

УДК 533.011.8

Анализ продольного траекторного движения многорежимного сверхзвукового беспилотного летательного аппарата при использовании аэродинамических схем «утка» и «бесхвостка»

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

Аннотация

Целью работы является выбор аэродинамической компоновки многорежимного сверхзвукового беспилотного летательного аппарата с прямоточным воздушно-реактивным двигателем на основе экспериментальных и численных исследований экранного воздухозаборника, численного расчета аэродинамических характеристик и типовых траекторий при крейсерских числах Маха $M = 2 \dots 4$ и диапазоне высот $H = 100 \dots 25\,000$ м. Данный ЛА рассматривается как прототип-демонстратор самолета-разгонщика многоцветной авиационно-космической системы. Основными результатами работы является программа расчета продольного движения ЛА с контуром продольного управления и определенная с ее помощью оптимальная аэродинамическая конфигурация ЛА с экраным воздухозаборным устройством.

Ключевые слова

Многорежимный сверхзвуковой беспилотный летательный аппарат; прямоточный двигатель; экраный воздухозаборник, гибридная схема.

Введение

В настоящее время мировой рынок космических запусков находится в состоянии стагнации, что наглядно демонстрируют ежегодные сводки космических запусков [1 - 9]. Данную ситуацию определяют высокие прямые затраты на проведение транспортных космических операций из-за стоимости изготовления одноразового носителя, полностью теряемого в каждом запуске. Снижение пусковых затрат и увеличение рынка запусков может

быть реализовано введением в эксплуатацию многоразовых транспортных космических систем – носителей, имеющих в своем составе ступени многоразового использования [10, 11]. В частности, данный вывод получен в авторской (Чибисов Я.Н.) работе – технико-экономическом обосновании многоразовой авиационно-космической системы МАКС-ПМ [12].

Наиболее эффективным вариантом многоразового носителя является авиационно-космическая система в составе самолета-разгонщика и космической ступени, одно- или многоразовой в зависимости от решаемой задачи. Эффективность, в первую очередь, определяется самолетом-разгонщиком, который обеспечивает максимально возможную для крылатых летательных аппаратов высоту и скорость запуска космической ступени, снижая тем самым ее вес и, главное, стоимость. При этом многоразовость и эксплуатационные расходы самолета-разгонщика должны оставаться в пределах, имеющих у подобных по взлетному весу и скорости полета существующих образцов мировой авиации.

Основным предприятием России, занимающимся разработкой многоразовых авиационно-космических систем, является Открытое Акционерное Общество «Научно-Производственное Объединение «Молния» (ОАО «НПО «Молния»). Наиболее знаменитым и выдающимся достижением «Молнии» является создание орбитального самолета «Буран» [11], совершившего в автоматическом режиме космический полет и самолетную посадку 15 ноября 1988 года.



Рис. 1. Многоразовая авиационно-космическая система «Спираль», 1965 г.

В 1965 году под руководством будущего Генерального конструктора НПО «Молния» Глеба Евгеньевича Лозино-Лозинского был разработан проект первой в мире системы с самолетом-разгонщиком – система «Спираль» [11], рис. 1. Спустя 50 лет технологии создания и эксплуатации орбитальных самолетов успешно освоены (система «Space Shuttle» и «Энергия-Буран»), однако по-прежнему остается проблемой создание самолета-разгонщика больших сверхзвуковых скоростей.

В рамках данной работы определяется аэродинамический облик многорежимного сверхзвукового беспилотного летательного аппарата (МСБЛА) разработки ОАО «НПО «Молния», который рассматривается как прототип – демонстратор технологий перспективного беспилотного или пилотируемого самолета-разгонщика. Ключевой технологией МСБЛА является применение прямооточного воздушно-реактивного двигателя (ПВРД) с дозвуковой камерой сгорания и экраным воздухозаборным устройством. Проектные параметры МСБЛА: крейсерские числа Маха $M = 1.8 \dots 4$, высоты полета от малых до $H \approx 20\,000$ м, стартовый вес до 1000 кг.

В ходе экспериментальных исследований на специальном стенде СВС-2 ЦАГИ (декабрь 2008 – февраль 2009 г.) с промежуточным этапом численных оптимизационных расчетов было разработано воздухозаборное устройство (ВЗУ) с двухступенчатым конусным телом, имеющим различные расчетные числа Маха по ступеням, что позволило получить приемлемые тяги в широком диапазоне чисел Маха.

