

УДК 629.782; 629.7.015

Ю.А. КРАШАНИЦА, В.В. ЧМОВЖ, В.В. ТЮРЕВ, **А.В. БАСТЕЕВ**, Л.А. БАЗЫМА, А.Г. САХНО, Ю.В. ГИРЬКА*Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков***ПРОБЛЕМЫ И ПЕРСПЕКТИВЫ СОЗДАНИЯ СУБОРБИТАЛЬНЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ МНОГОРАЗОВОГО ИСПОЛЬЗОВАНИЯ**

Приведены результаты оригинальных поисковых научно-исследовательских работ, выполненных в рамках стратегического направления аэрокосмической отрасли - создания суборбитального самолета многоразового применения. Показаны результаты анализа параметров планера многоразового использования и связи двух планеров, определены типовые траектории выведения и спуска орбитального самолета. Проведен анализ энергетических характеристик аппарата необходимых для выполнения заданных маневров с учетом оценки его аэродинамических характеристик в широком диапазоне параметров подобия и высот полета.

Ключевые слова: суборбитальный летательный аппарат, аэродинамические характеристики, рикошетирующая траектория, параметры подобия.

Введение

Большинство известных прогнозов предполагает существенный рост грузопотоков, как на орбиту, так и с орбиты, что связано с возрастающим спектром перспективных задач, решаемых в ближнем и дальнем космосе, в числе которых можно выделить следующие [1]:

- обеспечение систем связи, телевидения, навигации, дистанционного зондирования и поиска ресурсов, экологического мониторинга, предупреждения о стихийных бедствиях;

- передача энергии на Землю для обеспечения жизнедеятельности и освещения полярных районов и городов;

- создание системы глобальной безопасности под эгидой ООН, а также другие целевые задачи.

В связи с новыми задачами становятся более жесткими требования к следующему поколению многоразовых космических транспортных систем (МКТС) выведения на орбиту:

- существенное снижение стоимости выведения и возвращения полезных грузов (ПГ) по сравнению с современными ракетами-носителями (РН);

- масса возвращаемого с орбиты летательного аппарата (ЛА) не менее 50 % от массы выводимого ПГ;

- экологическая чистота эксплуатации МКТС в атмосфере и в космосе;

- высокая оперативность применения, необходимая для выполнения большинства задач.

Выполнение этих требований можно осуществить только путем перехода к многоразовым системам выведения.

В настоящее время в большинстве развитых стран, владеющих авиационно-космической промышленностью, исследовательские и проектные организации изучают возможности создания нового поколения МКТС. Исследуется большое число систем выведения, отличающихся: стартовой массой, типом старта, числом ступеней, типом используемых двигателей и топлива, способом приземления, маневренными возможностями при выведении на орбиту и при возвращении с нее, наличием экипажа, кратностью применения и др.

Одними из наиболее перспективных транспортных средств по доставке грузов в космос считаются авиационно-космические системы (АКС). Такие системы позволяют не только существенно снизить эксплуатационные затраты, обеспечить высокую оперативность, но также устраняют два главных недостатка “классических” РН: одноразовость применения и необходимость сложной наземной инфраструктуры. Последнее особенно актуально для сравнительно небольших и густонаселенных государств Европы. Накопленный потенциал Украины, позволяет проектировать и создавать АКС, как самостоятельно, так и в кооперации с другими странами.

Математическое моделирование является наиболее перспективным методом предварительного определения характеристик ЛА до начала летных испытаний, в процессе их проведения и по окончании испытаний для распространения полученных в результате испытаний данных на весь объем ожидаемых условий эксплуатации. В зависимости от типа решаемых задач принимаются различные упрощения, облегчающие проведение моделирования.

Современный воздушно-космический летательный аппарат (ВКЛА) представляет собой комплекс, состоящий из двух ступеней: орбитального летательного аппарата (ОЛА) и суборбитального летательного аппарата. (Суб ОЛА).

1. Оценка аэродинамических характеристик ВКЛА

Для определения аэродинамических характеристик исследуемого ВКЛА при различных скоростях полета использовались различные математические модели.

