

УДК 629.762

Н.В. Гришин

РАКЕТА-НОСИТЕЛЬ ЛЕГКОГО КЛАССА С МНОГОРАЗОВОЙ ПЕРВОЙ СТУПЕНЬЮ НА БАЗЕ АВИАЦИОННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

В работе рассмотрены концепция проектирования четырехступенчатой ракеты-носителя легкого класса с воздушным типом старта, возможность спасения и повторного использования первой ступени РН. Приведены результаты исследования возможности применения прямоточного воздушно-реактивного двигателя для первой ступени РН. Представлен облик РН, схема полета, массовые и энергетические характеристики РН.

В роботі розглянуто концепцію проектування чотириступінчастої ракети-носія легкого класу з повітряним типом старту, можливість рятування й повторного використання першого ступеня РН. Наведено результати дослідження можливості використання прямотруминного повітряно-реактивного двигуна для першого ступеня РН. Подано зовнішній вигляд РН, схему польоту, масові й енергетичні характеристики РН.

The paper provides the concept of design of an air-launched four-stage small-lift launch vehicle as well as a possibility of launch vehicle 1st stage recovery and reuse. The paper also investigates usability of a ramjet for the launch vehicle 1st stage. A launch vehicle layout, flight profile, mass, and power budget are provided.

В данной работе объектом исследования является возможность снижения затрат на создание, отработку и эксплуатацию ракетно-космического комплекса (РКК).

Предмет исследования представляет собой возможность использования многоразовой ракеты-носителя и ее частей.

Цель исследования представляет собой изучение новых концепций проектирования РН [1].

Современный подход к проектированию ракеты-носителя предполагает решение задачи, которая сводится к проектированию ракетно-космического комплекса таким образом, чтобы применяемые технические решения позволили снизить затраты на создание, отработку и эксплуатацию РКК. Одним из способов снижения затрат при эксплуатации РКК может быть создание многоразовой или частично многоразовой РН [1].

В соответствии с развитием ракетно-космической техники проанализированы концепции проектирования РН, которые представлены в табл. 1.

Таблица 1

Концепции проектирования РН

Концепция	Ракета-носитель
Полностью многоразовая РН	X-33, Skylone, Venture Star
Полностью многоразовая первая и частично многоразовая вторая ступени	Space Shuttle, "Энергия-Буран"
Полностью многоразовая первая и одноразовая вторая ступени	Pegasus XL
Частично многоразовая первая и одноразовая вторая ступени	Спасаемый двигатель
Полностью одноразовая РН	"Протон", "Таурус"

Анализ концепций проектирования РН показал преимущества и недостатки каждой из них. Так, например, концепция "Полностью многоразовая РН" характеризуется низким уровнем надежности, требует значительных денежных средств на развитие научно-технической базы, но при этом является наиболее востребованной. Концепция "Полностью одноразовая РН" характеризуется относительно высоким уровнем надежности, научно-техническая база является освоенной и не требует значительных денежных средств, но при этом данная концепция не отвечает потребностям освоения космического пространства завтрашнего дня. Концепция "Полностью многоразовая первая и одноразовая вторая

ступени" является одной из перспективных, отвечает потребностям освоения космического пространства, требует незначительного развития научно-технической базы, характеризуется при этом средним уровнем надежности [5].

Инструментом реализации выбранной концепции может служить синтез авиационной и ракетно-космической техники в следующих направлениях:

- 1) интеграция в двигателестроении;
- 2) интегрированная конструктивно-компоновочная схема;
- 3) обособленная интеграция.

Интеграция авиационной и ракетно-космической техники в двигателестроении. Авиационные двигатели характеризуются высокими удельными импульсами, но низкими тяговыми характеристиками. Ракетные двигатели в сравнении с авиационными характеризуются низкими удельными импульсами, но высокими тяговыми характеристиками. В двигателестроении наиболее перспективным направлением является создание двигательной установки объединенного типа:

- объединенная двигательная установка на базе ракетного двигателя;
- объединенная двигательная установка на базе воздушно-реактивного двигателя.