Исследованная на стенде СВС-2 ЦАГИ компоновка воздухозаборника показала малую эффективность примененного пофюзеляжного клинового экрана, выполненного «заодно» фюзеляжем, рис. 2а, и прямоугольного экрана с размахом, равным ширине фюзеляжа, рис. 2б. Оба они обеспечили примерное постоянство коэффициентов восстановления полного давления ν и расхода f по углу атаки вместо их увеличения.

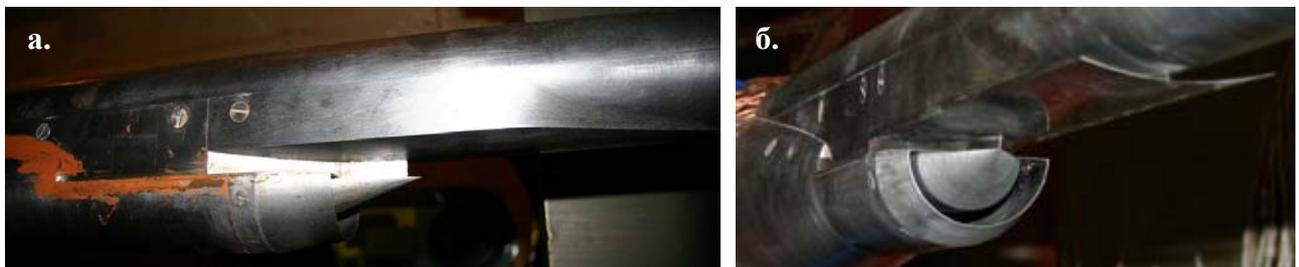


Рис. 2. Исследованные в СВС-2 ЦАГИ аэродинамические экраны и ВЗУ

Поскольку для МСБЛА как прототипа самолета-разгонщика не подходил лобовой экран типа использованного на ракете X-90, рис. 3, было решено, на основании экспериментальных исследований ЦАГИ начала 80-х годов, разработать подфюзеляжный экран, сохранив в качестве воздухозаборника конфигурацию с двухступенчатым центральным телом, полученную по результатам испытаний.



Рис. 3. Крылатая ракета X-90 с лобовым аэродинамическим экраном

После масштабных численных исследований более двадцати различных конфигураций «носовая часть + экран ВЗУ» была получена компоновка носовой части с экраном, рис. 4, которая обеспечила положительную зависимость коэффициентов восстановления ν и расхода f по углу атаки при больших числах $M > 3$ при сохранении исходного уровня лобового сопротивления. Экран, имеет увеличенный (в сравнении с шириной фюзеляжа) размах прямой передней кромки за счет боковых неподвижных поверхностей - неподвижного переднего горизонтального оперения.

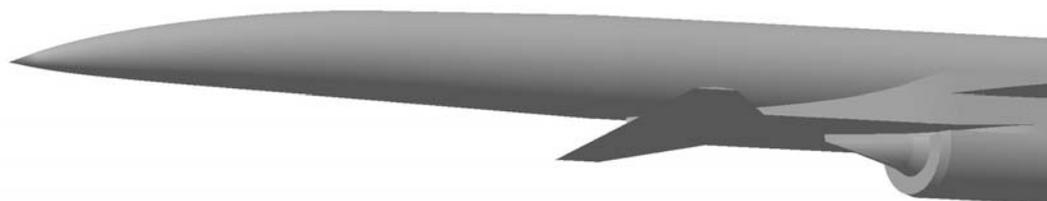


Рис. 4. ВЗУ с подфюзеляжным экраном, имеющим боковые поверхности - ПГО

На основе полученного после эксперимента в СВС-2 ЦАГИ ВЗУ с клиновым экраном были разработаны аэродинамические компоновки БЛА по схемам «утка» и «бесхвостка», рис. 5а и 5б, а на основе ВЗУ с поверхностным расширенным экраном компоновка гибридной схемы, рис. 5в. Гибридная схема была названа авторами так за наличие в компоновке признаков как схемы «утка» (по количеству и расположению несущих поверхностей) так и схемы «бесхвостка» (по типу органов продольного управления). Для всех компоновок были определены аэродинамические характеристики численным методом решения уравнений Эйлера и инженерной методикой расчета сопротивления трения.