1.1. Аэродинамические коэффициенты самолета при полете в атмосфере

Для определения аэродинамических характеристик ВКЛА при движении в атмосфере применялись математические модели на основе сплошной среды.

На малых дозвуковых скоростях обтекания для определения сил давления использовалась модель Эйлера [2, 3]. Силы трения рассчитывались с использованием модели пограничного слоя. На больших дозвуковых скоростях использовались поправки Л. Прандтля на сжимаемость [4]. На трансзвуковых скоростях применялись эмпирические формулы [5]. На сверхзвуковых скоростях обтекания для определения сил давления использовалась модель идеального газа [2].

Определение суммарных аэродинамических характеристик ВКЛА проводилось методом декомпозиции – аппарат разбивался на несколько типичных составных частей, определялись их характеристики, а после они суммировались с учетом интерференции (влияния частей друг на друга) (рис. 1) [6].

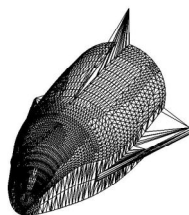


Рис. 1. Триангулированная расчетная поверхность ОЛА

Профильное сопротивление ЛА находили как сумму сопротивлений изолированных его частей с учетом интерференции между ними.

Таким же образом определялось волновое сопротивление ЛА. Необходимость учитывать данную компоненту сопротивления возникает при некотором числе Маха M_* , называемого критическим. В диапазоне $M_* \leq M_\infty \leq 1,25$ волновое сопротивление определя-

лось по эмпирическим зависимостям [5].

Возникновение индуктивного сопротивления связано с образованием вихревой пелены за телом при наличии подъемной силы.

Суммарное лобовое сопротивление определялась как сумма всех типов сопротивлений.

Коэффициент подъемной силы ВКЛА определялся вышеописанными методами. Характерной особенностью несущих поверхностей малого удлинения и удлиненных корпусов является нелинейная зависимость коэффициента подъемной силы от углов атаки. Нелинейные эффекты становятся существенными на летательных аппаратах с удлинением крыла: $\lambda_k \leq 2,5 \dots 3,0$.

Ниже приводятся зависимости аэродинамических характеристик ОЛА (рис. 2, 3) и Суб ОЛА (рис. 4, 5).

Оказалось, что аэродинамические коэффициенты практически не зависят от высоты полета (рис. 4). Также следует отметить, что максимум характеристик лежит в зоне трансзвуковых режимов полета, т. е. при преодолении звукового барьера.

Как можно видеть на рис. 3 и 5 подъемная сила связки планеров значительно выше, чем отдельно ОЛА.

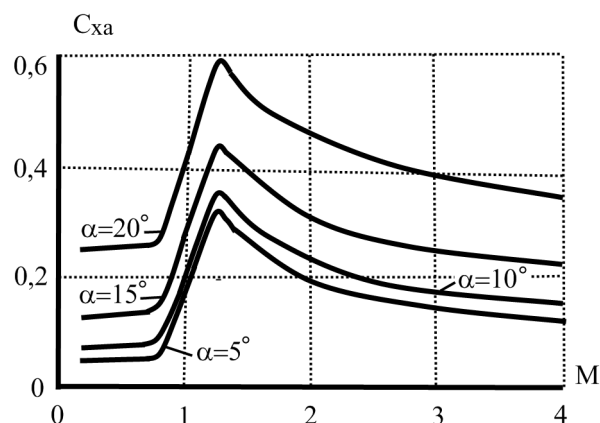


Рис. 2. Зависимость коэффициента лобового сопротивления ОЛА от числа Маха при различных углах атаки

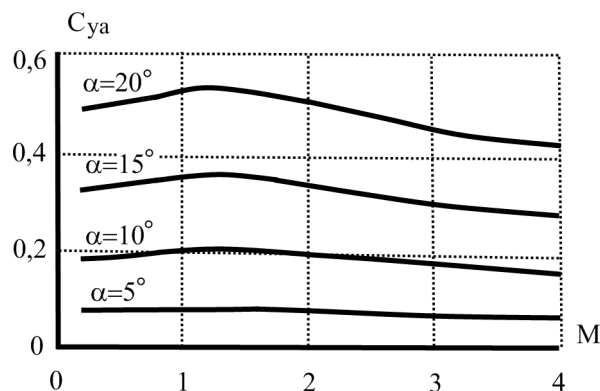


Рис. 3. Зависимость коэффициента подъемной силы ОЛА от числа Маха при различных углах атаки

1.2. Аэродинамика ВКЛА при свободномолекулярном обтекании

Гиперзвуковые скорости полета самолет достигает в разреженных слоях атмосферы, где теория сплошной среды уже не работает.

