

УДК 533.011.8

## Проект «Молот» гиперзвукового беспилотного самолета-разгонщика с комбинированной экранной турбо-прямоточной силовой установкой

Г.С. Макеич, М.Ю. Тюкаев, Я.Н. Чибисов

Целью работы является разработка первой ступени авиационно-космической транспортной системы малой грузоподъемности: беспилотного самолета-разгонщика с комбинированной турбо-прямоточной силовой установкой и гиперзвуковой скоростью полета. Основным результатом работы является научно-техническое обоснование создания гиперзвукового самолета-разгонщика в интересах научно-технического и коммерческого развития российской космонавтики в ближайшей перспективе. Данный летательный аппарат, помимо основного предназначения, следует рассматривать как непосредственный прототип и демонстратор технологии комбинированной силовой установки для создания самолетов-разгонщиков транспортных космических систем средней и большой грузоподъемности.

Ключевые слова: гиперзвуковой самолет-разгонщик; комбинированная силовая установка; прямоточный воздушно-реактивный двигатель; экранный воздухозаборник.

### Актуальность

До настоящего времени так и не создано, с точки зрения технических возможностей и коммерческой выгоды, эффективных многоразовых транспортных космических систем. Необходимость создания таких космических носителей ясно просматривается при анализе рынка запусков [1-10]. Объем рынка на протяжении последних 10 лет составляет 60-80 пусков в год, рис. 1, при средней стоимости вывода одного килограмма груза на низкую круговую орбиту ( $H = 200$  км) 10 000 \$. Минимальное значение данного критерия составляет около 3500 \$ для глубоко освоенных в производстве и эксплуатации российских ракет-носителей «Протон» и «Союз».



Рис. 1. Изменение ежегодного числа космических запусков с 2000 по 2010 гг.



**Рис. 2. Технологии США: многоразовый беспилотный орбитальный самолет X-37В (слева) и крылатая ракета больших сверхзвуковых скоростей с ПВРД X-51 (справа)**

Очевидно, что одноразовые носители достигли своего экономического предела.

На фоне данной ситуации в мировой космонавтике Соединенные Штаты Америки в 2010 году продемонстрировали успешность новых многоразовых технологий, запустив в космос полностью возвращаемый крылатый орбитальный самолет X-37 [11] (запуск 22.04.2010, успешная посадка 3.12.2010 спустя 244 суток) и проведя летные испытания гиперзвукового летательного аппарата X-51 [12] с прямоточным воздушно-реактивным двигателем (полет 26.06.2010 на высоте  $H = 20$  км с числом  $M = 5$ ), рис. 2. Таким образом, США владеет ключевыми технологиями, которые позволят создать в ближней перспективе многоразовую авиационно-космическую систему с самолетом-разгонщиком гиперзвуковых скоростей и вариантом космической ступени в виде орбитального самолета.

В 1965 году под руководством будущего Генерального конструктора НПО «Молния» Глеба Евгеньевича Лозино-Лозинского был разработан проект первой в мире системы с гиперзвуковым самолетом-разгонщиком – система «Спираль» [13], рис. 3. Спустя 50 лет НПО «Молния», осуществив разработку и успешный запуск орбитального самолета «Буран» [14], разработав до этапа летных испытаний систему МАКС [14], рис. 4, и проводя опытные



**Рис. 3. Многоразовая авиационно-космическая система «Спираль», 1965 г.**

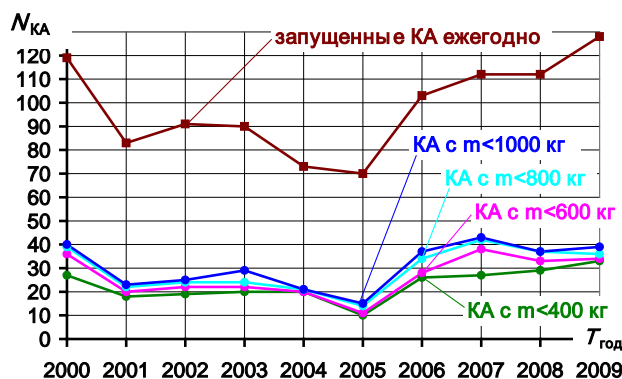
работы в области крылатых летательных аппаратов с прямоточными двигателями, располагает отработанными базовыми технологиями для создания системы типа «Спираль».



**Рис. 4. Базовые разработки ОАО «НПО «Молния» многоразовый орбитальный самолет «Буран» (слева) и многоразовая авиационно-космическая система МАКС (справа)**

Многоразовая система с самолетом-разгонщиком в качестве первой ступени является наиболее выгодной из известных типов многоразовых носителей. В экономическом плане самолет-разгонщик обеспечивает существенное снижение габаритов и массы дорогостоящей ракетной ступени за счет высоты и скорости пуска. В техническом плане такая система универсальна, поскольку с самолета-разгонщика можно запускать как одноразовые ступени с существующей номенклатурой космических грузов, так и перспективные многоразовые ступени.

В настоящее время существует сектор рынка запусков по выведению микро и мини космических аппаратов, рис. 5, 6, для которого созданы и эксплуатируются ракеты-носители грузоподъемностью до 300- 1000 кг на НОО. Это американские носители Minataur (580 кг), LLV (780 кг), Falcon 1 (670 кг) и авиационно-космическая система с одноразовой крылатой ракетой Pegasus и дозвуковым носителем L-1011 (443 кг, мод. «XL» 880 кг), семейство израильских ракет Шафит (от 350 кг), китайские носители КТ (50... 400 кг), российские конверсионные носители «Старт-1» (570 кг), «Штиль» и «Волна» (до 100 кг). В России совместно с Казахстаном разрабатывается авиационно-космическая система «Ишим» с истребителем МиГ-31Д в качестве разгонщика. В США при поддержке DARPA ведутся работы по проекту RASCAL с гиперзвуковым самолетом-разгонщиком, имеющим перспективную технологию МРСС (впрыск кислорода перед компрессором ТРД) [15].



**Рис. 5. Изменение ежегодного числа запущенных КА массой до 1000 кг**

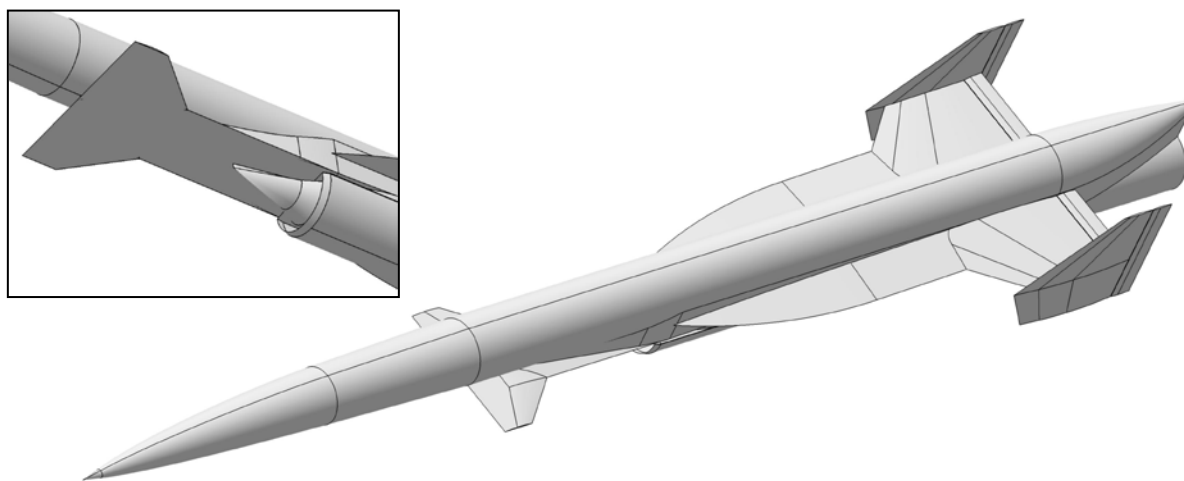


**Рис. 6. Изменение ежегодного числа запусков носителей сверхлегкого класса**

Создание российской авиационно-космической системы сверхлегкого класса с гиперзвуковым самолетом-разгонщиком совершенно реально при использовании только существующего задела по авиационным и ракетным технологиям. Для реализации такого аппарата со взлетной массой 74 000 кг и числа Маха полета  $M = 4$ , по исследованиям авторов, не требуется привлечение перспективных, но неосвоенных технологий. При этом двухступенчатая космическая ступень с полной массой 18 508 кг будет обладать минимальной стоимостью среди всех носителей (стартовая масса 4-х ступенчатой Minataur 36 200 кг, 3-х ступенчатой Pegasus 23 130 кг). Многоходовый самолет-разгонщик с эксплуатационными расходами современных сверхзвуковых самолетов обеспечит минимизацию стоимости запуска. Данная система позволит с минимальными затратами освоить технологии самолета-разгонщика и систем типа «Спираль» в целом. Это позволит в дальнейшем создать аналогичные многоходовые авиационно-космические системы среднего и большого класса, и кардинально расширить рынок космических запусков.