Рис. 5. Разработанные аэродинамические компоновки сверхзвукового БЛА

В рамках работы была разработана программа расчета продольного движения беспилотного летательного аппарата с контуром управления, включающим систему траекторного управления и автопилот продольного канала. Также была разработана программа расчета равновесных областей полета по условиям перегрузок $n_y = 1$ и $n_x = 1$. Было учтено проектное ограничение по скоростному напору $q \leq 300\,000$ Па.

Типовая траектория МСБЛА включает запуск с пусковой наземной установки, разгон твердотопливным ускорителем до сверхзвуковой скорости запуска ПВРД, полет по заданной программе с горизонтальным участком и, торможение до малой дозвуковой скорости с мягкой посадкой на парашюте.

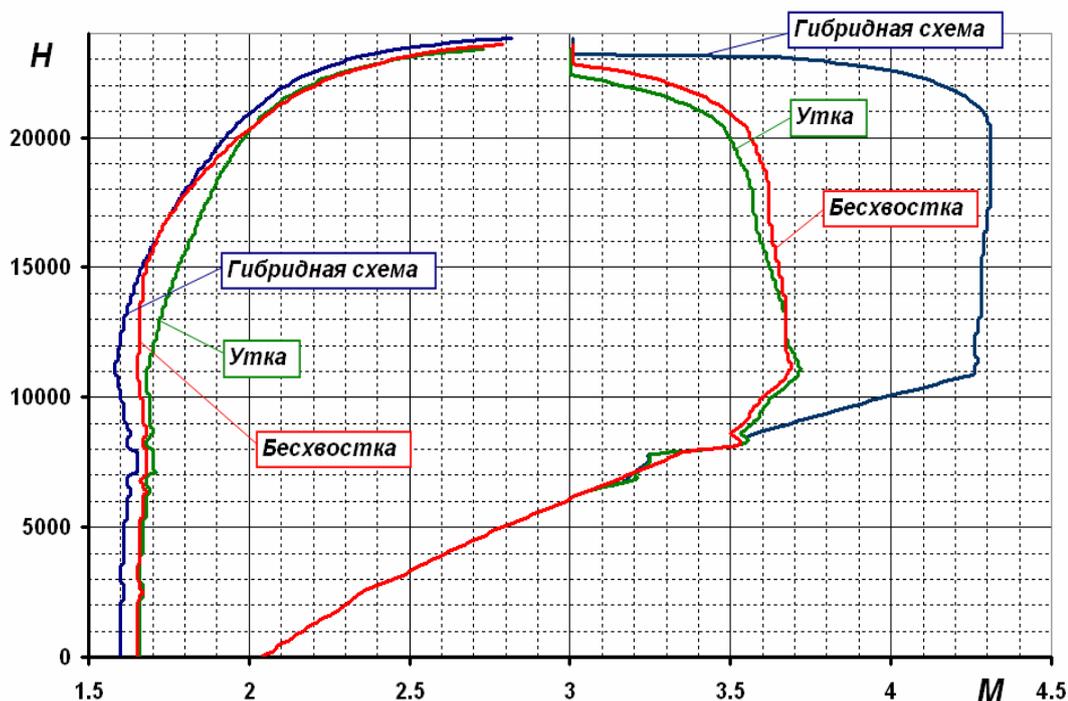


Рис. 6. Равновесные области полета многорежимного сверхзвукового БЛА

Равновесные области приведены на рис. 6. Видно, что гибридная компоновка за счет большего экранного эффекта и оптимизации аэродинамической компоновки под минимум лобового сопротивления при $\alpha = 1.2^\circ \dots 1.4^\circ$ реализует существенно более высокие максимальные числа Маха полета $M \approx 4.3$ в широком диапазоне высот $H = 11 \dots 21$ км. Схемы «утка» и «бесхвостка» достигают максимального значения числа $M = 3.72 \dots 3.74$ на высоте $H = 11$ км. При этом гибридная схема имеет малый выигрыш за счет сдвига минимума сопротивления и при малых числах Маха, имея на высоте $H \approx 11$ км диапазон полетных чисел $M = 1.6 \dots 4.25$. Наименьшая область равновесного полета реализуется у схемы «утка».