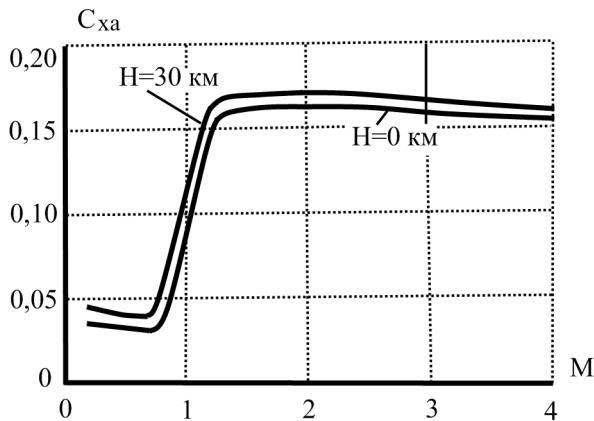


Рис. 4. Зависимость коэффициента лобового сопротивления ОЛА+Суб ОЛА от числа Маха при различных высотах полета

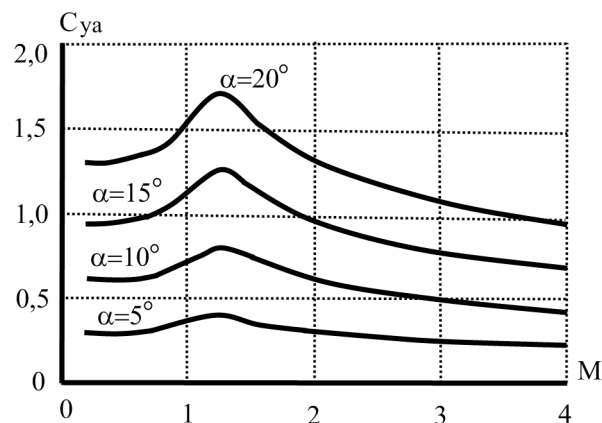


Рис. 5. Зависимость коэффициента подъемной силы ОЛА+Суб ОЛА от числа Маха при различных углах атаки

За область течения сплошной среды находится область «течения со скольжением», для которой не справедлива гипотеза прилипания. Такое течение характеризуется, в частности, тем, что слой газа, примыкающий к поверхности тела, имеет конечную составляющую скорости, касательную к телу. Течение со скольжением возникает в том случае, когда свободный пробег молекул l не пренебрежимо мал по сравнению с толщиной пограничного слоя δ , но значительно меньше последней [7,8]. В переходной области между режимом со скольжением и свободномолекулярным режимом приходится учитывать как столкновение молекул между собой, так и неоднократные столкновения их с телом. При очень больших значениях числа Кнудсена, посчитанных по толщине пограничного слоя ($Kn_\delta \gg 1$), погра-

ничный слой у поверхности тела не образуется, так как ремитированные (отраженные) поверхностью тела молекулы сталкиваются с молекулами внешнего потока на далёком от тела расстоянии. Таким образом, тело не вносит искажений в поле скоростей внешнего потока. Эта область течения называется областью «свободномолекулярного течения газа».

Каждый режим течения газа реализуется в определенном диапазоне изменения чисел Кнудсена. Выражение для числа Кнудсена представляется в виде зависимости через известные критерии подобия M и Re . Строгих границ между течениями провести нельзя. Описанные выше границы носят условный характер, но точность результатов расчетов по существующим методикам удовлетворяет требованиям, предъявляемым в настоящее время к подобным исследованиям.