### Прототип

В настоящее время ОАО «НПО «Молния» разрабатывает многоходовый гиперзвуковой беспилотный летательный аппарат [16], который рассматривается как прототип – демонстратор технологий гиперзвукового беспилотного самолета-разгонщика, рис. 7. Ключевой технологией прототипа является применение прямоточного воздушно-реактивного двигателя (ПВРД) с дозвуковой камерой сгорания и экраным воздухозаборным устройством. Расчетно-экспериментальные параметры прототипа-демонстратора: крейсерские числа Маха  $M = 1.8 \dots 4$ , высоты полета от малых до  $H = 20\,000$  м, полетный вес до 530 кг. Наземный старт с пусковой установки, с помощью твердотопливного ускорителя.



**Рис. 7. Многоходовый гиперзвуковой беспилотный летательный аппарат разработки ОАО «НПО «Молния» - прототип проекта самолета-разгонщика «Молот»**



**Рис. 8. Испытания модели экранного воздухозаборного устройства прототипа на установке СВС-2-ЦАГИ, 2009 – 2010 г.**

В ходе двух этапов экспериментальных исследований на специальном стенде СВС-2 ЦАГИ, декабрь 2008 – февраль 2009 г. и март 2010 г., рис. 8, с промежуточным этапом численных поисковых исследований было разработано экранное воздухозаборное устройство (ЭВЗУ) с двухступенчатым конусным телом, имеющим различные расчетные числа Маха по ступеням, что позволило получить приемлемые тяги в широком диапазоне чисел Маха. Эффект экрана состоит в увеличении коэффициентов расхода и восстановления при повышении угла атаки на числах Маха  $M > 2.5$ . Величина положительного градиента обеих характеристик увеличивается с повышением числа Маха. ЭВЗУ впервые разработан и применен на гиперзвуковом экспериментальном летательном аппарате X-90 разработки НПО «Радуга» [17] (крылатая ракета, по классификации НАТО AS-19 Koala).

В результате была разработана аэродинамическая конфигурация прототипа по названной авторами «гибридной» схеме с интеграцией ЭВЗУ в несущую систему. Гибридная схема имеет признаки как схемы «утка» (по количеству и расположению несущих поверхностей), так и схемы «бесхвостка» (по типу органов продольного управления), рис. 7.

### **Концепция и общая компоновка**

Отличительным требованием к самолету-разгонщику, по сравнению с его малогабаритным прототипом, является взлет/посадка по самолетному с существующих аэродромов и необходимость совершения полета при числах Маха, меньших Маха запуска ПВРД  $M < 1.8... 2$ . Это определяет тип и состав комбинированной силовой установки самолета-разгонщика, имеющей в своем составе ПВРД и турбореактивные двигатели с форсажной камерой (ТРДФ).



На основании этого был сформирован технический облик и общая компоновка самолета-разгонщика для транспортной космической системы легкого класса с проектной грузоподъемностью порядка 1000 кг на низкую околоземную орбиту 200 км. Была проведена оценка весовых параметров жидкостной двухступенчатой орбитальной ступени на основе кислородно-керосинового двигателя РД-0124 [18] методом характеристической скорости с интегральными потерями, исходя из условий запуска с разгонщика. На первой ступени устанавливается двигатель РД-0124 (пустотная тяга 30 000 кг, удельный импульс 359 с), но с уменьшенным диаметром рамы и сближенными камерами, или двигатель РД-0124М [19] (отличается от базового одной камерой и новым соплом большего диаметра); на второй ступени двигатель с одной камерой от РД-0124 (принята пустотная тяга 7 500 кг).

По полученной весовой сводке орбитальной ступени с общим весом 18 508 кг была разработана ее конфигурация, а на ее основании - компоновка гиперзвукового самолета-разгонщика на взлетный вес 74 000 кг с комбинированной силовой установкой, рис. 9, включающей:

- ПВРД с аналогичным прототипу ЭВЗУ, типом и компоновкой камеры сгорания;
- Три турбореактивных двухконтурных форсажных двигателя АЛ-31Ф М1 [19]

ТРДФ и ПВРД расположены вертикальным пакетом, что позволяет монтировать и обслуживать каждый из них отдельно. Для размещения ПВРД с ЭВЗУ максимального размера и соответственно, тяги, была использована вся длина аппарата.

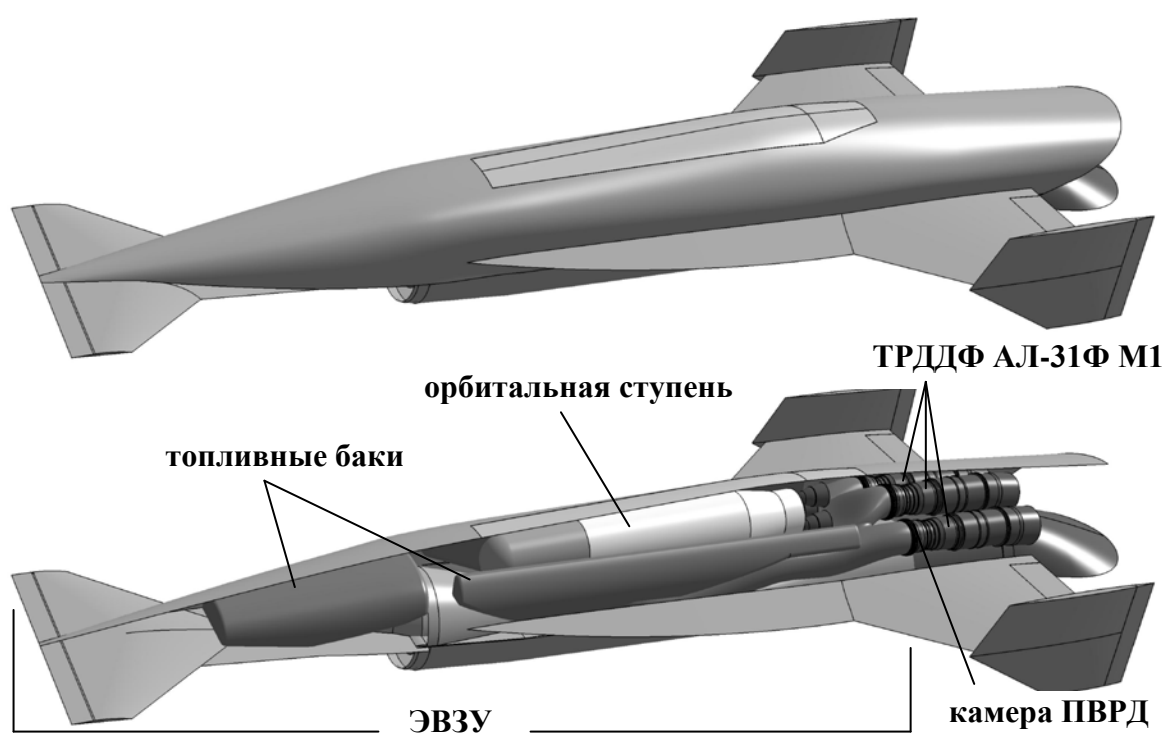


Рис. 9. Беспилотный гиперзвуковой самолет-разгонщик проекта «Молот»

Экспериментальную отработку ПВРД такого размера предполагается проводить непосредственно в летных испытаниях, используя для разгона ТРДФ.