Результатом создания новой двигательной установки является получение высоких удельных импульсов за счет авиационной составляющей и высоких тяговых характеристик за счет ракетной части. Примером таких установок могут быть двигатели SABRE для РН Skylone или JR-58 для сверхзвукового самолета Black Bird. Однако в применении данной установки есть следующие преимущества и недостатки:

преимущества – увеличение удельного импульса двигателя приводит к уменьшению топлива на борту РН за счет использования окислителя из окружающей среды;

недостатки – увеличение удельного импульса двигателя приводит к увеличению его сухой массы.

Интегрированная конструктивно-компоновочная схема. Данное направление предусматривает введение в классическую схему РН ряда технических элементов, которые увеличивают аэродинамическое качество РН и ее частей. В качестве примера может быть рассмотрена РН "Ангара", модификация РН "Ариан-5".

Обособленная интеграция. Данное направление предусматривает независимое использование авиационной и ракетно-космической техники в одном комплексе. Например, использование самолета в качестве стартовой ступени для РН Pegasus XL или спасение ускорителя РН "Ариан-5" при помощи самолета [3].

На основе выбранной концепции и установленных инструментов ее реализации предлагается четырехступенчатая РН с многоразовой первой ступенью на базе авиационных двигателей – прямоточных воздушно-реактивных двигателей (ПВРД) (рис. 1). Для РН был выбран воздушный тип старта, в качестве самолета-носителя предполагается применение самолета класса White Knight 2 либо Stargazer (рис. 2). Основные характеристики РН представлены в табл. 2.

Таблица 2

Основные характеристики РН

Параметр	Значение
Стартовая масса, кг:	
– I ступень (без РДТТ)	21700 (19300)
– II ступень	14633
– III ступень	8133
– IV ступень	1133
Тип топлива:	Керосин:
– I ступень (РДТТ)	состав № 3 EREC
– II ступень	состав № 3 EREC
– III ступень	состав № 3 EREC
– IV ступень	АТ+НДМГ
Масса ПГ, кг	210
Орбита	H=450 км, i=97,5°

Вторая ступень – РДТТ, третья ступень оснащена таким же РДТТ, но с измененным профилем заряда, четвертая ступень жидкостная, на компонентах АТ+НДМГ. Для обеспечения повторного использования первой ступени на ней установлен поса-

дочный двигатель. Для осуществления возврата на стартовую позицию первая ступень спроектирована с обеспечением требуемого аэродинамического качества [2].

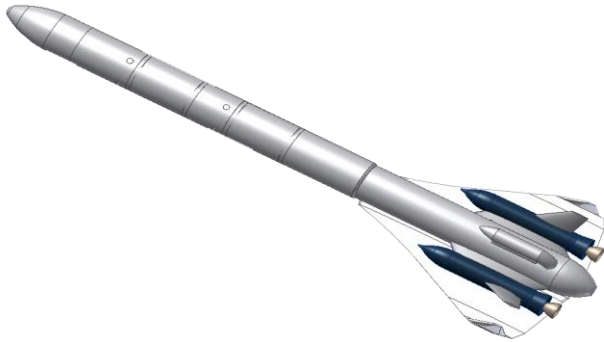


Рис. 1. Облик ракеты-носителя

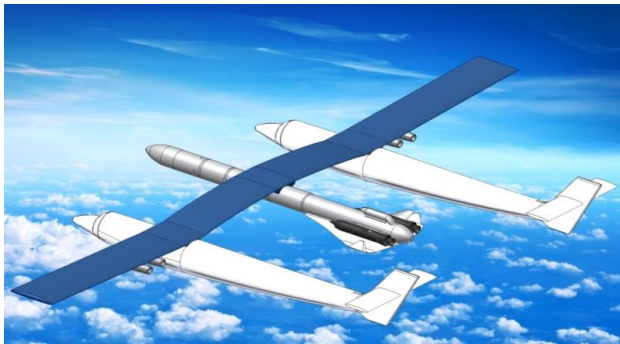


Рис. 2. Схема увязки РН с самолетом

Траектория полета РН представляет собой S-траекторию, схема полета описана ниже и представлена на рис. 3.

Схема полета:

1. Самолет класса White Knight 2 доставляет РН в заданную точку, где проводится ее десантирование со следующими параметрами:

Запуск стартового ускорителя РДТТ:

- скорость $V = 200$ м/с;
- высота $H = 10000$ м;
- угол бросания 10° .