Ниже приведена сводка границ описанных областей:

$$\frac{M}{Re} < 0,01 \text{ – течение сплошной среды;}$$

$$0,01 \leq \frac{M}{\sqrt{Re}} < 0,1 \text{ – течение со скольжением;}$$

$$0,1 \leq \frac{M}{\sqrt{Re}}; \frac{M}{Re} < 3 \text{ – переходный режим;}$$

$$\frac{M}{Re} \geq 3 \text{ – свободномолекулярное течение.}$$

Это разграничение удобно тем, что нет необходимости определять длину свободного пробега молекул и толщину пограничного слоя, по которой необходимо рассчитывать число Кнудсена.

В данном режиме обтекания характеристики определялись для ЛА, как единого целого объекта. Полученные данные приведены на рис. 6 – 7.

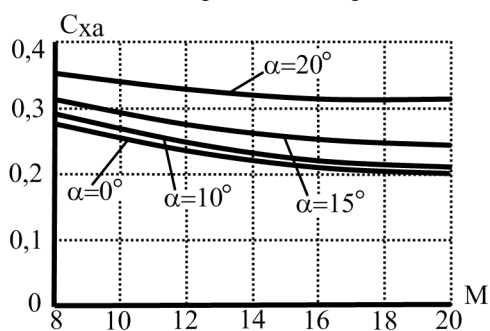


Рис. 6. Зависимость коэффициента лобового сопротивления ОЛА от числа Маха и чисел Маха при свободномолекулярном обтекании

2. Анализ типовых траекторий ВКЛА и получение потребных энергетических характеристик

ВКЛА состоит из двух степеней: суборбитального летательного аппарата (Суб ОЛА) и орбиталь-

ного летательного аппарата (ОЛА). ВКЛА должен после вертикального старта продолжить разгон. Затем ОЛА отделяется от Суб ОЛА и продолжает дальнейший разгон до выхода на околоземную орбиту. Посадка ОЛА выполняется по рикошетирующей траектории с использованием парашютных систем. Посадка Суб ОЛА выполняется также с использованием парашютных тормозных систем.

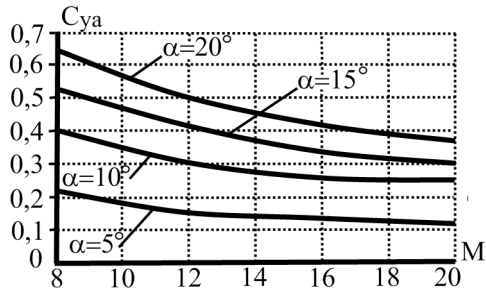


Рис. 7. Зависимость коэффициента подъемной силы ОЛА от числа Маха и чисел Маха при свободномолекулярном обтекании

2.1. Уравнения движения

Характер движения ЛА и вид его траекторий зависят от сил, действующих на него, и от физических условий полёта. Для анализа движения ЛА используются различные математические модели. При проведении расчётов на стадии баллистического проектирования, когда многие параметры ЛА пока не известны, а другие требуют уточнения, считается уместным использование специально упрощённых математических моделей, учитывающих лишь основные факторы.

На летательный аппарат действуют следующие силы [9 – 12]:

- массовые силы, обусловленные в данном случае притяжением Земли;
- аэродинамические силы (при полёте в достаточно плотных слоях атмосферы);
- тяга силовой установки (при работе двигателей).

Расчёт траекторий выполнялся с учётом кривизны земной поверхности, но пренебрегая суточным вращением Земли. Движение ЛА рассматриваем в неизменной вертикальной плоскости, проходящей через центр Земли. Плоскость симметрии ЛА при этом всё время совпадает с плоскостью полёта.

Для расчета полета в атмосфере использовался действующий стандарт СА-81 (ГОСТ 4401–81), устанавливающий численные значения основных параметров стандартной атмосферы для высот в диапазоне до 1200 км [13]. Движение ЛА рассматриваем в скоростной системе координат. При безветрии и отсутствии крена оси этой системы координат совпадают с соответствующими осями траекторной

системы координат [14]. На ранних этапах баллистического проектирования удобно в первом приближении моделировать ЛА специально ориентированной управляемой точкой переменной массы. При этом на этом этапе не рассматривается влияние вращения ЛА относительно его центра масс на траекторию его полёта.