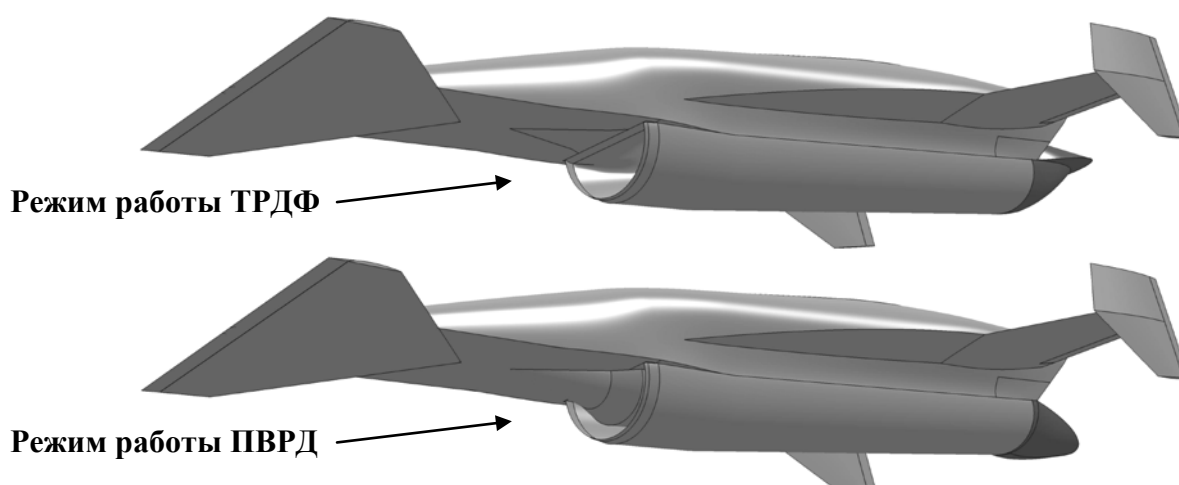
При разработке единой воздухозаборной системы были приняты базовые принципы:

- Минимум подвижных частей при минимальных силовых нагрузках на них;
- Полное сохранение теоретической геометрии ВЗУ ПВРД прототипа.

Реализованные путем разделения воздухопроводов для ТРДФ и ПВРД за сверхзвуковой частью заборника и разработки простого по исполнению устройства-трансформера\*, преобразующего «туда-обратно» сверхзвуковую часть ЭВЗУ в нерегулируемые конфигурации, одновременно переключая подачу воздуха между каналами, рис. 10.

Принцип работы трансформера ЭВЗУ самолета-разгонщика исключает с точностью до малой величины силовое противодействие на подвижную часть устройства со стороны набегающего потока. Это позволяет минимизировать относительную массу воздухозаборной системы за счет снижения массы самого устройства и его привода по сравнению с традиционными регулируемыми прямоугольными воздухозаборниками.

ПВРД имеет расщепляющееся сопло-стекатель, которое в сомкнутом виде при работе ТРДФ обеспечивает безотрывный сток обтекающего фюзеляж потока. При раскрытии сопла-стекателя на переходе в режим работы ПВРД, верхняя створка закрывает донный срез отсека ТРДФ. Сопло ПВРД в раскрытом виде представляет собой сверхзвуковой конфузур и при некоторой степени недорасширения струи ПВРД, реализующейся на больших числах Маха, обеспечивает прирост тяги за счет продольной проекции сил давления на верхней створке. В данной работе, однако, это не учитывается, поскольку численный расчет истечения реактивной струи из ПВРД требует экспериментальной верификации.



**Рис. 10. Конфигурации воздухозаборника в режимах работы ТРДФ и ПВРД**

\* - в настоящее время инициирована процедура получения патента ОАО «НПО «Молния» на данное устройство

Комбинированная силовая установка занимает всю нижнюю и кормовую зоны фюзеляжа, рис. 9. В верхней зоне над экраном ЭВЗУ расположен приборный отсек и передний топливный бак. За устройством-трансформером ЭВЗУ расположены



**Рис. 11. Аналог для атмосферных испытаний орбитальной самолета системы «Спираль»**

горизонтальным пакетом отсек полезной нагрузки и основные топливные баки. Применение вкладных баков необходимо для тепловой развязки «горячей» конструкции фюзеляжа и «холодных» теплоизолированных баков с керосином. За отсеком полезного груза размещается отсек ТРДФ, который имеет проточные каналы для охлаждения сопел двигателей, конструкции отсека и верхней створки сопла ПВРД при работе ТРДФ.

Аэродинамическая конфигурация по гибридной схеме самолета-разгонщика соответствует конфигурации прототипа, что определено заимствованием ПВРД с ЭВЗУ. Основное отличие – лобовое расположение экрана под углом перед носовой частью фюзеляжа, являющееся следствием максимизации размеров ПВРД в габаритах фюзеляжа и стремления разработчиков к повышению эффективности экрана в отсутствии спереди расположенной носовой части, которая вызывает скосы потока на экране.

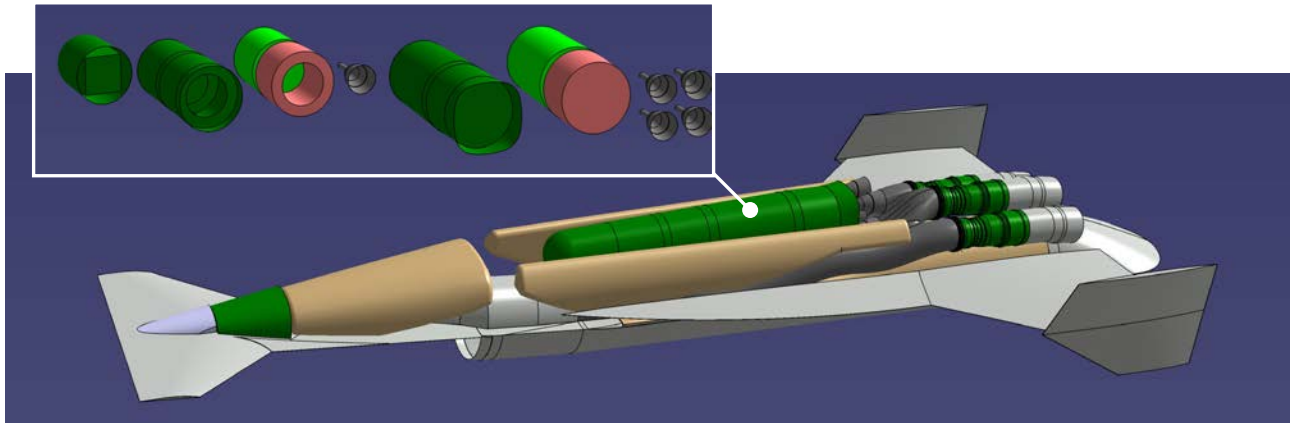
По сравнению с прототипом существенно увеличена относительная площадь консолей крыла из-за необходимости самолетных взлета/посадки. Механизация крыла включает только элевоны. Кили оборудованы рулями направления, которые могут использоваться как тормозные щитки на посадке. Для обеспечения безотрывности обтекания при дозвуковых скоростях полета экран имеет отклоняемый носок.

Шасси самолета-разгонщика четырехстоечное с размещением по бортам, для исключения попадания грязи и посторонних предметов в воздухозаборник. Такая схема отработана на изделии ЭПОС – аналоге орбитального самолета система «Спираль», рис. 11. Она позволяет, аналогично велосипедному шасси, осуществлять «приседание» на взлете.

