

Об одном подходе к количественной и качественной оценке реализуемости проектов создания гиперзвуковых летательных аппаратов в части аэромеханики

Васильев Л.М., Галактионов А.Ю.*

*Центральный научно исследовательский институт машиностроения,
ЦНИИмаш, ул. Пионерская, 4, Королев, Московская область, 141070, Россия*

**e-mail: galakau@mail.ru*

Аннотация

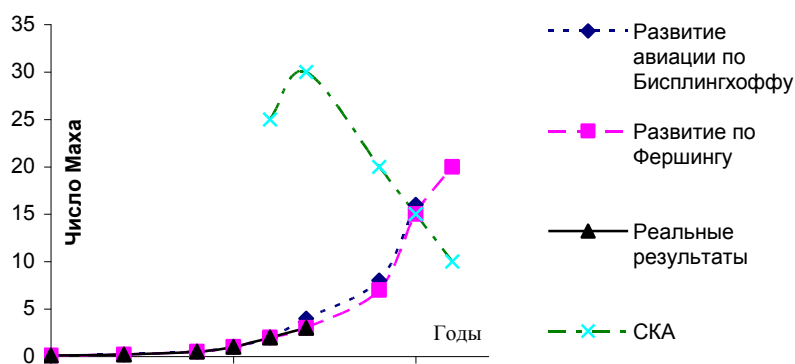
Для выявления факторов, деструктивно влияющих на развитие проектов гиперзвуковых летающих лабораторий, рассматриваются данные по известным зарубежным проектам. В целях выработки отраслевых методик оценки реализуемости гиперзвуковых атмосферных проектов представлен методологический подход, ориентированный на прогнозирование процессов с сильными нелинейностями и неоднозначностью. В интересах отработки перспективных гиперзвуковых проектов и повышения их степени реализуемости с учетом некоторых лимитирующих факторов рассматриваются результаты математического моделирования, выполненного методами вычислительной аэродинамики, применительно к сопряженным задачам.

Ключевые слова: аэродинамика, прогноз, нестационарные характеристики, численные методы, летательные аппараты, гиперзвуковой полет.

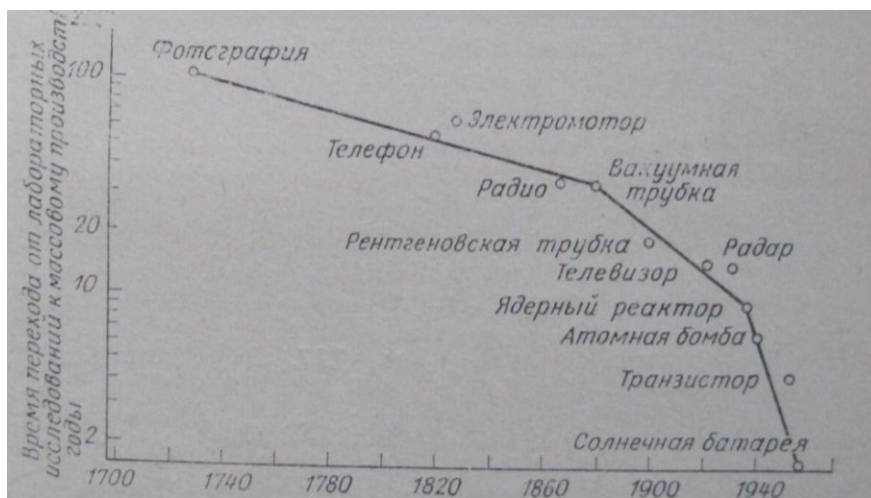
Введение.