Проектируя силы, действующие на летательный аппарат, на оси скоростной системы координат и добавляя к полученным уравнениям движения кинематические связи, получим уравнения движения специально ориентированной управляемой точки переменной массы [14]:

$$\begin{cases} \dot{V} = g(n_{xa} - \sin \theta); \\ \dot{\theta} = g(n_{ya} - \cos \theta) / (V + V \cos \theta / (R_3 + H)); \\ \dot{x}_g = V \cos \theta; \\ \dot{y}_g = H = V \sin \theta; \\ \dot{m} = -m_c. \end{cases}$$

В приведенных уравнениях точка над символом означает дифференцирование по времени. Здесь V – скорость центра масс ЛА, θ – угол наклона траектории (угол наклона вектора скорости) к местному горизонту; m – масса ЛА в данный момент времени; n_{xa} , n_{ya} , – проекции вектора перегрузки на оси скоростной системы координат.

Полученные уравнения позволяют получить и проанализировать основные параметры траекторий движения различных тел.

2.2. Анализ траектории выведения и получение потребных энергетических характеристик

На первом участке ЛА стартует, поднимаясь вертикально вверх. После достижения высоты в 1 км, начинается разворот ЛА с максимальным использованием его несущих свойств (подъёмной силы). После достижения заданного угла ЛА продолжает полет по «прямолинейной» траектории ($\dot{\theta} = 0$). Этот участок заканчивается при полной выработке топлива из основного бака.

Были проанализированы параметры траекторий при развороте вектора скорости до углов от 0 до 90°. Особый интерес представляет значения скорости V в зависимости от конечного значения угла наклона траектории к горизонту (рис. 8). Оказывается, что для данных условий в области $\theta = 30 \dots 40^\circ$ имеется максимум скорости.

Однако следует учесть, что удельная энергия (рис. 9), набираемая стартующим телом, увеличивается при приближении к условиям вертикального старта. Максимальное накопление удельной энергии реализуется при вертикальном старте, т.е. в этом

случае энергия топлива используются наиболее эффективно, так как ЛА быстро проходит плотные слои атмосферы, и на преодоление её сопротивления тратится меньшая часть топлива.

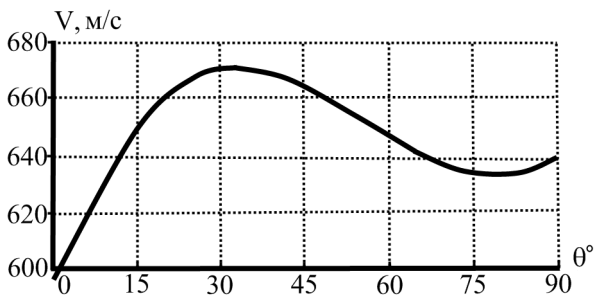


Рис. 8. Зависимость конечной скорости от угла наклона траектории

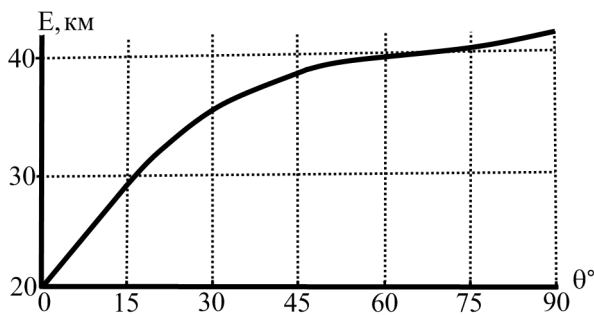


Рис. 9. Зависимость накопленной удельной энергии от угла наклона траектории

В табл. 1 помещены достигнутые значения горизонтальной дальности X, высоты полёта H, удельной энергии E (энергия, отнесенная к весу ЛА).

Таблица 1

Конечные значения основных параметров при различных значениях углов наклона траектории

$\theta, ^\circ$	X, км	H, км	V, м/с	E, км
0	22,9	1,7	595,1	19,8
15	21,9	7,4	649,3	28,9
30	19,0	12,4	670,6	35,4
45	14,9	16,2	664,7	38,8
60	10,1	18,8	646,5	40,2
75	5,4	20,4	634,3	41,0
90	0	21,4	639,8	42,4

Полученные результаты показали необходимость выбора другой силовой установки, так как с заданным двигателем ЛА не может выполнить поставленную задачу – выхода на орбитальную траекторию.