**Табл. 1. Основные геометрические характеристики самолета-разгонщика проекта «Молот».**

Общая длина, м	36
Высота (без шасси), м	2.1
Размах крыла, м	13.2
Площадь базовой трапеции крыла, м <sup>2</sup>	115.6
Стреловидность консолей крыла	40°
Внешний диаметр ПВРД, м	3
Размеры отсека полезного груза (д×в×ш), м	11.1×1.9×1.9





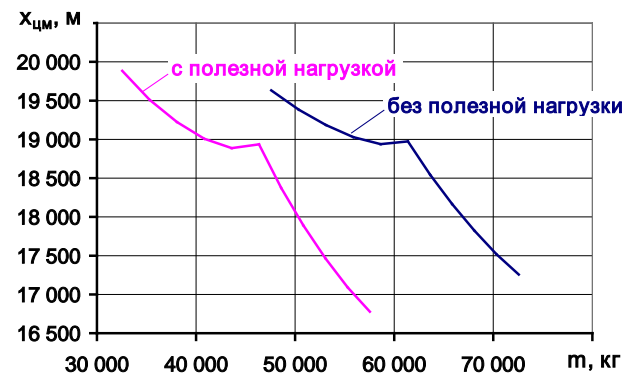
**Рис. 12. Упрощенная твердотельная 3D-модель самолета-разгонщика проекта «Молот» для определения массовых и инерционных характеристик**

### Массовые и инерционные характеристики

Для определения полетных весов, положения центра масс и собственных моментов инерции самолета-разгонщика была разработана упрощенная твердотельная модель в CAD-среде, рис. 12. Конструкция, силовая установка и снаряжение самолета-разгонщика были разделены на 28 элементов, каждый из которых оценивался по статистическому параметру (удельный вес приведенной обшивки и т.п.) и моделировался геометрически подобным твердотельным элементом. Для конструкции фюзеляжа и несущих поверхностей использовалась весовая статистика по самолетам типа МиГ-25/МиГ-31. Масса двигателя АЛ-31Ф М1 взята «по факту» [18]. Различный процент заливки керосина моделировался усеченными твердотельными «слепками» внутренних полостей топливных баков.

Также была разработана упрощенная твердотельная модель орбитальной ступени, рис. 12. Массы элементов конструкции принимались на основе данных по блоку «И» (третья ступень ракеты-носителя «Союз-2» и перспективной ракеты-носителя «Ангара») с выделением постоянной и переменной составляющих в зависимости от массы топлива.

В табл. 2 приведены основные весовые характеристики самолета-разгонщика, а в табл. 3 – орбитальной ступени. На рис. 13 показано изменение центра масс  $x_{цм}$  в зависимости от выработки топлива. Видно, что самолет-разгонщик характеризуется существенным разбросом центровок, в размерах САХ это составляет  $\Delta x_{цм}/b_a = 0.33$ .



**Рис. 13. Зависимость продольного положения центра масс  $x_{цм}$  (слева) от полетной массы  $m$  самолета-разгонщика**

**Табл. 2. Основные массовые и характеристики самолета-разгонщика проекта «Молот»**

Максимальная взлетная масса, $m_{взл} = m_{пуст} + m_T + m_{пн}$ , кг	74 049
Масса пустого, $m_{пуст}$ , кг	31 243
Максимальная масса топлива, $m_T$ , кг	26 296
Максимальная полезная нагрузка, $m_{пн}$ , кг	18 508
Масса комбинированной силовой установки, кг	10 232

**Табл. 3. Основные массовые характеристики орбитальной ступени проекта «Молот»**

Стартовая масса, $m_{ос\ пуск} = m_{уск\ ст1} + m_{ст2}$ , кг	18 508
Масса ускорителя первой субступени, $m_{уск\ ст1} = m_{ст1\ г} + m_{ст1\ ок} + m_{ст1\ су} + m_{ос\ к}$ , кг	12 801
Масса горючего с учетом гарантийного запаса и остатка (керосин), $m_{ст1\ г}$ , кг	2 999
Масса окислителя с учетом гарантийного запаса и остатка (кислород), $m_{ст1\ ок}$ , кг	7 895
Масса силовой установки (РД-0124 со сближенными камерами), $m_{ст1\ су}$ , кг	520
Масса конструкции, $m_{ст1\ к}$ , кг	1 388
Масса второй субступени, $m_{уск\ ст2} = m_{ст2\ г} + m_{ст2\ ок} + m_{ст2\ су} + m_{ст2\ к} + m_{ос\ пг}$ , кг	5 707
Масса горючего с учетом гарантийного запаса и остатка (керосин), $m_{ст2\ г}$ , кг	1 285
Масса окислителя с учетом гарантийного запаса и остатка (кислород), $m_{ст2\ ок}$ , кг	3 384
Масса силовой установки (на базе одной камеры РД-0124), $m_{ст2\ су}$ , кг	143
Масса конструкции, $m_{ст2\ к}$ , кг	595
Масса минимальная полезного груза, $m_{ос\ пг}$ , кг	300
Масса полезного груза на круговой орбите $H = 200/500$ км, кг	767/684

### Аэродинамические характеристики

Продольные аэродинамические характеристики самолета-разгонщика представлены на рис. 14 – 17. Коэффициенты аэродинамических сил и моментов рассчитывались численным методом решения уравнений Эйлера (CFD-программа) и инженерной методикой определения сопротивления трения в диапазоне чисел Маха  $M = 0.3 \dots 5$  и углов атаки  $\alpha = -3^\circ \dots 18^\circ$  при  $M < 1$  и  $\alpha = -3^\circ \dots 9^\circ$  при  $M > 1$ , как для гладкой конфигурации, так и при различных углах отклонения органов продольного управления.

Отметим некоторые особенности полученных результатов аэродинамики разработанного летательного аппарата:

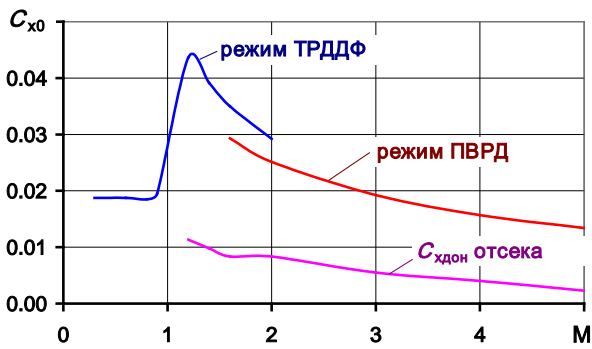


Рис. 14. Зависимость коэффициента лобового сопротивления самолета-разгонщика при  $\alpha = 0^\circ$  от числа Маха

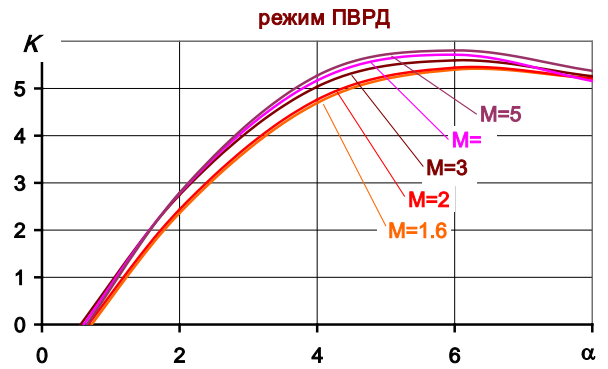


Рис. 15. Зависимость аэродинамического качества самолета-разгонщика от угла атаки при различных числах Маха

1. Уровень сверхзвукового сопротивления при включенных ТРДФ выше, чем при работающем ПВРД, рис. 14, что обусловлено сопротивлением сомкнутого сопла-стекателя. В режиме работы ПВРД недорасширенная реактивная струя покрывает всю донную площадь раскрытого сопла-стекателя и обеспечивает практическое отсутствие сопротивления подветренной зоны фюзеляжа.

2. Максимальное значение аэродинамического качества в режиме работы ПВРД составляет  $K_{\max} = 5.4 \dots 5.71$  при  $M = 1.6 \dots 4$  при углах атаки  $\alpha_{K_{\max}} \approx 6^\circ$ , рис. 15.

3. Зависимости  $C_{ya}(\alpha)$  при  $M < 1$  наглядно иллюстрирует работу корневых наплывов на больших углах атаки, рис. 16. При взлетном угле атаки  $\alpha = 15^\circ$  прирост подъемной силы при наличии наплывов составляет 12.8% первоначальной величины.

4. Отрицательный угол установки крыла располагает режим самобалансировки в зоне положительных углов атаки, рис. 17, что при передних положениях центра масс (полет на начальном участке траектории с наибольшими массами) совпадает с полетными углами атаки и минимизирует углы отклонения элеронов на балансировку.

5. Вследствие большого разбега центровок, при  $x_{\text{цм}} \rightarrow 19.88$  м допущена малая степень статической неустойчивости в диапазонах  $M < 1$  и  $M = 4 \dots 5$ , рис. 17, которая нейтрализуется «электронной» устойчивостью автоматической системы управления.

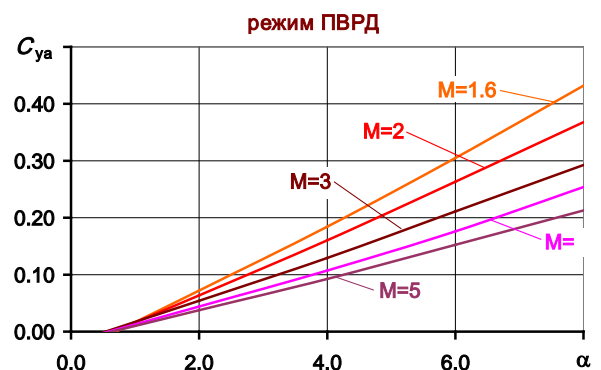
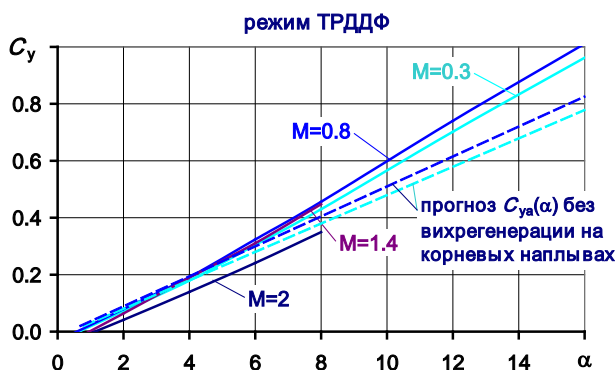
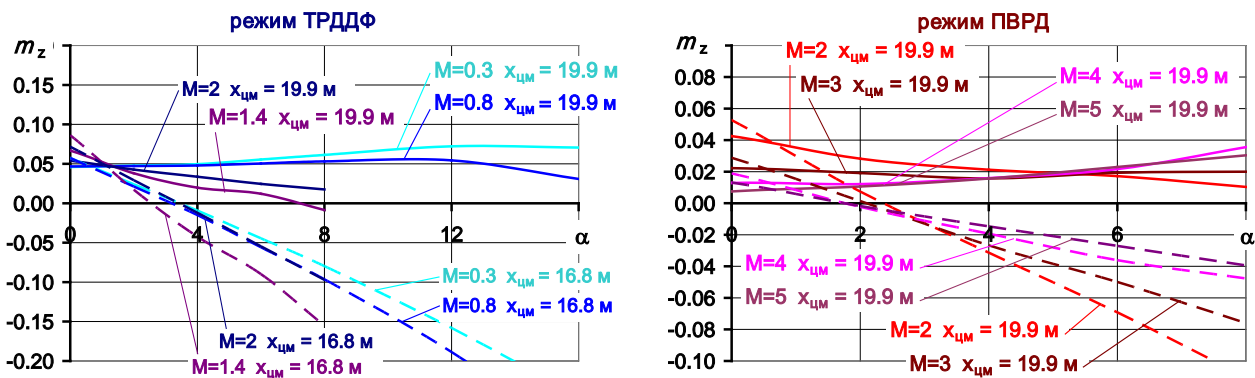


Рис. 16. Зависимость коэффициента подъемной силы самолета-разгонщика от угла атаки при различных числах Маха и режимах работы силовой установки



**Рис. 17. Зависимость коэффициента момента тангажа самолета-разгонщика от угла атаки при различных числах Маха и режимах работы силовой установки**

На самолете-разгонщике для увеличения дальности полета используется режим планирования при конфигурировании под ПВРД, но без подачи топлива в него. На этом режиме используется сопло-стекатель, которое уменьшает свой раствор при выключении ПВРД до площади протока, обеспечивающего течение в канале ЭВЗУ, такое, что тяга дозвукового диффузора канала становится равна сопротивлению сопла:

$$P_{\text{диф ЭВЗУ}} = X_{\text{сс ПВРД}} \quad (5)$$

Проще говоря, используется принцип работы дросселирующего устройства на установках для испытаний ВЗУ типа СВС-2 ЦАГИ. Подсобранное сопло-стекатель открывает донный срез отсека ТРДФ, который начинает создавать собственное донное сопротивление, рис. 14, но меньшее, чем сопротивление выключенного ПВРД со сверхзвуковым течением в канале ВЗУ.

В испытаниях ЭВЗУ на установке СВС-2 ЦАГИ была показана устойчивая работа воздухозаборника с числа Маха  $M = 1.3$ , поэтому можно утверждать о выполнении режима планирования с применением сопла-стекателя как дросселя ЭВЗУ в диапазоне  $1.3 \leq M \leq M_{\text{max}}$ .

### **Летные характеристики и типовая траектория полета**

Задачей самолета-разгонщика является запуск орбитальной ступени с борта в полете, при высоте, скорости полета и угле траектории, отвечающих условию максимума массы полезного груза на опорной орбите. На предварительном этапе исследований по проекту «Молот» ставится задача выхода данного летательного аппарата на максимальную высоту и скорость полета при использовании маневра «горка» для создания больших положительных значений угла траектории на ее восходящей ветви. При этом ставится условие минимизации скоростного напора при отделении ступени для соответствующего уменьшения массы обтекателя и снижения нагрузок на отсек полезного груза в раскрытом положении.

Запуск орбитальной ступени осуществляется путем ее вывода в поток из грузового отсека разгонщика параллелограммным устройством, призванным детерминировать разделение ступени с разгонщиком и обеспечить безударное изменение сил реакции опоры. Проектирование устройства вывода на основе моделирования разделения являются одним из последующих этапов работы по проекту «Молот».

На первом этапе определения типовой траектории полета самолета-разгонщика были получены области установившегося полета при различных значениях угла траектории полета  $0^\circ \leq \theta \leq \theta_{\max}$  и полетной массы  $m_{\min} \leq m \leq m_{\max}$  и найдены зависимости минимального километрового расхода топлива  $G_{\text{Т км min}}$  и соответствующей ему скорости  $V_{\text{opt}}$  от высоты полета:

$$G_{\text{Т км min}} = f(\theta, m, H) \quad (1)$$

$$V_{\text{opt}} = g(G_{\text{Т км min}}) = f(\theta, m, H) \quad (2)$$

Километровый расход топлива связан с секундным расходом соотношением:

$$G_{\text{Т км}} = G_{\text{Т}} \cdot 1000/(Ma) \quad (3)$$

Исходными данными по работе двигателей служили летные тягово-экономические характеристики АЛ-31Ф, скорректированные по стендовым данным двигателя АЛ-31Ф М1, а также пересчитанные пропорционально камере сгорания и углу установки экрана характеристики ПВРД прототипа.

На рис. 18 показаны области горизонтального установившегося полета гиперзвукового самолета-разгонщика в различных режимах работы комбинированной силовой установки. Каждая зона рассчитана для средней по соответствующему участку

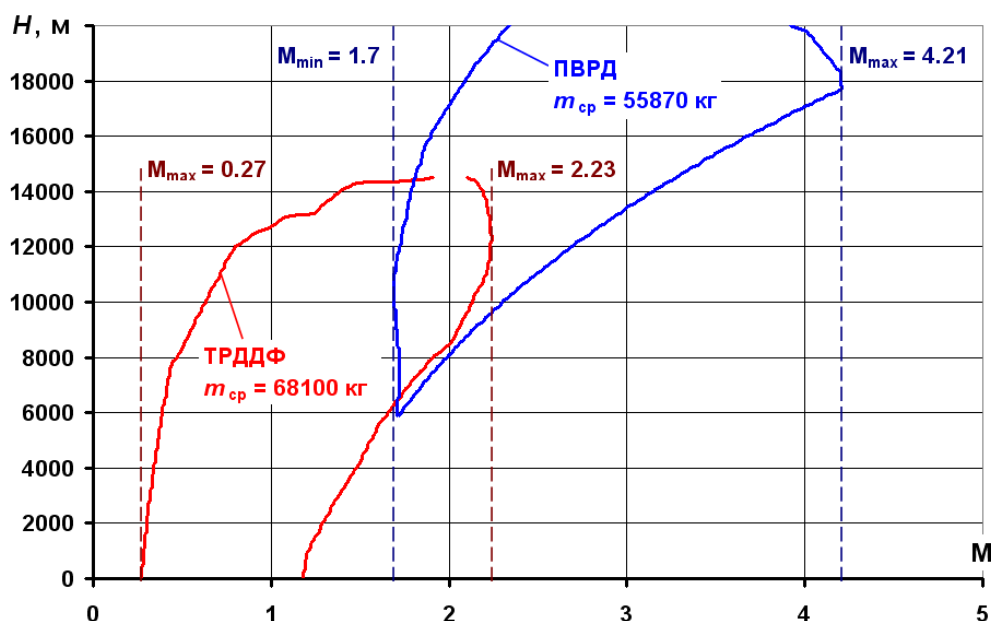


Рис. 18. Области горизонтального установившегося полета гиперзвукового самолета-разгонщика проекта «Молот» для средних масс по участкам траектории

траектории полетной массы аппарата. Видно, что самолет-разгонщик достигает максимального числа Маха полета  $M = 4.21$ , при полете на турбореактивных двигателях число Маха ограничено значением  $M = 2.23$ .

Важно отметить, что график на рис. 18 иллюстрирует необходимость обеспечения для самолета-разгонщика потребных тяг ПВРД в широком диапазоне чисел Маха, что было достигнуто и определено экспериментально в ходе работ над экраным воздухозаборным устройством прототипа. Летательный аппарат с комбинированной силовой установкой имеет априори большой уровень аэродинамического сопротивления из-за большего соотношения миделя фюзеляжа к площади входа воздухозаборника, что обусловлено наличием пакетного (как большинство проектов ЛА с КСУ) или соосного (французский перехватчик «Гриффон» [20]) расположения воздушно-реактивных двигателей, только на часть расхода воздуха которых рассчитан воздухозаборник. Поэтому ПВРД должен, с одной стороны, обеспечивать гиперзвуковые скорости запуска орбитальной ступени, с другой – необходимую для разгона тягу, начиная со средних сверхзвуковых чисел Маха  $M \approx 2$ . В «Молоте» удалось достичь этого при нерегулируемом ЭВЗУ, что повышает надежность и снижает затратность проекта.

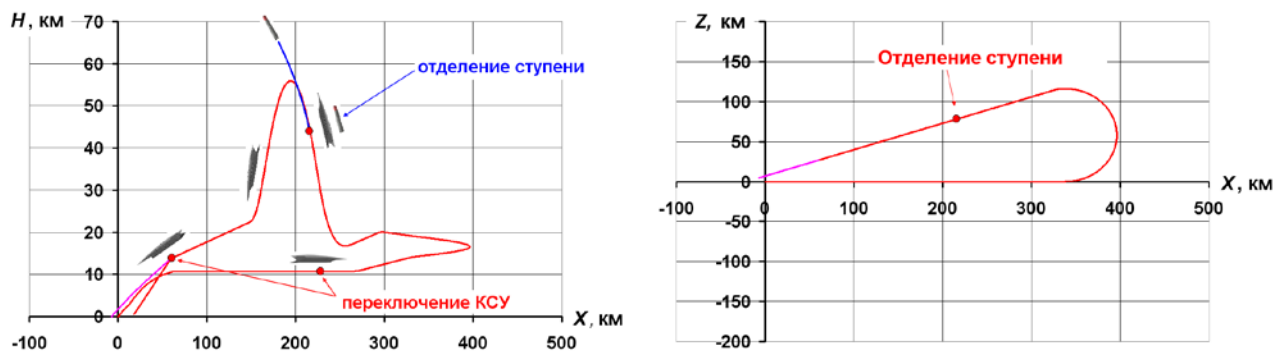
В каждом режиме работы комбинированной силовой установки были выявлены участки зависимости  $G_{T\text{ км min}} = f(H)$ . Для каждой из соответствующих частей траектории может быть проведена численная оптимизация по критерию минимума расхода топлива. Она заключается в разбиении восходящей траектории на элементарные участки по высоте и нахождении на каждом участке оптимального значения угла траектории  $\theta_{\text{опт}i}$  при движении от уровня  $H_i$  до  $H_{i+1}$  с изменением скорости полета от  $V_{\text{opt } i}$  до  $V_{\text{opt } i+1}$ . Критерием определения  $\theta_{\text{опт } i}$  является минимум расхода топлива на  $i$ -ом участке. Таким образом, восходящие участки траектории строятся по функции:

$$\theta_{\text{опт}} = f(G_{T\text{ км min}}) \quad (4)$$

и «сшиваются» разгонными горизонтальными участками. Однако построение всей траектории полета с «полками разгона» между участками минимального расхода топлива дало неудовлетворительный результат по остаткам топлива на возврат. В результате перебора нескольких вариантов построения была найдена и принята как типовая относительно простая траектория, использующая в полной мере зону работы ПВРД.

На рис. 19 представлена траектория полета гиперзвукового самолета-разгонщика проекта «Молот», состоящая из восходящего участка полета на ТРДФ, построенного по принципу (4), переходного горизонтального разгонного участка с переключением ТРДФ →



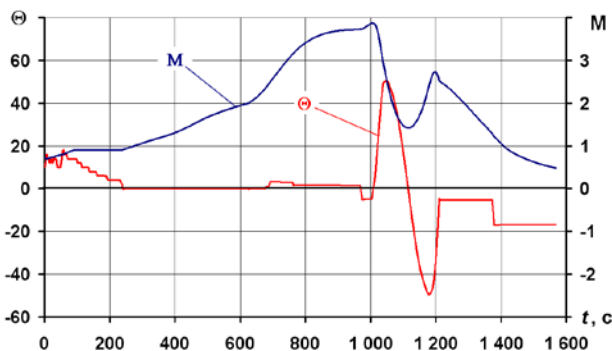


**Рис. 19. Типовая траектория полета гиперзвукового самолета-разгонщика «Молот»**

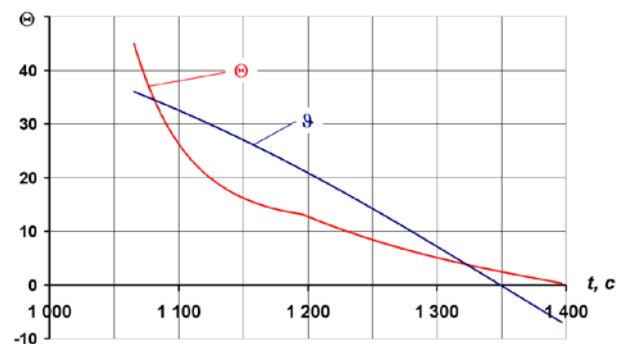
ПВРД, восходящего разгонного участка полета на ПВРД с фиксированным углом траектории, имеющим одно переключение  $\theta_1 = 3^\circ$ ,  $\theta_2 = 1.5^\circ$ , и динамического маневра на достижение максимальной высоты и скорости полета, состоящего из разгонного пологого «пике» с последующей «горкой». Участок траектории с включенным ПВРД оптимизировался по методике восходящего участка полета на ТРДФ, но с выделением только двух субучастков.

На рис. 20 показано изменение угла траектории и числа Маха самолета-разгонщика по траектории полета. Расчет движения проводился с моделированием автоматического контура управления, коэффициенты обратных связей для которого определялись синтезом астатического автопилота.