Двигатель первой ступени включается через 3 с после сброса РН.

2. Запуск стартового ускорителя РДТТ:

- время работы ускорителя РДТТ 10 с;
- выключение РДТТ:
 - высота 10331 м;
 - скорость 437 м/с (1,4 М) [9].

3. Запуск ПВРД:

- диапазон работы ПВРД по скорости 1,4–4 М;
 - диапазон работы ПВРД по высоте 1033–30500 м;
 - время работы 140 с;
 - первая ступень отделяется и возвращается при помощи ВРД АИ-25.
4. Запуск второй ступени (РДТТ):
- время работы 116 с;
 - выключение РДТТ:
 - высота 46720 м;
 - скорость 2412 м/с.
5. Запуск третьей ступени (РДТТ):
- время работы 136 с;
 - выключение РДТТ:
 - высота 116400 м;
 - скорость 5421 м/с.
6. Сброс головного обтекателя.
7. Запуск четвертой ступени. Автономный космический буксир:
- время работы 476 с.

Основные характеристики первой ступени представлены в табл. 3.

Таблица 3

Основные характеристики первой ступени

Параметр	Значение
Тяга, кгс:	
– ускоритель ПВРД	2×(28500)
– ПВРД	2×(9000-12000)
– АИ-25 (ВРД)	515-2000
Удельный импульс на Земле, с:	
– ускоритель ПВРД	286
– ПВРД	800-1200
Масса топлива, кг:	
– (ПВРД+ВРД)	720 + 490
– ускоритель ПВРД	2000
Масса сухой конструкции, кг:	3450
– первая ступень, в т.ч.:	
• ПВРД	2×1000
• АИ-25 (ВРД)	350
– ускоритель ПВРД	2×200
Время работы, с:	
– первая ступень	140
– ускоритель ПВРД	10
– АИ-25 (ВРД)	Запас хода 30 мин

Конструктивные особенности первой ступени. Первая ступень выполнена по схеме сверхзвукового самолета с консольно-подвешенными ПВРД по бортам. Для запуска ПВРД внутри него расположены стартовые ускорители РДТТ, которые ускоряют

РН до скорости $M=1,4$, после чего они сбрасываются. Для осуществления управления в воздушном пространстве на ступени уста-

новлены аэродинамические рули. После разделения первая ступень возвращается на аэродром при помощи установленного