2.3. Анализ траектории спуска аппарата

При снижении аппарата в плотные слои атмосферы происходит явление аэродинамического нагрева. Это приводит к большим температурам на его поверх-

ности и может привести к разрушению [15]. Для снижения влияния этого фактора в качестве траектории снижения была выбрана рикошетирующая траектория. При таком снижении аппарат "отражается" от плотных слоев атмосферы и постепенно сбрасывает скорость при каждом "отражении". Это позволяет ему при движении на верхних участках траектории остывать, рассеивая энергию в виде излучения.

Для анализа рикошетирующих траекторий спуска были выполнены их расчёты для 243 вариантов изменения основных параметров. Были проанализированы влияния 3 изменений каждой из следующих величин: начальных значений массы, высоты, скорости и угла наклона вектора скорости к горизонту. Каждая траектория просчитывалась для трёх углов атаки. На рис. 10 представлены результаты расчётов, выполненных только для одной массы ОЛА ($m = 2000 \text{ кг}$).

Спуск осуществлялся с начальной высоты под определенным углом наклона траектории с постоянным углом $\alpha = \text{const}$. Как видно из рис.10 существует некоторый оптимальный угол атаки, при котором эффект "отражения" максимальный.

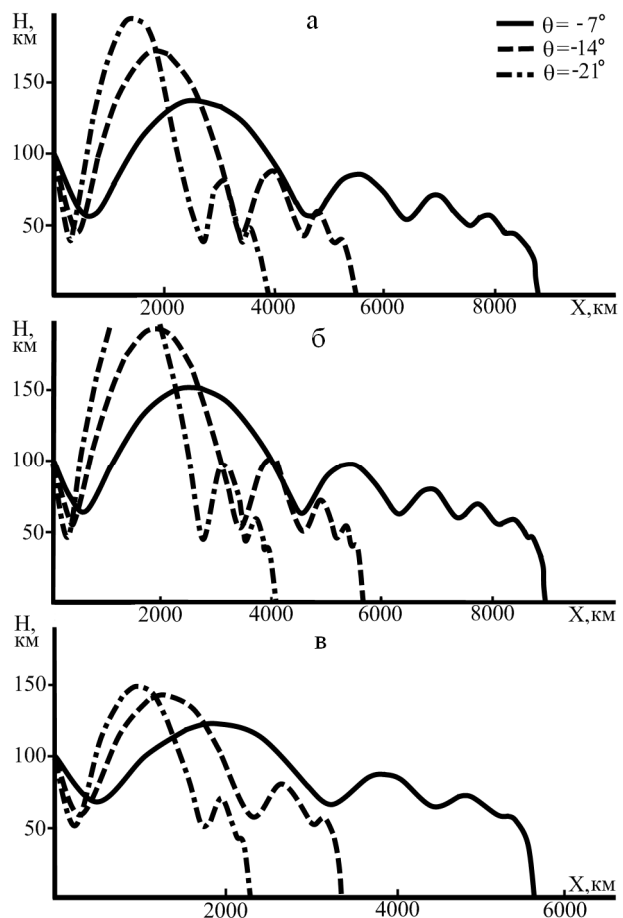


Рис. 10. Семейство траекторий при $m_{\text{СТ}} = 2000 \text{ кг}$, $V_{\text{СТ}} = 8000 \text{ м/с}$ и $H_{\text{СТ}} = 100 \text{ км}$:
а – $\alpha = 10^\circ$; б – $\alpha = 20^\circ$; в – $\alpha = 30^\circ$.

Выводы

Проведенное исследование ВКЛА показало, что применение воздушно-реактивных двигателей является перспективным, так как позволяет значительно уменьшить стоимость пусков. Однако оказалось, что выбранной энергетике ВКЛА недостаточно для вывода ОЛА на орбиту. Для дальнейшего разгона ОЛА требуется существенно увеличить энергетическую ракетных двигателей.