В настоящее время у ряда государств и, даже, отдельных государственных территориальных образований наблюдается устойчивый интерес к различным проектам гиперзвуковых летательных аппаратов, стимулированный как повышением зависимости упомянутых субъектов от экономической и социальной составляющих, так и все большей доступностью ракетных технологий, позволяющих сообщать полезной нагрузке массой от 10-100 кг скорости, сопоставимые с первой космической, и/или выводить полезную нагрузку на высоты свыше 70-300 км. С одной стороны, отмеченные летательные аппараты (ГЛА) способны по новому решать, в случае рационального выбора их облика, проблемные задачи в чрезвычайных происшествиях, специальных научных и коммерческих мероприятиях; с другой стороны, начиная со скорости полета ГЛА порядка 2 км/с и выше, возникают проблемы безопасности международных полетов и глобальной досягаемости для определенных экономических и социально опасных объектов инфраструктуры, что позволяет назвать отмеченную проблему создания ГЛА важной и актуальной.

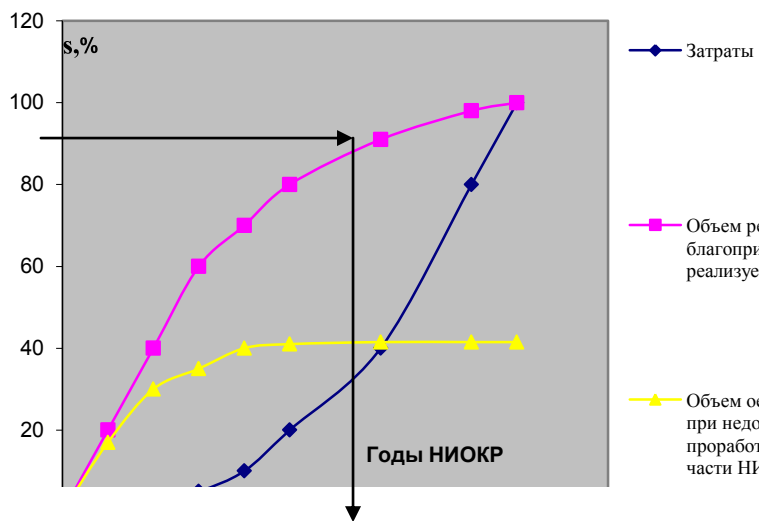
А.)



Б.)



В.)



Tr

Рис.1 Графики прогнозов развития проектов, как составляющей оценки реализуемости задачи. А.) Прогноз развития скоростной авиации в 1950-х гг [2, 3], Б.) Обще системная оценка динамики интервала от действующего

лабораторного образца до промышленного внедрения [4, 8], В.) Качественное отображение системы отдача-затраты (объем выполненных работ $s\%=f(t)$ и затраты на их проведение $d\%=f(t)$) во времени при различных сценариях выполнения целевых НИР [6].

Однако, если первая попытка создания инженерной методики расчета ГЛА с аэродинамическим качеством для космических полетов, содержащей необходимые первичные количественные оценки, была опубликована еще в 1930-гг [1], при неоднократно возникающих проектах гиперзвуковых летающих лабораторий (ГЛЛ) начиная с 1950-1980 годов, то активного «промышленного» использования ГЛА с аэродинамическим качеством более 2 для затронутых выше проблемных задач и направлений до сих пор констатировать нельзя (см. рис.1) [2-5]. При этом важно отметить, что для подавляющей массы наукоемких изделий начиная с 1780-х гг до настоящего времени наблюдается сокращение интервала времени с момента появления опытного лабораторного образца до внедрения в активное промышленное производство.

Таблица 1. Проекты зарубежных оростных (гиперзвуковых) летательных аппаратов [5, 9, 10].

№№	Название	Временной период	Характеристики	Примечание
1	X-15	1955-1965	Максимальная высота полета свыше 100 км;	- сверхзвуковой штопор; -флаттер;

			Максимальное число Маха свыше 5,2-6,7 (скорость свыше 1,5 км/с)	- деформация крыла из-за высоких тепловых нагрузок
2	X-20 «Dyna-Soar»	1960-1975	Маневренный полет в диапазоне чисел Маха от 10 до 20	Явление недостаточной путевой устойчивости
3	M2-F1 M2-F2	1960-1970	Число Маха от 0,5 до 10	Неустойчивость и «раскачка в поперечном направлении»
4	X-33	1996-2000	Высота полета до 100 км, максимальное число Маха 15	Необходимость отработки управления поворотным щитком