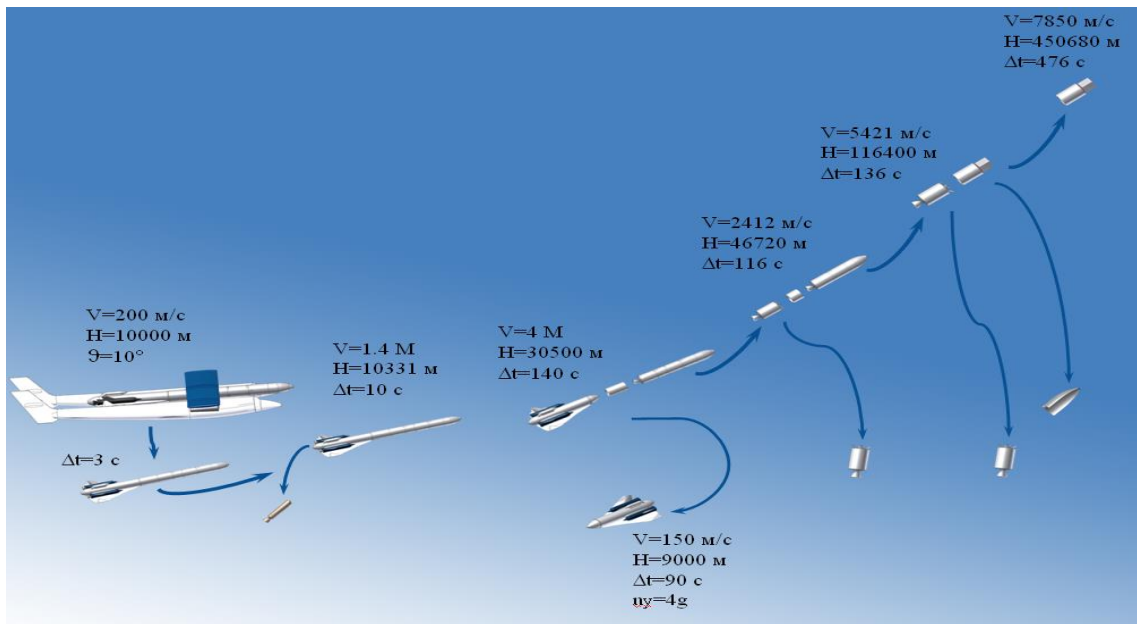


Рис. 3. Схема полета РН

посадочного двигателя ВРД АИ-25 и производит посадку посредством шасси. Связь посадочного двигателя с воздушной средой осуществляется через воздухозаборник. Силовая схема представляет собой композиционную сотовую структуру [7].

Проведена оптимизация схемы полета РН с учетом возможных характеристик ПВРД. Определен диапазон применения ПВРД по скорости и высоте полета (рис. 4, а и в)[4].

Был проведен анализ сравнения характеристик разработанных ПВРД в промежутке с 1980 по 2004 гг. (рис. 4, б).

С учетом анализа характеристик ПВРД был проведен поиск ближайших аналогов существующих ПВРД, которые отвечают требуемым характеристикам. Результат поиска представлен в табл. 4.

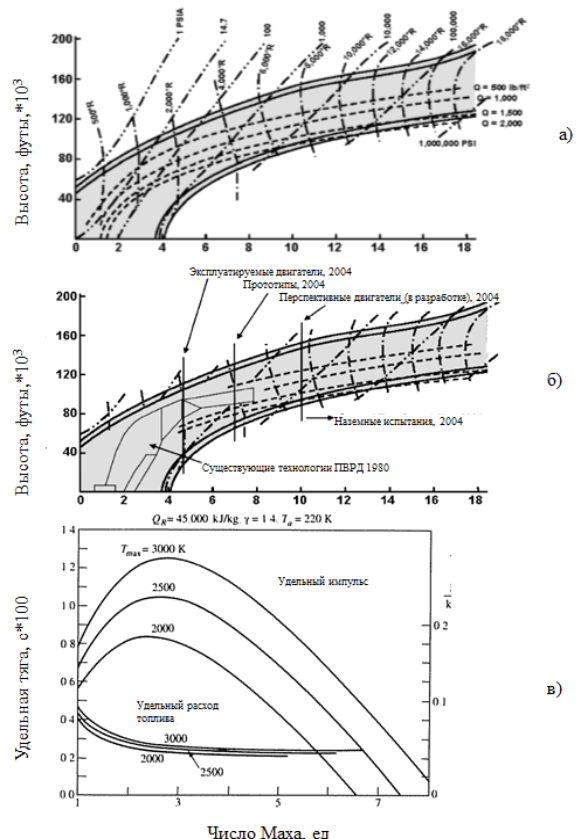


Рис. 4. Характеристики работы ПВРД:

- а) воздушный коридор работы ПВРД;
- б) характеристики ПВРД, разработанных с 1980 по 2004 гг.;
- в) изменения удельного импульса ПВРД от числа Маха

Таблица 4

Ближайшие аналоги существующих ПВРД

Страна	ДУ/РКН	Период эксплуатации	Число Маха, ед	Высота, км	Запуск	Длина, м	Диаметр, м	Масса, кг
Франция	ASMP-A	1998	4	0	Воздух	5,08	0,356	840
США	SFRJ Tech Pgm	1999	5-6	0-25	Земля	4,26-3,96	0,229	998-1700
США	GSSCM	2002	4,5	25	Земля	4,26	0,533	1035
США	ASALM-PTV	1965-1980	2,5 4	3-25	Воздух	4,26	0,508	1100

Примечание. SFRJ Tech Pgm – прямоточный воздушно-реактивный двигатель на твердом топливе, проходит наземные испытания; ASMP-A, GSSCM, ASALM-PTV – комбинированные ракетно-прямоточные двигатели на жидком топливе; ASMP-A – используется в авиации; GSSCM – проходит наземные испытания; ASALM-PTV – проходит летные испытания [6].

Верхние ступени (II, III, IV) РН являются классическими и были спроектированы с учетом разработок ГП "КБ "Южное"[8]. Основные характеристики II, III, IV ступеней представлены в табл. 5.

Таблица 5

Основные характеристики II, III, IV ступеней РН

Параметр	Значение
Тяга, кгс:	
– II и III ступени	15000
– IV ступень (АКБ)	450
Удельный импульс, с:	
• на Земле:	
– II и III ступени	286
• в пустоте:	
– II и III ступени	290
– IV ступень (АКБ)	322,5
Вес топлива, кгс:	
– II и III ступени	6000
– IV ступень (АКБ)	665
Масса сухой конструкции, кг:	
– II ступень	500
– III ступень	500
– IV ступень (АКБ)	150
Время работы, с:	
– II ступень	116
– III ступень	136
– IV ступень (АКБ)	476

Проведен анализ энергетических возможностей РН при выведении полезного груза массой 210 кг на солнечно-синхронную орбиту высотой 450 км, наклонением 97,5°. Точка старта – космодром Алкантара, Бразилия. Азимут

стрельбы составил 190°. Результаты расчета траекторных параметров, в частности изменение абсолютной скорости и высоты РН по времени полета, представлены на рис. 5 и 6.

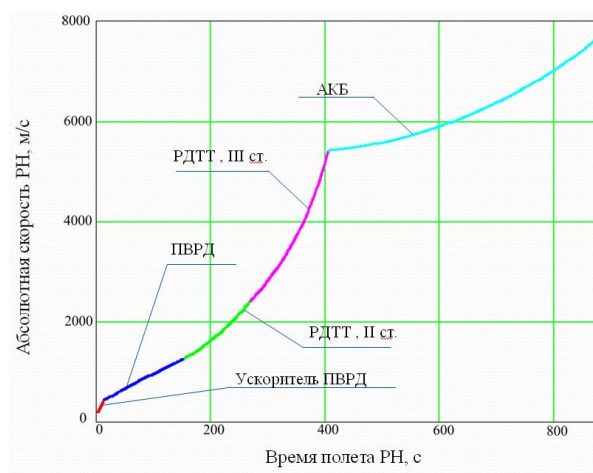


Рис. 5. Изменение абсолютной скорости

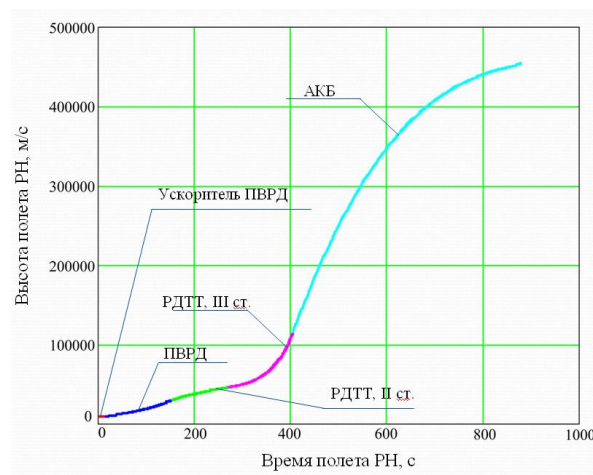


Рис. 6. Траекторные параметры полета РН

Для определения аэродинамических характеристик отделяющейся части первой ступени на этапе возвращения первой ступени было проведено аэродинамическое моделирование. Результат моделирования, в частности распределение давления в потоке, представлен на рис. 7.

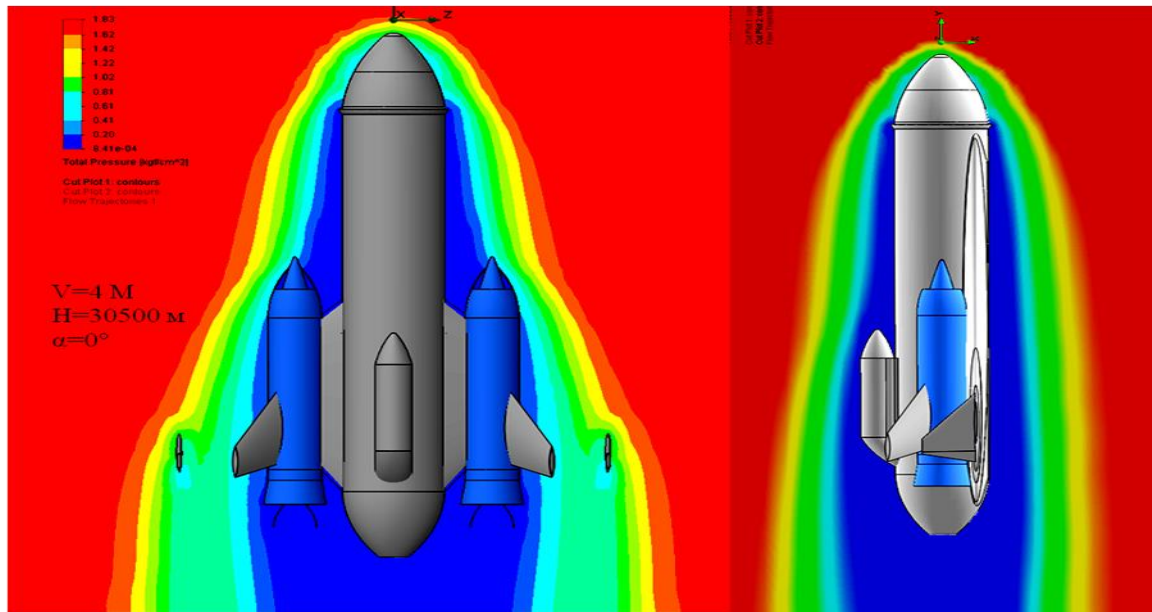


Рис. 7. Аэродинамическая модель обтекания первой ступени на этапе возвращения

Выводы

1. Применение синтеза авиационной и ракетно-космической техники для обеспечения максимальных энергетических возможностей РН наиболее перспективно для РН легкого класса.

2. По результатам расчетов спроектированная ракета-носитель стартовой массой $\cong 22$ т может вывести полезный груз массой 210 кг на солнечно-синхронную орбиту высотой 450 км и наклоном $97,5^\circ$.

3. Концепция создания РН с полностью многоразовой первой ступенью и одноразовыми последующими ступенями наиболее перспективна, не требующая больших затрат.

4. Создание мобильного комплекса РКК дает возможности для выведения КА в широком диапазоне орбит.

Список использованной литературы

1. Report of reusable launch vehicle programs and concepts / Associate Administrator for Commercial Space Transportation (ast). – January 1998.

2. Kirk D.R. Report Ramjet Analysis Overview // Mechanical and Aerospace Engineering. – Department Florida Institute of Technology, 2005.

3. Guide to Reusable Launch and Reentry Vehicle Reliability Analysis // Federal Avia-

tion Administration, Associate Administrator for Commercial Space Transportation. Version 1.0. – April 2005.

4. Reid I.H., Herbert P.J. The Gas Dynamic Theory of the Ramjet. British Aeronautical Research Council: Reports and Memoranda. – № 2370. – 1946. – 52 p.

5. Nilsen James K. Performance study of staging variables on two-stage-to-orbit reusable launch vehicles // Afit/ga/eny/ 05-m08, Department of the air force air university.

6. Fry Ronald S. A Century of Ramjet Propulsion Technology Evolution // Journal of propulsion and power. – Vol. 20. – № 1. – Johns Hopkins University, Columbia, Maryland, January-February 2004.

7. Проектування і конструкція ракет-носіїв: Підручник/ В.В. Близниченко, Є.О. Джур, Р.Д. Краснікова та ін.; За ред. акад. С.М. Конюхова. – Дніпропетровськ: Вид-во ДНУ, 2007.

8. Фахрутдинов И.Х., Котельников А.В. Конструкция и проектирование ракетных двигателей твердого топлива. – М.: Машиностроение, 1987.

9. Артемов О.А. Прямоточные воздушно-реактивные двигатели (расчет характеристик). – М.: Компания "Спутник+", 2006. – 374 с.

Статья поступила 16.01.2014