Перспективным направлением является старт с самолета-носителя, позволяющий значительно уменьшить требуемую энергетическую ВКЛА и, кроме того, решить одновременно проблемы безопасности. Авиационно-космические системы на базе самолетов-носителей позволят расширить возможности существующих одноразовых систем выведения, обеспечат гибкость применения, эффективность и экономичность выполнения транспортных задач.

В процессе выполнения работы получены следующие результаты:

а) при анализе параметров планера многоразового использования и связи двух планеров:

- проведена оценка суммарных аэродинамических характеристик воздушно-космических систем разных аэродинамических компоновок;

- выполнена оценка динамических параметров связи двух планеров на критических участках траектории полета. Показано, что перегрузки, испытываемые связкой двух планеров на критических участках траектории, находятся в рамках допустимых.

б) при определении типовых траекторий выведения и спуска орбитального самолета с учетом доступного уровня тепловых потоков:

- выполнено математическое моделирование различных схем полета первой и второй ступеней ВКС, построены алгоритмы и составлены программы для анализа полета (старт, выведение на орбиту ОС);

- проведен расчет и анализ нескольких вариантов траекторий и определены необходимые энергетические характеристики двигателей, которые смогут обеспечить выполнение заданной схемы выведения на орбиту КА;

- выполнено математическое моделирование различных схем полета первой и второй ступеней ВКС на этапе спуска в атмосферу, построен алгоритм численного решения и составлены программы расчетов;

- проведен расчет нескольких вариантов траекторий спуска первой и второй ступеней ВКС с оценкой уровня допустимых максимальных тепловых потоков.

Опыт последних лет показал, что наряду с универсальными пакетами прикладных программ, воз-

можности которых зачастую декларируются, необходимо продолжать создание корректных с математической точки зрения специализированных алгоритмов и программных продуктов. Представляется весьма актуальным сочетание численных и аналитических подходов на базе метода граничных интегральных уравнений в расчетах аэрогидродинамических характеристик летательных аппаратов и их частей в широком диапазоне скоростей и параметров подобия. Наиболее развитые, востребованные и, в достаточной мере, соответствующие многим реальным процессам являются консервативные математические модели аэрогидродинамики. Причем здесь достаточно достоверной и апробированной математической моделью движения реальной жидкости и газа является краевая задача для системы дифференциальных уравнений в частных производных Навье-Стокса.

Литература

1. *Проблемы создания перспективной авиационно-космической техники / Под ред. В.Г. Дмитриев. – М.: Физматлит, 2005. – 648 с.*
2. *Андерсон Д. Вычислительная гидромеханика и теплообмен / Д. Андерсон, Р. Таннехил, Р. Плетчер. – М.: Мир, 1990. – 384 с.*
3. *Флетчер К. Вычислительные методы в динамике жидкостей / К. Флетчер. – М.: Мир, 1991. – 552 с.*
4. *Тимошенко В.И. Сверхзвуковое течение вязкого газ / В.И. Тимошенко. – К.: Наук. думка, 1987. – 182 с.*
5. *Холявко В.И. Расчет аэродинамических характеристик самолета / В.И. Холявко. – Х.: Харьковск. авиац. ин-т, 1991. – 72 с.*
6. *Крашаница Ю.А. Метод триангуляции в численной реализации пространственных краевых задач динамики вязкой жидкости. / Ю.А. Крашаница, М.Т. Нго // ВІСТІ Академії інженерних наук України. Машинобудування та прогресивні технології. Спеціальний випуск. – 2009. – Вип. 1(38). – С. 158-169.*
7. *Чёрный Г.Г. Течение газа с большой сверхзвуковой скоростью / Г.Г. Черный. – М.: Физматгиз, 1988. – 347 с.*
8. *Основы газовой динамики: пер. с англ. / под ред. Г. Эмонса. – М.: ИЛ, 1963. – 762 с.*
9. *Остославский И.В. Динамика полёта. Траектории летательных аппаратов / И.В. Остославский, И.В. Стражева. – М.: Машиностроение, 1969. – 500 с.*
10. *Лебедев А.А. Динамика полёта беспилотных летательных аппаратов / А.А. Лебедев, Л.С. Чернобровкин. – М.: Машиностроение, 1973. – 616 с.*
11. *ГОСТ 20058-80. Динамика летательных аппаратов в атмосфере. Термины, определения и обозначения. – М.: Изд-во стандартов, 1981. – 51 с.*

12. Герасюта Н.Ф. Динамика полёта. Основные задачи динамического проектирования ракет: учеб. пособие для вузов / Н.Ф. Герасюта, А.В. Новиков, Н.Г. Белецкая. – Днепропетровск, 1988. – 366 с.