В таблице 1 приведены расчетные летно-технические данные по разработанным компоновкам по типовым траекториям полета.

Летно-технические характеристики вариантов МСБЛА

Таблица 1

Характеристика	Утка	Бесхвостка	Гибрид
Взлетный вес, кг	≈ 700	≈ 700	≈ 700
Средний вес при полете с ПВРД, кг	≈ 450	≈ 450	≈ 450
Дальность по средней траектории (10 км) при M_{\max} , м	222 299	225 101	237 297
Дальность по высотной траектории (20 км) при M_{\max} , м	651 852	660 212	684 053
Макс. длина крейсерского участка (10 км) при M_{\max} , м	39 229	63 510	47 649
Макс. длина крейсерского участка (20 км) при M_{\max} , м	113 764	67 200	45 703
Максимальная высота полета, м	23 400	23 600	23 800

Минимальное число Маха гор. полета с ПВРД	1.66	1.65	1.58
Максимальное число Маха гор. полета с ПВРД	3.71	3.69	4.31
Минимальная скорость на планировании, м/с	61.71	66.69	57.72

Дальности полета, имеющие одинаковый уровень у всех вариантов МСБЛА, показывают возможность успешного создания самолета-разгонщика при несколько увеличенном относительном запасе керосинового топлива с дальностями сверхзвукового полета порядка 1500 – 2000 км для возврата на аэродром базирования.

При этом разработанная гибридная компоновка, являющаяся следствием глубокой интеграции аэродинамической схемы и экранного воздухозаборного устройства прямоточного воздушно-реактивного двигателя, обладает явным преимуществом по предельным скоростям полета и диапазону высот, в котором реализуется предельные скорости. Абсолютные значения числа Маха и высоты полета, достигающие $M_{\max} = 4.3$ при $H_{\max} = 20\ 500$ м, позволяют говорить о реализуемости на уровне существующих в России технологий многоразовой авиационно-космической системы с гиперзвуковым высотным самолетом-разгонщиком, обеспечивающим снижение массы и, соответственно, стоимости космической одноразовой ступени в 6 – 8 раз по сравнению со стартом с земли. Важно отметить, что под космической ступенью подразумевается в общем случае многоступенчатая ракета.

Данная аэродинамическая компоновка является окончательной для рассмотренного многоразового многорежимного беспилотного летательного аппарата больших сверхзвуковых скоростей полета. Важным этапом дальнейших работ по МСБЛА является экспериментальное подтверждение расчетных характеристик разработанного экранного воздухозаборного устройства, и расчетных аэродинамических характеристик гибридной аэродинамической компоновки.

Библиографический список

[1] Сводная таблица космических запусков, осуществленных в 1999 г. – М. : Новости космонавтики, 2000, №3. – с. 17-19;

[2] Сводная таблица космических запусков, осуществленных в 2000 г. – М. : Новости космонавтики, 2001, №3. – с. 48-50;

[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. 64-65;

[7] Сводная таблица космических запусков, осуществленных в 2005 г. – Новости космонавтики, 2007, №3. – с. 34-35;

[8] Сводная таблица космических запусков, осуществленных в 2005 г. – Новости космонавтики, 2008, №3. – с. 14-15;

[9] Сводная таблица космических запусков, осуществленных в 2005 г. – Новости космонавтики, 2009, №3. – с. 22-23;

[10] Г. Лозино-Лозинский, А. Братухин Авиационно-космические системы. Москва. МАИ. 1997. 437 с.

[11] В. Лукашевич, И. Афанасьев Космические крылья. Москва. ЛенТа Странствий. 2009. 493 с.

[12] Я. Чибисов Техничко-экономическое обоснование перспективной многоцветовой авиационно-космической системы. Дипомный проект. Москва. МАИ. Каф. 501. 120 с.

Сведения об авторах

Макеич Григорий Сергеевич, студент Московского авиационного института (государственного технического университета), mac_george@mail.ru, 8-916-543-58-94

Тюкаев Михаил Юрьевич, студент Московского авиационного института (государственного технического университета), mihtyuk@list.ru, 8-917-525-21-05

Чибисов Ян Николаевич, Начальник отдела аэрогидродинамики и аэробаллистики ОАО «НПО «Молния», chibisovyan@bk.ru, 8-905-519-49-02