Взлет осуществляется при скорости отрыва  $V = 360$  м/с - несущие свойства крыла и экрана достаточны без применения взлетно-посадочной механизации и зависания элевонов. После оптимального набора высоты на горизонтальном участке  $H = 10\,700$  м происходит выход самолета-разгонщика на сверхзук с дозвукового числа Маха  $M = 0.9$ , переключение комбинированной силовой установки при  $M = 2$  и предварительный разгон до  $V_{opt}$  при  $M = 2.46$ . В процессе набора высоты на ПВРД самолет-разгонщик выполняет разворот на аэродром базирования и достигает высоты  $H_{опик} = 20\,000$  м при числе Маха  $M = 3.73$ . На данной высоте начинается динамический маневр по достижению максимальной высоты



**Рис. 20. Изменение высоты полета  $H(t)$  и числа Маха  $M(t)$  по времени самолета-разгонщика по траектории полета**



**Рис. 21. Изменение углов траектории и тангажа орбитальной ступени по траектории выведения на орбиту  $H=200$  км**

полета и угла траектории для запуска орбитальной ступени. Выполняется пологое пикирование с разгоном до  $M = 3.9$  и последующим маневром «горка». ПВРД оканчивает работу на высоте  $H \approx 25000$  м и последующий набор высоты происходит за счет кинетической энергии разгонщика. Запуск орбитальной ступени происходит на восходящей ветви траектории на высоте  $H_{\text{пуск}} = 44\,049$  м при числе Маха  $M = 2.05$  и угле траектории  $\theta = 45^\circ$ . Самолет-разгонщик достигает на «горке» высоты  $H_{\text{max}} = 55\,871$  м. На нисходящей ветви траектории, по достижению числа Маха  $M = 1.3$ , происходит переключение ПВРД  $\rightarrow$  ТРДФ для исключения помпажа воздухозаборника ПВРД. В конфигурировании ТРДФ самолет-разгонщик планирует до выхода на глиссаду, имея запас топлива на борту  $G_{\text{гзт}} = 1000$  кг. В штатном режиме весь полет от момента выключения ПВРД до посадки происходит без использования двигателей с запасом по дальности планирования, что показано на рис. 19.

Моделирование движения орбитальной ступени проводилось на основе оптимального закона управления углом тангажа по времени полета:

$$\text{tg}(\vartheta) = at + b \quad (5)$$

без учета вращения Земли (выведение на полярную орбиту). Изменение угловых параметров движения ступени показано на рис. 21. При выведении на круговую орбиту  $H = 200$  км на высоте  $H = 114\,878$  м при скорости  $V = 3\,291$  м/с отделяется ускоритель первой субступени. Масса второй субступени с грузом на орбите  $H = 200$  км составляет 1504 кг, из них полезный груз составляет  $m_{\text{пг}} = 767$  кг.

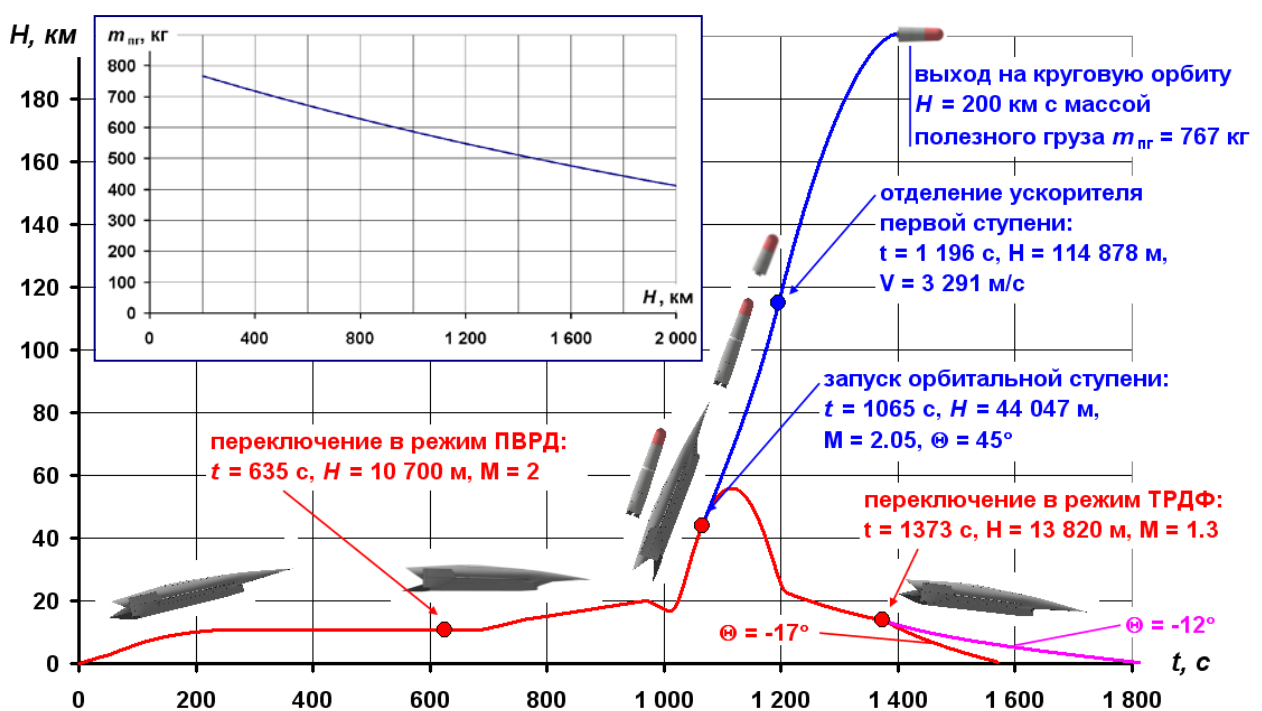


Рис. 22. Траектория авиационно-космической системы с гиперзвуковым беспилотным самолетом-разгонщиком «Молот» и грузоподъемность системы по высотам орбиты

На рис. 22 приведена траектория полета авиационно-космической системы с гиперзвуковым самолетом-разгонщиком «Молот» и грузоподъемность системы по орбитам.

Схема применения и траектория полета гиперзвукового самолета-разгонщика проекта «Молот» имеет аналогию с американским «университетским» проектом RASCAL, создающимся при поддержке правительственного ведомства DARPA. В данной программе самолет-разгонщик имеет ключевую технологию МРСС впрыска кислорода из бортового запаса в поток перед компрессорами 4-х ТРДФ Р&В F-100, благодаря чему повышается тяга и высотность двигателей (до  $H = 29\,333$  м). За счет этого разгонщик RASCAL, имея аналогичный профиль полета, достигает в пикировании  $M = 4$ ,  $H = 19\,000$  м, и выполняет «горку» с отделением орбитальной ступени при  $H_{\max} \approx 69\,000$  м и  $M = 2.52$ . Система RASCAL имеет меньшие начальные массы разгонщика и двухступенчатой орбитальной ступени,  $m_{\text{сам-разг}} = 45\,845$  кг и  $m_{\text{орб ст}} = 8\,738$  кг и выводит 113 кг на круговую орбиту  $H = 486$  км.

Особенностью проектов «Молот» и RASCAL является применение динамического маневра типа «горка» с пассивным выходом на большие высоты пуска орбитальной ступени  $H_{\text{пуск}} \approx 50\,000$  м при малых скоростных напорах, для «Молота»  $q_{\text{пуск}} = 24$  кг/м<sup>2</sup>. Высотность пуска позволяет уменьшить гравитационные потери и время полета дорогостоящей одноразовой орбитальной ступени, то есть ее полную массу. Малые скоростные напоры пуска дают возможность свести к минимуму массу обтекателя полезного груза или вообще от него отказаться в отдельных случаях, что существенно для систем сверхлегкого класса ( $m_{\text{пгН200}} < 1000$  кг).

