

processes with a constant of 1...6 deg/s, random components with amplitudes up to 0,8 deg/s and frequency of 15 Hz. Therefore, methods of correlation analysis of the random processes were applied for the analysis of the experimental data. Application of the algorithms based on simplified equations of the inverse task for a block of three gyro angular velocity meters, allows us to significantly reduce the dc component and instantaneous values of the errors in estimation of the parameters of an object's motion.

Keywords: sensor block, methodological errors, algorithmic compensation, simplified algorithms, results of experiments

For citation:

Aleshkin V. V., Plotnikov P. K. Experimental Confirmation of Reduction of Unit GEUS Errors Due to an Algorithmic Compensation, *Mekhatronika, Avtomatizatsiya, Upravlenie*, 2015, vol. 16, no. 9, pp. 637–642.

DOI: 10.17587/mau.16.637-642

References

1. Plotnikov P. K. *K voprosu postroeniya algoritmov otsenivaniya parametrov dvizheniya po signalam datchikov pervichnoi informatsii* (On the constructing estimation algorithms of motion parameters using

primary information sensor signals), *Izv. RAN. MTT*, 1990, no. 1, pp. 12–22.

2. Aleshkin V. V., Plotnikov P. K., Chelnokov Yu. N. *Opreделение konfiguratsii bloka datchikov pri asimptoticheskom otsenivani parametrov dvizheniya* (Defining the configuration of the sensor unit under asymptotic estimation of motion parameters), *Mekhatronika, Avtomatizatsiya, Upravlenie*, 2013, no. 2, pp. 60–65.

3. Bendat J., Pirsol A. *Izmerenie i analiz sluchainykh protsessov* (Measurement and analysis of random processes), Moscow, Mir, 1971, 408 p.

4. Zaydel A. I. *Elementarnye otsenki oshibok izmerenii* (Elementary estimations of measurement errors), Leningrad, Nauka, 1968, 96 p.

УДК 629.73.533.6

DOI: 10.17587/mau.16.642-647

Е. С. Чувашева, ст. преподаватель, chuvashevalena@gmail.com,

С. Н. Чувашев, д-р физ.-мат. наук, проф., snchuv@mail.ru,

МАГИ имени К. Э. Циолковского

Об эффективности применения изобарических режимов на гиперзвуковых летательных аппаратах

С помощью разработанной комплексной модели высокоскоростных летательных аппаратов исследуется эффективность применения системы снижения аэродинамического сопротивления на основе активного воздействия на гиперзвуковой поток путем инъекции легкого газа в изобарическом режиме. Сравнение с аппаратом, в котором соответствующее аэродинамическое сопротивление компенсируется двигателем, показало, что применение указанной системы может существенно (примерно вдвое) снизить стартовую массу аппарата.

Ключевые слова: высокоскоростные летательные аппараты, аэродинамическое сопротивление, активное воздействие, изобарический режим, комплексные модели

Введение

К настоящему времени традиционные подходы к улучшению аэродинамических характеристик высокоскоростных летательных аппаратов различного назначения, основанные на оптимизации формы поверхности летательного аппарата (ЛА), в значительной степени исчерпаны. Вместе с тем, необходимость радикального повышения летных качеств летательных аппаратов, в частности, снижения аэродинамического сопротивления, ощущается весьма остро. Для гиперзвуковых ЛА (ГЛА) существенным также является ограничение нагрева поверхности.

Для снижения волнового сопротивления можно было бы уменьшать до очень малых значений углы наклона поверхностей ЛА относительно направления потока, но при заданном полезном объеме ЛА это привело бы к быстрому нарастанию сил трения. Оптимальные с точки зрения минимизации суммы волнового сопротивления и сил трения формы соответствуют значительным углам наклона поверх-

ностей ЛА, соответствующим многократному росту давления на поверхности относительно давления среды p_∞ . Но и эти оптимизированные с силовой точки зрения формы часто не делают из-за больших тепловых потоков на окрестности критических точек: для ограничения мощности нагрева острые вершины и кромки часто затупляют. Это приводит, однако, к росту волнового сопротивления.

Надежды на решение указанных проблем в значительной мере связаны с активным воздействием на аэродинамику путем инъекции массы и/или энергии. Критически важным для применения методов активного воздействия является такой выигрыш по сравнению с классическим методом снижения лобового сопротивления (применением заостренной формы носовой части), который превышает соответствующие энергозатраты на организацию активного воздействия: тогда можно говорить об общем энергетическом выигрыше от активного воздействия.

В работах [1–13] предложена концепция системы снижения лобового сопротивления ГЛА за счет

инжекции легкого газа (с большой скоростью звука, т. е. малой массой молекул и/или высокой температурой). Она позволяет заметно снизить энергозатраты на компенсацию потерь на аэродинамическое сопротивление и уменьшить массу стартового комплекса за счет снижения массы топлива для двигателя ГЛА. При выполнении ряда условий перед ГЛА формируется газовое или плазменное тело с большой скоростью звука, которое обтекается потоком без значительного повышения давления и без формирования там высокоскоростных потоков; существенно снижается давление на носовой части ГЛА, что уменьшает волновое сопротивление, а легкий газ обволакивает боковые поверхности ГЛА так, что значительно снижает там силы трения. В результате достижимы режимы, при которых энергозатраты на активное воздействие ниже, чем экономия энергии на создание тяги за счет снижения сопротивления. Для этого имеются два варианта: профилированное выделение энергии (газовое или плазменное тело из нагретого воздуха) или профилированная инжекция легкого газа, возможно, предварительно нагретого (газовое или плазменное тело из легкого газа). Принципиальным для реализации указанных эффективных режимов является формирование протяженной зоны с высокой скоростью звука (т. е. большой температурой и/или малой молекулярной массой), в которой практически выравнивается давление, причем на весьма низком уровне, а потому снижается давление на носовую часть аппарата, определяющее лобовое сопротивление.

Вначале этот класс режимов был предсказан аналитически для случая профилированного энерговыделения перед телом (скорость звука повышается при нагреве воздуха), затем его существование было доказано с помощью математического моделирования. Затем этот класс режимов был расширен на случай профилированного вдува перед телом легкого газа (скорость звука повышается и из-за нагрева, и из-за малой молекулярной массы). Сначала были сформулированы достаточные условия, а затем получено доказательство с помощью математического моделирования. В расчетах было получено многократное снижение лобового сопротивления и многократное снижение энергозатрат на полет по сравнению не только с затупленной, но и с заостренной, оптимизированной формой обтекаемого тела без активного воздействия.

В ряде случаев из конструктивных соображений предпочтительна форма ГЛА, близкая к цилиндрической. Анализ показывает, что для применения системы снижения сопротивления на основе изобарических режимов предпочтительна многогранная форма.

Из формулы Циолковского можно получить, что масса необходимого горючего для стартового комплекса пропорциональна конечной массе летательного аппарата. Уменьшение лобового сопротивления, таким образом, позволяет снизить массу стартового комплекса: при наличии системы снижения

лобового сопротивления нет необходимости компенсировать его тягой двигателя, т. е. топливо ГЛА не понадобится, а запас газа, необходимый для выполнения аналогичных миссий, может иметь меньшую массу. Таким образом, можно пропорционально уменьшить массу горючего для стартового комплекса, заменив двигатель системой снижения лобового сопротивления.

Однако интенсивная инжекция требует значительных запасов газа.

Представляет интерес вопрос, как применение системы снижения лобового сопротивления повлияет на стартовую массу летательного аппарата с учетом массы конструкции, условий полета, характеристик заменяемого двигателя и пр. Для этого целесообразно проведение комплексного математического моделирования полета ГЛА при некоторой заданной миссии, подобного, например, приведенному в работах [14, 15].

В данной работе представлены результаты расчетов в соответствии с разработанной комплексной моделью для ГЛА с системой снижения лобового сопротивления и сравнения с ГЛА с обычным гиперзвуковым обтеканием и двигателем для компенсации аэродинамического торможения.

1. Математическая модель

Рассматривается полет ГЛА в атмосфере в системе координат x, y, z , связанной с Землей (ось Oz направлена вверх). Решается система уравнений для координат и проекций скорости ГЛА [16]:

$$\frac{dz}{dt} = v_z, \quad M \frac{dv_z}{dt} = A_z - Mg,$$

$$\frac{dx}{dt} = v_x, \quad M \frac{dv_x}{dt} = A_x,$$

$$\frac{dy}{dt} = v_y, \quad M \frac{dv_y}{dt} = A_y,$$

где M — масса аппарата, равная сумме массы конструкции и массы топлива ($M = M_{steel} + M_{fuel}$); g — ускорение свободного падения; $v = (v_x, v_y, v_z)$ — вектор скорости; $A = (A_x, A_y, A_z)$ — вектор аэродинамической силы.

Изменение массы летательного аппарата с твердотопливным двигателем описывается формулой

$$\frac{dM_{fuel}}{dt} = -m,$$

для аппарата с системой снижения лобового сопротивления — формулой

$$\frac{dM_{He}}{dt} = -m_{He},$$

где m — расход горючего, m_{He} — расход инжектируемого газа (гелия).

Расход горючего рассчитывается по формуле

$$m = M_{fuel0}/t_{engine}$$

где M_{fuel0} — начальная масса топлива, t_{engine} — время работы двигателя.

Расход инжектируемого газа рассчитывается следующим образом:

$$m_{He} = \rho_{He} v_{He} L_{He},$$

где ρ_{He} , v_{He} , L_{He} — соответственно плотность, скорость и толщина слоя газа.

Аэродинамические структуры, формирующиеся в обтекающем потоке, на основе представлений работы [17] об обтекании тел подобной геометрии описывали с помощью точных и приближенных аналитических решений и полуэмпирических соотношений, каждое из которых ранее многократно проверялось и сверялось с экспериментальными данными: течения конические автомодельные, соотношения за наклонными ударными волнами, течения Прандтля—Майера, уравнения для одномерного течения в каналах, полуэмпирические соотношения для течения у критических точек.

Для гиперзвукового обтекания носовых частей ГЛА как частей затупленного тела применяли полуэмпирические соотношения [18]: локальный коэффициент теплоотдачи

$$q = \alpha(T_r - T_w),$$

где

$$T_r = T_\delta[1 + rM_\delta^2(\gamma(T^*) - 1)/2],$$

здесь при ламинарном погранслое

$$\alpha = \alpha_l = 0,325 C_p(T^*) \rho(T^*) v_\delta \text{Re}_x^{-1/2} \text{Pr}^{-2/3},$$

при турбулентном погранслое

$$\alpha = \alpha_t = 0,029 C_p(T^*) \rho(T^*) v_\delta \text{Re}_x^{-1/5} \text{Pr}^{-2/3},$$

$$\text{Re}_x = v_\delta x / \nu(T^*),$$

T_r — температура восстановления; r — коэффициент восстановления температуры; $r = 0,9$, T_w — температура стенки; M_δ — число Маха в потоке на границе погранслоя; Re_x — число Рейнольдса; Pr — число Прандтля; v_δ — скорость на границе погранслоя; x — координата вдоль поверхности; $C_p(T^*)$ — теплоемкость; $\rho(T^*)$ — плотность; $\nu(T^*)$ — вязкость; $\gamma(T^*)$ — показатель адиабаты в потоке, вычисляемые при определяющей температуре

$$T^* = (T_\infty + T_w)/2 + 0,22(T_r - T_\infty),$$

T_δ — температура на границе погранслоя, T_∞ — температура в потоке.

Сила трения на единицу площади рассчитывается соответственно по формулам для ламинарного и турбулентного потоков:

$$\tau_l = 0,325 \text{Re}_x^{-1/2} \text{Pr}^{-2/3} \text{Pr}^{0,6} \rho(T^*) v_\delta^2;$$

$$\tau_t = 0,029 \text{Re}_x^{-1/5} \text{Pr}^{-2/3} \text{Pr}^{0,6} \rho(T^*) v_\delta^2.$$

При инжекции трение в носовой части отсутствует.

Характеристики потока на границе погранслоя рассчитываются по формулам для течения Прандтля—Майера или ударной волны (в зависимости от направления скорости) [19].

При обтекании выпуклого тупого угла сверхзвуковым потоком образуется течение Прандтля—Майера. Число Маха возмущенного потока M_2 находится из уравнения

$$\begin{aligned} \theta_0 + \sqrt{(k+1)/(k-1)} \arctg \sqrt{(k-1)/(k+1)} \sqrt{M_1^2 - 1} - \\ - \sqrt{\frac{k+1}{k-1}} \arctg \sqrt{\frac{k-1}{k+1}} \sqrt{M_2^2 - 1} = 0, \end{aligned}$$

где θ_0 — угол поворота потока; k — показатель адиабаты газа; M_1 — число Маха невозмущенного потока.

Пользуясь основными соотношениями для изэнтропических течений, можно определить давление, плотность и температуру [18]:

$$p_0 = p_1 \left(1 + \frac{k-1}{2} M_1^2 \right)^{\frac{k}{k-1}};$$

$$T_0 = T_1 \left(1 + \frac{k-1}{2} M_1^2 \right);$$

$$\rho_0 = \rho_1 \left(1 + \frac{k-1}{2} M_1^2 \right)^{\frac{k}{k-1}};$$

$$T_2 = \frac{T_0}{\left(1 + \frac{k-1}{2} M_2^2 \right)};$$

$$p_2 = p_0 \left(1 + \frac{k-1}{2} M_2^2 \right)^{\frac{k}{k-1}},$$

где индекс 0 имеют параметры торможения, индекс 2 — параметры возмущенного потока.

Характеристики потока за ударными волнами рассчитываются по следующим соотношениям:

$$\begin{aligned} \operatorname{tg}(\nu_1 - \omega_1) &= \\ &= \{(\gamma - 1)/(\gamma + 1) + 2/[(\gamma + 1)M_1^2 \sin^2(\nu_1)]\} \operatorname{tg}(\nu_1); \\ p_2/p_1 &= [2\gamma M_1^2 \sin^2(\nu_1)^2 - (\gamma - 1)]/(\gamma + 1), \\ \rho_2/\rho_1 &= [M_1^2 \sin^2(\nu_1)^2 (\gamma + 1)]/[2 + (\gamma - 1)M_1^2 \sin^2(\nu_1)^2]; \\ v_2^2/v_1^2 &= 1 - \sin^2(\nu_1)^2 + \\ &+ \sin^2(\nu_1)^2 \{2/[(\gamma + 1)M_1^2 \sin^2(\nu_1)^2] + (\gamma - 1)/(\gamma + 1)\}^2; \\ T_2/T_1 &= [2\gamma M_1^2 \sin^2(\nu_1)^2 - \\ &- (\gamma - 1)]\{2/[M_1^2 \sin^2(\nu_1)^2] + (\gamma - 1)\}/(\gamma + 1)^2, \end{aligned}$$

здесь ω_1 — угол наклона стенки к потоку, ν_1 — угол наклона ударной волны к потоку, индекс 1 соответствует невозмущенному потоку, индекс 2 — потоку за ударной волной, p , ρ , v , T — давление, плотность, скорость и температура, γ — показатель адиабаты.

Вышеприведенная комплексная модель описывает аэродинамику гиперзвукового обтекания и динамику движения рассматриваемых летательных аппаратов.

2. Результаты расчетов по комплексной модели

Рассмотрим для примера ГЛА (рис. 1), имеющий симметричную форму с порядком симметрии 3 (т. е. треугольного в сечении). Носовая часть представляет собой пирамиду, центральная часть — призму, задняя часть — пирамиду, в основании которых лежат правильные многоугольники.

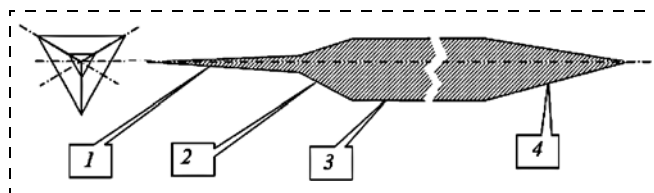


Рис. 1. Форма ГЛА с системой снижения аэродинамического сопротивления: вид спереди и вертикальное сечение: 1 — поверхность протяженного тела на носу; 2 — лобовая часть поверхности ГЛА; 3 — боковая часть поверхности ГЛА; 4 — задняя часть поверхности ГЛА

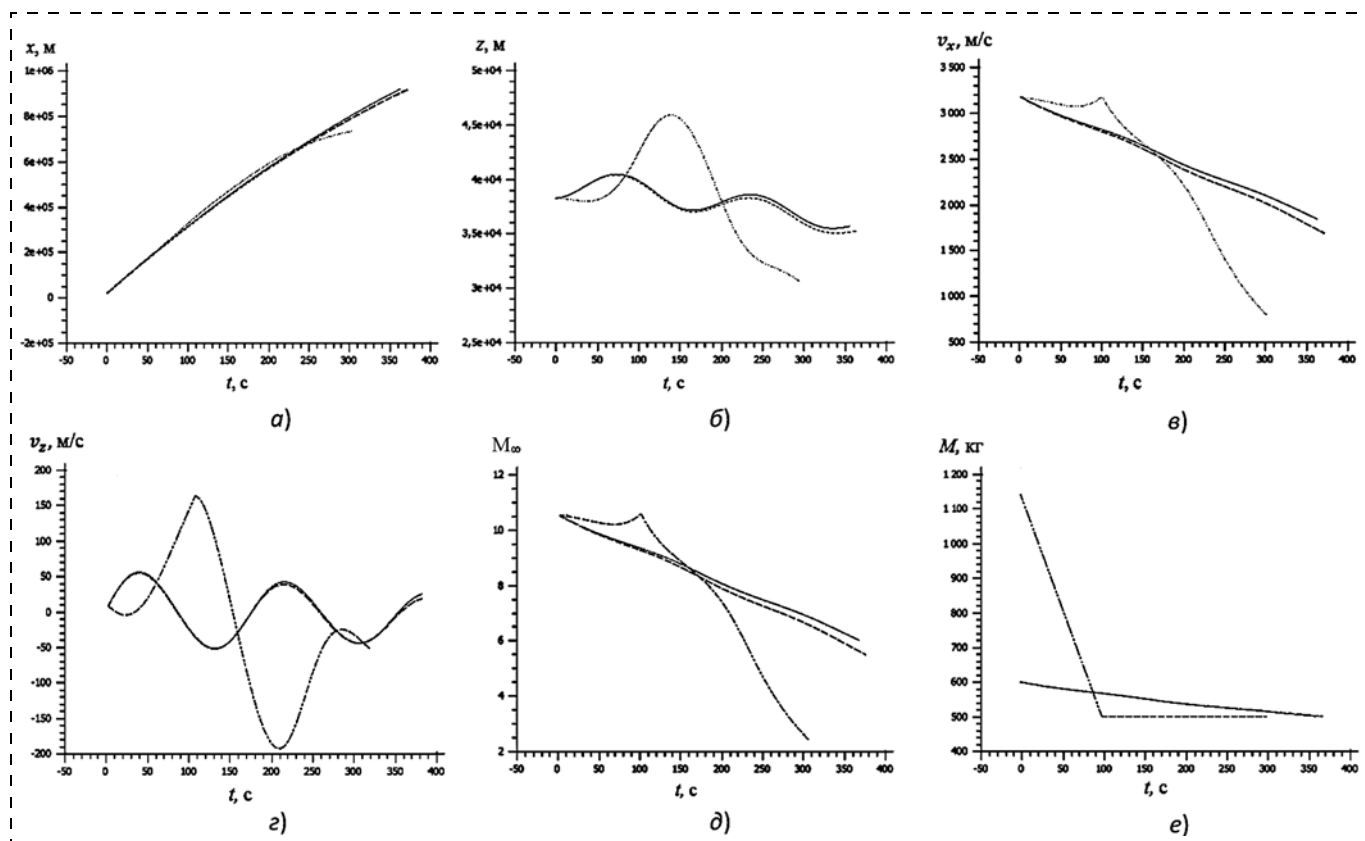


Рис. 2. Расчетные временные зависимости:

a — дальности полета, м; b — высоты полета, м; c — горизонтальной скорости полета, м/с; d — вертикальной скорости полета, м/с; e — числа Маха; f — массы аппарата, кг (штрихпунктирная линия — для аппарата с твердотопливным двигателем, штриховая — для аппарата с системой снижения лобового сопротивления, погранслой на боковой поверхности заполнен воздухом, сплошная — для аппарата с системой снижения лобового сопротивления, погранслой на боковой поверхности заполнен инжектированным газом)

Представлены результаты трех расчетов по комплексной модели:

1) ГЛА с твердотопливным двигателем, компенсирующим большую часть аэродинамического сопротивления;

2) ГЛА с системой снижения аэродинамического сопротивления, причем не учитывается поступление инжектированного газа в погранслои на боковой поверхности ГЛА;

3) ГЛА с системой снижения аэродинамического сопротивления, причем считается, что погранслои на боковой поверхности ГЛА заполнены только инжектированным газом, что влияет на силу трения в этой части.

В действительности в погранслоях центральной части аппарата попадает некоторая часть газа, и результаты для ГЛА с системой снижения аэродинамического сопротивления должны находиться между результатами для 2-го и 3-го случаев.

В данной работе представлены расчеты для ГЛА, имеющего следующие параметры: радиус описанной окружности сечения центральной части аппарата 0,773 м, длина носовой части 0,81 м, длина центральной части 4,57 м, длина задней части 0,81 м, длина инжектора 2,33 м. Масса горючего для аппарата с двигателем 646 кг, масса запаса инжектируемого газа для аппарата со снижением сопротивления 100 кг, температура воздуха 223 К, температура инжектируемого гелия 1000 К, угол атаки 3° для аппарата с двигателем и 4° — для аппарата с инъекцией, эффективная толщина слоя инжектируемого газа (гелия) над центральной частью $L_{He} = 0,04$ м.

Из результатов (рис. 2) можно увидеть, что случаи 2 и 3 различаются весьма незначительно, т. е. в данном случае ошибка от неопределенности в степени перемешивания газа и воздуха у боковой поверхности ГЛА невелика.

ГЛА с системой снижения лобового сопротивления выполняет миссию не хуже ГЛА с двигателем, но позволяет почти вдвое (на ≈ 550 кг) уменьшить массу стартового комплекса и соответственно во столько же раз уменьшить массу горючего, необходимого для разгона ГЛА (на $\approx 2,5$ т).

Итак, можно заключить, что имеются конструкции и миссии, когда имеет смысл замена двигателя на систему снижения лобового сопротивления, так как при этом достигается существенное снижение стартовой массы аппарата.

Список литературы

1. Александров А. Ф., Арделян Н. В., Тимофеев И. Б., Чувашев С. Н. О возможности существенного снижения энергозатрат на сверх- и гиперзвуковое движение при нагреве воздуха и/или вдуве плазмы // XXVI звенигородская конференция по физике плазмы и УТС: 1999. С. 252.
2. Арделян Н. В., Чувашев С. Н. Математическое моделирование безударных режимов сверхзвукового обтекания при

профилированном нагреве газа // XXVI звенигородская конференция по физике плазмы и УТС: 1999. С. 261.

3. Арделян Н. В., Космачевский К. В., Чувашев С. Н. Математическое моделирование энергетически эффективных режимов сверхзвукового движения летательного аппарата с вдувом плазмы (газа) из иглы на носу // XXVI звенигородская конференция по физике плазмы и УТС: 1999. С. 264.
4. Chuvashov S., Ardelyan N., Chae J., Kosmachevskii K., Timofeev I. Class of energy saving regimes of supersonic propagation with plasma formation before streamlined bodies // 9-th int. Space planes and hypersonic systems and technologies conference. 3-rd weakly ionized gases symposium. AIAA-99-4968. Norfolk, Virginia, USA. 1999. P. 285—296.

5. Александров А. Ф., Тимофеев И. Б., Чувашев С. Н. Безударное сверхзвуковое движение в атмосфере: принципиальная возможность и практическая реализация. М.: Изд. МГУ, 1996. 9 с. (препринт физического факультета № 4/1996).
6. Александров А. Ф., Тимофеев И. Б., Чувашев С. Н. Безударное сверхзвуковое движение в атмосфере: принципиальная возможность и практическая реализация // Прикладная физика. 1996. № 3. С. 112—117.

7. Александров А. Ф., Тимофеев И. Б., Чувашев С. Н. О концепции обеспечения безударного сверхзвукового движения в атмосфере // 4-й межгосударственный симпозиум по радиационной плазмодинамике: тезисы докладов М.: МГТУ. 1997. С. 12—13.
8. Александров А. Ф., Тимофеев И. Б., Чувашев С. Н. Способ обеспечения безударного сверхзвукового движения летательного аппарата в атмосфере и летательный аппарат. Патент RU2107010 c1 b64c 21/02, 23/00, 30/00.

9. Ершов А. П., Розанов В. В., Сысоев Н. Н., Тимофеев И. Б., Чувашев С. Н., Шибков В. М. Наблюдение безударного сверхзвукового движения плазмы капиллярного разряда в атмосфере // 4-й межгосударственный симпозиум по радиационной плазмодинамике: М.: МГТУ, 1997. С. 122—123.
10. Ершов А. П., Тимофеев И. Б., Чувашев С. Н., Шибков В. М. Экспериментальная реализация формирования горячего канала и сверхзвукового движения плазменного тела в атмосфере без возбуждения ударных волн // 4-й межгосударственный симпозиум по радиационной плазмодинамике: М.: МГТУ, 1997. С. 124—125.

11. Чувашев С. Н., Любченко Ф. Н., Костенко О. Ф. Концепция космического аппарата с лучевой плазмообразующей системой для полетов по сверхнизким орбитам // 4 межгосударственный симпозиум по радиационной плазмодинамике: М.: МГТУ, 1997. С. 206—207.
12. Арделян Н. В., Чувашев С. Н. Вычислительные эксперименты по устранению сильных ударных волн и многократному снижению лобового сопротивления при сверхзвуковом движении тел в газах // Тр. 7-й Всеросс. Школы-семинара "Современные проблемы математического моделирования". Ростов-на-Дону. РГУ. 1997. С. 11—14.

13. Chuvashov S., Ershov A., Liagushin B., Timofeev B., Timofeev I. Ambient air modification for drag reduction. Similarity analysis results for modeling of weakly ionized plasma aerodynamics // Weakly ionized gases workshop: proc. Colorado: USAF Academy 1997. P. M3—M17.
14. Чувашева Е. С., Чувашев С. Н., Зорина И. Г. Комплексная математическая модель для концептуального проектирования высокоскоростных летательных аппаратов // Информационные технологии. 2012. № 11.
15. Чувашева Е. С., Чувашев С. Н. Выбор рациональных характеристик высокоскоростных летательных аппаратов разных масштабов на основе комплексной математической модели // Информационные технологии. 2013. № 8.

16. Бюшгенс Г. С., Студнев Р. В. Динамика самолета. Пространственное движение. М.: Машиностроение, 1983. 320 с.
17. Лунёв В. В. Гиперзвуковая аэродинамика. М.: Машиностроение, 1975. 328 с.
18. Аржаников Н. С., Садекова Г. С. Аэродинамика больших скоростей. М.: Высшая школа, 1965.
19. Абрамович Г. Н. Прикладная газовая динамика. М.: Наука, 1991. 600 с.

On Efficiency of Application of Isobaric Modes for Hypersonic Vehicles

E. S. Chuvashева, chuvashevalena@gmail.com✉, **S. N. Chuvashев**, snchuv@mail.ru,
MATI — Russian State Technological University named after Tziolkovsky, Moscow, 121552, Russian Federation

Corresponding author: **Chuvashева E. S.**, Senior Lecturer,
MATI — Russian State Technological University named after Tziolkovsky,
Moscow, 121552, Russian Federation, e-mail: chuvashevalena@gmail.com

Received on November 06, 2014

Accepted on December 15, 2014

A system of hypersonic drag mitigation is proposed. It is based on injection of light and/or hot gas in a new, isobaric mode, in order to form a "gaseous fore body" and to protect the frontal part of the surface of a hypersonic vehicle from formation of the hypersonic boundary layer. The effectivity of application of the proposed system depends on whether the advantages of the drag mitigation outweigh the drawbacks of storing of the additional gas. The question was studied with help of complex (integral) modeling of the hypersonic flying vehicles. There were compared two designs of hypersonic vehicles, which were able to implement the same mission. One of the designs included a solid propellant rocket engine to compensate the hypersonic aerodynamic drag, the other one applied the system of hypersonic drag mitigation with a continuous injection of helium. The complex models took into account the internal (engine) and external gas dynamics with the shock wave drag and surface friction, flight dynamics in the exponential atmosphere, mass change, flight control, etc. Computations have demonstrated that the start mass of the first vehicle was approximately twice as big as that of the second one. An additional advantage of the system of hypersonic drag mitigation is a considerable growth of the available coolant, which can provide comfortable thermal onboard conditions. Thus, there are cases, for which it is advantageous to apply the proposed system of hypersonic drag mitigation.

Keywords: high speed flying vehicles, aerodynamic drag, active modification, isobaric regime, complex mathematical model

For citation:

Chuvashева E. S., Chuvashев S. N. On Efficiency of Application of Isobaric Modes for Hypersonic Vehicles, *Mekhatronika, Avtomatizatsiya, Upravlenie*, 2015, vol. 16, no. 9, pp. 642—647.

DOI: 10.17587/mau.16.642-647

References

1. **Aleksandrov A. F., Ardeljan N. V., Timofeev I. B., Chuvashев S. N.** O vozmozhnosti sushhestvennogo snizheniya jenergozatrata na sverh- i giperzvukovoe dvizhenie pri nagreve vozduha i/ili vduve plazmy (On possibility of considerable energy saving at super- and hypersonic flight by heating air and/or plasma injection), *XXVI Zvenigorod Conf. on Plasma Physics and Controlled Fusion*, 1999, p. 252 (in Russian).
2. **Ardeljan N. V., Chuvashев S. N.** Matematicheskoe modelirovanie bezudarnykh rezhimov sverhzhvukovogo obtekanija pri profilirovanom nagreve gaza (Computer simulation of shock-free modes of supersonic flow at profiled gas heating), *XXVI Zvenigorod Conf. on Plasma Physics and Controlled Fusion*, 1999, p. 261 (in Russian).
3. **Ardeljan N. V., Kosmachevskij K. V., Chuvashев S. N.** Matematicheskoe modelirovanie jenergeticheski jeffektivnykh rezhimov sverhzhvukovogo dvizhenija letatel'nogo apparata s vduvom plazmy (gaza) iz igly na nosu (Computer simulation of energy saving modes of supersonic flight of vehicle with plasma (gas) injection from a spike on its nose), *XXVI Zvenigorod Conf. on Plasma Physics and Controlled Fusion*, 1999, p. 264 (in Russian).
4. **Chuvashев S., Ardelyan N., Chae J., Kosmachevskij K., Timofeev I.** Class of energy saving regimes of supersonic propagation with plasma formation before streamlined bodies, 9-th int. Space planes and hypersonic systems and technologies conference, *3-Rd Weakly Ionized Gases Symposium, AIAA-99-4968*, Norfolk, Virginia, USA, 1999, pp. 2.85...2.96.
5. **Aleksandrov A. F., Timofeev I. B., Chuvashев S. N.** Bezudarnoe sverhzhvukovoe dvizhenie v atmosfere: principal'naja vozmozhnost' i prakticheskaja realizacija (Shock-free supersonic flight in atmosphere: possibility in principle, and practical implementation), Moscow, Moscow University Press, 1996, 9 p. (preprint of physics department no. 4/1996) (in Russian).
6. **Aleksandrov A. F., Timofeev I. B., Chuvashев S. N.** Bezudarnoe sverhzhvukovoe dvizhenie v atmosfere: principal'naja vozmozhnost' i prakticheskaja realizacija (Shock-free supersonic flight in atmosphere: possibility in principle, and practical implementation), *Prikladnaja Fizika*, 1996, no. 3, pp. 112—117 (in Russian).
7. **Aleksandrov A. F., Timofeev I. B., Chuvashев S. N.** O koncepcii obespechenija bezudarnogo sverhzhvukovogo dvizhenija v atmosfere (Concept of shock-free supersonic flight in atmosphere), *4-th Int. Symposium on Radiating Plasma Dynamics*, Moscow, Bauman MSTU, 1997, pp. 12—13 (in Russian).
8. **Aleksandrov A. F., Timofeev I. B., Chuvashев S. N.** Sposob obespechenija bezudarnogo sverhzhvukovogo dvizhenija letatel'nogo aparata v atmosfere i letatel'nyj apparat (Method to provide shock-free supersonic flight of vehicle in atmosphere, and vehicle), Patent RU 2107010 c1 b64c 21/02, 23/00, 30/00 (in Russian).
9. **Ershov A. P., Rozanov V. V., Sysoev N. N., Timofeev I. B., Chuvashев S. N., Shibkov V. M.** Nabljudenie bezudarnogo sverhzhvukovogo dvizhenija plazmy kapillarnogo razrjada v atmosfere (Observation of shock-free supersonic propagation of plasma of capillary discharge in atmosphere), *4-th Int. Symposium on Radiating Plasma Dynamics*, Moscow, Bauman MSTU, 1997, pp. 122—123 (in Russian).
10. **Ershov A. P., Timofeev I. B., Chuvashев S. N., Shibkov V. M.** Jeksperimental'naja realizacija formirovanija gorjachego kanala i sverhzhvukovogo dvizhenija plazmennogo tela v atmosfere bez vozvuzhdenija udarnykh voln (Experimental implementation of formation of hot channel and supersonic propagation of plasma body in atmosphere without shock waves), *4-th Int. Symposium on Radiating Plasma Dynamics*, Moscow, Bauman MSTU, 1997, pp. 124—125 (in Russian).
11. **Chuvashев S. N., Ljubchenko F. N., Kostenko O. F.** Koncepcija kosmicheskogo apparata s luchevoj plazmoobrazujushhej sistemoj dlja poletov po sverhznizkim orbitam (Concept of spacecraft with radiating system of plasma creation for very low orbit flights), *4-th Int. Symposium on Radiating Plasma Dynamics*, Moscow, Bauman MSTU, 1997, pp. 206—207 (in Russian).
12. **Ardeljan N. V., Chuvashев S. N.** Vychislitel'nye jeksperimenty po ustranjeniju sil'nykh udarnykh voln i mnogokratnomu snizheniju lobovogo soprotivlenija pri sverhzhvukovom dvizhenii tel v gazah (Computational experiments on annihilation of strong shock waves and multiple drag mitigation at supersonic propagation of bodies in gases), *7th All-Russian Conference "Current Issues in Mathematical Modelling"*, Rostov-na-Donu, RSU, Proceedings, 1997, pp. 11—14 (in Russian).
13. **Chuvashев S., Ershov A., Liagushin B., Timofeev B., Timofeev I.** Ambient air modification for drag reduction. Similarity analysis results for modeling of weakly ionized plasma aerodynamics, *Weakly Ionized Gases Workshop: proc. Colorado: USAF Academy* 1997. P. M3—M17.
14. **Chuvashева E. S., Chuvashев S. N., Zorina I. G.** Complex Mathematical Model for Conceptual Design of High Speed Vehicles, *Informacionnyje Tehnologii*, 2012, no. 11, pp. 10—14 (in Russian).
15. **Chuvashева E. S., Chuvashев S. N.** Optimization of High Speed Vehicles with the Complex Mathematical, *Informacionnyje Tehnologii*, 2013, no. 8, pp. 12—16 (in Russian).
16. **Bjushgens G. S., Studnev R. V.** Dinamika samoljota. Prostranstvennoe dvizhenie (Dynamics of aircraft. Spatial movement), Moscow, Mashinostroenie, 1983, 320 p. (in Russian).
17. **Lun'ov V. V.** Giperzvukovaja ajerodinamika (Hypersonic aerodynamics), Moscow, Mashinostroenie, 1975, 328 p. (in Russian).
18. **Arzhanikov N. S., Sadekova G. S.** Ajerodinamika bol'shikh skorostej (Aerodynamics of high speed), Moscow, Vysshaja shkola, 1965 (in Russian).
19. **Abramovich G. N.** Prikladnaja gazovaja dinamika (Applied gas dynamics), Moscow, Nauka, 1991, 600 p. (in Russian).