

УДК 629

БЕЗУДАРНОЕ СВЕРХЗВУКОВОЕ ДВИЖЕНИЕ В АТМОСФЕРЕ: ПРИНЦИПИАЛЬНАЯ ВОЗМОЖНОСТЬ И ПРАКТИЧЕСКАЯ РЕАЛИЗАЦИЯ

А. Ф. Александров, И. Б. Тимофеев, С. Н. Чувашев

Московский государственный университет им. М. В. Ломоносова, Москва, Россия

Обсуждается принципиальная возможность движения макроскопических тел в газе со сверхзвуковыми скоростями без возбуждения сильных ударных волн; получены достаточные условия безударного обтекания. Аналитически показан энергетический выигрыш безударного режима по сравнению с обычными из-за радикального снижения лобового сопротивления. Рассмотрены перспективы разработки бортовой системы обеспечения безударного сверхзвукового движения.

При сверхзвуковом полете лобовое сопротивление в основном связано с тем, что в формирующейся системе ударных волн в прилегающей к летательному аппарату (ЛА) области происходит непрерывное ускорение в направлении полета все новых масс воздуха.

Предлагается минимизировать (в пределе до нуля) это ускорение воздуха в направлении оси x , для чего необходимо устранить ударно-волновую струк-

туру — сделать течение везде дозвуковым. Это можно осуществить путем такой модификации значений локальной скорости звука в газе v_s , при которой локальные значения числа Маха M были везде малы, и сильные скачки уплотнения не формировались.

Это должно радикально (на порядки величины) снизить волновое лобовое сопротивление и привести к значительному снижению суммарных энергозатрат на сверхзвуковой полет в атмосфере.

Рассмотрим вначале принципиальную возможность устранения головного скачка при обтекании носовой части ЛА (возможно, небольшой по размеру). Для этого достаточно перед ней в воздухе создать канал с повышенными значениями v_s , например, нагреть воздух с помощью поглощения лучевой энергии.

Рассмотрим формирование области такого энерговыделения в воздухе еще до приближения ЛА. Если она имеет форму, достаточно вытянутую по оси x , то расширяющийся при нагреве газ имеет (в лабораторной системе координат) практически только радиальную составляющую скорости v_r . Эта скорость зависит от радиальной координаты и пространственно-временного распределения мощности энерговыделения по поперечному сечению при данном x , но не зависит от скорости ЛА v (рис. 1). Очевидно, она может быть достаточно малой по сравнению не только с v , но и с v_s , т. е. можно обеспечить ее дозвуковое расширение без формирования сильных ударных волн. Условие медленного нарастания внутренней энергии газа ϵ , обеспечивающее такое течение, может быть связано с геометрией области энерговыделения через скорость ее фазового смещения по оси x (для стационарного полета эта скорость равна v). Условие описанного формирования горячего канала при растекании газа с дозвуковыми скоростями можно получить из анализа уравнения неразрывности для расширяющегося цилиндрического объема радиуса r при постоянном давлении p и показателе адиабаты γ в виде:

$$(1/\epsilon)(d\epsilon/dt) = (v/\epsilon)\partial\epsilon/\partial x < 2 v_s/r. \quad (1)$$

Итак, канал с горячим газом (плазмой) перед телом, летящим со сверхзвуковыми скоростями, в принципе может формироваться в режиме с дозвуковым течением газа.

Существенно, что нагрев газа перед носовой частью ЛА не должен быть связан со вдувом предварительно нагретой сплошной среды — плазмы или газа, иначе в направлении x на границе с холодным газом локальная скорость звука в последнем будет превышена, образуется ударная волна, ускоряющая массы воздуха, и радикального снижения лобового сопротивления не получается [1]. Ударная волна формируется и перед недостаточно вытянутой, например, квазисферической зоной энерговыделения, которая обтекается холодным газом почти как твердое тело [2, 3].

Взаимодействие носовой части ЛА с горячей газовой (плазменной) средой канала может происходить без формирования головного скачка. Для этого, во-первых, должно выполняться условие

$$v_s = (\gamma k_B T/m)^{1/2} > v, \quad (2)$$

где k_B — постоянная Больцмана;

T — температура;

m — средняя молекулярная масса.