В период с 1950-2015 годов в ряде стран для высот свыше 70 км возникали, по сути, проекты ГЛЛ, сводящиеся либо к отработке отдельных частных критических технологий, либо к достаточно затратным проектам, которые закрывались из-за возникновения сильно-нелинейных, а иногда и неоднозначных эффектов. Такое положение требовало а priori, наличия до опытно-конструкторской проработки вопроса создания ГЛЛ необходимых методик количественной оценки реализуемости проекта и принципиальной, качественной проработки возможного развития ее динамики в зависимости от меняющихся со временем определяющих параметров, чувствительных к отмеченным нелинейным и неоднозначным эффектам.

В силу выше сказанного, *целью настоящей работы* стала методологическая проработка вопроса количественной и качественной оценки реализуемости проектов ГЛА в части возможной формализации для создания соответствующих отраслевых методик без учета особенностей отработки двигательной установки [14]. Для достижения намеченной цели было необходимо решение трех задач, принимая, что степень реализуемости (обозначим RL) является безразмерным определяемым параметром или мерой, соответствующей в некотором плане времени, затрачиваемому на реализацию научно-технического задела (в виде отчетов по целевым НИР, материалов по отработке и созданию ГЛЛ) в создание промышленного образца ГЛА и его «серийные» испытания непосредственным потребителем:

- краткой исторической оценки по критерию RL ($RL \rightarrow \max$ или $RL \geq RL^{кр}$) наиболее значимых проектов ГЛА (см. Таблица 1) со сравнительно высоким значением аэродинамического качества и не связанных с проблемой создания и отработки необходимых для проекта двигательных установок;

- выбор наиболее приемлемого для инженерных методических оценок RL математического аппарата и его дальнейшего структурирования в иерархическом виде для построения единой расчетной схемы;

- логическая (качественная) связь единой расчетной схемы с «узкими местами операции» (в первую очередь с методологически наименее проработанными эффектами, приводящими как к скачкообразным эффектам, так и к явлению закливания при прогнозировании [4]), требующих, как правило, создания целевых ГЛЛ для совершенствования расчетно-

теоретических методов, так экспериментальных методов и стендов наземной отработки изделий РКТ.

В части первичной исторической оценки проблемы, согласно выборке скоростных аппаратов ($M > 5$), представленных в Таблице 1, начиная с 1950-х годов до настоящего времени наблюдается ряд устойчивых тенденций («узких мест операции по созданию ГЛА»), которые на различных иерархических уровнях проработки вопроса должны быть учтены как при качественной, так и при количественной оценке показателя RL:

- преждевременный выход на насыщение (не достигающего до 100%) графика потребного объема решенных прикладных научно-исследовательских задач и опытно-конструкторских работ (см. зависимость $s=f(t)$ на рис.1(в)) при продолжении роста финансирования (часто превосходящего изначально запланированный, см. $d=f(t)$);

- возникновение в процессе натурных полетов либо нестационарных динамических и аэродинамических явлений, сопряженных с потерей устойчивости ГЛЛ, либо высокоинтенсивных локальных механических или тепловых нагрузок, как правило, из-за появления нелинейных и неоднозначных (эффект гистерезиса) зависимостей аэромеханических характеристик вызванных отрывами (см. рис.2);

- отсутствие своевременно целевым образом подготовленных кадров (2-3 высших технических образования по сопряженным задачам со сроком подготовки 5-10 лет на образование) при длительности проекта 3-15 лет;

- неподготовленность методического и методологического аппарата к решению на инженерном уровне отмеченных проблем и отсутствие системы мониторинга процесса создания ГЛА, предполагающего как скачки, так и зацикливания, позволяющего а priori учитывать качественный вклад в зависимостях типа $s=f(t)$ и $d=f(t)$, необходимых запасов по параметру типа ΔK_α (или ΔK_α – запас по углу атаки от балансировочного угла, где возникает режим потери устойчивости, согласно иллюстрирующему примеру на рис.2(Г)).

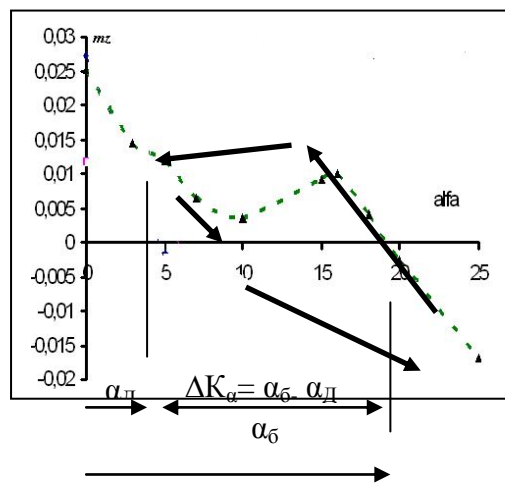
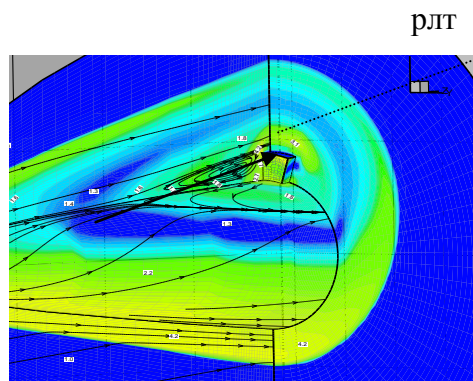
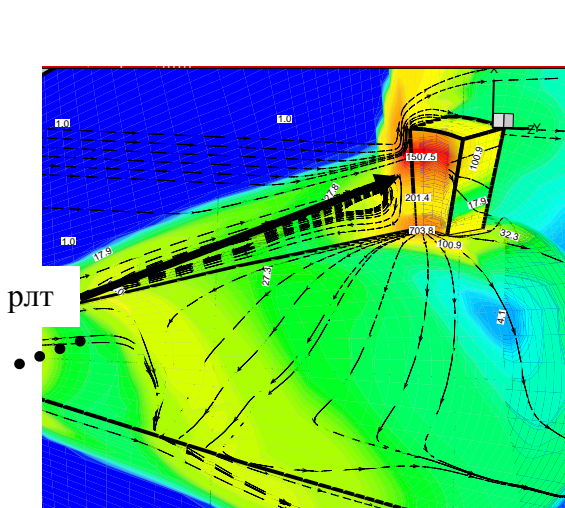


Рис.2. Объект локального исследования – ЛА типа несущий корпус со щитковым органом управления, как элемент скоростных летательных аппаратов.

А.) и Б) Области равных давлений, отмеченные цветом, и характерные линии тока на поверхности модели ЛА – «несущий корпус» со щитковым ОУ и в плоскости симметрии (включая «разделительную линию тока (рлт)» приходящую на щиток и походящую над ним, соответственно, на различных углах атаки) [13];

В.) фото X-33, управляемого щитковым ОУ;

Г.) зависимость коэффициента момента тангажа от угла атаки [13] для участка «схода рлт» со щитка, интерпретирующая возникновения гистерезиса и потерю устойчивости ГЛА (положительную работу аэродинамических сил за цикл гистерезиса $\frac{\partial m_z}{\partial \dot{\alpha}} > 0$).

Согласно работе [11], необходимым условием и базой для динамического поступательного (непрерывного) развития новой техники является научно-технический задел (НТЗ) по рассматриваемому вопросу или проблеме (подразумевая под НТЗ структурированный объем результатов (базу знаний) НИР фундаментального, прогнозного и прикладного характера). Для подчеркивания отдельных деталей разделения НТЗ, необходимых в настоящем анализе причин «заикливания» [4] развития проектов ГЛЛ и ГЛА как динамических систем, ниже приводится схема,

заимствованная из работы [11], с цветовым дополнением в части оценки реализуемости проектов ГЛА (см. рис.3).

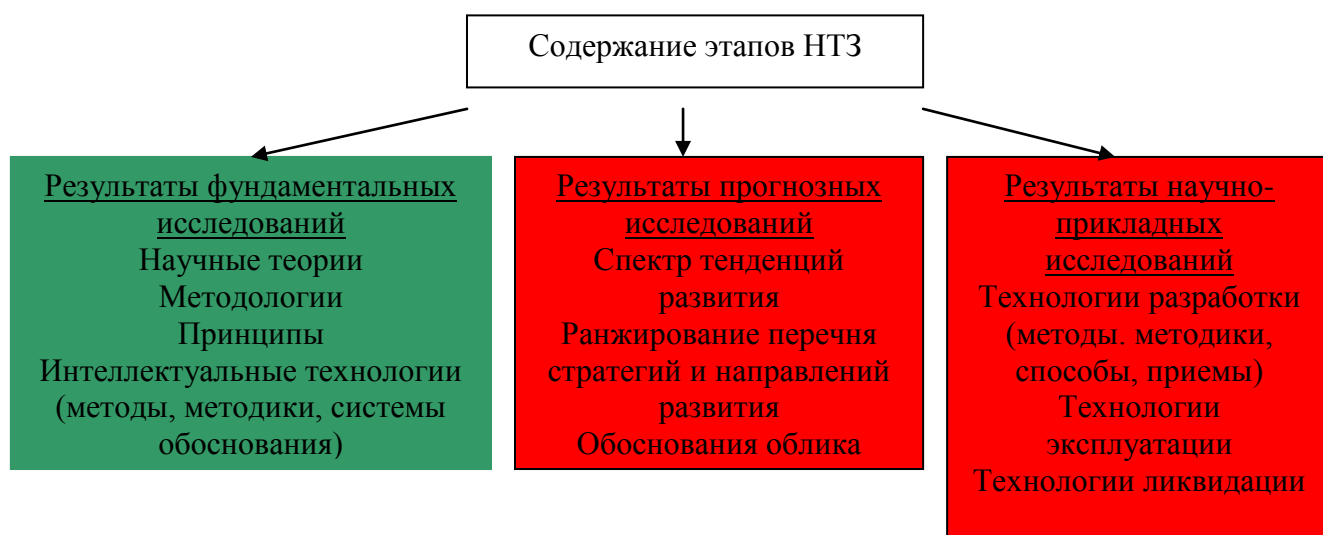


Рис.3. Схема деления НТЗ согласно [11]: зеленым отмечена потребная область инициативных НИР для обеспечения создания ГЛА; красным – области, в которых, как правило, начинаются и заканчиваются НИОКР, не имеющие необходимой целевой фундаментальной составляющей.

По рассматриваемому в настоящей работе проблемному вопросу – преждевременный безрезультативный выход гиперзвуковых НИОКР на «полку» объема работ (менее 100%, или в части ожидаемого от прогнозов «зацикливания» проекта как динамической системы) необходимо сказать о качественном отсутствии необходимых фундаментальных результатов (методологий, принципов, инженерных методик оценки и контроля степени реализуемости проекта ГЛЛ и ГЛА). Принимаясь за НИР или ОКР, исследователи и конструкторы в результате «скатываются» к НИР

прогнозного характера, связанных с поиском облика динамической системы ГЛА-ОУ (например, учет на этапе синтеза контура управления ГЛА запасов ДКу или коэффициента антидемпфирования $\frac{\partial mz}{\partial \dot{\alpha}} = f(M, Re \alpha \dot{\alpha} \beta u \rho p.)$), что часто является невыполнимой дорогостоящей задачей без законченного этапа фундаментальных исследований по отмеченному вопросу, который является сопряженным с созданием системы инженерных методик, учитывающих негативный опыт летной отработки ГЛЛ в реальных натуральных условиях. Последние, при надлежащем формализованном оформлении (например, выделение сингулярных особенностей для ГЛА-ОУ, как динамических систем или системы задач на min-max, содержащих разрывы в фазовых пространствах определяющих параметров задачи), должны стать стимулом – мотивацией [11] для развития существующего НТЗ.

В силу выше сказанного, для первичной инженерной оценки степени реализуемости проекта создания ГЛА, проводя аналогию со временем пребывания ГЛА в опасной зоне операции [4], можно рекомендовать

формулу:

$$RL = \exp - \left[1 - \frac{T_r}{T_z} \right]. \quad (1)$$

В соотношении (1) предполагаемое время на реализацию проекта (T_z) создания ГЛА в части ОКР при наличии необходимого задела НИР может быть первично оценено по Таблице 2, составленной по данным работы [7].

Таблица 2.

Проработанность проекта в части научно-технического задела	Успешный опыт подобных ОКР	Успешный опыт НИР с успешно функционирующей ГЛЛ или системы ГЛЛ	НИР-ОКР с ГЛЛ функционирующей в натуральных условиях с ограничениями	Начальная стадия проекта с научным, технологическим и опытно-конструкторским заделом, но без ГЛЛ
T_z	2-3	5	10	15-20

Применительно к соотношению (1) реальное время создания проекта в идеальных условиях (без административного и финансового противодействия) для этапа НИОКР может быть оценено как период для достижения 93-97% объема запланированных работ $s\% = f(t)$ на рис.1(в). В аналитическом виде отмеченная зависимость может быть представлена либо как

$$s = 1 - \tilde{f} e^{-\tilde{p}t}, \quad (2),$$

либо как $\frac{ds}{dt} = -\tilde{p} \tilde{f} s$, где $\tilde{f} = \left(\frac{b_r}{b_t}\right) \left(\frac{f_r}{f_t}\right)$ - относительная мера фундаментальной части научно-технического задела, связанная с наличием экспериментальной базы (b) и степени изученности эффектов (f) функционирования ГЛЛ (функциональные оценки запасов ΔK_y , см. ниже) в неоднозначной области и области с разрывами (функций эффективности и их производных); $\tilde{p} = \left(\frac{a_r}{a_t}\right) \left(\frac{p_r}{p_t}\right) \left(\frac{d_r}{d_t}\right)$ - относительная мера поисковой части

научного задела, связанная с задействованным административным ресурсом (а), степенью проработанности облика новой динамической системы (ГЛА-ОУ) в части адаптации к зависимостям ΔK_y от определяющих параметров задачи (р), объемами финансирования (d). Индексами r и t отмечены реализуемые и требуемые значения параметров.

Принципиальное значение в проблеме создания ГЛА может оказать состояние и динамика развития кадрового потенциала, задействованного на этапе НИОКР. Согласно подходам работы [4], позволяющим принципиально учесть как нелинейные эффекты, так и согласованность с соотношениями (1) и (2), для оценки кадрового потенциала возможно использовать обыкновенное дифференциальное соотношение вида:

$$\frac{d\xi}{dt} = a\left(1 - \frac{\xi}{k}\right)\xi,$$

где a - зависит от привлекаемых ресурсов (финансовых, административных, управленческих решений и др.); k - зависит от научно-методологического задела, экспериментальной базы, программно-математического аппарата, методов контроля.

С ростом скорости (числа Маха) полета ГЛЛ в общем объеме эксплуатационных полетов растет доля нестационарных эффектов и их характерная энергетика [12]. Как правило, при изменении режима (в рассмотренном в настоящей работе случае – перестройка картины течения), возникают неустановившиеся явления, связанные как с потерей эффективности ОУ и неустойчивостью динамической системы ГЛЛ-ОУ, так

и с высокими нагрузками. В качестве количественной меры реализуемости режимов гиперзвукового полета и, следовательно, безопасности и отработанности изделия целесообразно, следуя работе [12], ввести понятия запаса по параметру и рассматривать в качестве характеристики процесса зависимости вида $\Delta K_y = f(\alpha, \beta, \dot{\alpha}, \gamma, \text{и др.})$. Оценка степени проработанности проекта ГЛЛ в этом случае будет сведена к получению отмеченных характеристик (что по объему, например, необходимых трубных часов существенно больше традиционного подхода к изделиям РКТ), и их анализу через вторые и третьи частные производные. Последнее принципиально возможно для низкоскоростной авиационной техники (числа Маха полета до 2) на существующих установках из-за отработанности методологического аппарата практической аэромеханики. Для ГЛА возникает взаимосвязанная система «сдерживания»: отсутствие наземных стендов и установок, способных проводить достаточно полное физическое моделирование процессов динамической потери устойчивости ГЛЛ (по аналогии, например, со «штопорными» аэродинамическими трубами и моделями, исследуемыми на низкоскоростных режимах) – отсутствием необходимого методологического аппарата для проектирования ГЛА с учетом нестационарных эффектов и зависимость вычислительных моделей от результатов полетов ГЛЛ-демонстраторов.

Выводы

1. Представлены результаты первичной систематизации динамики развития проектов зарубежных гиперзвуковых летающих лабораторий с выделением

критических и лимитирующих факторов, что необходимо как для осмысления проблемы создания гиперзвуковых атмосферных летательных аппаратов, так и для формализации элементов прогнозирования степени реализуемости упомянутых проектов на этапе проработки тактико-технических требований.

2. С использованием сложившейся отечественной систематологии в части межсредных летательных аппаратов отмечены методологические аспекты оценки реализуемости проектов создания управляемых атмосферных гиперзвуковых летательных аппаратов, что необходимо при разработке отраслевых методик оценки системы: эффективность-стоимость-реализуемость проектов рассмотренных изделий.

3. В целях дальнейшей отработки представленного в работе методического аппарата оценки реализуемости гиперзвуковых систем в части наземного расчетно-теоретического моделирования представлены отдельные авторские расчеты лимитирующих случаев, выполненных на персональных ЭВМ методами вычислительной аэродинамики (CFD).

4. Учитывая как определенную затратность проектов гиперзвуковых летающих лабораторий, так и высокие риски показана необходимость проведения целевых фундаментальных исследований в области гиперзвуковых полетов, проводимых головным НИИ отрасли совместно с образовательными центрами и КБ, соответствующего профиля.

Библиографический список

1. Eugen Sanger. Raketten-Flugtechnik, Berlin, 1933, 234 p.
2. Бисплингхофф Р.Л., Эшли Х., Халфман Р.Л. Аэроупругость. – М.: Иностранная литература, 1958. - 800 с.
3. Фершинг Г. Основы аэроупругости. – М.: Машиностроение, 1984. - 600 с.
4. Чуев Ю.В., Михайлов Ю.Б., Кузьмин В.И. Прогнозирование количественных характеристик процессов. - М.: Советское Радио, 1975. - 400 с.
5. Claus Weiland. Aerodynamic Data of Space Vehicles. Springer, 2015, 450 p.
6. Егер С.М. Проектирование самолетов. - М.: Логос, 2005. -648 с.
7. Чернобровкин Л.С. Беспилотные летательные аппараты. - М.: МАИ, 1967. - 380 стр.
8. Чуев Ю.В. Технические задачи исследования операций. - М.: Советское радио, 1971. - 244 с.
9. Томсон М.О., Майктайс И.Г. Устойчивость и управляемость летательных аппаратов с несущим корпусом // Вопросы Ракетной Техники. 1972. №6. С. 19-26.
10. Косолюбов А. Перспективы развития транспортных космических средств США // Зарубежное военное обозрение. 2009. №3. С. 48-55.
11. Стекольников Ю.И., Яковлев М.А. Научно-технический задел – эффективное средство развития вооружения // Военная мысль. 2015. № 11. С. 8-11.

12. Лысенко Н.Н. Практическая аэродинамика маневренных самолетов - М.: Военное издательство МО СССР, 1977. - 439 с.
13. Галактионов А.Ю. Гиперзвуковые особенности отрывного обтекания преград потоком реального газа // Космонавтика и ракетостроение. 2011. №1(62). С.32-40.
14. Яременко А.В., Никитченко Ю.А., Попов С.А. Численное исследование взаимного влияния планера и двигателя аппарата Х-43А в период маневрирования // Труды МАИ, 2013, № 66, URL: <http://www.mai.ru/science/trudy/published.php?ID=40261>