13. ГОСТ 4401-81. Атмосфера стандартная. Параметры. Введ. 01.07.82. – М.: Изд-во стандартов, 1981. – 179 с.

14. Сахно А.Г. Введение в динамику летательных аппаратов (движение в вертикальной плоско-

сти): учеб. пос. / А.Г. Сахно. – Харьков: Нац. аэрокосм. ун-т «Харьк. авиац. ин-тут», 2006. – 185 с.

15. Анфимов Н.А. Проблемы испытаний углеродных материалов для элементов конструкций летательных аппаратов. Гидроаэромеханика и космические исследования / Н.А. Анфимов, Ю.В. Чудецкий; под общ. ред. В.С. Авдугевский. – М.: Наука, 1985. – 325 с.

Поступила в редакцию 12.02.2011

Рецензент: д-р техн. наук, проф., проф. кафедры энергоустановок и двигателей космических летательных аппаратов А.В. Амброжевич, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "ХАИ", Харьков.

ПРОБЛЕМИ ТА ПЕРСПЕКТИВИ СТВОРЕННЯ СУБОРБІТАЛЬНИХ КОСМІЧНИХ АПАРАТІВ

Ю.О. Крашаниця, В.В. Чмовж, В.В. Тюрєв, А.В. Бастєєв, Л.О. Базыма, А.Г. Сахно, Ю.В. Гирька

Наведені результати оригінальних пошукових науково-дослідних робіт, виконаних в рамках стратегічного напрямку аерокосмічної галузі – створення суборбітального літака багаторазового використання. Показані результати аналізу параметрів планера багаторазового використання та зв'язки двох планерів, визначені типові траєкторії виведення та спуску орбітального літака. Показаний аналіз енергетичних характеристик апарата необхідних для виконання заданих маневрів з урахуванням оцінки його аеродинамічних характеристик у широкому діапазоні параметрів подібності та висот польоту.

Ключові слова: суборбітальний літальний апарат, аеродинамічні характеристики, рикошетуюча траєкторія, параметри подібності.

PROBLEMS AND PERSPECTIVES OF DESIGNING OF THE REUSABLE SUBORBITAL SPACE VEHICLES

Y.A. Krashanitsa, V.V. Chmovzh, V.V. Turev, A.V. Basteev, L.A. Bazima, A.G. Sahno, J.V. Girka

The results of original exploratory research work made in the framework of strategic direction in the aerospace industry namely designing of a reusable suborbital plane have been given. The results of analysis of reusable glider and joint of two gliders parameters have been represented. Typical trajectories for orbital plane climbing and re-entry have been determined. The analysis of the vehicle energy characteristics which are necessary for executing the given maneuvers taking into account its aerodynamics characteristics in wide range of analogy parameters and flight altitude has been demonstrated.

Key words: suborbital vehicle, aerodynamic performances, skip trajectory, analogy parameters.

Крашаниця Юрий Александрович – д-р техн. наук, профессор, гл. н. с. кафедры аэрогидродинамики Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина.

Чмовж Виталий Виталиевич – канд. техн. наук, доцент, заведующий кафедрой аэрогидродинамики Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина.

Тюрєв Виктор Васильевич – д-р техн. наук, профессор, профессор кафедры аэрогидродинамики Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина.

Бастєєв Андрей Владимирович – д-р техн. наук, профессор, профессор кафедры аэрокосмической теплотехники Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина.

Базыма Леонид Алексеевич – канд. техн. наук, доцент, доцент кафедры энергоустановок и двигателей космических ЛА Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина.

Сахно Аркадий Григорьевич – доцент кафедры аэрогидродинамики Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина.

Гирька Юрий Владимирович – м. н. с. кафедры аэрогидродинамики Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина.