома ВВС России Александра Зелина агентству "Интерфакс", декабрь 2007 г.). Вероятно, в конкурсе на разработку

Контракт на разработку бомбардировщика получила фирма «Туполев». Бомбардировщик нового поколения ПАК ДА (Перспективный авиационный комплекс дальней авиации) будет создан Конструкторским бюро имени Туполева. За последние годы официальные лица неоднократно называли примерное время начала того или иного этапа проекта, но позже заявленные сроки корректировались. К примеру, в середине прошлого десятилетия планировалось построить самолет-прототип к 2015 году и вскоре начать его испытания. В 2011 году первый полет «перенесли» на 2020 год, а принятие на вооружение запланировали на середину двадцатых. 28 ноября 2013 г. в СМИ заявлено, что в сентябре 2013 г. завершено согласование ОАК проектов с Министерством обороны и с 2014 г. начнутся полномасштабные ОКР по проекту ПАК ДА. Наконец, 06.08.2013 г. главком ВВС России генерал-лейтенант Виктор Бондарев заявил СМИ, что ПАК ДА будет дозвуковым, а так же будет нести больше вооружения и "более серьезного", чем, например, самолет Ту-160. [37]



Рис. 53 Один из вариантов проекта «нового перспективного» дозвукового ПАК ДА для ВКС России.

Точные сроки появления опытного самолета ПАК ДА, начала его испытаний или поставки серийных машин в войска пока вызывают некоторые вопросы. По ряду причин разного характера сроки могут сдвигаться в любую сторону. Первый полет бомбардировщика может состояться как раньше, так и позже называемого сейчас 2019 года. Из имеющихся сведений следует, что сейчас точному определению сроков мешает только сложность конструкторских работ. Важный этап формирования облика самолета уже пройден, а сейчас разработчики проекта заняты созданием проекта, в соответствии с которым будет строиться новая техника. Бомбардировщик ПАК ДА должен будет заменить самолеты нескольких типов: Ту-95МС, Ту-22М3 и Ту-160. Кроме того, известно, что он будет нести больше полезной нагрузки, чем Ту-160. Из этого следует, что перспективный бомбардировщик сможет брать на борт не менее 30 тонн ракетного или бомбового вооружения различных типов. По-видимому, ПАК ДА получит возможность использования всей номенклатуры вооружения существующих дальних бомбардировщиков, благодаря чему сможет нести и применять ракеты Х-22 или Х-55, а также перспективное оружие, например ракеты Х-101.

Конструкция самолета будет выполнена с широким использованием композиционных и радиопоглощающих материалов с целью облегчения массы и снижения ЭПР самолета. Главным доводом в создании дозвукового ПАК ДА выдвигалось именно его «малозаметность», - хотя после создания американцами, европейцами и китайцами квантового радара этот довод кажется очень и очень хилым, очевидно просто кто-то боится за свое теплое место у халявной госкормушки.

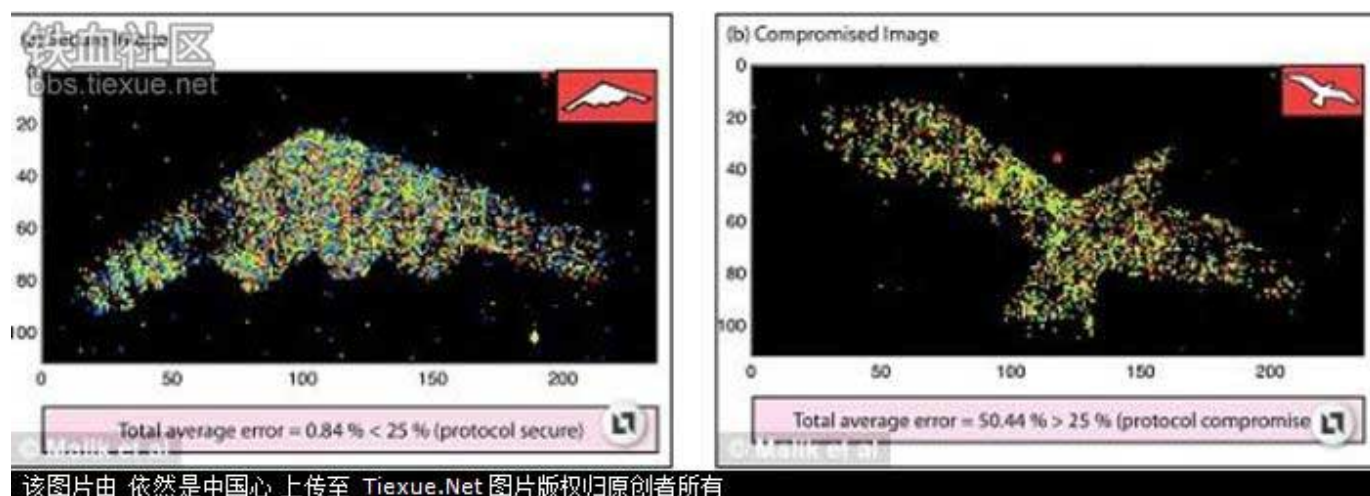


Рис. 54 Новый факт создания американцами, европейцами и китайцами квантового радара.

После информации от 06.08.2013 г. о том, что самолет будет выполнен дозвуковым и сможет нести больше и более мощной полезной нагрузки, чем Ту-160 не лишено смысла рассмотрение аэродинамической схемы "летающее крыло" с несколькими параллельными отсеками для полезной нагрузки. Двигатели: в 2011 г. начаты работы по двигателям для ПАК ДА. В разработке двигателей принимает участие ФГУП "ЦИАМ им. П.И. Баранова": ОКО "Кузнецов" (двигатели НК) - в 2012 г. по проекту разработки двигателя для ПАК ДА подготовлено техническое предложение по двигателю для включения в эскизный проект ПАК ДА. Так же вероятно использование двигателя НК-32 второго этапа модернизации производства ОАО "Кузнецов" с тягой до 30000 кг. Двигатель должен быть подготовлен в 2017-2018 г.г. Возможно, в источнике двигатель упоминается не в связи с программой ПАК ДА, а в связи с программой модернизации Ту-160. 7 ноября 2014 г. ОАО "Кузнецов" сообщает об успешном завершении первых стендовых испытаний прототипа.



Рис. 55 Чрезвычайно старенький послевоенный английский бомбардировщик «Вулкан» («Vulcan»).

Чрезвычайно странным обстоятельством оказалось то, что демонстрируемый макет ПАК ДА (рис. 53) оказался как две капли похож на послевоенный английский бомбардировщик «Вулкан» (рис. 55). Возможно у главного конструктора ПАК ДА закончилась фантазия или он большой фанат Джеймса Бонда, который долго искал такой самолет под водой, - но если низ самолета покрасить в голубой цвет, а верх покрасить в цвет сибирской тайги – то китайцы с перепугу могут подумать что он «невидимый» или хотя бы малозаметный.

Количество планируемых к постройке самолетов ПАК ДА пока не определено. Появление подобных цифр следует отнести к следующим этапам проекта, когда станут известны характеристики и боевые возможности нового самолета, а также его стоимость. Нельзя исключать, что примерные планы на этот счет уже есть, но они пока не оглашены. Вероятно, количество запланированных бомбардировщиков будет объявлено во второй половине текущего десятилетия. Исходя из того факта, что ПАК ДА призван заменить существующие дальние бомбардировщики, он может быть построен серией, как минимум, в несколько десятков единиц.

Американский перспективный авиационный комплекс, бомбардировщик LRS-B

С середины прошлого десятилетия США работают над собственным проектом перспективного стратегического бомбардировщика. За это время военные и авиационная промышленность провели ряд исследований и определили некоторые черты облика нового самолета. Примечательно, что программа разработки нового дальнего бомбардировщика несколько раз меняла свое название. Она стартовала под обозначением 2018 Bomber («Бомбардировщик 2018 года»), затем называлась NGB (Next-Generation Bomber – «Бомбардировщик следующего поколения»), а теперь известна как LRS-B (Long-Range Strike Bomber – «Дальний ударный бомбардировщик»).

Программа 2018 Bomber была начата с целью создания нового стратегического бомбардировщика, способного заменить устаревшие B-52 и B-1. Эти самолеты не в полной мере устраивают военных и поэтому требуют замены. Целью нового проекта, как ясно из его названия, было создание бомбардировщика к 2018 году. Дальнейшие события в рамках программы показали, что такие планы были чересчур смелыми. Сроки начала строительства самолетов сдвинулись, а проект получил новое название – NGB. [37]

Одним из самых важных вопросов на ранних стадиях проекта 2018 Bomber/NGB был общий облик бомбардировщика. Рассматривались перспективы нескольких предложений. Самолет мог быть до- или сверхзвуковым, рассматривались и сравнивались пилотируемый и беспилотный варианты, а также другие особенности проекта. В итоге было решено строить дозвуковой бомбардировщик с кабиной пилотов. Использование беспилотных технологий, равно как и создание сверхзвукового самолета, посчитали нецелесообразным. В дальнейшем все требования к бомбардировщику NGB формировались в соответствии с определенной концепцией.

Еще во время использования названия 2018 Bomber появились предложения относительно методов работы перспективного самолета. Предполагалось, что он сможет летать на большие расстояния, а также осуществлять патрулирование в удаленных районах. Для этого самолет должен быть построен с использованием т.н. стелс-технологий, а также использовать набор радиоэлектронного оборудования, позволяющий ему получать необходимые данные и быстро выполнять поставленные задачи. В последние годы Пентагон вынужден работать в условиях постоянных сокращений военного бюджета, из-за чего ему приходится замораживать уже начатые проекты, а также откладывать реализацию планируемых. Одним из подобных «небезучих» проектов оказался 2018 Bomber/NGB/LRS-B. На протяжении нескольких последних лет военные и Конгресс спорят о необходимости подобной разработки, о ее особенностях и стоимости. Как результат, к настоящему времени разработка самолета все еще на начальном этапе, правда это не показатель, поскольку американские корпорации оснащены современными комплексами для быстрой электронного проектирования – например фирма Боинг заявляет о возможности создания проекта нового изделия в течение одного года (!!!) - именно с помощью технологий виртуальной среды. Требования к новому самолету LRS-B постоянно корректируются, но общие их черты в течение последних лет остаются без изменений. К примеру, в начале 2011 года считалось, что общая



Рис. 56 Проект США LRS-B (Long-Range Strike Bomber – «Дальний ударный бомбардировщик»).

стоимость программы LRS-B не должна превышать 40-50 миллиардов долларов. За эти деньги предполагалось приобрести 175 самолетов: 10 эскадрилий по 12 бомбардировщиков, а также 55 учебных и резервных самолетов. Предполагалось, что для компенсации роста стоимости программы количество запланированных самолетов можно будет сократить за счет резерва. Самолет LRS-B было решено делать дозвуковым. Дальность полета без дозаправки задавалась не менее 5000 миль (более 9200 километров). Требуется предусмотреть систему дозаправки в полете, предназначенную для повышения радиуса действия. Боевая нагрузка самолета не должна была превышать 28 тыс фунтов (около 12,7 тонны). В номенклатуру применяемых боеприпасов предлагалось включить все существующие и перспективные управляемые и неуправляемые типы ракетно-бомбового вооружения. Требовалось предусмотреть возможность использования ядерных боеприпасов. Бомбардировщик LRS-B должен быть способен выполнять боевую задачу в любых условиях и любых метеоусловиях. Кроме того, требуется обеспечить выживание самолета при выполнении боевой задачи над территорией противника, в зоне действия его противовоздушной обороны. Для этого конструкция бомбардировщика должна быть выполнена с использованием стелс-технологий, а в состав бортового оборудования необходимо включить современные системы радиоэлектронной борьбы с высокими характеристиками.

Самолет LRS-B предполагается оснастить самым современным радиоэлектронным оборудованием, позволяющим производить наблюдение за обстановкой и обмениваться тактической информацией с базой и другими самолетами. В дальнейшем предлагалось создать соответствующий набор оборудования и сделать на основе LRS-B беспилотный самолет. Такая версия бомбардировщика, как ожидалось, могла бы иметь больший боевой потенциал в сравнении с базовой пилотируемой. В конце февраля 2014 года командование ВВС огласило новые планы на перспективные стратегические бомбардировщики. Теперь предполагается, что новый самолет будет готов к серийному производству в первой половине двадцатых годов. В середине следующего десятилетия ВВС США получат первые серийные машины новой модели. Пока предполагается приобрести от

80 до 100 самолетов LRS-B. Точное их количество будет определено лишь после разработки проекта и формирования окончательной стоимости самолетов. В конкурсе принимают участие компания Northrop Grumman и альянс фирм Boeing и Lockheed Martin. Кто именно станет головным разработчиком бомбардировщика LRS-B – покажет время.

Ход двух проектов, направленных на развитие стратегической авиации США и России, заметно отличается, хотя и имеет некоторые общие черты. Страны уже не первый год занимаются созданием новых дальних бомбардировщиков и уже строят планы о сроках завершения работ. При этом нельзя не отметить стадии, на которых сейчас находятся два проекта. Российская программа ПАК ДА вступила в стадию основных опытно-конструкторских работ, а американский проект LRS-B дошел до конкурсного этапа. Несмотря на это, оба бомбардировщика должны впервые подняться в воздух примерно в одно время – не ранее конца текущего десятилетия. Поставки самолетов в войска планируется начать в середине двадцатых годов.

В обоих проектах предполагается применить массу новых идей и технических решений, которые помогут перспективному самолету получить высокие характеристики. Военные двух стран имеют свои собственные взгляды на облик дальнего бомбардировщика ближайшего будущего, из-за чего самолеты будут серьезно отличаться. Какими будут эти отличия, а также как будут выглядеть перспективные стратегические бомбардировщики, пока до конца не ясно. [37]

В последнее время на страницах специальных и периодических изданий активно обсуждаются проблемы, связанные с созданием в развитых странах мира авиационной техники 5-го поколения, перспективных средств воздушно-космического нападения (СВКН) и борьбы с ними. При этом тематика обсуждаемых проблем создания в России перспективного авиационного комплекса фронтовой авиации (ПАК ФА), касающихся в основном путей достижения тактико-технических характеристик и показателей боевых возможностей этого комплекса, наводит на грустные мысли о том, что создается комплекс в основном под решение очень важной, но далеко не единственной задачи фронтовой (оперативно-тактической) авиации в будущих войнах. Для достижения успеха в любой войне помимо оборонительных средств ведения вооруженной борьбы необходимо иметь и эффективные ударные средства.

Описание концепции и технические данные ВКК НРД СиР-240 «Быстрый»

Главная Задача - создание средства доставки полезной нагрузки с неограниченным радиусом действия, что подразумевает всю поверхность планеты Земля в качестве доступного оперативного полигона для выполнения задач различного назначения, выполненного на базе современных технологий, в виде воздушно-космического самолета двойного назначения, надежного и простого в эксплуатации. Задача решается если разбить ее на более простые составляющие и правильно расставить основные алгоритмы, разумеется руководствуясь на основополагающими пунктами:

1. ВКК НРД Сибиряк СиР-240 «Быстрый» должен быть многоступенчатым - для увеличения энергетической эффективности, - для базового варианта достаточно трех ступеней, и крылатым - что обеспечивает гарантированное спасение полезной нагрузки и экипажа на всех этапах полета при возможных авариях или боевых повреждениях и некоторые специальные функции. Также значительно снижаются термические нагрузки на первую и вторую ступень, обеспечивается простота раздельного обслуживания ступеней и эксплуатации комплекса.

2. ВКК НРД Сибиряк СиР-240 «Быстрый» должен иметь конструктивные решения и варианты для будущей модернизации данного комплекса и применять простые и компактные компоновки с нижним или передним расположением ступеней, использовать доступные технологии и материалы на первом этапе реализации.

3. ВКК НРД Сибиряк СиР-240 «Быстрый» должен иметь вариант изделия с экипажем на третьей ступени (управление первой и второй ступеней – автопилот и дистанционное), а также полностью беспилотный вариант с увеличенными эксплуатационными перегрузками для выполнения специальных задач.

Ниже приводятся трехмерные изображения основных частей (ступеней) для основного варианта. Конструкция представляет собой трехступенчатый летательный аппарат пакетно-продольной схемы (Рис.57 позиция 4).

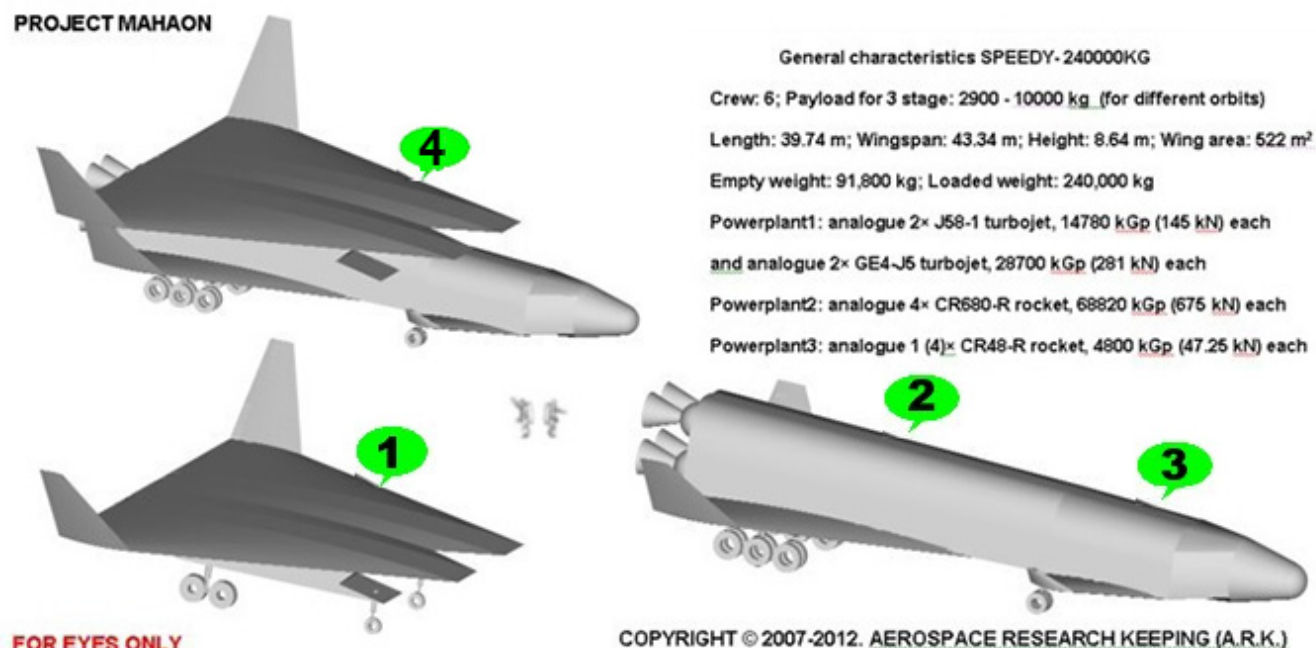


Рис. 57 Трехмерные изображения трех ступеней супер шаттла ВКК НРД Сибиряк СиР-240 «Быстрый»

Компоновку в форматах AutoCAD можно загрузить на сайте <http://www.spacecreator.ru> по действующим ссылкам: <http://www.spacecreator.ru/ZIPPES/ Drawing240.dwg>

Дополнительная информация, описание составных частей малого прототипа ВКК НРД Сибиряк СиР-240 «Быстрый» с взлетным весом 240000 кГ доступна на сайте компании <http://www.spacecreator.ru/frame3.html> и <http://www.spacecreator.ru/SPACE/potchet.pdf>

Первая разгонная ступень ВКК НРД Сибиряк СиР-240 – позиция 1 на рис. 57.

Основная функция ступени - разгон и ускорение вторых и третьих ступеней до высоких

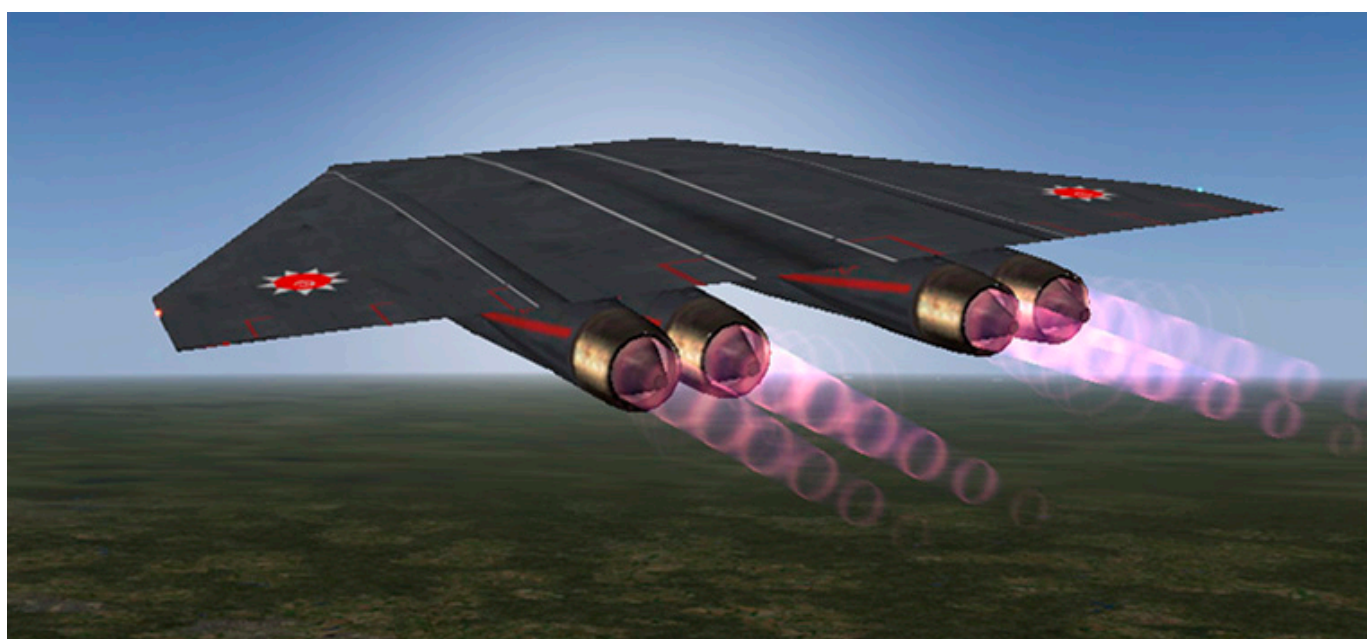


Рис. 58 В полете первая ступень варианта нового супер шаттла - (ВКС) СиР-240 «Черная Вдова»

сверхзвуковых скоростей в районе чисел Маха 3 – 4 и набор высоты 25-30 километров. Управление первой ступенью – дистанционное и автопилот. Аэродинамическая схема первой ступени воздушно космического аппарата класса «Сибиряк» - классическое треугольное «летающее крыло» на котором закреплены два двигательных отсека с четырьмя ТРДДФ двигателями, - уже между которыми подвешивается тандем-сборка второй и третьей ступеней шаттла, и в которых размещаются четыре стойки шасси – «автомобильная» схема.

Траектория разгона первой ступени (в основных фазах соответствует разгону самолета SR-71) и различается для вариантов полета «А», «В» и «С» - достаточно полно отражена в расчетных данных демонстрационного прототипа меньшей размерности СиР-80 в первом приближении - по данным файла <http://www.spacecreator.ru/ZIPPE/REZSRS.txt>

Преимуществом «летающего крыла» является отсутствие фюзеляжа и больших плоскостей управления, что снижает аэродинамическое сопротивление, удельную массу и даёт возможность существенно увеличить массу полезной нагрузки. Беспилотный вариант еще больше повышает качество компоновки. Геометрия крыла – аналог крыла SR-71, вариант крыла с боковыми плоскостями управления и стабилизации равнозначен варианту крыла без боковых плоскостей с элевонно-интерцепторным управлением по типу самолета В-2А.

Геометрия сдвоенных двигательных отсеков (всего четыре двигателя НК-32) – основной аналог сдвоенного двигательного тракта ТУ-144. Покрытие конструкции – термостойкое барьерное напыление с высоким коэффициентом поглощения – по типу покрытия краской самолета SR-71.

Основной материал конструкции крыла и двигательных отсеков – полимерные композиционные материалы (ПКМ) (высокая прочность и низкая теплопроводность), в частности углепластики с рабочей температурой 330 С. Допускается для первого варианта использование в силовой конструкции других материалов, в частности титановых сплавов.

Удельная расчетная нагрузка на крыло для первого вариант 450 кг/м². Общий коэффициент расчетной перегрузки 2G (Аналог В-2А) . Посадочный механизм первой ступени (шасси) – четырехколесный «автомобильная схема» - рассчитывается на нагрузку(!) в виде сухого веса I ступени, - убираются в двигательные отсеки в пространство между двигателями.

Двигатели – для начального этапа НК-32 с тягой 14 000/25 000 кГс в количестве четырех с дальнейшим развитием и модернизацией до 16 000/30 000 кГс - при этом они обеспечивают гарантированно расчетные характеристики на всех этапах работы первой ступени. Система МІРСС (Mass Injection Pre-Compressor Cooling) – для уменьшения тепловых нагрузок на компрессор ТРДДФ путем впрыска охлажденных воды и кислорода на входе в двигатель.

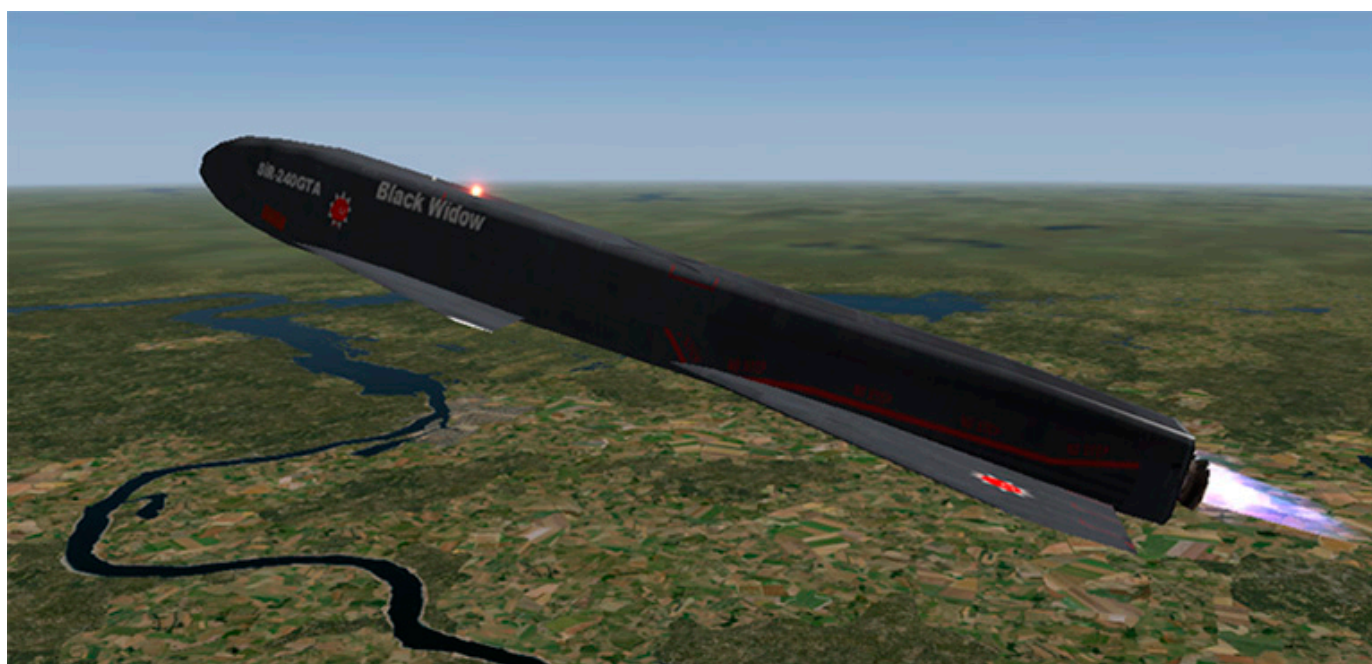


Рис. 59 В полете сборка второй и третьей ступеней супер шаттла (ВКС) СиР-240 «Черная Вдова»

Вторая разгонная ступень ВКК НРД Сибиряк СиР-240 – позиция 2 на рис. 57 (тандем-сборка второй и третьей ступеней). Основные функция ступени – разгон, полет с гиперзвуковой скоростью и ускорение третьей ступени до высоких гиперзвуковых скоростей не превышающих первую космическую (круговую) скорость (без выхода на орбиту). Управление – дистанционное и автопилот. Беспилотный вариант еще больше повышает качество компоновки.

Аэродинамическая схема второй ступени - классическая: фюзеляж – треугольное крыло с управляющими плоскостями и трехточечное шасси. Ближайший аналог этой конструкции – экспериментальный аппарат XS-1, «Avatar». Геометрия крыла – основной аналог горизонтальной плоскости X-34, «Avatar». В носовой части устанавливается третья ступень, - в полете она частично экранирует фюзеляж второй ступени от максимального теплового потока. Термическая защитная изоляция (ТЗИ) комплексная – обычная тонкая пассивная высокотемпературная (аналог X-34) - носок крыла и на нижних поверхностях крыла и фюзеляжа и аварийная активная инжекционная – впрыск жидкого криоагента (азот – N₂) с поглощающими и экранирующими тепловое излучение (оксид углерода - CO) присадками - на передней части фюзеляжа. Верхние и боковые поверхности крыла и фюзеляжа – по типу покрытия SR-71 «Black Bird» и аналога X-34.

Основной материал конструкции крыла и фюзеляжа ступени – термостойкие полимерные композиционные материалы (ПКМ) с рабочей температурой 330 С (высокая прочность и низкая теплопроводность). Допускается для первого варианта использование в силовой конструкции других материалов, в частности титановых сплавов.

Удельная расчетная нагрузка на крыло для первого варианта 450 кг/м². Общий коэффициент расчетной перегрузки 2G. Посадочный механизм первой ступени (шасси) – «трехточечное шасси» с передней опорой - рассчитывается на нагрузку в виде полного взлетного веса всех трех ступеней – 240000 кГ, - убирается в фюзеляж второй ступени.

Топливные баки располагаются в фюзеляже, для первого варианта прототипа ВКК НРД с жидкостными реактивными двигателями (ЖРД) - два танка с использованием в силовой конструкции стенок фюзеляжа - ближайший аналог «Avatar», топливо – керосин (как самый простой начальный вариант) и окислитель - жидкий кислород. Применение других эффективных

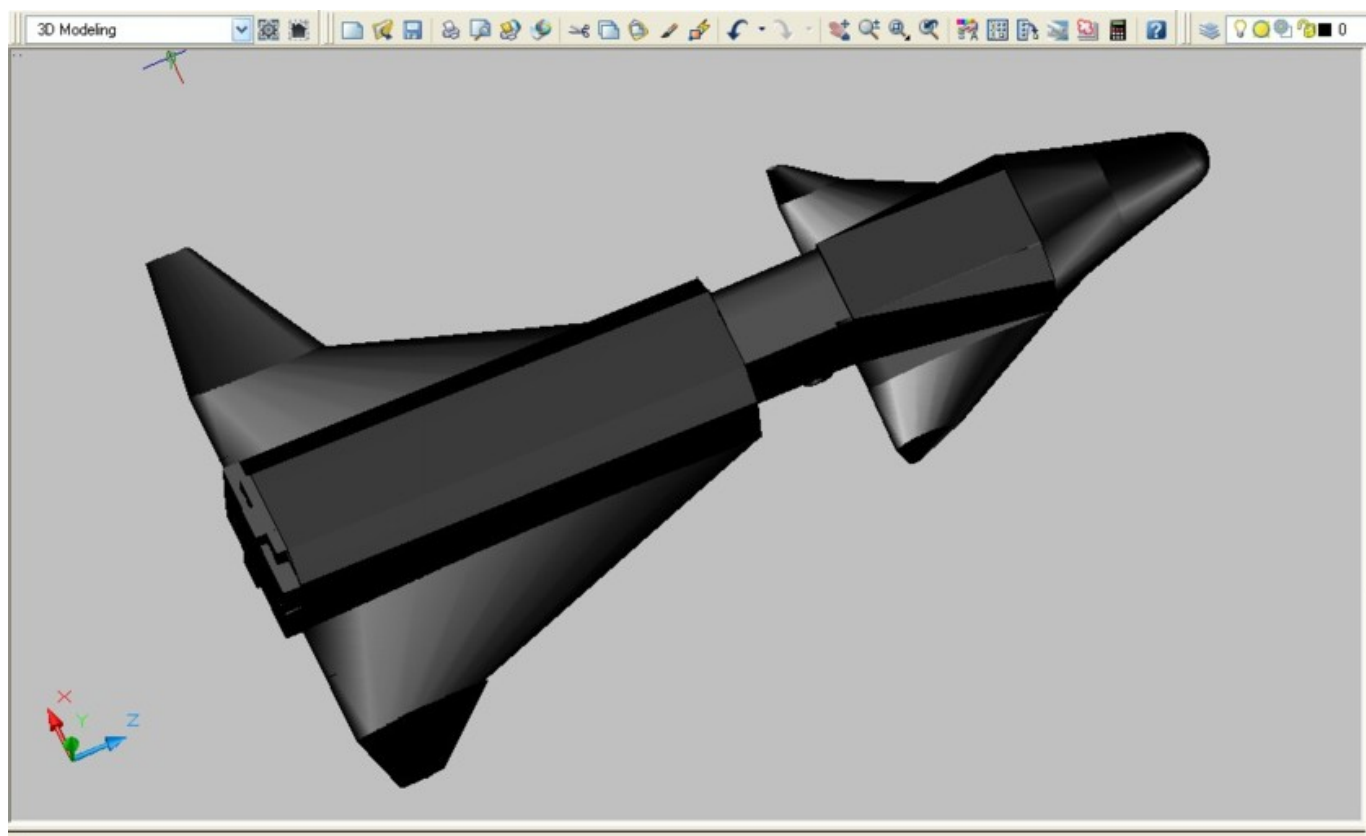


Рис.60 Вторая ступень ПАК НРД Сибиряк СиР-240В «Валькирия» с гиперзвуковым двигателем

энергетиков и двигателей зависит от миссии гиперзвукового самолета. В последующем при установке на вторую ступень гиперзвукового матричного двигателя топливный танк один. Вторая ступень – в принципе это вторая ступень ракеты с крыльями и шасси для посадки на аэродром.

Двигатели первого варианта - аналоги НК-33, РД-108, для более экономичного и эффективного варианта ВКК НРД применить гиперзвуковые двигатели второй ступени (ГПВРД). Применение гиперзвуковых двигателей возможно после конструктивной адаптации новых образцов.

Верхний предел скорости устанавливается возможностью сгорания топлива в проходящем воздушном потоке и составляет порядка 17 М, поэтому применение такого двигателя на второй ступени (без выхода в космос) оправдано. Очевидно что применение гиперзвуковых двигателей, использующих для сгорания топлива атмосферный кислород, значительно увеличивает весовую эффективность системы в целом – именно на величину веса окислителя, применяемого в первом начальном варианте второй ступени. Этот вес можно добавить на третью ступень и тем самым увеличить полезную нагрузку, - однако сегодня реален вариант применения жидкостных ракетных двигателей. При этом для варианта «А» и «В» во второй ступени выполняется отсек для полезной нагрузки – к примеру кассеты с несколькими гиперзвуковыми ракетами класса «Барракуда».

Третья оконечная ступень ВКК НРД Сибиряк СиР-240 – позиция 3 на рис. 57.

Основная функция - ускорение до высоких скоростей превышающих первую космическую (круговую) скорость и выход на круговую орбиту – для варианта «С» - (НОО - низкая околоземная орбита) или спасение экипажа (полезной нагрузки). Управление ступенью (а также всем аппаратом на режиме взлета и траектории полета «А», «В», «С») – экипаж 2-3 человека, но возможен также беспилотный вариант с дистанционным управлением и автопилот, что определяется миссией.

Аэродинамическая схема варианта третьей ступени - классическая: фюзеляж и крыло с управляющими плоскостями – но четырехточечное шасси – как СиР-37В. Ближайший аналог конструкции – экспериментальные крылатые аппараты Х-37, Норе. Геометрия крыла – аналог горизонтальной плоскости Норе. Носок фюзеляжа тупой с большим радиусом кривизны. Остекление в гермокапсуле экипажа отсутствует вследствие применения видео-технологий отображения внешней информации, что также упрощает конструкцию.



Рис.61 Третья ступень – вариант СиР-37В класса «Сибиряк» выполняет функции космолана Х-37В

Термическая защитная изоляция (ТЗИ) комплексная – обычная усиленная пассивная

высокотемпературная, по типу Х-37 - носок крыла и низ фюзеляжа, на нижних поверхностях крыла и фюзеляжа – и основная ТЗИ - активная инжекционная (аналог Х-37В) – впрыск жидкого криоагента (азот – N₂) с поглощающими и экранирующими тепловое излучение (оксид углерода - СО) присадками в пограничный слой – на носке крыла, носке и передней части фюзеляжа. Верхние поверхности крыла и фюзеляжа и боковые фюзеляжа – тонкая пассивная теплоизоляция – покрытие по типу термостойких силиконов аппаратов Х-34, Х-37.

Третья ступень концепта российского многоразового воздушно-космического самолета класса "Сибиряк" может выполнять на орбите работу американского космолана Х-37В, но при этом не потребуются запуск ракеты-носителя, а только старт с обычного аэродрома. В качестве прототипа рассматривается аппарат (третья ступень) СиР-37В весом шестнадцать тонн. Очевидно что этот русский космолан даже внешне отличается от американского аналога Х-37В, ясно видно что шасси вынесены из нижней части фюзеляжа с высокими температурами при спуске с орбиты, - на боковые панели как у многих современных боевых самолетов. Этим обеспечивается большая надежность, так как исключаются ниши и зазоры в нижней поверхности подверженной воздействию экстремальных температур и повреждения при эксплуатации во время выпуска и уборки шасси.

Также крылья расположены над верхней частью фюзеляжа и могут поворачиваться в "V"-образное положение и тем самым обеспечивать высокую устойчивость космолана при спуске в верхних слоях атмосферы. Такое решение впервые применено на аппаратах Space Ship One, а также задние плоскости на Х-37В. Также при этом крыло выносится из зоны экстремальных температур и может иметь без толстой высокотемпературной теплоизоляции приемлемый сверхзвуковой профиль что повышает аэродинамическое качество космолана.

Основной материал конструкции крыла и фюзеляжа ступени – термостойкие полимерные композиционные материалы (ПКМ) (высокая прочность и низкая теплопроводность). Допускается для первого варианта использование в силовой конструкции титановых сплавов. Удельная расчетная нагрузка на крыло для первого варианта 450 кг/м². Общий коэффициент расчетной перегрузки 3-4G. Посадочный механизм первой ступени (шасси) – «четырёхточечное шасси» - рассчитывается на нагрузку в виде сухого веса III ступени и полезной нагрузки, - убирается в фюзеляж ступени сбоку как у современных маневренных самолетов.

Топливные баки располагаются в фюзеляже, топливо для упрощенного первого варианта – керосин и жидкий кислород с развитием в следующих вариантах. Двигатели первого варианта - ракетные ЖРД– аналоги РД-0124, РД-108. Внутри корпуса третьей ступени располагается отсек полезной нагрузки для размещения к примеру кассеты с несколькими гиперзвуковыми боеголовками типа «Пиранья» или другое оборудование.

В компоновке заложен изначально потенциал к будущему развитию, первая разгонная ступень несколько раз в сутки может запускать функционально разные вторые и третьи ступени, - причем конструкция довольно совершенна - для примера первая разгонная ступень – только крыло и двигатели – проще быть не может, то есть реализовать новый эффективный аппарат возможно.

Технические данные трехступенчатого ВКК НРД Сибиряк СиР-240 «Быстрый»

Длина - 39.74 м. Размах крыла - 43.34 м. Несущая площадь - 522 м². Взлетный вес - 240000 кг.

Скорость полета режим «А» - до 3-4 М. Скорость полета режим «В» - до 17 М.

Скорость полета режим «С» - до первой круговой космической и выше.

Двигатели первой ступени - НК-32 с тягой 14 000/25 000 кгс в количестве четырех штук,

Дальнейшее развитие - НК-32(М) с тягой 16 000/30 000 кгс в количестве четырех штук.

Двигатели второй ступени -НК-33, РД-108, двигатели третьей ступени - РД-0124, РД-108.

Полезная нагрузка при полете в атмосфере – до 30000 кг.

Полезная нагрузка при полете вне атмосферы – до 15000 кг.

Основной режим для полета с первой космической круговой скоростью с целью достижения любого района земного шара и выполнения специальных задач с высокой вероятностью.



Рис. 62 Отделение первой ступени супер шаттла (ВКС) СиР-240 от сборки второй и третьей ступеней

Набор высоты в демонстрационной программе ПАК НРД близок к аналогичной программе самолета SR-71 - набор 7600 метров за 180 секунд (3 минуты) – для сравнения самолет SR-71 - 7500 метров за 2.5 минуты. $W(z)$ - скорость полета. $H(z)$ - высота полета.

Технические показатели для базового варианта ВКС НРД Сибиряк СиР-240 «Быстрый» перекрывают данные лучших мировых аналогов. ВКС НРД Сибиряк СиР-240 «Быстрый» обладает дополнительными уникальными возможностями по сравнению с ПАК ДА и LRS-B:

- возможность полета на трех качественно разных режимах полета с различными скоростями что увеличивает диапазон выполняемых задач;
- возможность использования аппарата в беспилотном варианте с перегрузками выше уровня переносимых человеческим организмом;
- возможность старта третьей ступени в качестве спасательной капсулы экипажа и полезной нагрузки аппарата на любых этапах полета.

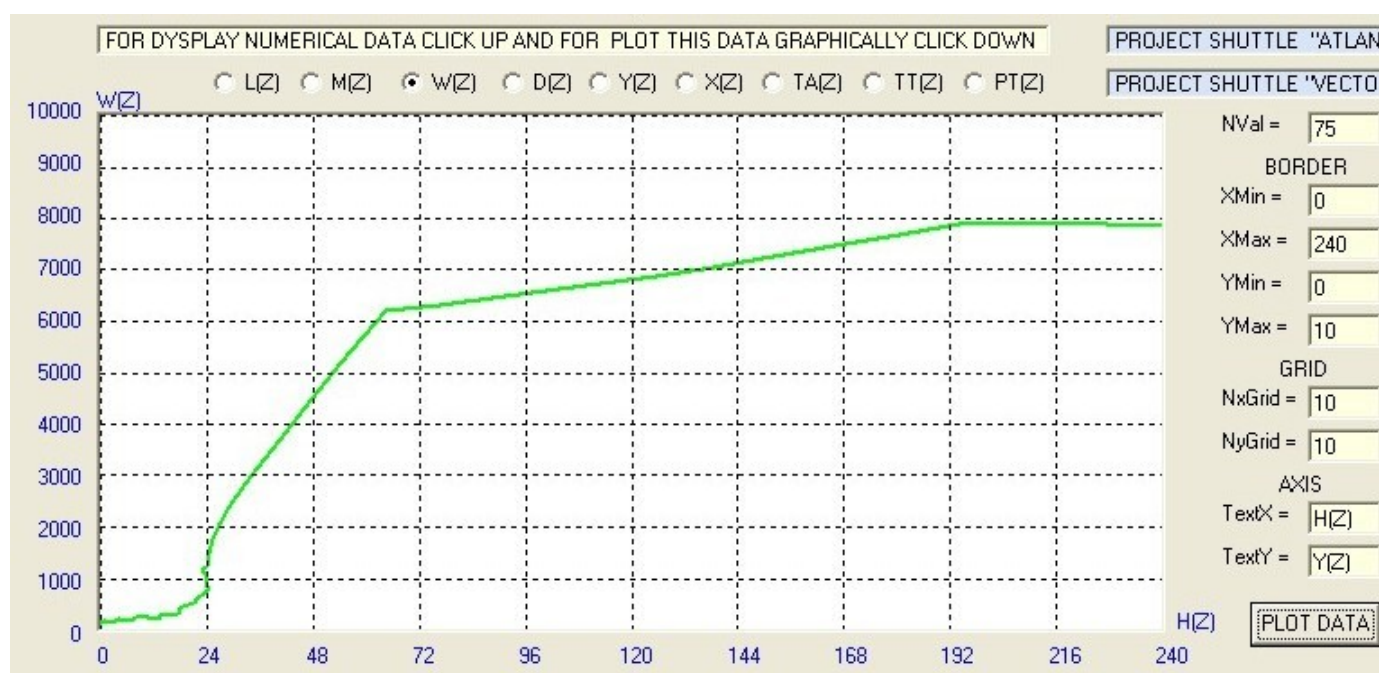


Рис.63 Диапазон скоростей полета ПАК НРД Сибиряк СиР-240 «Быстрый» на разных высотах

Критерий «стоимость - эффективность - реализуемость» ВКС «Сибиряк» СиР-240

Исторически сложилось что для всех вновь создаваемых авиационных и космических аппаратов самой важнейшей задачей при рассмотрении критерия «стоимость - эффективность - реализуемость» является выбор аналога для сравнения. Желательно сравнивать с реально летавшей конструкцией, в противном случае все оценочные числовые значения будут призрачными и как показывает опыт создания многих изделий (пример - системы «Space Shuttle» и «Энергия Буран») во многом ошибочными. Конечно ВКС класса «Сибиряк» является самолетом в полном смысле этого слова, но это самолет, летающий в космос, и здесь неизбежно должна присутствовать специфика в оценке его космической части как по такому комплексному Критерию «стоимость - эффективность - реализуемость».

Оценка ВКС класса 240 тонн по критерию стоимости разработки и единицы изделия

Для всех ВКС класса «Сибиряк» ближайшим реально летавшим аналогом может быть чрезвычайно дорогой американский космолан X-15 с взлетным весом 15195 кГ, который достиг высоты полёта 107 км, - развил скорость до 6,72 М, и который должен дать завышенные данные по стоимости разработки и цене опытного образца. С использованием этого аналога в специальном отчете по концепции «Полностью многоразового воздушно космического самолета (ВКС) с аэродромным стартом» был произведен первый предварительный анализ на использовании модели NASA-Air Force Cost Mode (NAFCOM) где оценивается DDT&E (Design, Development, Testing and Evaluation) – а именно прогноз цены: Проектирование, Разработка, Тестирование и Оценка, а также TFU (Theoretical First Unit) – и цена: Стоимость Единицы Изделия.

Возьмем за основу для оценки изделие среднего класса «Сибиряк» ВКС СиР-240 с увеличенной тяговооруженностью – четыре (4) двигателя НК-32 и взлетным весом 240 тонн - характеристики других легких и тяжелых подклассов могут быть оценены через умножение на простые числовые коэффициенты, поскольку все ВКС этого класса аэродинамически – геометрически подобны.

Программа эксплуатации ВКС СиР-240ГТА предусматривает для примера полеты первой (определяющей) ступени со средней интенсивностью 250 раз в год. При этом работают до 12 операторов (аналог X-15) на земле (включая трех обслуживающих механиков для каждой ступени), 22 офицера управления полетом и два-три пилота ВКС (для пилотируемого полета).

Для всего персонала назначается зарплата - \$220500 USD в год. Все прочие расходы принимаются 10% от величины фонда зарплаты. Стоимость эксплуатации воздушного аппарата рассчитывается с использованием средней стоимости за час полета - 7000 \$/час - длительность полного цикла полетной операции принимается 2.5 часа – всего \$18000).

Оценки стоимости проекта основаны на использовании модели NASA-Air Force Cost Mode (NAFCOM) где оценивается DDT&E (Design, Development, Testing and Evaluation) – прогноз цены: Проектирование, Разработка, Тестирование и Оценка, а также TFU (Theoretical First Unit) – цена: Стоимость Единицы Изделия. Оценка производится по эмпирическим зависимостям в виде:

$$COST = CF * A * Weight^B, \text{ где } CF = 0.1$$

В результате расчетов получаем для ВКС «Сибиряк» СиР-240ГТ полная стоимость разработки в первом приближении около 27 млрд. рублей (421,6 \$ М) и стоимость опытного экземпляра около 6,692 млрд. рублей (119,5 \$ М) по среднему курсу валют. Для сравнения у нового самолета F-22 TFU ~ 345\$ М, поэтому ВКС «Сибиряк» СиР-240ГТ дешевле.

Таблица 1 представляет экономический прогноз для трехступенчатого ВКС «Сибиряк» СиР-240ГТ по эксплуатационным расходам и стоимости проекта.

Таблица 5. Экономический прогноз для трехступенчатого ВКС «Сибиряк» СиР-240ГТ

Эксплуатационные расходы		Части ВКС, \$ М	DDT&E	TFU
Наземные службы: 12		Данные 1 ступени:		
Фонд зарплаты, USD	2646000	Двигатели	124.3	12.3
Прочие расходы, USD	264600	Крыло	25.68	14.1
Полные затраты, USD	2910600	Двигательн. отсеки	6.23	6.2
Полетные службы: 25		Шасси	2.0	0.4
Фонд зарплаты, USD	5512500	Системы	20.5	7.5
Прочие расходы, USD	551250	Данные 2 ступени:		
Полные затраты, USD	6063750	Двигатели	59.4	2.4
Количество полетов: 250		Фюзеляж	30.7	16.2
Затраты на ВКС, USD	4375000	Крыло	21.40	12
Прочие затраты, USD 1334935		Термоизоляция	20.6	9
Полные затраты, USD 14684285		Шасси	3.41	0.6
Затраты на полет, USD 58737		Системы	12.21	5.6
		Данные 3 ступени:		
		Двигатели	20.6	1.5
		Фюзеляж	19.3	11
		Крыло	2.85	1.5
		Термоизоляция	21.46	10
		Шасси	1.4	0.2
		Системы	29.5	9
		Данные СиР-240ГТ:	421.6	119.5

* - Детализация расходов для справки

Суммарно полная стоимость разработки и стоимость одного экземпляра ВКС:

$$Стп = 421,6 + 119,5 = 541,1 \$ М$$

Поскольку СиР-240ГТ является многоразовым аппаратом, то стоимость проекта может разниться по кредитной политике проекта на период эксплуатации, который может быть не менее 20 лет (исходя из опыта службы самолетов этого класса) и годовая стоимость:

$$Сгс = 541,1/20 = 27,055 \$ М в год.$$

С учетом годовых затрат на эксплуатацию $Сэк = 14,68 \$ М$ полная годовая стоимость проекта

$$Спр = Сгс + Сэк = 27,055 + 14,68 = 41,735 \$ М (2,337 млрд. рублей)$$

При годовой программе 250 запусков ВКС «Сибиряк» СиР-240ГТА получаем затраты на полет

$$Спт = 41,735 / 250 = 0,167 \$ М (9,35 млн. рублей)$$

При весе груза выводимого на НОО ВКС «Сибиряк» СиР-240ГТА в 15000 кг, затраты на 1кг:

$$Скг = 167000 / 15000 = 11,13\$/кг (667,8 рублей/кг)$$



Рис. 64 Российские самолет Ту-160 «Белый Лебедь» и боевой вариант ВКС СиР-240ГТА «Черная Вдова»

Как авиационный аналог - к ВКС «Сибиряк» СиР-240 наиболее близок самолет Ту-160 по количеству двигателей – четыре (4) двигателя НК-32 и взлетным весом 275 тонн. Однако большую часть в стоимости самолета на сегодняшний день занимает специальное бортовое оборудование (без вооружения) и он не летает в космос, поэтому авиационный аналог не применим в полном объеме для общей оценки, - только частично - для боевых вариантов и по части эксплуатационных

расходов. Из открытых источников известны следующие данные по российскому ракетоносцу Ту-160 (информация по Ту-160М2 на данный момент недоступна): единиц произведено 35 (27 серийных и 8 прототипов); стоимость единицы 6,0-7,5 млрд. рублей – примерно 250 млн USD (1993 год). Напомним, что стоимость опытного экземпляра ВКС «Сибиряк» СиР-240ГТ около 6,7 млрд. рублей (119,5 \$ М) по среднему курсу валют из предварительного анализа с использованием модели NASA-Air Force Cost Mode (NAFCOM) – с аналогом в виде ракетоплана Х-15. Близкие показатели стоимости подтверждает верность метода NAFCOM, - и это тот случай если ВКС СиР-240ГТ изготавливается из тех же материалов что и Ту-160, и применяется то же оборудование.

Из модели NASA-Air Force Cost Mode (NAFCOM) получаем для ВКС «Сибиряк» СиР-240ГТ стоимость разработки в первом приближении около 27 млрд. рублей (421,6 \$ М).

При этом затраты на разработку для всей Программы из нескольких подклассов ВКС практически однократные – это концепция единого исходного конструктива ВКС класса «Сибиряк» – когда на основе одного прототипа ВКС (базового варианта) однажды созданного в виде полной числовой (электронной модели) – далее только затраты на масштабирование по коэффициентам подобия для разных взлетных весов и модификации для разных задач авиации и космонавтики. Даже десятикратное увеличение затрат не дает ухудшения программных цифр.

По утверждению специалистов КБ Туполева, на сегодняшнем этапе весь объем научно-исследовательских и конструкторских работ по проекту воздушно-космического самолета «Ту-2000» можно выполнить за 13–15 лет с начала необходимого финансирования. Стоимость постройки одного «Ту-2000» (при затратах на опытно- конструкторские работы с «нуля» в 5,29 млрд. долл.) составит около 480 млн. долл. Предполагаемая цена запуска 13,6 млн. долл. (при периодичности - 20 пусков в год). Правда компания «Boeing» берется выполнить проект за год!

В данном случае авторитетное мнение специалистов из КБ Туполева (!!!) полностью подтверждает оценку стоимости разработки ВКС «Сибиряк» по методу NAFCOM.

Для сравнения стоимость программы разработки самолета В-1 (The B-1 Bomber Program-A New Start: (GAO/MASAD-83-21) 1,453 млрд долл. по курсу 1982 г. При этом стоимость одного часа эксплуатации самолета В-1В около 35000 долл. Стоимость программы разработки самолета F-35 уже превысила 56,4 млрд. долларов по курсу 2010г. Оценочная долгосрочная стоимость эксплуатации 2443 самолётов F-35, по данным аналитической группы при МО США переданных в Конгресс 15 апреля 2011 года, в течение 30 лет при налете в 8000 часов на каждый самолёт, с учётом инфляции может превысить 1 трилл. долларов (ранее, в 2009 году она оценивалась в 915 млрд долларов США). Час полета F-35 обойдется в 30,7 тысяч долларов, - что сопоставимо с аналогичным показателем истребителя четвёртого поколения F-15.

По оценке Главного контрольного управления (GAO) США, общая стоимость программы создания F-22 составляет 77,4 миллиарда долларов, стоимость одного самолета в 2010 году достигла 411,7 млн. долларов. Иногда об F-22 говорят, что он «на вес золота», что буквально соответствовало финансовым рынкам на февраль 2006 года — стоимость 19,7 тонн чистого золота (вес пустого F-22А) в этот период составляла те же 350 млн долларов. Цена одного одноместного истребителя приблизилась к стоимости крупного боевого корабля с экипажем из нескольких сотен человек. Для сравнения: новейшая американская атомная подводная лодка Virginia, вступившая в строй в 2004 г., ценой в 2 300 млн долларов (лишь в 5,6 раза дороже тактического истребителя).

Российский ПАК ФА в первый полет отправился только в 2010 г, и он по открытым данным дешевле (на программу потрачено 5 млрд долл.) (?очень странно?). Оценочная стоимость программы создания Т-50УБ / FGFA для ВВС Индии 8-10 млрд USD.

Первое место и звание самого дорогого самолета в мире получает тяжелый малозаметный стратегический бомбардировщик В-2 Spirit, который сегодня оценивается в астрономические 2,4 миллиарда долларов (примерно такова полная стоимость, с учетом НИОКР и всех побочных затрат, составляющих порядка 45 миллиардов долларов по данным на 1997 год). В сопоставимых ценах на 2012 года эта цифра, по данным некоторых источников, возрастает аж до 10 миллиардов. Официальной же стоимостью озвученной в 2010 году ВВС США можно считать 1,152 миллиарда долларов за 1 самолет. Российский ПАК ДА хотел переплюнуть В-2, но споткнулся на старте....



Рис. 65 Российская ракета носитель семейства Р-7 «Восток» и ВКС класса Сибиряк СиР-240П «Борт №1»

Как уже указывалось выше выбор в качестве аналога чисто авиационного прототипа не полностью отражает картину оценки ВКС класса «Сибиряк» вследствие наличия космической составляющей. Поэтому выберем второй чисто космический прототип для данного подкласса – это ракеты носители семейства Р-7 - «Восток Р-7» при стартовом весе 287 тонн, вполне соответствует, но по количеству открытых источников информации подходит более новый «Союз-ФГ», стартовая масса 308000 - 313000 кг. Максимальный вес доставляемый на орбиту 7-7,5 тонн. «Союз-ФГ» - ракета-носитель из семейства Р-7, модификация ракеты-носителя «Союз-У». Разработка велась параллельно с созданием модернизированных ракет-носителей «Союз-2» для обеспечения запусков космических кораблей «Союз-ТМА» и грузовых кораблей «Прогресс» к МКС. Основные отличия от РН «Союз-У» заключаются в применении модернизированных двигателей 1-й и 2-й ступеней с новыми форсуночными головками (отсюда «ФГ» в названии ракеты) разработанных для ракеты-носителя «Союз-2» с минимальными доработками системы управления. Энергетические возможности примерно на 250—300 кг выше возможностей базовой РН «Союз».

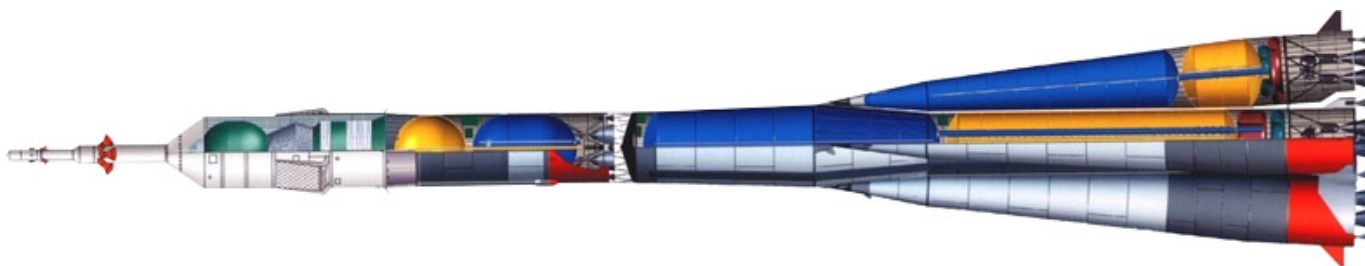


Рис. 66 Общая компоновка для российской ракеты носителя семейства Р-7 «Союз-ФГ»

Четыре боковых ускорителя первой ступени вполне отражают картину в виде аналогии с четырьмя двигателями НК-32 первой ступени ВКС «Сибиряк» СиР-240 взлетным весом 240 тонн.

Стоимость ракеты-носителя в полной комплектации (с двигателем РД-0124 на второй ступени и с разгонным блоком) с учётом стоимости пусковых услуг космодрома - около 70 млн долл. - стоимость изготовления самой ракеты типа «Союз-ФГ» составляет около 20 млн долл. Очевидно из сравнения со стоимостью опытного экземпляра ВКС «Сибиряк» СиР-240ГТ – около 6,7 млрд. рублей (119,5 млн долл.) по среднему курсу валют, - следует что в первом приближении цену «Союза-ФГ» можно считать минимальной ценой конструкции для ВКС СиР-240ГТ без дополнительного бортового оборудования и посадочных устройств (шасси).

Таблица 6. Калькуляция цены на изделие ракета-носитель (РН) «Союз-ФГ», тыс. руб.

Годы	2001	2002	2003	2004	2005	2006	2007	2008	2009	2010
Цена	124488,8	205675,2	245300	287887,7	336418,5	345354	373982,1	422629	498726	527650
Сырье и материалы	4590,7	9042,5	6502	8228	11383,5	9994,5	12912,2	15869,5	15935,8	32494,9
Покупные комплект.	60550	112991,7	128398,3	161900	185240,7	189967,1	212919	236525,3	261563,8	273275,5

Годы	2001	2002	2003	2004	2005	2006	2007	2008	2009	2010
Оплата труда с отчисл.	2867	3828,3	4629,5	7481,5	8224,5	10440,1	12233,3	14347,4	17739,7	18314,1
Накладные расходы	27112,6	36420,6	42596,6	44334,9	52089,6	58683,8	60352	73253,7	90714	99773,8
Прочие	7866,5	10003	17314	18714,6	18814,6	21127,7	26922,2	21967,5	42266,9	26679,1
Прибыль	21501,2	33389,1	45859,6	47227,8	60665,6	55140,8	48643,4	60665,6	70505,8	77112,6

Стоимость выведения 1кГ груза на НОО для ракеты типа «Союз-ФГ» 9242-11265 долл/кГ. При весе груза выводимого на НОО ВКС «Сибиряк» СиР-240ГТ в 15000 кГ, затраты на 1кГ:

$$\text{Скг} = 167000 / 15000 = 11,13 \text{ долл/кГ} (667,8 \text{ рублей/кГ})$$

Следовательно показатель удельной стоимости выведения груза на НОО для «Сибиряк» СиР-240ГТ значительно ниже чем у ракеты-носителя аналога типа «Союз-ФГ».

Оценка ВКС класса «Сибиряк» по критерию эффективности единицы изделия

В данной оценке не следует рассматривать военно-технический аспект, поскольку ВКС является универсальным летательным аппаратом способным выполнять как авиационные, так и космические задачи вследствие особенностей конструкции и нужно разделение (суп отдельно – мухи отдельно). В общем случае режимы полета ВКС «Сибиряк» и круг выполняемых задач авиации и космонавтики определяются тремя диапазонами с различными скоростями полета:

1. Режим полета «А» - со скоростями полета от дозвуковой до чисел Маха 3 – 4.

Переходный режим к «В» и основной для выполнения задач с дозвуковыми и сверхзвуковыми скоростями полета. Возможный режим ожидания (патрулирования) с малым энергопотреблением.

2. Режим полета «В» - со скоростями полета от 3 – 4 М до числа Маха 17.

Переходный режим к «С» и основной для выполнения задач с гиперзвуковыми скоростями полета, например прорыв высоко эшелонированной системы противовоздушной обороны (ПВО).

3. Режим полета «С» - со скоростями полета от 17 М до первой космической круговой.

Основной режим для полета с первой космической круговой скоростью с целью достижения любого района земного шара, выполнения специальных задач с высокой вероятностью а также полет в ближнем и среднем космосе – в пределах Солнечной Системы.

При использовании ВКС в качестве простого средства доставки грузов (спутников) в космос, (и обратно) – требования как к обычной ракете носителю. Однако использование ВКС «Сибиряк» в качестве мобильной орбитальной станции (МОС) или орбитальной станции управления (ОСУ) для боевого варианта является новым применением и не имеет аналогов в России. Но применение второй и третьей ступеней ВКС «Сибиряк» в качестве гиперзвуковых самолетов вообще новое дело и требует поэтапного выполнения.

Поэтому на данном этапе реализации проекта используем только два важнейших критерия эффективности для ВКС «Сибиряк» для сравнения с известными аналогами:

- величину груза, выводимого на НОО (низкую опорную орбиту ~ около 200 км) – и как относительный показатель эффективности - средний весовой КПД - отношение веса груза доставленного на НОО к полному стартовому весу.

- количество запусков за определенный период времени, для определенности – за год, что также определяет возможности ВКС и достаточно очевиден при сравнении.

Другие стороны и отличия – к примеру отсутствие необходимости использования для старта ВКС такого массивного сооружения как космодром, - не подвергаются числовой оценке.

Для транспортных систем с ракетами-носителями и авиационно-космическими системами первого поколения, средний весовой КПД (отношение веса груза доставленного на НОО к полному стартовому весу) имеет следующую размерность:

$$\text{Крн} = 0,0165 - 0,0388 \text{ и } \text{Как} = 0,0416 - 0,0469$$

Совершенно очевидно - что даже авиационно-космические системы первого поколения значительно эффективнее чисто ракетных систем выведения на космическую орбиту по весовому КПД, однако для них также велика удельная стоимость вывода.

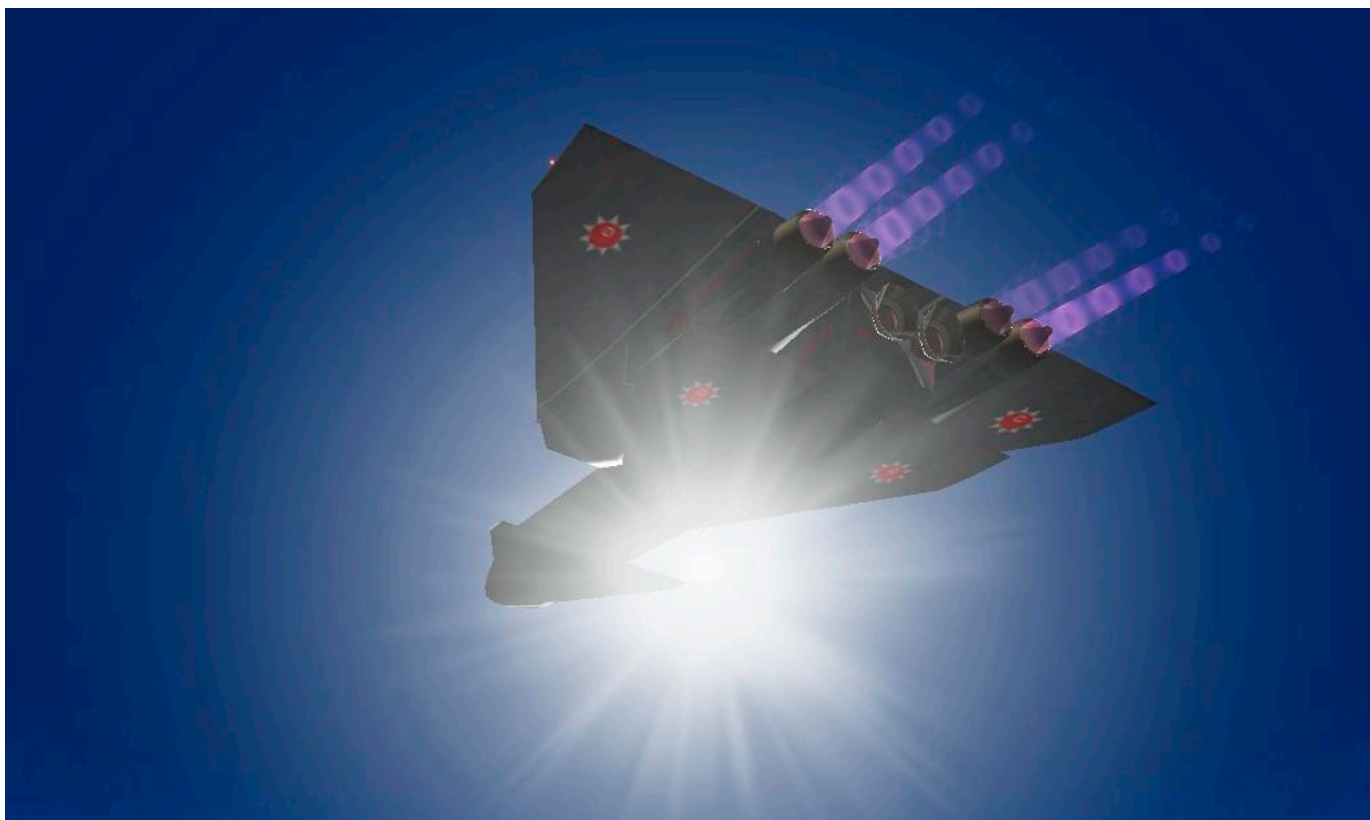


Рис. 67 Боевой воздушно-космический самолет ВКС класса Сибиряк СиР-240 «Черная Вдова»

Для всех типоразмеров ВКС класса «Сибиряк» – для примера весовой КПД – не менее $K_{сиб} = 5 / 80 = 15 / 240 = 0,0625$ вследствие их конструктивного подобия. Для сравнения системы «Ангара А5» стартовым весом 790 тонн средний весовой КПД (отношение веса груза доставленного на НОО к полному стартовому весу): $K_{а5} = 25,8 / 790 = 0,0326$

Количество стартов ракет-носителей из-за довольно сложной процедуры подготовки к запуску, не более 12 раз в год (например Роскосмос планировал на 2016 – только 16), но здесь вмешивается статистика неудачных запусков, весьма плачевная для российского космоса.

Количества запусков ВКС класса «Сибиряк» напрямую определяется и лимитируется временем подготовки к полету именно первой ступени конструктивно выполненной в виде треугольного крыла с прикрепленными к нему на нижней поверхности авиационными двигателями и четырехстоечным шасси. Предполетный осмотр этой простой конструкции и заправка ее топливом не превысят 1,0-1,5 часа, - в полете первая ступень будет находиться около 0,5 часа: старт с обычного аэродрома, подъем на максимальную высоту и разгон до максимальной сверхзвуковой скорости, - а затем после отделения второй ступени - уменьшение скорости полета до дозвуковой, снижение и посадка на тот же самый исходный аэродром. Следовательно подобная конструкция первой ступени позволяет новому многоразовому ВКС класса «Сибиряк» при необходимости (ведение боевых действий) стартовать с обычного аэродрома подобно обычному грузовому или пассажирскому самолету до 12 раз в сутки.

Конечно для использования полного потенциала этого нового класса ВКС «Система полностью многоразового воздушно космического самолета с аэродромным стартом» необходимо иметь в одном комплексе несколько вторых и третьих ступеней различного назначения – часть из них может выполнять задачи традиционной авиации а другая часть может специализироваться на задачах космического направления.

Оценка ВКС класса «Сибиряк» по критерию реализуемости изделия

При создании самолета Ту-160 с «нуля», работами связанными с ним занималось около 800 предприятий различного профиля. При создании космической транспортной системы «Энергия Буран» с «нуля», над ней работал практически весь великий Советский Союз..

Основные конструктивные части для ВКС «Сибиряк» различных взлетных весов используются от существующих летательных аппаратов аналогов и ракет с модернизацией в виде применения новых более современных конструкционных материалов, - для удешевления проекта.

Для примера спользование основных конструктивных частей для ВКС различных взлетных весов от существующих летательных аппаратов аналогов:

- двигатель НК-32 - двухконтурный трехвальный двигатель с тягой 25000 кгс;
- двигатель НК-33 с высочайшей надежностью до 0,9999;
- конструкции крыла, двигательного отсека и фюзеляжа от сверхзвукового самолета Ту-144;
- конструкция основного шасси – аналог шасси Ту-160 ;
- аналог «черное» крыло от ЗАО "АэроКомпозит" - композитное крыло для МС-21;
- аналог третьей ступени - ПКК «Клипер» РКК «Энергия» с адаптацией узлов, что в

конечном итоге приводит к великолепным экономическим показателям системы.

Как упоминалось выше это концепция единого исходного конструктива – когда на основе одного прототипа ВКС однажды созданного в виде полной числовой (электронной модели) – при этом затраты на проектирование практически однократные – далее необходимы только затраты на масштабирование по коэффициентам подобия для разных взлетных весов и модификации для разных задач авиации и космонавтики. Здесь с оглядкой на работу компании «Boeing» будем уповать на российских специалистов, в первую очередь молодых, широко использующих все современные компьютерные программы для проектирования летательных аппаратов.

Президенту Российской Федерации нужно современное и быстрое средство передвижения по бескрайним просторам России от Москвы до самых до окраин, - это президентский ВКС класса «Сибиряк», «борт № 1» - СиР-240П «Петр Первый», представительский вариант.



Рис. 68 Президентский воздушно-космический самолет ВКС класса Сибиряк СиР-240П «Борт №1»

Вероятность реализации этого варианта супер шаттла очень и очень высокая, так как у президента США такого супер шаттла нет, и у президента Турции его тоже нет...

Современная технология управления проектами не зависит от содержания проектов, что позволяет рассматривать ее как базовую (инвариантную). В новых СА (Computer Aided) - «сделанных с помощью компьютера» системах компьютеру абсолютно фиолетово что проектировать – космическую ракету носитель или летательный аппарат для полета в атмосфере – самолет. Это только в голове у некоторых людей от рокота космодромов расплодилось важные космические тараканы, которые мешают им очень четко отслеживать окружающую печальную действительность по запускам на орбиту.

Внедрение компьютерных технологий и однотипного программного обеспечения как минимум уровня программных пакетов CATIA, DELMIA, ENOVIA, и SMARTEAM, и других, - которые обеспечивают создание глобальной распределенной рабочей среды, которая объединяет всех партнеров по программе при разработке нового ВКС «Сибиряк» должно быть сегодня обязательным, ключевым и определяющим моментом, для всех организаций, принимающих участие в этом проекте и обеспечивают реализацию на современном уровне технологий.

Внедрение технологий виртуальной разработки и сопровождения изделий, а также внедрение новых систем обеспечения надежности функционирования изделий (при одновременном упрощении их эксплуатации) требует материальных затрат, но это решаемые проблемы с огромным потенциалом и окупаемостью. Широкое внедрение новых систем [4,25,27] обеспечения надежности функционирования изделий и одновременное упрощение (а значит удешевление) эксплуатации - единственный верный путь для дальнейшего развития авиационно-космических технологий и обеспечения вектора в будущее. В будущем сами изделия, их системы будут усложняться в прогрессии и стоимость также возрастет неизбежно – без должного интенсивного внедрения новых систем сегодня – завтра просто нет. [28,29,30,31]

Для обеспечения согласованной работы всех предприятий, участвующих в проектировании, производстве, реализации и эксплуатации авиационной техники, используется соответствующая информационная поддержка всех этапов жизненного цикла промышленных изделий. Такая поддержка получила название CALS (Continuous Acquisition and Lifecycle Support — непрерывное сопровождение и поддержка жизненного цикла изделий). Сегодня получил распространение другой термин — PLM (Product Life Management — управление жизненного цикла изделия). Основной смысл концепции PLM заключается в повышении конкурентоспособности продукции за счет эффективного управления ресурсами. Это достигается благодаря преобразованию жизненного цикла изделия в высокоавтоматизированный процесс, интегрированный путем информационного взаимодействия всех его участников. [29,30,31,36]

В связи с большими объемами ожидаемой экономии и дополнительных прибылей в эту сферу привлекаются значительные инвестиции, измеряемые миллиардами долларов. По данным зарубежных источников, инвестиции правительства США в сферу CALS-технологий составляют около 1 млрд долл. в год. Затраты других стран меньше, например, правительство Финляндии затратило на национальную программу в этой области свыше 20 млн долл., и примерно такую же сумму (около 25 млн долл.) вложили частные компании.



Рис. 69 Российские ракетные СА (Computer Aided) «сделанные с помощью компьютера» запуски

Россия существенно отстает от промышленно развитых стран в части внедрения современных ИТ, в том числе технологий CALS. Это отставание чревато далеко идущими негативными последствиями, прежде всего высокой вероятностью резкого сокращения экспортного потенциала российских производителей наукоемкой продукции, вплоть до полного вытеснения их с международного рынка. [5,7,11] Здесь даже служители из небесной канцелярии не смогут помочь, ясно, - русская пословица гласит: На бога надейся, но сам не плошай, - нужно всем работать, работать и еще раз работать, включая мозги.

Computer Aided технологии виртуальной разработки и сопровождения изделий

CA (Computer Aided) - «сделанные с помощью компьютера» системы – здесь ключевое слово для будущего авиационно-космических технологий. Представляется ключевой игрок – Boeing. Но автомобильная промышленность более продвинута в этом направлении, причем, европейские производители преуспели в большей степени, нежели американские. General Motors при работе с Delmia (часть компании Dassault Systemes) запустило пилотные проекты генерации управляющей логики для производственных систем GM. Модель Volvo S60 – снижение затрат на испытания в 25 раз. Модель Chevrolet Tahoe – снижение затрат на инжиниринг 40%, снижение сроков разработки в 2,5 раза. Модель Toyota Camry – снижение сроков разработки в 3,6 раза. Разработка американской подводной лодки нового поколения Virginia: - экономия: сотни млн. \$ (~10-15%) - уменьшение сроков разработки на 20 месяцев (~25%). [27]

Компания Boeing (Boeing787): - сокращение количества реальных испытаний опытных образцов в 7 раз, - сокращение на 1 год сроков разработки, - экономический эффект: 2 млрд. \$. В рамках программы создания новейшего лайнера Боинг - 7E7 Dreamliner полностью пересмотрены методики, которые компания Боинг" использовала ранее при [4,5] проектировании, моделировании, сборке и производстве изделий. Компании Dassault Systemes и Boeing приняли решение об ускорении разработки новой 2004 год интегрированной платформы Product Lifecycle Management version 5 (PLM V5), создаваемой компанией Dassault Systemes. Усовершенствованные решения PLM, предназначенные для управления жизненным циклом продукта, позволили компании "Боинг" и ее партнерам использовать ИТ-инструменты и процессы, необходимые для решения задач, связанных с созданием нового высокотехнологичного лайнера Боинг 7E7 (стоимость базового варианта лайнера 157-167 млн \$).



Рис. 70 Новые CA (Computer Aided) «сделанные с помощью компьютера» летательные аппараты

Компании "Боинг" и Dassault Systemes в сотрудничестве создали виртуальное рабочее пространство, известное как Global Collaboration Environment (GCE), которое применяется для создания модели Боинг 7E7. Используя концепцию виртуального пространства, специалисты компании "Боинг" осуществляют проектирование, разработку и испытание всех элементов Боинг 7E7 и весь перечень производственных процессов до начала сборки лайнера.

Для этого они применяют весь спектр PLM-решений в области программного обеспечения, разработанных компанией Dassault Systemes. За счет применения GCE компании "Боинг" и Dassault Systemes представляют в распоряжение группы, работающей над созданием нового лайнера, инструменты, технологии и методики, которые дают возможность специалистам,

находящимся в разных странах мира, работать по программе в режиме реального времени. Помимо Global Collaboration Environment компания Dassault Systemes представляет другие инновационные решения, такие как CATIA, DELMIA, ENOVIA, и SMARTEAM, которые обеспечивают создание глобальной распределенной рабочей среды, которая объединяет всех партнеров по программе Боинг 7E7 в единое сообщество. Кроме того, за счет применения решений Product Lifecycle Management компания Dassault Systemes обеспечивает единообразие методов проектирования в рамках GCE.

Наличие виртуального рабочего пространства позволяет компании Boeing координировать работы по созданию нового лайнера, проводимые компанией, бизнес-партнерами и поставщиками из разных стран мира". Для того, чтобы добиться таких результатов компании "Боинг" и ее партнерам пришлось использовать новую бизнес-модель, которая основана на виртуальном пространстве, где работа может вестись непрерывно круглые сутки. Новая бизнес-модель создана таким образом, что позволяет совершенствовать все параметры проектирования и производства, а также экономические параметры и параметры эксплуатации самолета. При этом компания Boeing заявляет «...цель (!!!) состоит в том, чтобы перейти от 60 месячного цикла создания изделия к 12 месячному и сделать за 1 млрд долл. то, что мы сделали последний раз за 6 или 7 млрд». Достичь такой результат традиционными подходами без внедрения технологий виртуальной разработки и сопровождения изделий невозможно.

Управление жизненным циклом продукта охватывает весь цикл жизни продукта – от концепции до поставки потребителю. В компании утверждают: PLM – это не приложение или набор приложений, это подход к объединению традиционных рабочих технологий в совместные последовательности по всей протяженности бизнес-сетей.

С переходом от 2D к полноценной 3D CAD-визуализации по управлению жизненным циклом продукта эффективно используется в производстве и предоставляет набор встроенных инструментов для разработки, моделирования и утверждения производственных линий и автоматизированных участков. Самое последнее достижение, напрямую затрагивающее управление, это возможность выдавать распоряжения автоматизированным линиям и участкам в виде проверенного логического кода, который генерируется для программируемых логических контроллеров (PLC), роботов и другого автоматического оборудования, а затем загружается в них.

Некоторые количественные оценки эффективности внедрения технологий CALS (PLM) в авиационно-космической промышленности США:

- прямое сокращение затрат на проектирование — от 30 до 50%;
- сокращение времени разработки изделий — от 50 до 80%;
- сокращение времени вывода новых изделий на рынок — от 45 до 75%;
- сокращение доли брака и объема конструктивных изменений — от 40 до 70%;
- сокращение затрат на подготовку технической документации — до 60%;
- сокращение затрат на разработку эксплуатационной документации — до 30%. [8,13]

К примеру - затраты на разработку реактивного двигателя GE 90 для самолета «Боинг-777» составили 2 млрд долл., - это означает, что экономия от снижения прямых затрат на все проектирование может составить до 500 млн долл.

Очевидно, внедрение CALS (PLM) -технологий приводит к существенной экономии и получению дополнительной прибыли. Поэтому эти технологии и их отдельные компоненты широко применяются в промышленности развитых стран. Так, из числа 500 крупнейших мировых компаний, входящих в перечень «Fortune 500», почти 100% используют такой важнейший компонент CALS, как средства PDM (Product Data Management — «управление данными об изделии»). Среди предприятий с годовым оборотом свыше 50 млн долл. такие системы используют более 80%. Нужны некоторые финансовые затраты, но это решаемые проблемы с огромным потенциалом и окупаемостью, - всегда можно найти оптимум – например выполнять централизованные закупки программного обеспечения и бесплатное распространение по всем предприятиям авиационно-космического комплекса.

Аэрокосмические и оборонные отрасли вслед за японской автомобильной и электронной промышленностью проводят быстрое внедрение технологий, к примеру, Boeing моделировал всю

финальную сборку своего нового самолёта 787 Dreamliner. Мы видим слияние виртуального мира проектирования с физическим миром производства. Некоторые процессы испытывать опасно.



Рис. 71 Модель термоядерного взрыва на суперкомпьютере и спуск аппарата X-37B с орбиты

Пример для понимания проблемы – на картинке сверху смоделированный на компьютере термоядерный взрыв – очень впечатляет, и данная технология уже не требует на практике и в реальности производства натурального испытания, но гарантирует положительный результат. Добавим еще что ракета-носитель «Протон-М» тоже испытывалась «вхолостую» и прошла весь традиционный цикл испытаний, однако все равно периодически (ну очень часто) падает и гробит труд сотен тысяч людей и хорошие деньги. А это значит дело не в методике испытаний на стадии создания нового изделия и возможна практически полная замена всех натурных экспериментов на полное компьютерное моделирование.

В сентябре 2010 года специалисты ЦАГИ успешно завершили программу сертификационных испытаний конструкции самолёта Sukhoi Superjet 100 на статическую прочность (итого испытания длились три года) – на компьютере это не больше суток! В то же время проведен полный цикл расчетных исследований по анализу безопасности конструкции современного пассажирского лайнера Sukhoi Superjet 100 в условиях посадки без шасси. Невозможность проведения натурных испытаний (стоимость эксперимента = стоимость самолета ~ 600 млн.руб.), только моделирование.

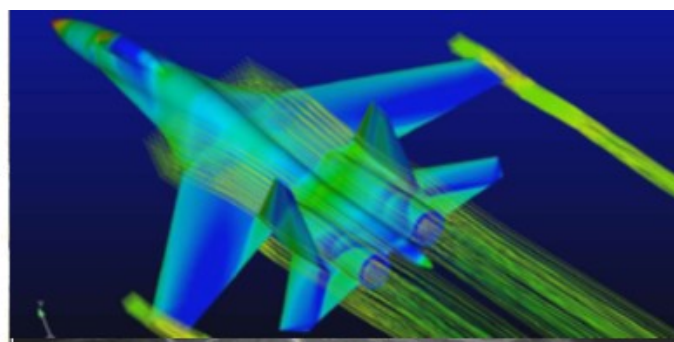


Рис. 72 Жесткая посадка (краш-тест) самолета SuperJet-100 и модель боевого самолета Су-35

Цифровой близнец реального самолета — это один из способов продвижения современных технологических новшеств на новый уровень, начиная от процесса проектирования посредством виртуального моделирования и летных испытаний до сертификации воздушного судна на основе полученных в процессе моделирования данных. Для достижения поставленной цели потребуются значительные государственные и отраслевые инвестиции на разработку и совершенствование различного инструментария, такого как средства вычислительной гидродинамики (CFD) для моделирования аэродинамики и методы конечных элементов (FEM) для моделирования конструкции будущего самолета или другого изделия.

В дальнейшем сами изделия, их системы будут усложняться в прогрессии и стоимость также возрастет неизбежно – без должного интенсивного внедрения новых систем сегодня – завтра

нет. Как эксперт приведу закритический пример для сегодняшнего понимания – стоимость программы разработки и постройки межзвездных крейсеров тяжелого класса с двигателями MD-типа системы «Vector» по моим расчетам около 1,7 триллиона долл. – это бюджет Японии, - такой проект уже в принципе не потянет в одиночку ни одно государство на этой планете, но **это** будущее человечества и к нему надо готовиться.

Компьютерная модель не только является виртуальной копией реального самолета и позволяет непрерывно прогнозировать техническое состояние ВС и его остаточный ресурс. С помощью данной модели можно также спрогнозировать вероятный отклик реального самолета на критические ситуации и возникновение ранее неизвестных проблем, - не путать с деревянной моделью российского самолета ПАК ДА.

Воздушно Космический Комплекс Ближнего и Среднего Космоса - ВКК БСК

Теперь попробуем создать концепцию перспективного воздушно космического комплекса ближнего и среднего космоса (ВКК БСК) – тяжелого варианта воздушно космического самолета (ВКС) Сибиряк СиР-640 «Илья Муромец» с взлетным весом 640000 кг. Под ближним космосом подразумевается планетарная система Земли (включая Луну) в качестве доступного полигона для выполнения оперативных и стратегических задач различного назначения. Под средним космосом подразумевается Солнечная Система полностью, в качестве доступного стратегического полигона для выполнения задач различного назначения, включая военный аспект.

Данная концепция ВКК БСК является изделием двойного назначения и впервые представлена ООО "Авиационные Космические Разработки" (Aerospace Research Keeping LLC). ВКК БСК СиР-640БСК «Илья Муромец» класс ВКС (воздушно космический самолет) «Сибиряк» представляет собой универсальный трехступенчатый летательный аппарат который вобрал в себя все самые лучшие и эффективные конструктивные решения для данного типа технических устройств. Вследствие этого технические показатели для ВКК БСК СиР-640 «Илья Муромец» перекрывают данные лучших мировых аналогов класса средств доставки полезной нагрузки в ближний и средний космос и являются непревзойденными. Кроме того этот новейший супер шаттл является полностью многоразовым и стартует с обычного аэродрома.

15 ноября 1988 года орбитальный корабль "Буран" совершил в полностью автоматическом режиме управления свой первый вылет в космос продолжительностью 206 минут, положив начало новому направлению в развитии отечественной космонавтики - созданию многоразовых воздушно-космических летательных аппаратов. К этому дню готовились более 12 лет. И еще 17 дней из-за отмены старта 29 октября 1988 г., когда за 51 секунд до него не прошло нормальное отведение площадки с приборами прицеливания и была выдана команда на отмену старта. Задачей первого полета МРКК "Энергия-Буран" продолжение летной отработки РН "Энергия" и проверка функционирования конструкции и бортовых систем орбитального корабля (ОК) "Буран" на наиболее напряженных участках полета (выведение и спуск с орбиты) с минимальной длительностью орбитального участка. Из соображений безопасности первый испытательный полет "Бурана" был определен как беспилотный, что традиционно для отечественной космонавтики, с полной автоматизацией всех динамических операций вплоть до рулежки по ВПП. Первый полет "Бурана" был запланирован непродолжительным: два витка, или 206 минут полета. В грузовом отсеке корабля в качестве полезной нагрузки размещался блок дополнительных приборов с телеметрической аппаратурой и дополнительными аккумуляторами. В соответствии с его задачами и программой были задействованы состав и режимы работы бортовых и наземных систем. Наземный комплекс управления, мозговым центром которого является ЦУП, в первом полете "Бурана" задействовал шесть наземных станций слежения, четыре плавучие станции и систему связи и передачи данных, состоящую из сети наземных и спутниковых широкополосных и телефонных каналов связи.

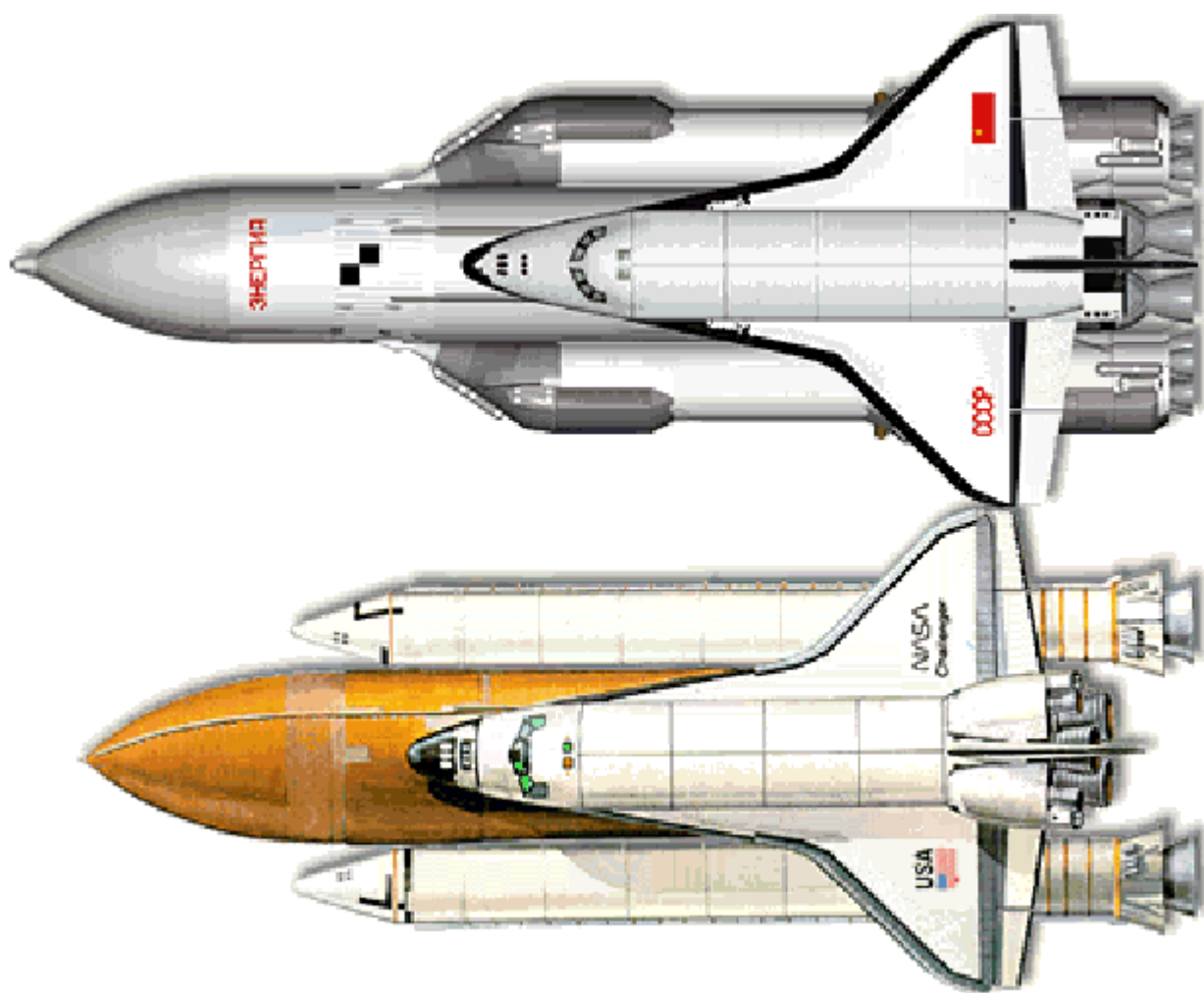


Рис. 73 Тяжелые транспортные системы второго поколения «Энергия Буран» и «Space Shuttle».

История программы "Спейс Шаттл" началась в конце 1960-х годов, на вершине триумфа американской национальной космической программы. 20 июня 1969 года два американца - Нейл Армстронг и Эдвин Олдрин высадились на Луне. Выиграв в "лунной" гонке, Америка блестяще доказала свое превосходство и тем самым решила свою главную задачу в освоении космоса, провозглашенную президентом Джоном Кеннеди в своей знаменитой речи 25 мая 1962 года: "Я верю, что наш народ может поставить себе задачу до конца этого десятилетия посадить человека на Луну и благополучно вернуть его на Землю". В марте 1972 г. на базе хьюстонского проекта MSC-040C был утвержден тот облик шаттла, который мы знаем сегодня: стартовые твердотопливные ускорители, одноразовый бак компонентов топлива и орбитальный корабль с тремя маршевыми двигателями, лишившийся воздушно-реактивных двигателей для захода на посадку. Разработка такой системы, где многократно используется все, кроме внешнего бака, оценивалась в 5,15 млрд. долларов. Отделению космических транспортных систем компании North American Rockwell был выдан контракт на \$2.6 млрд., включающий проектирование орбитального корабля, изготовление двух стендовых и двух летных изделий. Разработка маршевых двигателей корабля была возложена на Rocketdyne - подразделение все того же "Рокуэлла", внешнего топливного бака - на фирму Martin Marietta, ускорителей - на United Space Boosters Inc. и собственно твердотопливных двигателей - на Morton Thiokol.

Все типоразмеры воздушно космических самолетов класса «Сибиряк» аэродинамически (геометрически) подобны, поэтому удельные характеристики одинаковы для всех изделий, весовые пропорциональны мощности двигателей первой ступени. Тяжелый подкласс 480-640 тонн с восемью НК-32 будет в два раза мощнее (тяжелее) и иметь в два раза большую площадь крыльев

по сравнению со средним подклассом 240-320 тонн с четырьмя двигателями НК-32, и который в свою очередь будет в два раза мощнее (тяжелее) по сравнению с легким подклассом 80-120 тонн.

Для демонстрации возможности осуществления данной технологии выбраны данные – в частности взлетный вес 640000 кГ (640 тонн) вследствие ограничения по конструкции шасси и двигатели первой ступени – от известного самолета ТУ-160 – восемь (8) двигателей НК-32 (включая варианты их перспективной модификации). Это позволяет оценить эффективность ВКК БСК – ВКС СиР-640 «Илья Муромец» и основные сферы его применения – исключительно для освоения ближнего, среднего космоса, поскольку «Илья Муромец» по определению очень большой.

Конструкция нового супер шаттла СиР-640 также представляет собой трехступенчатый летательный аппарат пакетно-продольной схемы, внешними обводами слегка напоминающими контуры огромного МИГ-31, хотя за отсутствием близкого аналога выберем подобный шаттл среднего класса СиР-240 «Быстрый».

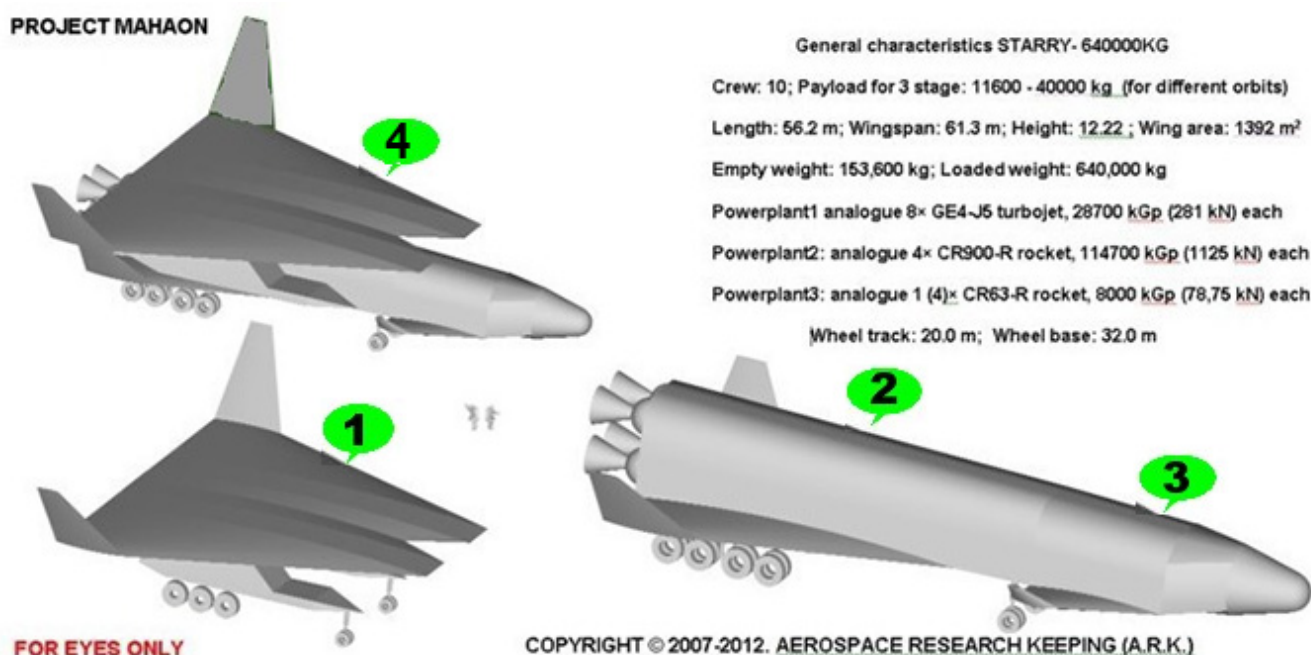


Рис. 74 Трехмерные изображения трех ступеней ВКК БСК Сибирик СиР-640 «Илья Муромец»

Выше приводятся трехмерные изображения основных частей (ступеней) для основного варианта. Конструкция представляет собой трехступенчатый летательный аппарат пакетно-продольной схемы (Рис.74 позиция 4).

Дополнительная информация, описание составных частей малого прототипа ВКК БСК Сибирик СиР-640 «Илья Муромец» с взлетным весом 640000 кГ доступна на сайте: <http://www.spacecreator.ru/frame5.html> и <http://www.spacecreator.ru/SPACE/motchet.pdf>

Первая разгонная ступень ВКК БСК Сибирик СиР-640 – позиция 1 на рис. 74.

Основная функция ступени - разгон и ускорение вторых и третьих ступеней до высоких сверхзвуковых скоростей в районе чисел Маха 3 – 4 и набор высоты 25-30 километров. Управление первой ступенью – дистанционное и автопилот. Аэродинамическая схема первой ступени воздушно космического аппарата класса «Сибирик» - классическое треугольное «летающее крыло» на котором закреплены два двигательных отсека с четырьмя ТРДДФ двигателями, - уже между которыми подвешивается тандем-сборка второй и третьей ступеней шаттла, и в которых размещаются четыре стойки шасси – «автомобильная» схема.

Траектория разгона первой ступени (в основных фазах соответствует разгону самолета SR-71) и различается для вариантов полета «А», «В» и «С» - достаточно полно отражена в расчетных данных демонстрационного прототипа меньшей размерности СиР-80 в первом приближении - по данным файла <http://www.spacecreator.ru/ZIPPES/REZSRS.txt>

Преимуществом «летающего крыла» является отсутствие фюзеляжа и больших плоскостей управления, что снижает аэродинамическое сопротивление, удельную массу и даёт возможность существенно увеличить массу полезной нагрузки. Беспилотный вариант еще больше повышает качество компоновки. Геометрия крыла – аналог крыла SR-71, вариант крыла с боковыми плоскостями управления и стабилизации равнозначен варианту крыла без боковых плоскостей с элевонно-интерцепторным управлением по типу самолета В-2А.

Геометрия сдвоенных двигательных отсеков (всего восемь двигателей НК-32) – основной аналог сдвоенного двигательного тракта ТУ-144. Покрытие конструкции – термостойкое барьерное напыление с высоким коэффициентом поглощения – по типу покрытия краской самолета SR-71.

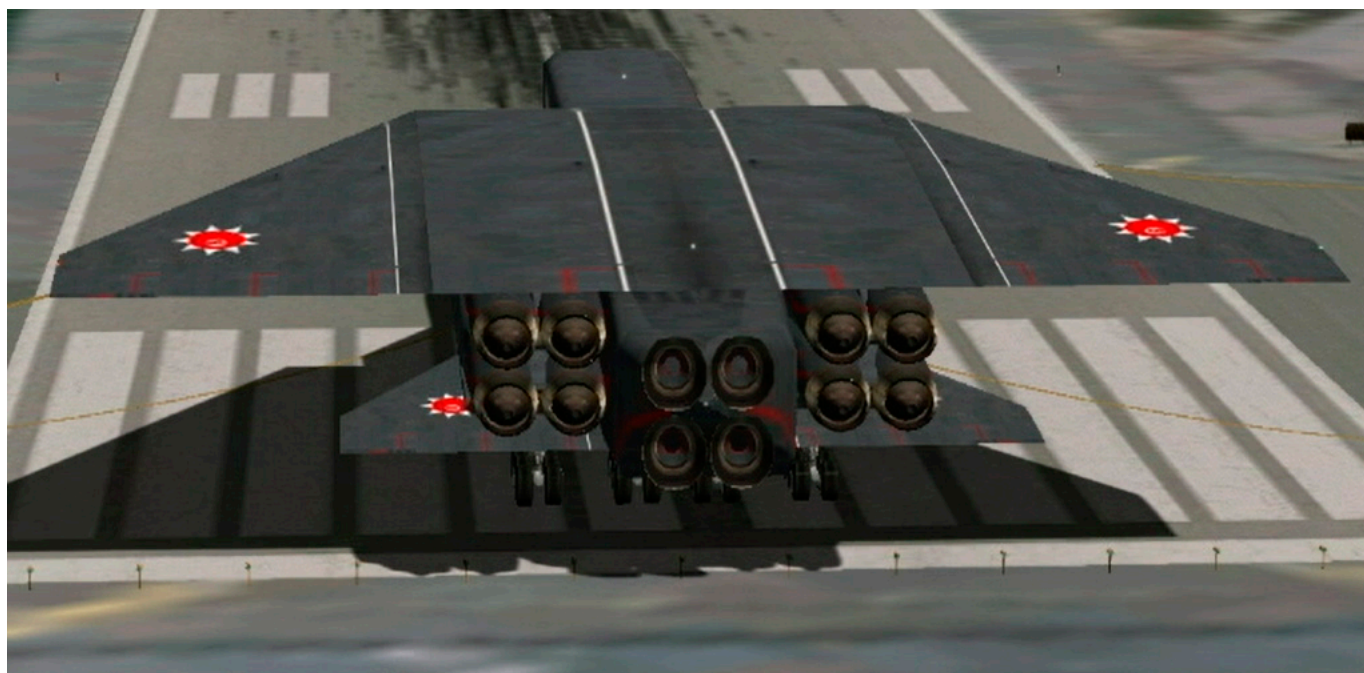


Рис.75 Перспективный ВКК БСК СиР-640 «Илья Муромец» - первая ступень - 8-двигателей НК-32.

Двигатели – для начального этапа НК-32 с тягой 14 000/25 000 кГс в количестве восьми с дальнейшим развитием и модернизацией до 16 000/30 000 кГс - при этом они обеспечивают гарантированно расчетные характеристики на всех этапах работы первой ступени. Система МІРСС (Mass Injection Pre-Compressor Cooling) – для уменьшения тепловых нагрузок на компрессор ТРДДФ путем впрыска охлажденной воды и кислорода на входе в двигатель при высотных полетах на форсажных режимах.

Дополнительная информация по системе МІРСС - система РАСКАЛ (RASCAL) [15], [35]

Основной материал конструкции крыла и двигательных отсеков – полимерные композиционные материалы (ПКМ) (высокая прочность и низкая теплопроводность), в частности углепластики с рабочей температурой 330 С (В конструкции следует применять материалы без специальных электропроводящих и радиопоглощающих присадок – для снижения стоимости производства). Допускается для первого варианта использование в силовой конструкции других материалов, в частности титановых сплавов.

Удельная расчетная нагрузка на крыло для первого вариант 450 кг/м². Общий коэффициент расчетной перегрузки 2G (Аналог В-2А) . Посадочный механизм первой ступени (шасси) – четырехколесный «автомобильная схема» - рассчитывается на нагрузку(!) в виде сухого веса I ступени, - убираются в двигательные отсеки в пространство между двигателями.

Топливные баки располагаются в крыле и в центроплане крыла, последовательность выработки топлива: крыло – центроплан, топливо – авиационный керосин.

Вторая разгонная ступень ВКК БСК Сибиряк СиР-640 – позиция 2 на рис. 74 (тандем-сборка второй и третьей ступеней). Основные функция ступени – разгон, полет с гиперзвуковой скоростью и ускорение третьей ступени до высоких гиперзвуковых скоростей не превышающих

первую космическую (круговую) скорость (без выхода на орбиту). Управление – дистанционное и автопилот. Беспилотный вариант еще больше повышает качество компоновки.

Аэродинамическая схема второй ступени - классическая: фюзеляж – треугольное крыло с управляющими плоскостями и трехточечное шасси. Ближайший аналог этой конструкции – экспериментальный аппарат XS-1, «Avatar». Геометрия крыла – основной аналог горизонтальной плоскости X-34, «Avatar». В носовой части устанавливается третья ступень, которая в полете частично экранирует фюзеляж второй ступени от максимального теплового потока. Термическая защитная изоляция (ТЗИ) комплексная – обычная тонкая пассивная высокотемпературная (аналог X-34) - носок крыла и на нижних поверхностях крыла и фюзеляжа и аварийная активная инжекционная – впрыск жидкого криоагента (азот – N₂) с поглощающими и экранирующими тепловое излучение (оксид углерода - CO) присадками - на передней части фюзеляжа. Верхние и боковые поверхности крыла и фюзеляжа – по типу покрытия SR-71 «Black Bird» и аналога X-34.

Основной материал конструкции крыла и фюзеляжа ступени – термостойкие полимерные композиционные материалы (ПКМ) с рабочей температурой 330 С (высокая прочность и низкая теплопроводность). Допускается для первого варианта использование в силовой конструкции других материалов, в частности титановых сплавов. Удельная расчетная нагрузка на крыло для первого варианта 450 кг/м². Общий коэффициент расчетной перегрузки 2G. Посадочный механизм первой ступени (шасси) – «трехточечное шасси» с передней опорой - рассчитывается на нагрузку в виде полного взлетного веса всех трех ступеней – 640000 кГ, - убирается в фюзеляж.



Рис.76 Перспективный ВКК БСК Сибиряк СиР-640 «Илья Муромец» с взлетным весом 640000 кГ

Топливные баки располагаются в фюзеляже, для первого варианта прототипа ВКК БСК с жидкостными реактивными двигателями (ЖРД) - два танка с использованием в силовой конструкции стенок фюзеляжа - ближайший аналог «Avatar», топливо – керосин (как самый простой начальный вариант) и окислитель - жидкий кислород. Применение других эффективных энергетиков и двигателей зависит от миссии гиперзвукового самолета. В последующем при установке на вторую ступень гиперзвукового матричного двигателя топливный танк один. Вторая ступень – в принципе это вторая ступень ракеты с крыльями и шасси для посадки на аэродром.

Двигатели первого варианта - аналоги НК-33, РД-108, для более экономичного и эффективного варианта ВКК НРД применить гиперзвуковые двигатели второй ступени (ГПВРД). Применение гиперзвуковых двигателей возможно после конструктивной адаптации новых образцов.

Верхний предел скорости устанавливается возможностью сгорания топлива в проходящем воздушном потоке и составляет порядка 17 М, поэтому применение такого двигателя на второй ступени (без выхода в космос) оправдано. Очевидно что применение гиперзвуковых двигателей, использующих для сгорания топлива атмосферный кислород, значительно увеличивает весовую эффективность системы в целом – именно на величину веса окислителя, применяемого в первом начальном варианте второй ступени. Этот вес можно добавить на третью ступень и тем самым увеличить полезную нагрузку, - однако сегодня реален вариант применения жидкостных ракетных двигателей. Для варианта «А» и «В» во второй ступени выполняется отсек для полезной нагрузки.

Третья оконечная ступень ВКК БСК Сибиряк СиР-640 – позиция 3 на рис. 74.

Основная функция - ускорение до высоких скоростей превышающих первую космическую (круговую) скорость и выход на круговую орбиту – для варианта «С» - (НОО - низкая околоземная орбита) или спасение экипажа (полезной нагрузки). Управление ступенью (а также всем аппаратом на режиме взлета и траектории полета «А», «В», «С»)) – экипаж 4-5 человек, но возможен также беспилотный вариант с дистанционным управлением и автопилот, что определяется миссией.

Аэродинамическая схема варианта третьей ступени - классическая: фюзеляж и крыло с управляющими плоскостями – но четырехточечное шасси – как СиР-37В. Ближайший аналог конструкции – экспериментальные крылатые аппараты Х-37, Норе. Геометрия крыла – аналог горизонтальной плоскости Норе. Носок фюзеляжа тупой с большим радиусом кривизны. Остекление в гермокапсуле экипажа отсутствует вследствие применения видео-технологий отображения внешней информации, что также упрощает конструкцию.

Термическая защитная изоляция (ТЗИ) комплексная – обычная усиленная пассивная высокотемпературная, по типу Х-37 - носок крыла и низ фюзеляжа, на нижних поверхностях крыла и фюзеляжа – и основная ТЗИ - активная инжекционная (аналог Х-37В) – впрыск жидкого криоагента (азот – N₂) с поглощающими и экранирующими тепловое излучение (оксид углерода - СО) присадками в пограничный слой – на носке крыла, носке и передней части фюзеляжа. Верхние поверхности крыла и фюзеляжа и боковые фюзеляжа – тонкая пассивная теплоизоляция – покрытие по типу термостойких силиконов аппаратов Х-34, Х-37.

Основной материал конструкции крыла и фюзеляжа ступени – термостойкие полимерные композиционные материалы (ПКМ) (высокая прочность и низкая теплопроводность). Допускается для первого варианта использование в силовой конструкции титановых сплавов. Удельная



Рис.77 В полете ВКК БСК Сибиряк СиР-640 «Илья Муромец» с взлетным весом 640000 кг

расчетная нагрузка на крыло для первого варианта 450 кг/м². Общий коэффициент расчетной перегрузки 3-4G. Посадочный механизм первой ступени (шасси) – «четырёхточечное шасси» - рассчитывается на нагрузку в виде сухого веса III ступени и полезной нагрузки, - убирается в фюзеляж ступени сбоку как у современных маневренных самолетов.

Топливные баки располагаются в фюзеляже, топливо для упрощенного первого варианта – керосин и жидкий кислород с развитием в следующих вариантах. Двигатели первого варианта - ракетные ЖРД– аналоги РД-0124, РД-108. Внутри корпуса третьей ступени располагается отсек полезной нагрузки гермокапсула экипажа и другое оборудование.

В компоновке заложен изначально потенциал к будущему развитию, первая разгонная ступень несколько раз в сутки может запускать функционально разные вторые и третьи ступени, - причем конструкция довольно совершенна - реализовать новый эффективный аппарат возможно.

ВКС класса «Сибиряк» СиР-80 «Десперадо», имеет взлетный вес 80 тонн и выводит на НОО груз весом 5,1 тонны. ВКС класса «Сибиряк» СиР-640БСК «Илья Муромец» (ВКК БСК) при имеет взлетном весе 640 тонн выводит на НОО груз в 42 тонны – коэффициент подобия восемь.

Для всех типоразмеров (деривативов) ВКС класса «Сибиряк» – для примера весовой КПД – не менее $K_{сиб} = (42 / 640) = 0,0625$ вследствие их конструктивного подобия. Для сравнения системы «Ангара А5» стартовым весом 790 тонн средний весовой КПД (отношение веса груза доставленного на НОО к полному стартовому весу): $K_{а5} = 25,8 / 790 = 0,0326$

Технические данные ВКК БСК трехступенчатого ВКС СиР-640 «Илья Муромец»

Длина – 56,58 м. Размах крыла - 35,43 м. Несущая площадь - 1392 м². Взлетный вес - 640000 кг.

Скорость полета режим «А» - до 3-4 М. Скорость полета режим «В» - до 17 М.

Скорость полета режим «С» - до первой круговой космической.

Двигатели первой ступени - НК-32 с тягой 14 000/25 000 кгс в количестве восьми штук,

Дальнейшее развитие - НК-32(М) с тягой 16 000/30 000 кгс в количестве восьми штук.

Двигатели второй ступени – аналог НК-33, двигатели третьей ступени – аналог РД-0124.

Груз транспортируемый при полете в атмосфере – до 85000 кг.

Груз доставляемый на низкую опорную орбиту (НОО) – до 42000 кг.

Режимы полета и круг выполняемых задач авиации и космонавтики определяются тремя рабочими диапазонами с различными скоростями полета:

1. Режим полета «А» - со скоростями полета от дозвуковой до чисел Маха 3 – 4.

Переходный режим к «В» и основной для выполнения задач с сверхзвуковыми скоростями полета.

2. Режим полета «В» - со скоростями полета от 3 – 4 М до числа Маха 17.

Переходный режим к «С» и основной для выполнения задач с гиперзвуковыми скоростями полета.

3. Режим полета «С» - со скоростями полета от 17 М до первой космической круговой.

Основной режим для полета с первой космической круговой скоростью с целью достижения любого района земного шара, выполнения специальных задач с высокой вероятностью а также для полетов в ближнем и среднем космосе – в пределах Солнечной Системы.

Что может противопоставить перспективный ВКК БСК - трехступенчатый ВКС СиР-640 «Илья Муромец» - класса ВКС «Сибиряк» - тем двум последним гвоздям в старый ящик со сверхтяжелыми ракетами носителями первого поколения типа «Сатурн 5» и «Гукос Н-1» а также «Спейс Шаттлу» и «Бурану» - для освоения ближнего и среднего космоса, - вопрос в принципе риторический, ввиду излагаемой здесь информации.

По оценочным расчетам ООО "Авиационные Космические Разработки" (Aerospace Research Keeping, LLC) по коэффициентам подобия, достоверно подтвержденных полетами на тренажере в режиме компьютерной модели, включая тест ВКС (ВКК) СиР-640БСК - имеем:

1. ВКК БСК Сибиряк СиР-640 «Илья Муромец» с взлетным весом 640000 кг обеспечит транспортировку полезной нагрузки весом около 42000 кг (42 тонны) на низкую околоземную орбиту (НОО) и использование своей третьей ступени в качестве мобильной орбитальной станции (МОС) или орбитальной станции управления (ОСУ) для боевого варианта.

2. ВКК БСК Сибиряк СиР-640 «Илья Муромец» с взлетным весом 640000 кг обеспечит

транспортировку полезной нагрузки весом около 42000 кГ (42 тонны) на низкую околоземную орбиту (НОО) и использование своей третьей ступени в качестве обитаемого лунного модуля (ОЛМ) для выполнения полетов к спутнику Земли - Луне.

3. ВКК БСК Сибиряк СиР-640 «Илья Муромец» с взлетным весом 640000 кГ обеспечит транспортировку нескольких полезных грузов весом около 42000 кГ (42 тонны) на низкую околоземную орбиту (НОО), сборку из укрупненных модулей космических кораблей кратного веса - 42000 х N кГ (42 х N тонн) – вариант ВКК БСК Сибиряк СиР-640SS «Калуга Марс» и далее полет в ближнем и среднем космосе различных грузов с учетом затрат топлива с разными скоростями, - в пределах всей Солнечной Системы.

ВКК БСК Сибиряк СиР-640 «Илья Муромец» с взлетным весом 640000 кГ предназначен для полета в ближнем и среднем космосе – в пределах Солнечной Системы, удельные значения характеристик будут иметь те же значения, что и значения для других подклассов этих ВКС, в частности изложенных в разделе по оценке критерия стоимость – эффективность - реализуемость.

Конечно американцы придумали большой и самый дорогой модульный космический комплекс «Стратоланч» («Stratolaunch»), однако нет необходимости бежать за ними и потерять последние штаны на ходу. Согласно задумкам великого российского мыслителя калужанина К.Э. Циолковского существует очень простая формула (многие профессионалы об этом знают или хотя бы догадываются): «Москва – Луна, Калуга – Марс».

Именно поэтому перспективное развитие воздушно космический комплекс ВКК БСК Сибиряк СиР-640SS носит имя «Калуга Марс», это действительно и символично и правильно.



Рис.78 Вариант воздушно космического комплекса ВКК БСК Сибиряк СиР-640SS «Калуга Марс»

Данная перспективная конфигурация орбитального комплекса получается после выведения на НОО первой части – третьей ступени ВКС «Сибиряк» СиР-640БСК, затем на орбиту выводится вторая часть подобная третьей ступени ВКС «Сибиряк» СиР-640БСК и стыкуется с первой частью.

Далее на орбиту выводится третья часть (в принципе возможно создание конфигурации любого размера и любого веса под конкретные задачи полетов в пределах Солнечной Системы. При всем этом всего за смешные 12,2 долл/кГ (732,1 рублей/кГ) – и это есть только начало освоения человеком Солнечной Системы, на этом пока и остановимся....

Затраты на изготовление различных подклассов данных ВКС также будут легко прогнозируемы и практически масштабируемы через соответствующие коэффициенты. Так стоимость опытного экземпляра ВКС «Сибиряк» СиР-80 (при использовании в качестве аналога - дорогого ракетоплана Х-15 с зарплатой персонала 200 тысяч долларов) – имеем около 2,6 млрд. рублей (40,76 \$ М) по среднему курсу валют, а стоимость опытного экземпляра ВКС «Сибиряк» СиР-240ГТА около 6,7 млрд. рублей (119,5 \$ М) по среднему курсу валют, то есть летательный аппарат со взлетным весом 240 тонн будет дороже в 2,57 раза. Однако все это практически не вызовет общего роста затрат на реализацию всей новой Программы «Создание Воздушно Космического Флота Российской Федерации» при наличии нескольких подклассов с различными взлетными весами, поскольку затраты на разработку системы практически однократные, а удорожание единицы изделия не вносит больших изменений, по пессимистическому сценарию.

На сегодняшний день финальное развитие концепции ВКС - Системы «Полностью многоразового воздушно космического самолета с аэродромным стартом» до максимального взлетного веса с обычного аэродрома 640000кГ (ограничение по конструкции шасси для обычных аэродромов) – ВКС Сибиряк СиР-640 «Илья Муромец». Стоимость опытного образца этого ВКС СиР-640SS в первом приближении (поскольку нет близких аналогов кроме летавшего ракетоплана Х-15) по коэффициенту подобия – около 17,21 млрд. рублей (307,1 \$ М) по среднему курсу валют. Стоимость выведения 1кГ груза на НОО для ракеты типа «Союз-ФГ» 9242-11265 долл/кГ. При весе груза выводимого на НОО для ВКС «Сибиряк» СиР-240ГТА в 15000 кГ, или для ВКС «Сибиряк» СиР-640БСК в 42000 кГ - затраты на 1кГ практически одинаковые:

$$\text{Скг} = 167000 / 15000 (512400/42000) = 11,13(12,2) \text{ долл/кГ} (667,8 (732,1) \text{ рублей/кГ})$$

Следовательно показатель удельной стоимости выведения груза на НОО для ВКС класса «Сибиряк» значительно ниже чем у ракеты-носителя аналога типа «Союз-ФГ». Кроме того, вряд ли «Союз-ФГ» вытянет на НОО 15 тонн, - только связка «пучком» из супер-ракет «Ангара 5» и «Протон-М» (если последний полетит куда надо) – выведут груз весом 47,8 тонны – но за 300 млн. долл. (типа сегодня раки по пять рублей, - по три были вчера).

Нужно отметить следующие весомые аргументы за эту перспективную и при этом непревзойденную никем в мире (в принципе) систему ВКС класса «Сибиряк»:

1. Концепция единого исходного конструктива – когда на основе одного прототипа ВКС (базового варианта) однажды созданного в виде полной числовой (электронной модели) – при этом затраты на проектирование практически однократные.
2. Высокий уровень характеристик для ВКС класса «Сибиряк» обеспечивают конструктивные решения в первую очередь - многоступенчатая схема ВКС - для увеличения энергетической эффективности (подобно многоступенчатым ракетам) – ведь незачем тащить с собой в космос лишний («отработанный») груз в виде нижних ступеней, двигателей.
3. Применение крылатых схем для всех ступеней ВКС позволяет использовать по максимуму «бесплатную» аэродинамическую подъемную силу (следовательно увеличивает эффективность) а также обеспечивает полную многоразовость системы в целом.
4. Обеспечение гарантированного спасения полезной нагрузки и экипажа на всех этапах полета в космос при возможных авариях или боевых повреждениях.
5. Максимальное и значительное снижение термических нагрузок на первую и вторую ступень (в отличие от одно- и двухступенчатых прототипов типа МиГ-АКС, М-19 и Ту-2000).
6. ВКС класса «Сибиряк» обеспечивают простоту раздельного обслуживания ступеней и эксплуатации системы (в отличие от космодромов и многоэтажных сооружений по традиционной подготовке ракет к старту).
7. Создание новейшего уникального летательного аппарата на базе существующих конструктивных, технологических решений и изделий – что позволяет реализовать данный проект практически сразу без фазы проведения длительных дополнительных исследований и работ.
8. ВКС «Сибиряк» является универсальным воздушно космическим самолетом для широкого круга выполняемых задач авиации и космонавтики, которые определяются тремя рабочими диапазонами с различными скоростями полета – что в принципе не доступно ни простым самолетам ни простым ракетам-носителям.

Очевидно что сравнение новейшего перспективного ВКК БСК Сибиряк СиР-640 «Илья Муромец» с известными лучшими образцами средств доставки полезной нагрузки в ближний и средний космос с соизмеримыми параметрами показывает его очень высокий потенциал к развитию и значительно большую эффективность.

Нет необходимости приводить здесь все выполненные на компьютере расчеты длиной в километр и понятные лишь настоящим специалистам, они выполнены и подтверждают полную работоспособность концепции ВКС классов «Сибиряк», более того смоделированы полеты на полетных тренажерах. Процесс тестового моделирования ВКС классов «Сибиряк» на полетном симуляторе запечатлен на видео и доступен на сайте <http://www.spacecreator.ru> а также в сети Internet на различных сайтах, включая ролики на YouTube:

Неприкасаемые ВКС Сибиряк СиР-120ГТ «Корсар» <http://www.youtube.com/watch?v=HfvAsnu2Nug>

Боевой ВКС Сибиряк СиР-240ГТ «Черная Вдова» <http://www.youtube.com/watch?v=PVMi9EsL0wE>

Супер шаттл Сибиряк СиР-640 «Илья Муромец» <http://www.youtube.com/watch?v=FM4Ngd9de1c>

Транспортные супер шаттлы для среднего и дальнего космоса «Атлант» и «Вектор»

Далее рискнем продолжить развитие темы перспективных супер шаттлов для полетов в среднем и дальнем космосе двигатели которых основаны на новых принципах работы. Здесь также можно проследить линейку типоразмеров летательных аппаратов нового типа для будущего.

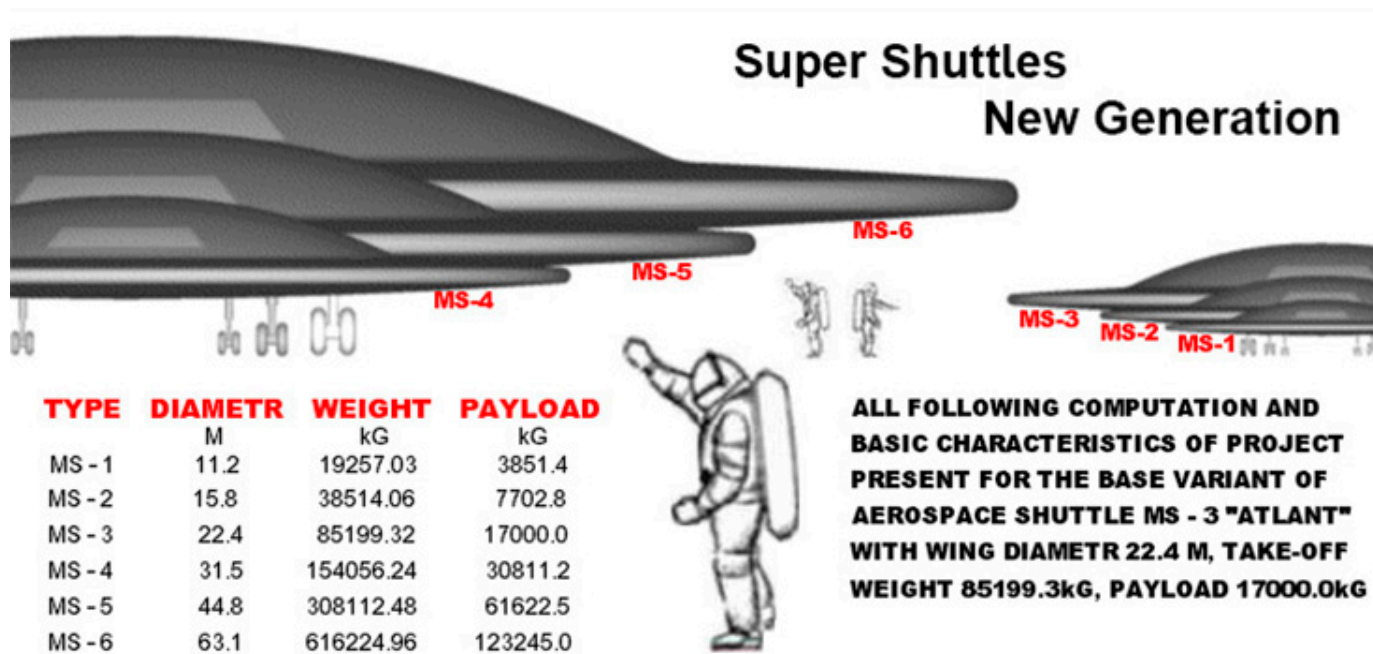


Рис.79 Варианты супер шаттлов для полетов в среднем и дальнем космосе «Атлант» и «Вектор»

Космический супер шаттл МС-3 АТЛАНТ (Super Shuttle MS-3 ATLANT) предназначен для полетов в атмосфере Земли со скоростями до Мах 3-4 и полезной нагрузкой до 30627.6 Кг, или полетов в открытом космосе в пределах Солнечной Системы со скоростями до 30 000 м/сек (30 Км/сек) Шаттл предназначен для замены существующего парка самолетов дальней авиации и ракетных систем для запуска и полетов в ближнем космосе. Коэффициент технической весовой эффективности около 0.2 в сравнении с коэффициентом 0.06 для шаттла типа "Дискавери".

Аэродинамической формой данного воздушно космического аппарата является двояково-выпуклый диск с куполо-образной основной надстройкой по центру вверху. Данная форма выбрана с точки зрения удобства компоновки планарного магнитостатического МС-двигателя собранного из секций сверхпроводниковых управляемых решеток изготовленных по многослойной нано-технологии. Для других сборок двигателя возможны другие наружные формы аппарата

Для космического варианта предусмотрена внешняя активная тепловая защита из жидкого азота инжектируемого в пограничный слой на наиболее нагруженных участках оболочки.



Рис.80 Двигатели МС-типа супер шаттлов «Атлант» - для полетов в атмосфере и среднем космосе

Двигатель МС-типа не имеет вредного CO₂ компонента и влияния на окружающую среду. Двигатели шаттла нового типа работают по простой физической формуле:

Магнитное поле Земли (величина - В) (или другой Планеты) достаточно для Создания Подъемной Силы (величина - F) при длине проводника (величина - L) и при силе тока (величина - I) - протекающей в данном проводнике (сверхпроводнике) в соответствии с формулой магнитостатики известной из курса физики: $F = I * L * B$.

Силовые двигатели MS-типа являются магнитостатическими (MS) и многосекционными и в конструкции представляют систему сверхпроводников охлаждаемых жидким гелием.



Рис.81 Аэродинамические формы новых супер шаттлов типа «Атлант» для полетов в атмосфере. Часть сверхпроводящих элементов отделяется комбинированным активно-пассивным экраном. Двигатели MS-типа предназначены для замены современных реактивных и ракетных двигателей летательных аппаратов подобно тому как реактивные двигатели заменили в свое время поршневые, при этом они не имеют вредного влияния на окружающую среду в виде выбросов токсичных веществ и двуокиси углерода.



Рис.82 Сравнение конструкции обычных атмосферных самолетов и супер шаттлов MS-типа «Атлант»

Современные многослойные сверхпроводники выполненные по нано-технологии Проводят электрические токи плотностью в триллионы ампер на метр квадратный, что обеспечивает сверхсильные магнитные силы и взаимодействия, включая с любыми внешними магнитными полями. В результате даже магнитного поля планеты Земля вполне достаточно для создания подъемной силы.



Рис.83 Теплая земная компания для супер шаттлов MS-типа «Атлант» с активной теплозащитой

Тяга силового двигателя в атмосфере и в магнитосфере планеты (Земли) превышает единицу и позволяет разгоняться до второй космической скорости - 30 000 метров в секунду.

Новый воздушно-космический супер шаттл с таким двигателем эффективнее старых типов шаттлов примерно в четыре раза по полезной нагрузке, плюс отсутствие вредного влияния и экологическая чистота электрической установки. Все шаттлы MS-3 типа геометрически подобны и представляют собой двояковыпуклый диск с радиусом 11,2 метра для шаттла Атлант с относительной толщиной 0,053 и радиусом кривизны 152 метра. В средней части сверху расположена надстройка в которой размещается полезная нагрузка, экипаж и все основные системы воздушно космического самолета. Такая форма обеспечивает высокое аэродинамическое качество на всех режимах полета шаттла в атмосфере, включая режимы полета на дозвуковой, сверхзвуковой и гиперзвуковой скоростях. Результаты расчетов на компьютере аэродинамики супер шаттла MS-3 приведены в Приложении 2. Расчеты на компьютере производились интеграцией основных дифференциальных уравнений полета числовыми методами.

Внешняя оболочка фюзеляжа шаттла состоит из двух слоев - наружная многослойная экранно-вакуумная теплоизоляция с охлаждением на экстремальных режимах жидким азотом и внутренняя комплексная теплоизоляция из высокотемпературных вспененных материалов в среде гелия.

Для космического варианта предусмотрена внешняя активная тепловая защита из жидкого азота инжектируемого в пограничный слой на наиболее нагруженных участках оболочки. Основные результаты расчетов на компьютере внешней теплозащиты супер шаттла MS-3 и расход охлаждающего криоагента (жидкий азот) приведены в Приложении 3.

Дальнейшее развитие системы космических супер шаттлов – это субсветовой лайнер, межзвездного типа для полетов в дальнем космосе MD-6 «Вектор» с магнитодинамическими двигателями. Рассмотрение работы этих двигателей нового типа не входит в формат данной книги и будет более подробно изложено в продолжении этой серии о космических супер шаттлах.

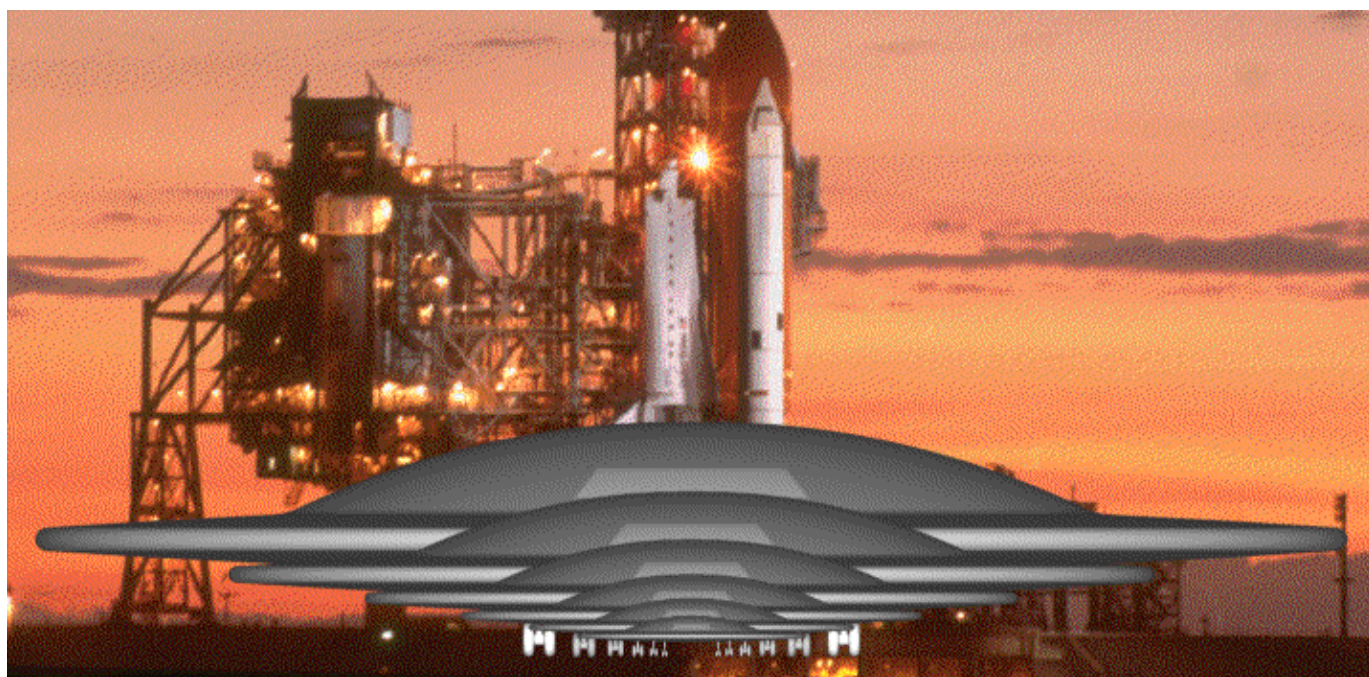


Рис.84 Субсветовой лайнер «Вектор», супер шаттлы для среднего космоса «Атлант» и Space Shuttle

Перспективные супер шаттлы будущего для полетов в среднем и дальнем космосе, классы «Атлант» («Atlant») и «Вектор» («Vektor») двигатели которых основаны на новых принципах работы, обеспечивают для человечества возможности глубокого освоения космоса. Причем не только Солнечной Системы, колыбели человечества, но и осуществления полетов к ближайшим звездным системам с субсветовой скоростью, - звездное космическое будущее!

Космические шаттлы (ВКС) класса «Сибиряк» обладают непревзойденными на этой планете технико-экономическими показателями и стартуют в космос с обычного аэродрома. Новый российский космический шаттл (челнок) класса «Сибиряк» имеет стоимость вывода одного килограмма полезной нагрузки на космическую орбиту около 20 долларов! Деньги надо экономить – таково скромное мнение автора проекта Виктора Гребенщикова, генерального директора компании ООО "Авиационные Космические Разработки" (Aerospace Research Keeping, LLC).

Именно супер шаттлы принципиально нового типа и поколения, созданные на стыке двух технологий – авиационной и космической - Системы полностью многоразовых воздушно космических самолетов с аэродромным стартом класса «Сибиряк» («Siberian») и класса «Призрак» («Phantom») – должны занять место неэкономичных ракет, стартующих с космодромов. Причем эти ВКС выполняются на базе существующих технологий, используют существующие двигатели и материалы, это возможность быстрой реализации проектов. И тогда уже в ближайшем будущем профессия космонавта станет такой же обыденной и такой привычной - как профессия летчика на пассажирских лайнерах, а путешествие на другой край Земли – как поездка на велосипеде.

Далее в обозримом будущем вероятен переход на супер шаттлы нового поколения МС-типа «Атлант» которые не имеют вредного влияния на окружающую среду и еще более экономичны.

Процесс тестового моделирования супер шаттлов МС-типа «Атлант» («Atlant») на полетном симуляторе запечатлен на видео и доступен на сайте <http://www.spacecreator.ru> а также в сети Internet на различных сайтах, включая классные ролики на YouTube:

Космическое будущее шаттлов МС-типа «Атлант» <http://www.youtube.com/watch?v=LMedWbsjqI4>



ЖЕЛАЮ ВСЕМ УСПЕШНЫХ КОСМИЧЕСКИХ СВЕРШЕНИЙ И СУПЕР ШАТТЛОВ!

Приложение 1. Траектория разгона и аэродинамика ВКС при выводе на НОО:

Расчеты на компьютере производились интеграцией основных дифференциальных уравнений полета числовыми методами, в частности методом Рунге-Кутты 4 порядка.

Обозначения для полученных численных значений при условиях соответствующих международной стандартной атмосфере: $H(z)$ - высота полета; $L(z)$ - угол атаки крыла; $M(z)$ - число Маха полета; $W(z)$ - скорость полета; $D(z)$ - дальность полета; $C_Y(z)$ - коэффициент подъемной силы; $Y(z)$ - подъемная сила; $C_X(z)$ - коэффициент силы сопротивления; $X(z)$ - сила сопротивления; $TA(z)$ - время полета; $TT(z)$ - угол наклона траектории полета; $PT(z)$ - тяга двигателя.

H(Z) CX(Z)	L(Z) X(Z)	PL(Z) TA(Z)	M(Z) TT(Z)	W(Z) PT(Z)	D(Z)	CY(Z)	Y(Z)
6.66	0.14279	0.14279		0.389864701696666	132.660000000001	0	
0.52896529300341	990946.489244443		6.66223959769991E-02	124808.244078945	0	0.114239732727273	
309996							
185.284863011288	0.14279		0.14279	0.438485831209002	148.903464649267	1379.55115772299	
0.3263579682	757151.722326989		3.10444527301438E-02	72023.2479169087	10	0.117920050929078	
309996							
419.11053665625	0.14279		0.14279	0.48083505982641	162.851683556403	2927.84068743627	
0.3263579682	885405.31861777		3.09176789528404E-02	83879.2983518813	20	0.196683829203525	
309996							
850.681183450208	0.14279		0.14279	0.489731361919993	165.047807725345	4518.69122779079	
0.3263579682	872015.630001097		3.09504816911258E-02	82698.4673902149	30	0.333414447413332	
309996							
1464.27700419234	0.14279		0.14279	0.467750491497788	156.524022101668	6010.32443784332	
0.3263579682	738253.208104569		3.11259628365424E-02	70409.9306848823	40	0.434872558666556	
309996							
2111.30029980515	0.14279		0.14279	0.436381362585081	144.92130752746	7369.26270319365	
0.3263579682	593213.68927899		3.13504184615938E-02	56984.9650021269	50	0.434248005221907	
309996							
2641.36230154633	0.14279		0.14279	0.424463099867592	140.076270744841	8680.78446654327	
0.3263579682	525218.370804557		3.14839432710766E-02	50668.122131476	60	0.319582529030452	
309996							
2981.7095077769	0.14279		0.14279	0.45247438995122	148.710014847199	10071.4329506071	
0.3263579682	571679.624487182		0.031424556718774	55046.2392070526	70	0.167117010208756	
309996							
3170.7437097223	0.14279		0.14279	0.511970233989641	167.879211346613	11638.2830673786	
0.307239924728053	672648.5883988		2.87582807689568E-02	62961.2736077098	80	8.76921785388786E-02	
309996							
3330.07162388704	0.14279		0.14279	0.576620923822328	188.712776461958	13417.8496951621	
0.314340278057644	855377.722850251		2.94683727583068E-02	80188.8632976281	90	0.110494740113695	
309996							
3655.34068179103	0.14279		0.14279	0.614346148141703	200.261040466013	15344.547090648	
0.319255620064086	945760.218186		3.00390472231713E-02	88987.4259697706	100	0.232211517523239	
309996							
4255.69759131978	0.14279		0.14279	0.613761255649103	198.590325173933	17254.7608920723	
0.319174436355767	872858.764457278		3.01266220740722E-02	82388.4469605043	110	0.372364841351478	
309996							
5045.63323525816	0.14279		0.14279	0.586211213351767	187.800348248904	19021.618214427	
0.315530421422089	709073.914812702		2.98691449375125E-02	67123.2632260773	120	0.454932498390339	
309996							
5844.14425606786	0.14279		0.14279	0.554601926591618	175.862230966718	20651.7331290178	
0.311748853591904	563013.088194543		2.96209544934438E-02	53494.936300407	130	0.438786624856509	
309996							
6498.50048495916	0.14279		0.14279	0.544526787362634	171.196357857003	22247.9768054562	
0.310625171476786	494268.417231713		2.96229033232263E-02	47136.1205847199	140	0.327163593439185	
309996							
6931.29076838165	0.14279		0.14279	0.574220807431049	179.498781782888	23934.2658841972	
0.314048414520858	523164.346655244		3.00347074733601E-02	50033.9673303405	150	0.178300878375299	
309996							
7159.54213553894	0.14279		0.14279	0.639604108792756	199.327726672513	25807.7281278302	
0.322925624435916	646350.581097597		3.10245390677746E-02	62097.0506436866	160	7.97351395339059E-	
02 309996							
7312.10937081736	0.14279		0.14279	0.714063679817604	222.076463185473	27911.289920082	
0.335960511808343	820238.270632037		3.25907093316738E-02	79569.3128248761	170	8.16002148901934E-	
02 309996							
7605.9731456537	0.14279		0.14279	0.787735066448591	244.016712693315	30225.8927903084	
0.353437493598094	1007174.04756461		0.011837661080607	33733.2208387903	180	0.185946974232812	
309996							
8268.22730651716	0.14279		0.14279	0.819805394752243	251.65730263571	32625.4810433317	
0.363184958351672	1018956.65820691		1.60273662255351E-02	44966.5966430694	190	0.354238450037787	
309996							
9307.23620606967	0.14279		0.14279	0.808170250911642	244.496743719698	34885.704027369	
0.359457744790123	840876.13832219		1.44507347334326E-02	33804.4685215002	200	0.497363958655562	
309996							
10517.237018701	0.14279		0.14279	0.774331497161742	230.19164963792	36929.6287833949	
0.349808267852779	624868.872873098		1.13224836916295E-02	20225.5586065513	210	0.555752647402284	
309996							
11666.1845729448	0.14279		0.14279	0.734158637150844	216.635024344571	38840.297606556	
0.3401831395418	454960.06503001		1.03418314702758E-02	13831.1390875617	220	0.508802164528122	
309996							
12578.5867470725	0.14279		0.14279	0.718992007586177	212.159665752158	40766.0190937812	
0.336963905640088	374510.898977907		0.010531714878474	11705.2359047891	230	0.363314527998257	
309996							
13151.2563170286	0.14279		0.14279	0.757972652704052	223.66204763089	42850.3586113632	
0.345678584423282	390257.976545457		1.11112932180514E-02	12544.2275092467	240	0.174537786911573	
309996							

13367.9375751576	0.157789686087393	0.157789686087393	0.850951879201973	251.098293663609	250
45202.5749356835	0.413808470159993	569120.234306997	2.76625771063712E-02	38044.973700578	
2.47244276843555E-02	309996				
13386.2070669782	0.157789686087393	0.157789686087393	0.948172502482268	279.78608813383	260
47863.4694037123	0.464488013133674	790856.964092121	6.90637213259073E-02	117590.817055149	
6.65830632416524E-03	309996				
13487.6489641724	0.157789686087393	0.157789686087393	1.00296089552357	295.953009368136	270
50750.8805820323	0.491453730997062	921470.501059913	9.46268057614536E-02	177424.250990633	
7.18471840500441E-02	309996				
13838.0063444073	0.157789686087393	0.157789686087393	1.01707498925575	300.11778641297	280
53717.1413283052	0.498650432077538	910000.655495548	0.100058852923595	182600.105988568	
0.162630400468197	309996				
14432.0541955504	0.157789686087393	0.157789686087393	1.00921091183581	297.797259871282	290
56649.3960928496	0.494627677854558	809615.998971386	9.72954629988217E-02	159255.065977802	
0.231160826500682	309996				
15156.7644069162	0.157789686087393	0.157789686087393	0.997602419502273	294.371833959195	300
59519.1457234856	0.488748756228848	697647.751224529	9.27407434639788E-02	132379.612837809	
0.256295170813133	309996				
15885.5755376273	0.157789686087393	0.157789686087393	0.994572024418234	293.477627067682	310
62363.4272935491	0.487225599701932	616550.476776448	9.15721352752112E-02	115878.237305077	
0.239568846278438	309996				
16524.9694942619	0.157789686087393	0.157789686087393	1.00611388716339	296.883391966782	320
65241.0363467363	0.493052361423587	577546.751177994	9.64654180504096E-02	112996.698028543	
0.19473188657787	309996				
17025.2861729127	0.157789686087393	0.157789686087393	1.03313232894777	304.85597513549	330
68203.9551506391	0.506966219529703	578904.407297999	0.105614738418641	120601.403389155	
0.139971781703645	309996				
17381.6251727045	0.157789686087393	0.157789686087393	1.07333792027425	316.719813296682	340
71288.220670448	0.524400596501149	611195.07938361	0.110503966733598	128793.67638133	
9.25912610131825E-02	309996				
17618.3530273239	0.157789686087393	0.157789686087393	1.12520654254908	332.02517058681	350
74520.5048727313	0.504915856762776	623166.211912433	0.107470838552437	132640.309181734	
5.48864449237441E-02	309996				
17752.3526922396	0.157789686087393	0.157789686087393	1.18589452865429	349.932939673814	360
77925.9632443062	0.483035217592247	648433.198941217	0.104020794076742	139638.96172168	
2.58040432190452E-02	309996				
17810.5607459809	0.157789686087393	0.157789686087393	1.25077346023411	369.077370061215	370
81520.0980655277	0.460691188399289	681706.419602124	0.100455350973091	148648.507647138	
8.8410594308033E-03	309996				
17832.2045791966	0.157789686087393	0.157789686087393	1.31509438554682	388.057144344143	380
85306.3769826892	0.439559755232774	716618.372503301	9.70464592371891E-02	158215.748479826	
4.6280888138697E-03	309996				
17861.1149431201	0.157789686087393	0.157789686087393	1.37497209789153	405.725818408692	390
89276.619372699	0.420760142995254	746465.405811906	9.39869472855033E-02	166741.089702707	
0.011449528884006	309996				
17936.7452921837	0.157789686087393	0.157789686087393	1.42805273419805	421.388815963436	400
93413.2561862401	0.404768004756854	765475.880651708	9.13703690689698E-02	172794.818035471	
2.59398030522739E-02	309996				
18085.9786706394	0.157789686087393	0.157789686087393	1.47377776826015	434.881327480623	410
97693.6584796421	0.391480145550031	770278.994768743	8.91943071596581E-02	175499.324905752	
4.38635057549005E-02	309996				
18318.0682858182	0.157789686087393	0.157789686087393	1.51323076580486	446.523090787711	420
102095.793893511	0.386540437473658	773171.105986489	8.74010023258689E-02	174822.406872308	
6.15372035294176E-02	309996				
18637.7310583098	0.157789686087393	0.157789686087393	1.54784395163905	456.736725792993	430
106601.666685927	0.383926186463817	764200.192191214	8.56181773182333E-02	170421.893240204	
7.96316399441385E-02	309996				
19038.4630800621	0.157789686087393	0.157789686087393	1.57965490220379	466.123479147501	440
111198.840094075	0.38059585316752	740988.485968055	8.40490465997385E-02	163636.506463948	
9.31861305218902E-02	309996				
19494.1929049263	0.157789686087393	0.157789686087393	1.61146752551159	475.510726093875	450
115884.521055151	0.376638230570102	710506.848781546	8.25333770421573E-02	155694.576073068	
9.93694857263914E-02	309996				
19969.0967063807	0.157789686087393	0.157789686087393	1.6461281727898	485.738365989325	460
120666.222653682	0.371828665325182	679435.453450664	8.09263374791005E-02	147875.158450002	
9.72905364770595E-02	309996				
20425.630292516	0.157789686087393	0.157789686087393	1.68598387638283	497.498959519429	470
125559.646942802	0.365875627959184	652905.732424312	0.079124231039659	141197.336121066	
8.77007802928214E-02	309996				
20830.6914791535	0.157789686087393	0.157789686087393	1.73256770712965	511.244884170081	480
130585.272074302	0.358584379001144	634191.750537922	7.70763504979567E-02	136317.108356852	
7.24953298277349E-02	309996				
21159.7109684855	0.157789686087393	0.157789686087393	1.78646642293496	527.149280059147	490
135764.96184783	0.34995451204956	624978.917163378	0.074784634694686	133556.843540067	
0.054181259248933	309996				
21399.0804664515	0.157789686087393	0.157789686087393	1.84732493582513	545.107368072253	500
141119.246151774	0.340204588534379	625758.598541239	7.22944152000016E-02	132975.431439073	
3.54148289211089E-02	309996				

21547.3398182308	0.157789686087393	0.157789686087393	1.9139573960457	564.769228481662	510
146665.386726702	0.329725744013885	636080.664321054	6.96803312223224E-02	134421.749525689	
0.018643069395747	309996				
21615.2789974194	0.157789686087393	0.157789686087393	1.98454610890386	585.598497190977	520
152416.086506715	0.318990993553325	654597.346239243	6.70310974485093E-02	137553.65948275	
5.84419363452194E-03	309996				
21667.0668565907	0.157789686087393	0.157789686087393	2.05470886077144	606.302073624952	530
158376.613360322	0.351631192791376	767253.281372408	6.45187356046225E-02	140778.783616092	
1.54387716445689E-02	309996				
21806.6211078231	0.157789686087393	0.157789686087393	2.11942824399052	625.399424592099	540
164534.703036375	0.337755922728782	767182.795947375	6.23160346721164E-02	141545.377874832	
0.029762915926888	309996				
22037.8139084181	0.157789686087393	0.157789686087393	2.17985054171829	643.228794535914	550
170874.42340389	0.325853020771531	755107.991816689	6.03580178847174E-02	139869.262427126	
4.26523783102341E-02	309996				
22348.7180368584	0.157789686087393	0.157789686087393	2.2377922578392	660.326196169888	560
177385.09843673	0.315275506743516	733363.53188252	5.85657919226404E-02	136230.106980131	
5.20262501607841E-02	309996				
22714.5637688614	0.157789686087393	0.157789686087393	2.29535630136228	677.312154434155	570
184063.097226482	0.305487041986553	705999.380264128	5.68602228364845E-02	131407.479096954	
5.65540010095633E-02	309996				
23102.6689519754	0.157789686087393	0.157789686087393	2.35456779769973	694.784241938734	580
190911.960687224	0.29608741150212	677586.650570544	5.51734420674091E-02	126262.672300865	
0.055807591031743	309996				
23478.0748501543	0.157789686087393	0.157789686087393	2.41708705873619	713.232382369525	590
197941.045497083	0.286821904827267	652224.506121184	5.34566158012337E-02	121558.759122204	
5.02053868976185E-02	309996				
23808.6861861367	0.157789686087393	0.157789686087393	2.48402781618331	732.985214911933	600
205163.379109645	0.277572716680047	633017.165810118	0.051683197620496	117865.875540795	
4.08175443936812E-02	309996				
24068.918550053	0.157789686087393	0.157789686087393	2.55011731152277	752.486857618672	610
212586.634165589	0.269051221521138	620858.397881716	5.69421751145763E-02	131398.874213097	
0.029026310052468	309996				
24241.6282968214	0.157789686087393	0.157789686087393	2.61967813652306	773.01281788776	620
220211.08697822	0.26066892822607	617851.020618952	5.54003576942935E-02	131312.802707304	
1.63176531235039E-02	309996				
24321.4475745947	0.157789686087393	0.157789686087393	2.69299326359713	794.64659502366	630
228048.169664383	0.252418819165198	624404.460795267	5.38605634359696E-02	133234.028198016	
4.36134255266412E-03	309996				
24315.3570584943	0.157789686087393	0.157789686087393	2.76870087724589	816.986345448062	640
236105.920097969	0.244464371490736	639816.326642397	5.23529602609732E-02	137019.061382123	
-5.35020083048774E-03	309996				
24242.2224730486	0.157789686087393	0.157789686087393	2.84510270544353	839.530944222788	650
244388.226118029	0.236959627445444	662412.475475684	5.09089444567033E-02	142314.200460933	
-1.16438898986416E-02	309996				
24130.9587184558	0.157789686087393	0.157789686087393	2.92039023949955	861.746737850666	660
252894.37208334	0.230027208395701	689416.181950509	4.95572833524543E-02	148528.486325477	
-1.37928414560688E-02	309996				
24017.0954707161	0.157789686087393	0.157789686087393	2.9929169471673	883.147868731876	670
261618.942975895	0.223742694995564	716964.867377907	4.83204976481678E-02	154839.018045438	
-1.16262209782928E-02	309996				
23936.1241414691	0.157789686087393	0.157789686087393	3.06180523948756	903.475378521545	680
270552.562996425	0.215671414095068	732505.873786632	4.68230715144036E-02	159029.767838929	
-6.1482197450061E-03	309996				
23912.0092611153	0.157789686087393	0.157789686087393	3.12710494602504	922.743970893272	690
279684.460819058	0.208348293611968	740930.390129652	4.54689396155935E-02	161697.120644083	
1.03492467305871E-03	309996				
23958.1237612373	0.157789686087393	0.157789686087393	3.18914407266976	941.050433598869	700
289004.006734694	0.201900754749592	741402.877938654	4.42793792333762E-02	162598.991953637	
8.84199185128991E-03	309996				
24077.6632020034	0.126705117928177	0.126705117928177	3.24871804887725	958.62948141352	710
298502.102807188	0.157049743471548	587359.746397276	3.21725962264004E-02	120324.220484346	
1.61272225490343E-02	343486.287466549				
24166.3027132055	0.126705117928177	0.126705117928177	3.34333468829568	986.548894121593	720
308226.45678366	0.150188567367312	586698.292713708	0.031055971892381	121317.394574139	
2.26471017495896E-03	343489.794690263				
24124.6300168573	0.126705117928177	0.126705117928177	3.44153444030702	1015.52560922253	730
318236.020324891	0.143841111846905	599291.210703675	2.99780797304363E-02	124898.921216251	
-1.01530125890236E-02	343488.145815322				
23968.3427401555	0.126705117928177	0.126705117928177	3.54143287404735	1045.00357015657	740
328537.297522792	0.138115273686411	624414.793609145	2.89608764066735E-02	130931.208269344	
-1.95225128951585E-02	343481.96195402				
23730.4888044793	0.126705117928177	0.126705117928177	3.64077745111423	1074.31809944536	750
339131.650122783	0.133084370835776	660019.308891758	2.80258763243523E-02	138991.674277895	
-2.45487853342362E-02	343472.550722478				
23459.235759678	0.126705117928177	0.126705117928177	3.73722944392597	1102.779086967	760
350014.728718558	0.12877583596394	702125.638981967	2.71913731879459E-02	148255.766553359	
-2.44035976401474E-02	343461.817979277				

23212.8237931671	0.126705117928177	0.126705117928177	3.82875004420167	1129.78492258	
361176.208272887	0.125167769626274	744457.244232399	2.64697897610548E-02	157433.713165641	770
-1.89170967660305E-02	343452.068129794				
23051.2080624682	0.126705117928177	0.126705117928177	3.91404284453988	1154.95306328239	
372600.288301337	0.122193186832125	778967.763684943	0.02586546296344	164889.404750425	780
-8.74678444123916E-03	343445.673436101				
23025.1643432105	0.126705117928177	0.126705117928177	3.99292292352845	1178.2289425914	
384267.557190946	0.119751565606394	797728.56093365	2.53734857180821E-02	169026.218114642	790
4.58966985830073E-03	343444.642957158				
23165.4673363561	0.126705117928177	0.126705117928177	4.06643910804201	1199.92204761788	
396158.462820181	0.117726185047107	795709.430974236	0.024980200631501	168840.782721026	800
1.89294896192764E-02	343450.194363952				
23475.8744928776	0.126705117928177	0.126705117928177	4.13664718048049	1220.63899721466	
408257.69665093	0.116003858267392	772892.674483115	2.46654840114679E-02	164337.39523647	810
0.031929159657242	343462.476328571				
23932.3849712909	0.126705117928177	0.126705117928177	4.20604644933595	1241.11728560795	
420557.848851631	0.114493458906553	290966.612939986	2.55776142277533E-02	65001.3708207484	820
4.15457648852394E-02	1296175.71109057				
24506.4013495421	0.126705117928177	0.126705117928177	5.04073614462301	1487.41694525702	
434170.202665723	0.107279378172034	357935.58925246	0.022940158771485	76539.4000909387	830
4.54877167076928E-02	1297054.89544883				
25378.7948284863	0.126705117928177	0.126705117928177	5.94558514281244	1758.52560291767	
450315.090924174	9.28634629585273E-02	365757.924297843	1.86217443100694E-02	73344.7830682124	840
0.062933184826154	1298391.08502458				
26793.2909523092	0.126705117928177	0.126705117928177	6.91649371514379	2063.41429524824	
469377.636333183	8.16787842632647E-02	349969.36874229	1.58878112834369E-02	68074.5598225288	850
8.55316081220424E-02	1300557.57872405				
28910.5812138332	0.126705117928177	0.126705117928177	7.87293686311332	2378.61356914986	
491481.501595789	7.35824291774792E-02	296717.017577905	1.44034029699623E-02	58080.9144247166	860
0.103819695959391	1303800.50195028				
31763.971814333	0.126705117928177	0.126705117928177	8.90555282746292	2735.4197680868	
516846.704796909	6.71494490717752E-02	228062.094707416	1.32722028140386E-02	45076.8608974873	870
0.119521529162573	1308170.85428435				
35477.67340095	0.126705117928177	0.126705117928177	10.0660141582745	3156.52702160621	
546009.388307732	6.16872733925955E-02	158530.767748569	1.23771061200569E-02	31808.0542031811	880
0.133163419616085	1313858.89467811				
40212.2580656996	0.126705117928177	0.126705117928177	11.4056577690503	3667.78296868153	
579712.104210692	5.69629555254083E-02	99401.2425823454	0.011685081536598	20390.6488646955	890
0.145581711980215	1321110.55671736				
46240.2260414678	0.126705117928177	0.126705117928177	12.9974458733574	4313.03208904146	
619020.547073767	0.052827559689868	47012.1577595765	1.13413491111021E-02	10092.8624518657	900
0.158503045301859	1330343.21166788				
54050.2436868985	0.126705117928177	0.126705117928177	15.6094143558145	5178.14244005168	
665590.686003747	0.04821265306442	26800.3312661473	1.06125251028877E-02	5899.26440985656	910
0.174347571900776	1342305.31869426				
64460.9972335615	0.126705117928177	0.126705117928177	20.0728322764531	6208.67870634307	
721563.109526191	4.36777571801394E-02	4007.1491757862	1.16582458944032E-02	1069.56797791149	920
0.192504351528827	39615.6485491429				
76404.5834634299	0.126705117928177	0.126705117928177	22.4669305847792	6324.22680695145	
783070.926656195	4.21795801728368E-02	770.080390422714	1.36734612081487E-02	249.63890826922	930
0.190891159349837	40149.2011194481				
88460.2725370829	0.126705117928177	0.126705117928177	23.656070785798	6450.26957832163	
845788.415277487	4.15841508796568E-02	79.9539007632892	2.20658143717413E-02	42.4259698760002	940
0.188963264307302	40687.7616295202				
100654.397505265	0.126705117928177	0.126705117928177	22.5424842517001	6586.4632266654	
909814.208410413	4.21391922144861E-02	11.6966102442907	4.53235744417868E-02	12.5805018384152	950
0.187546000712879	41232.5064485534				
113042.552112918	0.126705117928177	0.126705117928177	20.3536818366621	6733.57915407803	
975244.246080862	4.21391922144861E-02	11.6966102442907	4.53235744417868E-02	12.5805018384152	960
0.186806127236203	41785.9191007534				
125690.21277533	0.126705117928177	0.126705117928177	18.8342554655532	6892.8113889801	
1042183.1520137	4.21391922144861E-02	11.6966102442907	4.53235744417868E-02	12.5805018384152	970
0.186795802524273	42350.9245961634				
138671.607618469	0.126705117928177	0.126705117928177	17.7211025996829	7065.60538036375	
1110747.29927623	4.21391922144861E-02	11.6966102442907	4.53235744417868E-02	12.5805018384152	980
0.187560695263292	42930.8389076105				
152071.059237112	0.126705117928177	0.126705117928177	16.8779756401271	7253.75459255053	
1181067.54777716	4.21391922144861E-02	11.6966102442907	4.53235744417868E-02	12.5805018384152	990
0.189148989855998	43529.4289553743				
165985.088520541	0.126705117928177	0.126705117928177	16.2269193507503	7459.46600988749	
1253292.49396543	4.21391922144861E-02	11.6966102442907	4.53235744417868E-02	12.5805018384152	1000
0.191615709261922	44151.0065908176				
180525.19324135	0.126705117928177	0.126705117928177	15.720343947699	7685.4902433076	
1327592.55767029	4.21391922144861E-02	11.6966102442907	4.53235744417868E-02	12.5805018384152	1010
0.195024539668079	44800.5527235272				
195809.914260515	0.760230707569061	0.760230707569061	15.3079146290104	7924.53054117306	
1404131.60611429	4.21391922144861E-02	11.6966102442907	4.53235744417868E-02	12.5805018384152	1020
0.199266763055307	44800.5527235272				

211494.156451673	0.760230707569061	0.760230707569061	14.49337276405	7906.28349702636	
1481716.17002159	4.21391922144861E-02	11.6966102442907	4.53235744417868E-02	12.5805018384152	1030
0.199665808179588	44800.5527235272				
227172.127900555	0.760230707569061	0.760230707569061	13.7937668824316	7888.08857391056	
1559116.09810914	4.21391922144861E-02	11.6966102442907	4.53235744417868E-02	12.5805018384152	1040
0.200037657641027	44800.5527235272				
242841.700351836	0.760230707569061	0.760230707569061	13.1843505226863	7869.94786979571	
1636332.35285383	4.21391922144861E-02	11.6966102442907	4.53235744417868E-02	12.5805018384152	1050
0.20038246502261	44800.5527235272				
258500.777078506	0.760230707569061	0.760230707569061	12.6472559347218	7851.86342541002	
1713365.91386568	4.21391922144861E-02	11.6966102442907	4.53235744417868E-02	12.5805018384152	1060
0.200700385492551	44800.5527235272				
274147.292677111	0.760230707569061	0.760230707569061	12.1692152968562	7833.83722532603	
1790217.77713724	4.21391922144861E-02	11.6966102442907	4.53235744417868E-02	12.5805018384152	1070
0.20099157570107	44800.5527235272				
289779.212851415	0.760230707569061	0.760230707569061	11.7401416276379	7815.87119904737	
1866888.95431187	4.21391922144861E-02	11.6966102442907	4.53235744417868E-02	12.5805018384152	1080
0.201256193681006	44800.5527235272				
305394.534185261	0.760230707569061	0.760230707569061	11.5282663598731	7797.96024219567	
1943380.47197083	4.21391922144861E-02	11.6966102442907	4.53235744417868E-02	12.5805018384152	1090
0.201490016766541	44800.5527235272				

Траектория разгона и аэродинамика ВКС при выводе на НОО в первом приближении – также доступна в файле на сайте компании <http://www.spacecreator.ru/ZIPPEZ/REZSRS.txt>

Приложение 2 Основные аэродинамические характеристики супер шаттла «АТЛАНТ»

РЕЗУЛЬТАТЫ КОМПЬЮТЕРНОГО РАСЧЕТА ОСНОВНЫХ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК

Обозначения для полученных численных значений при условиях соответствующих стандартной атмосфере: H(z)- высота полета; L(z)- угол атаки крыла; M(z)- число Маха полета; W(z)- скорость полета; D(z)- дальность полета; CY(z)- коэффициент подъемной силы; Y(z)- подъемная сила; CX(z)- коэффициент силы сопротивления; X(z)- сила сопротивления; TA(z)- время полета; TT(z)- угол наклона траектории полета; PT(z)- тяга двигателя.

Данные для выхода на околоземную орбиту											
H(z)	L(z)	M(z)	W(z)	D(z)	CY(z)	Y(z)	CX(z)	X(z)	TA(z)	TT(z)	PT(z)
0	.0695	.3911421	133.104	0	.2354671	1006910	.0217475	92997.21	0	.1455	223014.9
555.575	6.623858E-02	.444331	150.2543	2719.766	.1412523	729480.5	1.346296E-02	69527.84	20	.223889	338973.5
1213.833	6.172886E-02	.5123715	171.9555	5871.993	.1328385	842407.4	1.279519E-02	81141.85	40	.2043432	338973.5
2015.897	5.224872E-02	.5677226	188.7522	9392.51	.1146295	808641.1	1.170907E-02	82600.32	60	.2350211	338973.5
2936.074	4.903712E-02	.616162	202.6191	13197.72	.1097261	812342.3	1.145845E-02	84831.11	80	.2419629	338973.5
3943.172	4.632328E-02	.6619771	215.0236	17251.4	.1059106	795251.1	1.130315E-02	84872.02	100	.2446767	338973.5
5008.876	4.545078E-02	.7094435	227.3856	21543.38	.1066443	799281.7	1.138752E-02	85347.66	120	.2428569	338973.5
6139.342	4.370578E-02	.7706861	243.4446	26105.81	.1067808	810423.2	8.884718E-03	87431.43	140	.2458565	338973.5
7368.018	4.159788E-02	.8325493	258.7308	30978.26	.1070764	798920.5	9.881348E-03	73726.88	160	.2485498	338973.5
8663.297	4.159788E-02	.8878275	271.0457	36119.2	.113953	801995.4	1.339429E-02	94268.3	180	.2457041	338973.5
10007.62	4.515924E-02	.9279436	277.9205	41451.17	.1259422	791760.1	1.841259E-02	115754.4	200	.2449686	338973.5
11353.18	5.213057E-02	.9545706	281.6741	46883.66	.1494266	804149.5	2.384855E-02	128342.6	220	.2381154	338973.5
12677.85	5.945044E-02	.9682506	285.7107	52399.07	.1728263	777143.3	2.838074E-02	127618.9	240	.2314356	338973.5
13969.72	6.995837E-02	.9853419	290.754	58018.28	.2069855	786911.2	3.545955E-02	134809	260	.2207671	338973.5
15241.72	.077017	1.002063	295.6882	63742.9	.2318284	746544.2	4.208122E-02	135511.8	280	.2131105	338973.5
16455.61	9.190404E-02	1.022331	301.6687	69593.75	.2824755	782604.1	5.446058E-02	150884.2	300	.1986411	338973.5
17632.62	1.018452	1.041747	307.3979	75568.74	.3193536	763832.1	6.493398E-02	155309.6	320	.1891548	338973.5
18762.79	.1139558	1.063201	313.7286	81675.24	.3653127	762324	.0775991	161931.6	340	.1770442	338973.5
19848.82	.1237664	1.087425	320.8765	87926.09	.4064353	748354.1	8.770846E-02	161494.3	360	.1663611	338973.5
20877.38	.1398502	1.117571	329.772	94350.76	.4492564	743652	.1018985	168672.1	380	.1511498	338973.5
21936.68	.133048	1.350824	398.6001	101444.5	.3604874	738505.3	8.507956E-02	174296.5	400	.1497082	641722.8
23251.8	.1339205	1.615617	476.735	110100.2	.3191948	761324.1	7.465965E-02	178073.7	420	.1537265	641722.8
24875.62	.1327364	1.883086	555.6598	120289.2	.2814274	707251	6.356243E-02	159737.8	440	.1582636	641722.8
26742.91	.1357791	2.148078	640.646	132096.3	.2856832	680360.9	5.716933E-02	136150.1	460	.1543485	641722.8
28851.89	.1456249	2.627186	793.4649	146153.3	.2397685	621049.6	5.445671E-02	141054	480	.1445027	974251
31250.56	.1622507	3.133106	959.5439	163512.9	.213622	553053.3	.0523744	135593.9	500	.1287491	974251
33680.02	.1858147	3.639845	1130.138	184260.9	.1986941	490590.2	5.319184E-02	131334.5	520	.1043131	974251
35911.82	.2102887	4.150736	1304.678	208502.6	.2024118	476401.7	5.748498E-02	135298.1	540	8.071103E-02	974251
37898.15	.2274555	4.662699	1481.319	236289.9	.2150982	487699	6.231823E-02	141296.2	560	6.354436E-02	974251
39716.51	.2377585	5.173317	1659.335	267638.1	.2253212	493696.6	6.458975E-02	141521.2	580	.0532414	982606.5
41461.88	.2442376	5.744302	1859.146	302729.4	.2176189	468060.8	6.335814E-02	136272.5	600	4.676235E-02	1113185
43220.65	.2480992	6.386557	2085.511	342093.9	.2077253	440787.3	6.105395E-02	129554.8	620	4.290075E-02	1215951
45049.87	.2510243	7.065869	2328.422	386184	.1994065	411435.7	5.897625E-02	121685.8	640	3.997565E-02	1235167
46930.09	.2545668	7.75915	2574.773	435169.7	.1947299	324439.6	5.821292E-02	96988.61	660	3.585286E-02	1235167
48632.12	.2545668	8.520217	2827.323	489158.5	.1870304	304849.1	5.572489E-02	90828.47	680	2.742792E-02	1235167
50027.5	.2545668	9.289188	3082.496	548236.5	.1808687	295246.4	5.367238E-02	87613.69	700	2.015556E-02	1235167
51133.14	.2545668	10.06323	3339.352	612443.4	.1758865	294198.3	5.195626E-02	86905.14	720	1.468631E-02	1235167
52022.89	.2545668	10.83968	3597.005	681800.5	.171919	298968.4	5.051129E-02	87890.59	740	1.447786E-02	1235167
52816.61	.2545668	11.61645	3854.765	756314.1	.1684668	305421.1	4.929471E-02	89368.59	760	1.029038E-02	1235167
53660.93	.2545668	12.39249	4112.285	835980.6	.165677	308212.6	4.827748E-02	89811.68	780	1.118573E-02	1235167

54767.11 .2545668 13.2249 4367.317 920774 .1631738 340827.7 4.724852E-02 98689.88 800 1.538531E-02 1235167
56379.9 .2545668 14.14199 4622.188 1010653 .1608779 314088.9 4.644772E-02 90681.87 820 2.044516E-02 1235167
58549.14 .2545668 15.14056 4878.656 1105633 .1588093 269192.6 .0457733 77588.87 840 2.505003E-02 1235167
61249.08 .2545668 16.23899 5137.817 1205756 .1569369 214171.5 4.521736E-02 61708.03 860 2.865686E-02 1235167
64412.15 .2545668 17.4529 5400.213 1311083 .1552458 158403.4 4.477946E-02 45690.24 880 3.121093E-02 1235167
67971.05 .2545668 18.799 5665.802 1421681 .1537245 108927.2 4.446676E-02 31508.57 900 3.302616E-02 1235167
71892.41 .2545668 20.30156 5934.118 1537610 .1523581 69245.78 4.429805E-02 20133.17 920 3.458833E-02 1235167
76195.57 .2545668 22.00168 6204.472 1658917 .1511265 40049.71 4.431495E-02 11743.81 940 3.639441E-02 1235167
80952.93 .2516546 23.75173 6476.352 1785633 .1468415 16045.51 4.383934E-02 4790.364 960 3.873441E-02 1235167
86271.13 .2489304 24.75227 6749.169 1917781 .1433264 6532.971 .0443692 2022.396 980 4.187175E-02 1235167
92318.12 .2440277 25.75311 7022.067 2055360 .1375261 2290.463 .0454092 756.2786 1000 .0461416 1235167
99300.74 .2385788 25.36093 7294.631 2198358 .1318459 838.4043 4.921476E-02 312.9552 1020 5.160509E-02 1235167
107445.9 .2319844 24.09946 7566.651 2346748 .1255246 218.1172 6.234014E-02 108.325 1040 5.821355E-02 1235167
116990.4 .2242918 22.90176 7837.942 2500499 .1183524 57.62921 9.098237E-02 44.30197 1060 6.591659E-02 1235167

Данные для спуска с орбиты

H(z)	L(z)	M(z)	W(z)	D(z)	CY(z)	Y(z)	CX(z)	X(z)	TA(z)	TT(z)	PT(z)
117576.6	.582	23.50101	8080.973	0	.7584641	364.9157	.5061434	243.5181	0	0	-1076596
116133.7	.582	23.10119	7849.015	159285.6	.7586898	414.6621	.5021164	274.4319	20	-0.0185208	-1076596
111721.8	.582	23.30909	7620.499	313909.1	.758571	711.4605	.4870984	456.8475	40	-3.895334E-02	-1076596
104228.5	.582	24.33986	7395.693	463874.5	.7580256	2100.182	.467548	1295.386	60	-6.133391E-02	-1076596
93565	.582	26.31188	7174.426	609176.3	.7571546	10524.9	.4531821	6299.501	80	-8.559559E-02	-1076596
79719.47	.582	25.435	6951.084	749774.5	.7575171	145391.9	.4466368	85723.99	100	-1.103704	-1076596
63695.89	.582	21.40008	6655.6	885174.8	.7597954	1288374	.4464252	756996.6	120	-1.185127	-1076596
52479.25	.582	18.18008	6032.822	1012009	.7627925	3530260	.4479915	2073338	140	-4.346646E-02	-1076596
54123.11	.582	15.97381	5296.596	1124893	.7659599	2526975	.4504501	1486078	160	6.425038E-02	-1076596
62578.97	.582	15.37275	4818.968	1225261	.7670645	783120.6	.4521652	461629.8	180	9.011925E-02	-1076596
69760.75	.582	15.1396	4500.594	1318038	.7675284	269693.8	.4536896	159417.3	200	5.883888E-02	-1076596
72780.33	.582	14.57861	4230.748	1405247	.7687357	156550.3	.4553654	92733.54	220	8.020833E-03	-1076596
71108.36	.582	13.51926	3976.522	1487281	.771432	175731.7	.4571577	104140.2	240	-4.996841E-02	-1076596
65043.42	.582	12.07505	3719.202	1564016	.776289	346820	.4596049	205336.1	260	-1.073097	-1076596
55819.57	.582	10.42478	3419.579	1634929	.784426	892984.4	.4639783	528189.3	280	-1.461422	-1076596
46476.52	.582	9.070199	3009.827	1698784	.7945638	1912674	.4697369	1130751	300	-1.314636	-1076596
42805.29	.582	7.342999	2392.83	1752649	.8160681	2413479	.4831574	1428913	320	2.459303E-03	-1076596
44745.22	.582	5.707984	1878.132	1795021	.8710714	1218348	.517932	724419.6	340	7.023058E-02	-1076596
46406.04	.582	4.540258	1506.625	1828659	.8248492	501852.3	.4945902	300917.1	360	1.007811E-02	-1076596
44821.48	.582	3.686109	1213.319	1855738	.747937	432128.9	.4518425	261057	380	-1.389884	-1076596
40038.88	.582	2.935102	943.0094	1876728	.843632	570291.5	.5092622	344259	400	-3.165082	-1076596
33980.01	.582	2.111729	656.7666	1891572	1.251649	997236.2	.6812466	542775	420	-4.498512	0
30065.81	.47142	1.73779	528.5901	1902864	1.068843	1012024	.5710961	540737.1	440	-1.970241	0
29030.73	.424278	1.353392	409.1834	1912186	1.147408	767970.8	.5903264	395110.9	460	-0.0292104	0
28952.12	.3818502	1.06502	321.8482	1919457	1.226408	514296.2	.5624537	235865.9	480	-1.247486E-02	0
28376.77	.3436652	.958395	288.6435	1925455	.9889669	366009.6	.3583281	132614.7	500	-1.940422	0
26620.23	.3092987	1.003978	299.2056	1931038	.9328558	494514.5	.3397398	180098.8	520	-3.897478	0
24215.58	.2783688	1.040325	306.9784	1936648	.8715975	740806.9	.3036046	258046.2	540	-3.8296	0
22315.14	.2505319	.9915874	292.5969	1942358	.7460312	776150.4	.2201444	229032.2	560	-2.522121	0
21138.98	.2254787	.9333234	275.4044	1947916	.6323196	700694.6	.1383118	153268	580	-1.660601	0
20284.24	.2029309	.9035991	266.6334	1953266	.5519285	655419.6	9.358536E-02	111133.4	600	-1.479636	0
19467.74	.1826378	.8971647	264.7348	1958520	.5067303	674180.1	7.359344E-02	97912.52	620	-1.484757	0
18695.68	.164374	.8952763	264.1775	1963764	.4548536	680141	5.976388E-02	89364.72	640	-1.324322	0
18024.26	.1479366	.8917382	263.1335	1969001	.4073841	671443.1	4.837599E-02	79732.44	660	-1.154793	0
17410.88	.1331429	.8903741	262.731	1974229	.3659709	662058.9	4.027683E-02	72862.72	680	-1.103638	0
16805.59	.1198286	.8930244	263.513	1979462	.3305599	661473	3.506072E-02	70158.91	700	-1.107416	0
16183.08	.1078458	.8993985	265.3939	1984715	.3001699	671767.5	3.182953E-02	71233.15	720	-1.151574	0
15542.89	.0970612	.9058814	267.3069	1990008	.264607	664227.9	2.914398E-02	73158.46	740	-1.163902	0
14907.23	8.735509E-02	.9098547	268.4793	1995334	.2391229	669056.6	2.664166E-02	74542.31	760	-1.113561	0
14297.15	7.861958E-02	.9107773	268.7516	2000677	.2154153	664632.5	2.411621E-02	74407.06	780	-1.073337	0
13692.23	7.075762E-02	.9115332	268.9746	2006025	.1940247	659389.3	2.207563E-02	75023.6	800	-1.092387	0
13066.44	6.368186E-02	.9135291	269.5636	2011377	.1749816	658942.6	.0206193	77647.8	820	-1.139751	0
12416.78	5.731367E-02	.9155243	270.1523	2016740	.1578074	660984.5	1.945117E-02	81472.25	840	-1.174337	0
11752.21	5.158231E-02	.916041	270.3048	2022107	.1421023	661447.5	1.832346E-02	85290.71	860	-1.195155	0
11075.48	4.642407E-02	.9150359	270.0082	2027472	.1277597	659954.8	1.721829E-02	88942.71	880	-1.223211	0
10370.04	4.178167E-02	.9075756	270.3866	2032830	.1141036	649084.4	1.562582E-02	88888.33	900	-1.31434	0
9594.942	.0376035	.9045626	272.5359	2038204	.102375	651084.3	1.472122E-02	93623.96	920	-1.418357	0
8769.691	3.384315E-02	.9014311	274.7892	2043617	9.184081E-02	655980.5	1.393119E-02	99504.71	940	-1.47622	0
7933.871	3.045884E-02	.8952535	276.0852	2049062	8.428261E-02	670652.1	1.299802E-02	103427.6	960	-1.4747	0
7105.425	2.741295E-02	.8860289	276.3246	2054526	7.491771E-02	657037	1.196335E-02	104919.9	980	-1.461309	0
6248.04	2.467166E-02	.8781214	276.9871	2059992	.0667506	647940.7	1.116544E-02	108381.7	1000	-1.567477	0
5318.616	2.220449E-02	.8726234	278.5849	2065471	.0596737	649145.8	1.060155E-02	115326.3	1020	-1.697692	0
4323.255	1.998404E-02	.8667461	280.2107	2070971	5.333523E-02	653314.6	1.007308E-02	123387.3	1040	-1.784726	0
3285.187	1.798564E-02	.8585381	281.1304	2076490	4.755747E-02	653827.5	9.499178E-03	130596.2	1060	-1.841307	0
2212.099	1.618707E-02	.8482885	281.3785	2082014	4.233203E-02	650641	8.935232E-03	137334.1	1080	-1.907992	0
1093.987	1.456836E-02	.8369641	281.2811	2087530	3.766241E-02	646671.3	8.444468E-03	144993.2	1100	-2.003328	0
0	5.532334E-02	.8256884	280.9797	2093030	.1768952	3370855	9.319677E-03	177592.6	1120	-2.062102	0
2629.865	5.532334E-02	.4099665	135.3109	2095656	.116768	397803.6	1.247372E-02	42495.29	1140	1.12125	0
3367.777	5.532334E-02	.1378424	45.09145	2096201	.116768	40947	1.452351E-02	5092.954	1160	3.188372E-02	0
3827.554	5.532334E-02	.1780421	57.91431	2096513	.116768	64382.15	1.414466E-02	7798.911	1180	.1476103	0
3142.904	5.532334E-02	.414899	136.0947	2098049	.116768	381790.6	1.253769E-02	40993.85	1200	-.9728975	0
631.0818	5.532334E-02	.691309	233.5704	2100825	.1284678	1591488	1.194228E-02	147943.7	1220	-4.082083	0

ACTIVE THERMAL PROTECTION вывод на орбиту

Результаты расчета приведены для режимов вывода на орбиту и спуска на поверхность при: H(z)- высота полета; M(z)- число Маха полета; P(z)- атмосферное давление; R(z)- атмосферная плотность; T(z)- атмосферная температура; MU(z),NU(z),LU(z)- свойства воздуха; TF(z)- температура в критической точке; T2(z)- температура заторможенного пограничного слоя; Q0(z)- тепловой поток в критической точке; MN(z),MF(z)- количество охлаждающего криоагента.

H(z)	M(z)	TF(z)	T2(z)	TA(z)	Q0(z)	MN(z)	MF(z)
0	.3820911	288.15	0	0	0	0	0
575.5445	.4422678	284.4093	0	20	0	0	0
1225.924	.5289237	280.183	0	40	0	0	0
2062.824	.5975978	274.746	0	60	0	0	0
3084.074	.6524653	268.1132	0	80	0	0	0
4181.136	.7082029	260.9904	0	100	0	0	0
5370.359	.7636288	253.2721	0	120	0	0	0
6636.576	.8318826	245.0572	0	140	0	0	0
7992.407	.9017591	236.2645	0	160	0	0	0
9442.41	.9564632	226.8652	0	180	0	0	0
10914.39	.9978121	217.3278	0	200	0	0	0
12370.67	1.017951	238.1982	214.3942	220	0	0	0
13819.44	1.041034	239.7455	217.015	240	0	0	0
15261.09	1.069521	241.704	220.2001	260	0	0	0
16714.71	1.104253	244.15	224.0245	280	0	0	0
18116.45	1.15051	247.5508	229.0451	300	0	0	0
19505.23	1.200286	251.2827	234.3899	320	0	0	0
20849.62	1.255606	255.554	240.3	340	0	0	0
22134.74	1.314608	260.2454	246.6095	360	0	0	0
23345.88	1.420004	269.3635	258.0023	380	0	0	0
24743.86	1.74099	301.0484	294.8249	400	0	0	0
26465.68	2.05027	341.142	340.7171	420	0	0	0
28497.88	2.37903	390.4682	399.0133	440	0	0	0
30697.61	2.796017	457.6058	483.5071	460	0	0	0
32914.19	3.210327	527.7057	581.8968	480	412.1995	.4827737	.4827737
34941.67	3.630778	598.9298	695.2973	500	7412.459	8.138585	8.621358
36646.17	4.057231	669.59	822.9135	520	15560.16	16.54004	25.1614
38054.56	4.485042	738.4155	963.2358	540	25009.92	25.581	50.7424
39295.19	4.909098	804.2598	1115.093	560	35680.04	34.95626	85.69866
40519.75	5.32824	866.3489	1279.065	580	47267.59	44.25043	129.9491
41743.63	5.746841	925.1588	1456.655	600	59742.17	53.8038	183.7529
42916.51	6.166342	981.2198	1647.599	620	73220.57	63.77194	247.5248
44006.44	6.587423	1035.076	1851.394	640	87866.99	74.24158	321.7664
45003.58	7.010055	1087.115	2067.421	660	103813.7	85.20174	406.9682
45922.49	7.433344	1139.24	2295.018	680	121049.8	96.47949	503.4477
46711.66	7.917543	1173.625	2558.384	700	131230.8	101.45	604.8976
47371.79	8.478988	1233.844	2862.989	720	157445.4	117.2529	722.1505
48074.02	9.038214	1293.738	3180.02	740	184883.6	132.5551	854.7056
48918.28	9.597649	1346.001	3509.851	760	211942	145.7257	1000.431
49951.19	10.15983	1390.902	3853.14	780	237177.5	156.0525	1156.484
51166.16	10.72683	1506.208	4210.439	800	311908.9	188.3686	1344.852
52532.76	11.29972	1559.627	4581.751	820	348140.8	199.546	1544.398
54003.01	11.87804	1630.267	4965.883	840	407959.4	222.4255	1766.824
55648.83	12.58724	1669.814	5336.069	860	441973	228.3848	1995.209
57461.42	13.33589	1703.152	5710.921	880	470309.7	230.0446	2225.253
59359.28	14.12136	1730.736	6089.028	900	493783.6	229.316	2454.569
61277.65	14.93959	1753.74	6468.023	920	513260.9	228.5707	2683.14
63175.74	15.78761	1772.948	6845.429	940	529381.1	221.7628	2904.903
65036.03	16.66377	1788.622	7218.198	960	542234.8	215.6645	3120.567
66863.15	17.56872	1800.38	7582.596	980	551175.1	208.7379	3329.305
68681.11	18.5061	1807.15	7933.885	1000	554728	210.5501	3539.855
70531.16	19.48321	1807.15	8265.73	1020	550544.1	198.8697	3738.725
72467.83	20.51235	1797.687	8570.006	1040	535703.4	174.436	3913.161
74554.07	21.61059	1775.801	8835.514	1060	507142.8	157.3466	4070.507
76864.19	22.80283	1737.643	9046.887	1080	462263.3	136.8161	4207.323
79482.66	24.12422	1678.85	9182.234	1100	399966.3	113.2971	4320.62
82500.96	25.01995	1563.775	9443.869	1120	302140.7	78.39319	4399.013
86021.44	25.80957	1479.747	9726.199	1140	241391.4	57.08605	4456.099
90186.85	26.59904	1377.471	9988.017	1160	180496.6	38.61503	4494.715
95154.13	27.33236	1303.247	10252.65	1180	144047.9	27.51008	4522.225
101097.5	26.16075	1216.602	11418.97	1200	108209.4	15.46646	4537.691
108201.6	24.963	1131.742	12680.07	1220	80106.3	41.63339	4579.324
116657.2	23.75949	1050.234	14029.75	1240	58553.39	20.24644	4599.571

ACTIVE THERMAL PROTECTION спуск с орбиты

H(z) M(z) TF(z) T2(z) TA(z) Q0(z) MN(z) MF(z)

116657.2 23.76181 1052.331 14028.48 0 58585.31 0 0
 115613.9 23.45637 1040.053 13592.88 20 56231.55 8.925462 8.925462
 112408.1 23.59922 1057.397 12939.72 40 60308.9 10.8213 19.74677
 106932.8 24.31095 1110.603 12041.59 60 74277 40.32854 60.0753
 99092.59 25.88852 1220.229 10800.02 80 109759.3 78.32318 138.3985
 88817.13 26.63941 1425.97 10000.82 100 205564 70.00708 208.4056
 76181.5 25.13812 1936.54 10150.29 120 697020.9 251.6904 460.0959
 62715.62 21.77787 2499.483 10695.66 140 1919402 658.6539 1118.75
 55051.82 19.04824 2626.578 9979.992 160 2376177 929.6824 2048.432
 58019.45 17.67453 2262.793 8657.528 180 1341611 650.6368 2699.069
 66008.31 17.50931 1834.71 7642.386 200 594151.9 332.5913 3031.66
 72984.88 17.6435 1531.564 6932.598 220 288450.1 174.3655 3206.026
 76685.06 17.4733 1359.96 6423.562 240 180376.1 117.6408 3323.667
 76553.1 16.773 1314.541 6070.168 260 157401.9 104.5066 3428.173
 72606.4 15.57649 1371.059 5814.811 280 188585.1 134.4389 3562.612
 65338.29 14.06263 1494.708 5564.017 300 275356.4 213.8194 3776.432
 56344.4 12.39303 1617.802 5159.04 320 392305.3 337.0174 4113.449
 49073.62 11.03367 1597.609 4408.089 340 394615.6 389.7095 4503.158
 47153.82 9.562772 1373.657 3488.934 360 233982.5 279.6225 4782.781
 49513.14 8.326997 1181.575 2779.136 380 129682.9 167.7057 4950.487
 52138.42 7.388145 1028.195 2284.566 400 73497.96 99.63954 5050.126
 52673.77 6.602685 924.8191 1903.977 420 47726.03 67.67603 5117.802
 50507.23 5.873777 856.2274 1580.209 440 35614.22 53.59994 5171.402
 46105.07 5.127316 796.7363 1280.165 460 27922.06 45.40592 5216.808
 41002.98 4.364153 711.143 954.9439 480 18815.79 33.88624 5250.694
 36721.4 3.475523 573.9743 669.8918 500 4313.208 8.563593 5259.258
 33548.4 2.504628 419.7181 444.782 520 0 0 0
 32238.87 2.11976 364.5255 0 540 0 0 0
 32224.61 1.927484 340.4484 0 560 0 0 0
 31732.97 1.806449 325.0437 0 580 0 0 0
 30357.9 1.75759 316.5739 0 600 0 0 0
 28303.3 1.7473 310.4173 0 620 0 0 0
 26165.03 1.72381 302.2277 0 640 0 0 0
 24650.81 1.641548 290.5198 0 660 0 0 0
 24041.67 1.505252 277.1211 0 680 0 0 0
 23806.61 1.380074 265.434 0 700 0 0 0
 23346.01 1.301044 258.595 0 720 0 0 0
 22388.6 1.274987 256.6717 0 740 0 0 0
 21013.98 1.28072 257.6611 0 760 0 0 0
 19584.94 1.280613 258.1186 0 780 0 0 0
 18509.06 1.247039 255.5351 0 800 0 0 0
 17900.81 1.183062 250.3027 0 820 0 0 0
 17494.34 1.117387 245.028 0 840 0 0 0
 16923.94 1.079482 242.1249 0 860 0 0 0
 16017.45 1.076207 242.0682 0 880 0 0 0
 14881.09 1.086794 243.1545 0 900 0 0 0
 13791.97 1.081434 242.9516 0 920 0 0 0
 12955.26 1.048157 240.4642 0 940 0 0 0
 12207.64 1.016562 238.12 0 960 0 0 0
 11303.48 1.007323 237.5437 0 980 0 0 0
 10252.74 .9966968 237.5437 0 1000 0 0 0
 9148.342 .9837944 237.5437 0 1020 0 0 0
 8060.209 .9684068 237.5437 0 1040 0 0 0
 7011.093 .951868 237.5437 0 1060 0 0 0
 5976.11 .9367721 237.5437 0 1080 0 0 0
 4922.464 .9237876 237.5437 0 1100 0 0 0
 3834.289 .9118883 237.5437 0 1120 0 0 0
 6304.279 .4591898 237.5437 0 1140 0 0 0
 6778.451 .2034958 237.5437 0 1160 0 0 0
 5887.866 .440878 237.5437 0 1180 0 0 0
 3332.495 .6819485 237.5437 0 1200 0 0 0
 3581.352 .4981091 237.5437 0 1220 0 0 0
 3773.489 .3626694 237.5437 0 1240 0 0 0

Техническая литература:

1. Amy F. Woolf, Conventional Prompt Global Strike and Long Range Ballistic Missiles: Background and Issues. February 13, 2012.
2. J E Andrews & D G Andrews, 2001, Designing Reusable Launch Vehicles for Future Space Markets. , IAA-01-IAA.1.1.07 Copyright (C) 2001 by Andrews Space & Technology
3. Air Force Research Laboratory, X-51 Development and Flight Test Overview. December 1, 2010.
4. Boeing 787-9 Dreamliner Earns FAA, EASA Certification (англ.). The Boeing Company.

5. Boeing: Long-term market -- Overview [Электронный ресурс] / Boeing. Электрон. дан. 2010. <http://www.boeing.com/commercial/cmo/index.html> Загл. с экрана. Яз. англ.
6. B.R.A.Burns, "HOTOL space transport for the twenty first century", Proceedings of the Institute of Mechanical Engineers, 204, pp.101-110, 1990.
7. Carl E. Behrens. Space Launch Vehicles: Government Activities, Commercial Competition, and Satellite Exports. Congressional Research Service. The Library of Congress. Code IB93062
8. Carter, Preston, "Mass Injection and Precompressor Cooling Engines Analyses," AIAA-2002-4127, 38th AIAA Joint Propulsion Conference and Exhibit, Indianapolis, Indiana, July 7-10 2002.
9. Crippen, Dan L, "The Effects of Aging on the Costs of Operating and Maintaining Military Equipment," Congressional Budget Office, August 2001.
10. Global Market Forecast 2009-2028 [Электронный ресурс] / Airbus. — Электрон. дан. 2010. <http://www.airbus.com/en/corporate/gmf2009/> — Загл. с экрана. Яз. англ.
11. HPCMP (DOD: программа министерства обороны США) (с 1993). Межведомственная координация программ: NITRD. Библиотек Конгресса США.
12. Humble, Ronald, Larson, Wiley, and Wertz, James, Space Mission Analysis and Design, 3rd Ed. Microcosm, New York: 1999.
13. Morris, W. Douglas, "X-15/HL-20 Operations Support Comparison," NASA Technical Memorandum 4453, June 1993.
14. Koelle, Dietrich, "Handbook of Cost Engineering for Space Transportation Systems with Transcost ," TransCostSystems, Liebigweg, Germany, 2000.
15. RASCAL. AIAA 2005-3241 American Institute of Aeronautics and Astronautics Responsive Access Small Cargo Affordable Launch (RASCAL) Independent Performance Evaluation David A. Young and John R. Olds Space Systems Design Lab School of Aerospace Engineering Georgia Institute of Technology, Atlanta, GA, 30332-0150.
16. Raymer, Daniel P., Aircraft Design a Conceptual Approach, AIAA Education Series, Reston, VA, 1999.
17. Richard Varvill & Alan Bond. A Comparison of Propulsion Concepts for SSTO Reusable Launchers. Reaction Engines, D5 Culham Science Centre, Abingdon, Oxfordshire OX14 3DB, UK.
18. Rodrigues, Louis J. "Progress in Meeting F-22 Cost and Schedule Goals," General Accounting Office, 1999.
19. Roskam, Jan, Airplane Design Part I: Preliminary Sizing of Airplanes, DAR Corporation, Lawrence, Kansas: 1997.
20. Rohrschneider, R., "Development of a Mass Estimating Relationship Database for Launch Vehicle Conceptual Design," AE8900 Special Project, Georgia Institute of Technology, April 26, 2002.
21. Powell, R.W., et. Al., "Program to Optimize Simulated Trajectories (POST) Utilization Manual, Volume II, Version 5.2," NASA Langley Research Center, Hampton, VA; Martin Marietta Corporation, Denver, CO., October 1997.
22. The Commercial Space Transportation: 2005 Year in Review . The Federal Aviation Administration's Office of Commercial Space Transportation (FAA/AST). January 2006.
23. Грабин Б.В., Давыдов О.И., Жихарев В.И., Мишин В.П. Конструирование ракет-носителей космических аппаратов. – М.: Машиностроение, 1991.
24. Гуськов Ю.П., Загайнов Г.И. Управление полетом самолетов. – М.: Машиностроение, 1992.
25. Давыдов А.Н., Барабанов В.В., Судов Е.В., Шульга С.С. CALS (Поддержка жизненного цикла продукции): Рук-во по применению. – М.: ГУП ВИМИ, 1999. – 44с.
26. Егер С.М. и др. Проектирование самолётов. – М.: Машиностроение, 1983.
27. Кабанов А.Г., Давыдов А.Н., Барабанов В.В., Судов Е.В. CALS-технологии для военной продукции // Стандарты и качество. – 2000. – №3. С. 33-38.
28. Компьютерно-интегрированные производства и CALS-технологии в машиностроении / Ред. д-ра техн. наук, проф. Б.И. Черпакова. – М.: ГУП ВИМИ, 1999. – 512с.

29. Концепция развития CALS-технологий в России. НИЦ CALS-технологий «Прикладная логистика». Москва. 2002г.
30. Левин А.И., Давыдов А.Н., Барабанов В.В. Концепция развития CALS-технологий в промышленности России. — М.: НИЦ CALS-технологий «Прикладная логистика», 2002.
31. Левин А.И., Судов Е.В. CALS – сопровождение жизненного цикла // Открытые системы. – 2001. – Март. – С.58-62.
32. Марка Д., МакГоуэн К. Методология структурного анализа и проектирования / Пер. с англ. – М.: МетаТехнология, 1993. – 240с.
33. Микеладзе В.Г. Аэродинамика летательных аппаратов. – М.: Машиностроение, 1993.
34. Мишин В.П., Безвербый В.К., Панкратов Б.М., Щеверов Д.Н. Основы проектирования летательных аппаратов. – М.: Машиностроение, 1985.
- General Accounting Office, 1999.
35. Система MIPCC (Mass Injection Pre-Compressor Cooling) - PASCAL (RASCAL) - по данным файла <http://www.spacecreator.ru/SPACE/rascal.pdf>
36. Суперкомпьютерные технологии в промышленности. Опыт применения и актуальные задачи. ИТМФ ФГУП «РФЯЦ-ВНИИЭФ», 23 октября 2013 г.
37. Цымбалов А.Г., Стратегические бомбардировщики XXI века. // Независимое военное обозрение. 21.01.2005 г. <http://www.naivix.com/mil/2010-07-15/> 2011 г.
38. Специальный отчет. Система полностью многоразового воздушно космического самолета (ВКС) с аэродромным стартом - базовый вариант шаттл класса «Сибиряк». ООО "Авиационные Космические Разработки"(Aerospace Research Keeping LLC). Редакция 3 марта 2015г. Доступен на сайте <http://www.spacecreator.ru/SPACE/sotchet.pdf>
39. Специальный отчет. Концепция «Перспективный авиационный комплекс неограниченного радиуса действия (ПАК НРД)». Редакция 21 июля 2015 г. Доступен на сайте <http://www.spacecreator.ru/SPACE/potchet.pdf>
40. Специальный отчет. Концепция «Перспективный Воздушно Космический Комплекс Ближнего и Среднего Космоса» (ВКК БСК). Редакция 21 июля 2015 г. Доступен на сайте <http://www.spacecreator.ru/SPACE/motchet.pdf>
41. Траектория разгона первой ступени в расчетных данных демонстрационного прототипа ВКС меньшей размерности весом 80 тонн в первом приближении - по данным файла <http://www.spacecreator.ru/ZIPPE/REZSRS.txt>

Немного об авторе этой книги «Как сделать Супер Шаттл»

Гребенщиков Виктор Павлович - известный русский авиакосмический инженер и создатель нового типа летательных аппаратов с двигателями MS- MD-типов - для полетов в атмосфере и дальнем космосе, без вредного влияния на окружающую среду, для замены парка существующих летательных аппаратов. У него были намерения и цель выполнить проекты супер шаттлов, создана компания AEROSPACE RESEARCH KEEPING, LLC (ООО "Авиационные Космические Разработки") где он является генеральным директором. Наиболее известен новейший супер шаттл Десперадо SiR-71X (Shuttle DESPERADO SiR-71X) получивший свое имя в честь авиационного гуру и учителя Кларенса Джонсона - автора знаменитого SR-71 Black Bird.

Виктор Гребенщиков стал профессионалом высочайшего уровня – по иронии судьбы по гражданской линии самолетостроитель - закончил самолетостроительный факультет в Новосибирске (НГТУ – НЭТИ) – однако по военной линии ракетчик - принадлежит к ракетным войскам, т.е. должен сбивать ракетами те летательные аппараты которые создал. Именно смешение (микс) из двух специальностей - самолетчика и ракетчика - дало в результате поразительные результаты – проект - Система многоразовых ВКС класса "Сибиряк" с аэродромным стартом.

После института ВГ плотно работал в Перми в КБ на «Авиадвигателе» и занимался системами регулирования авиационных двигателей, потому знает историю двигателя Д-30-Фб изнутри, (в первый год работы там - за пару-тройку вечеров нарисовал агрегатик, который в два раза меньше типового – и далее проснулся знаменитым). После Перми ВГ трудился в

Новосибирске в НИИ электронных приборов и катал головные части малых ракет (включая SS-20) как конструктор – и лучший компоновщик электроники даже по сравнению с компьютерными



программами. Далее работа в ПО «Гранат» - в Калуге и увлечение перспективными средствами освоения космоса, включая ближний, средний и дальний. При этом ВГ приложил по-ходу руку к реализации системы "Энергия-Буран" и созданию "Future MSB-2" корпорации Нортроп Грумман (Northrop Grumman), известная организация NASA - ВГ любит (по формуле: боится, значит уважает, уважает, значит любит). Поэтому американские профессионалы из аэроspейса уже поставили скромную фамилию ВГ в один ряд с фамилиями русского Игоря Сикорского и американца Кларенса Келли Джонсона (знаменитого автора SR-71).

Космический Лозунг ВГ – «Впереди в Космосе - вообще Никого!»

Любимый Тост ВГ – «За Воздушно Космический Флот Российской Федерации!»

9 марта 2016 года врачи обнаружили у авиакосмического конструктора и автора этой книги Гребенщикова Виктора Павловича злокачественную раковую опухоль...

Полный вариант книги с иллюстрациями можно скачать бесплатно на сайтах:

<http://www.spacecreator.ru/sbonus.html>

<http://www.planetfaeton.ru/sbonus.html>

На самом деле сделать супер шаттл - все это очень просто!

A composite image featuring a city skyline at night, with a prominent domed building (resembling St. Isaac's Cathedral) on the left. A large, saucer-shaped UFO is positioned in the upper center, emitting a bright, vertical beam of white light that illuminates the city below. The sky is dark with a few stars visible.

VICTOR GREBENSHCHIKOV

**HOW TO MAKE
SUPER
SHUTTLE**

- FOR DUMMIES -

KALUGA 2017