Принципиальным преимуществом самолета-разгонщика проекта «Молот» по сравнению с RASCAL является отсутствие бортовых запасов жидкого кислорода, что упрощает и удешевляет его эксплуатацию и исключает неосвоенную технологию авиационных многоразовых креогенных баков. Тяговооруженность в режиме работы ПВРД позволяет разгонщику «Молот» достигать на восходящей ветви «горки» «рабочих» для орбитальной ступени углов траектории  $\theta_{\text{пуск}} \approx 45^\circ$ , в то время как разгонщик RASCAL обеспечивает своей орбитальной ступени стартовый угол траектории только  $\theta_{\text{пуск}} \approx 20^\circ$  с последующими потерями из-за маневра доворота ступени. По удельной грузоподъемности авиационно-космическая система с гиперзвуковым беспилотным разгонщиком «Молот» превосходит систему RASCAL:  $(m_{\text{пгН500}}/m_{\text{взл}})_{\text{Молот}} = 0.93\%$ ,  $(m_{\text{пгН486}}/m_{\text{взл}})_{\text{Rascal}} = 0.25\%$ .

Таким образом, разработанная и освоенная отечественной авиационно-космической промышленностью технология прямоточного воздушно-реактивного двигателя с дозвуковой камерой сгорания («ключ» проекта «Молот») превосходит по эффективности применения на гиперзвуковых самолетах-разгонщиках перспективную американскую технологию МРСС впрыска кислорода в тракт воздухозаборника ТРДФ.

## Заключение

На первом этапе комплексного проектного, весового, аэродинамического и динамического проектирования в рамках проекта «Молот» сформирована внешняя и внутренняя конфигурация гиперзвукового беспилотного самолета-разгонщика многоцветной авиационно-космической системы по выведению малых грузов и доказана возможность успешного функционирования такого летательного аппарата. Гиперзвуковой беспилотный самолет-разгонщик массой 74 000 кг выполняет взлет с аэродрома, разгон, набор высоты по оптимизированной траектории с промежуточным разворотом на точку взлета до высоты  $H = 20\ 000$  м и  $M = 3.73$ , динамический маневр типа «горка» с промежуточным разгоном в пологом пикировании до  $M = 3.9$ . На восходящей ветви траектории при  $H = 44\ 047$  м,  $M = 2$  происходит отделение двухступенчатой орбитальной ступени массой 18 508 кг, спроектированной на базе двигателя РД-0124. После прохождения «горки»  $H_{\max} = 55\ 871$  м в планирующем режиме разгонщик осуществляет полет до аэродрома, с гарантированным запасом топлива 1000 кг и посадочной массой 36 579 кг. Орбитальная ступень выводит на круговую орбиту  $H = 200$  км полезный груз массой  $m_{\text{гр}} = 767$  кг, на  $H = 500$  км  $m_{\text{гр}} = 686$  кг.

Для выполнения данной транспортной космической операции с диапазоном чисел Маха полета разгонщика  $M = 0.27 \dots 4$  разработанный летательный аппарат имеет комбинированную силовую установку, состоящую из турбореактивных двигателей и прямоточного воздушно-реактивного двигателя с экраным воздухозаборным устройством, прошедшим экспериментальные исследования на аэродинамической модели прототипа на установке СВС-2 ЦАГИ. Отличительной чертой гиперзвукового беспилотного самолета-разгонщика проекта «Молот» является базирование только на существующих и освоенных технологиях, и в первую очередь в части силовой установки, включающей серийные двигатели АЛ-31Ф М1 и освоенную технологию прямоточного воздушно-реактивного двигателя с дозвуковой камерой сгорания.

Полученный в работе успешный результат по моделированию с контуром автоматического управления движения гиперзвукового беспилотного самолета-разгонщика «Молот» и выполнению им задачи вывода орбитальной двухступенчатой кислородно-керосиновой ступени массой 18 508 кг и полезным грузом 686 кг (на круговую орбиту 500 км) определяет перспективность данной работы с учетом востребованности космических систем выведения малых грузов и острой необходимости снижения стоимости выведения космических грузов. Полученная техническая и технологическая реализуемость гиперзвукового самолета-разгонщика «Молот» позволяет рассматривать его в качестве прототипа и демонстратора технологии комбинированной силовой установки для самолетов-разгонщиков транспортных космических систем средней и большой грузоподъемности.

Следующим этапом работ в рамках проекта «Молот» станут исследования по вариантам компоновки и конструкции орбитальной ступени, по тяговым характеристикам расширяющегося сопла ПВРД и траекторная оптимизация всей многоцветной авиационно-космической системы по критерию максимума массы полезного груза на околоземной орбите.

## Библиографический список

- [1] Сводная таблица космических запусков, осуществленных в 2000 г. – М. : Новости космонавтики, 2000, №3. – с. 48-49;
- [2] Сводная таблица космических запусков, осуществленных в 2001 г. – М. : Новости космонавтики, 2001, №3. – с. 34-35;
- [3] Сводная таблица космических запусков, осуществленных в 2002 г. – М. : Новости космонавтики, 2003, №4. – с. 30-31;
- [4] Сводная таблица космических запусков, осуществленных в 2003 г. – М. : Новости космонавтики, 2004, №3. – с. 44-45;
- [5] Сводная таблица космических запусков, осуществленных в 2004 г. – М. : Новости космонавтики, 2005, №3. – с. 10-11;
- [6] Сводная таблица космических запусков, осуществленных в 2005 г. – Новости космонавтики, 2006, №3. – с. 11-12;
- [7] Сводная таблица космических запусков, осуществленных в 2006 г. – Новости космонавтики, 2007, №3. – с. 34-35;
- [8] Сводная таблица космических запусков, осуществленных в 2007 г. – Новости космонавтики, 2008, №3. – с. 38-39;
- [9] Сводная таблица космических запусков, осуществленных в 2008 г. – Новости космонавтики, 2009, №3. – с. 22-23;
- [10] Сводная таблица космических запусков, осуществленных в 2009 г. – Новости космонавтики, 2010, №3. – с. 13-15;
- [11] В США запустили первый беспилотный орбитальный самолет. <http://lenta.ru/news/2010/04/23/launch/> 23.04.2010;
- [12] X-51: гиперзвук на керосине [http://rnd.cnews.ru/army/news/top/index\\_science.shtml](http://rnd.cnews.ru/army/news/top/index_science.shtml) 28.05.10;
- [13] В. Лукашевич, И. Афанасьев Космические крылья. Москва. ЛенТа Странствий. 2009. 493 с.;
- [14] Г. Лозино-Лозинский, А. Братухин Авиационно-космические системы. Москва. МАИ. 1997. 437 с.;
- [15] D. A. Young, J. R. Olds Responsive access small cargo affordable launch (RASCAL) independent performance evaluation – AIAA, 2005, №3241. – с. 1-23;

[16] Г.С. Макеич, М.Ю. Тюкаев, Я.Н. Чибисов Анализ продольного траекторного движения многорежимного сверхзвукового беспилотного летательного аппарата при использовании аэродинамических схем «утка» и «бесхвостка». – Труды МАИ, 2010, №38. [www.mai.ru/science/trudy/](http://www.mai.ru/science/trudy/);

[17] Крылатая ракета Х-90 "Коала". <http://www.topwar.ru/4733-krylataya-raketa-h-90-koala.html> 18.05.2011;

[18] ЖРД РД0124 (14Д23). <http://www.kbkha.ru/?p=8&cat=8&prod=51>

[19] Турбореактивный двухконтурный двигатель с форсажной камерой. <http://www.salut.ru/Section.php?SectionId=4>;

[20] Э. Цихош Сверхзвуковые самолеты. Москва. Мир. 1983. 236 с.

### **Сведения об авторах**

Макеич Григорий Сергеевич, инженер – расчетчик ОАО «НПО «Молния», студент Московского авиационного института (государственного технического университета), [mac\\_george@mail.ru](mailto:mac_george@mail.ru), 8-916-543-58-94

Тюкаев Михаил Юрьевич, инженер – расчетчик ОАО «НПО «Молния», студент Московского авиационного института (государственного технического университета), [mihtyuk@list.ru](mailto:mihtyuk@list.ru), 8-917-525-21-05

Чибисов Ян Николаевич, начальник отдела аэрогидродинамики и аэробаллистики ОАО «НПО «Молния», [chibisovyan@bk.ru](mailto:chibisovyan@bk.ru), 8-905-519-49-02