Во-вторых, конечный радиальный размер газоплазменного канала r_p должен быть больше радиального размера r_a носовой части ЛА. Отсюда мощность энерговыделения оценивается снизу как

$$P = \rho \gamma \varepsilon v \pi r_p^2 = \gamma / (\gamma - 1) \rho v \pi r_a^2, \quad (3)$$

где ρ — плотность горячего газа.

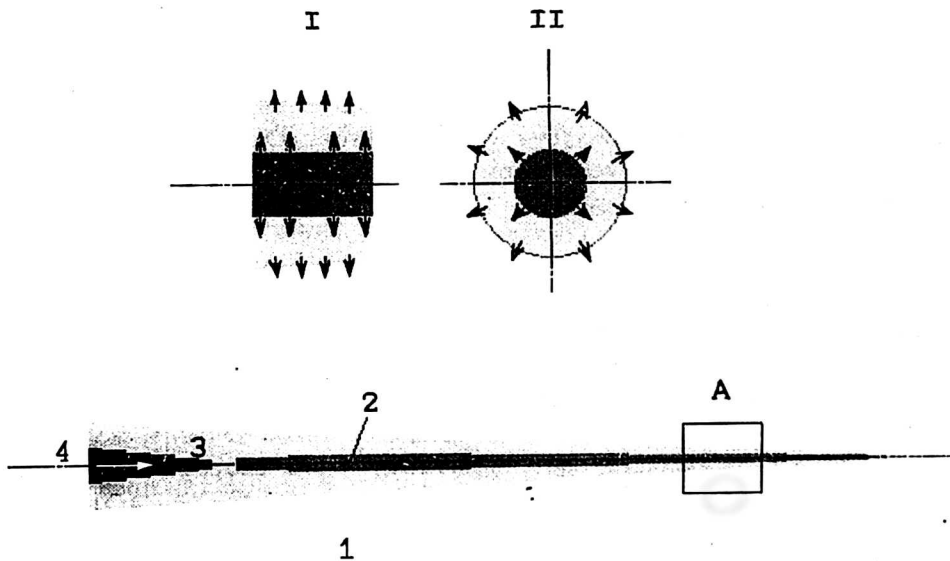


Рис. 1. Устранение головного скачка при сверхзвуковом движении:
1 — покоящийся воздух; 2 — область энерговыделения; 3 — нагретый канал; 4 — тело; I — увеличенный фрагмент канала А; II — поперечное сечение канала. Стрелками обозначены скорости в лабораторной системе координат

Итак, локальная модификация скорости звука в газе позволяет обеспечить дозвуковой режим обтекания при высокоскоростном (соответствующем сверхзвуковым и гиперзвуковым скоростям) перемещении тел. Это подтверждается экспериментами [4]: плазменная струя вдувалась в атмосферный воздух со скоростью плазмы на оси симметрии ≈ 1 км/с. Однако радиальные профили скорости и температуры были таковы, что течение везде было локально дозвуковым, и ударные волны не возникали.

Рассмотрим обеспечение отсутствия ударных волн ниже по потоку. Если стенка контактирует не с холодным воздухом, а с нагретым газом (или плазмой), для которого $v_s \gg v$, и если движение границы горячей и холодной сред также мало по сравнению со скоростью звука в холодном газе, то сильные ударные волны, очевидно, не образуются. Действительно, в экспериментах [5] при организации нагрева пристеночной области потока высокочастотным разрядом наблюдалось "исчезновение" ударной волны в области резкого расширения обтекаемого тела (головная ударная волна при этом сохранялась).

Одним из возможных путей формирования указанной структуры течения является организация равномерного вдува нагретого или легкого газа (H_2, He) тангенциально к поверхности тела в направлении минус x (т. е. назад) со скоростью, близкой к v , чтобы минимизировать сдвиговое движение и перемешива-

ние на границе с холодным газом (рис. 2). Чтобы эта граница перемещалась с дозвуковой скоростью, достаточно, чтобы угол α наклона границы к оси (полуугол конуса расширяющейся части ЛА) был не больше угла Маха

$$\alpha < \alpha_M = \text{atan}(1/M_0), \quad (4)$$

где M_0 — число Маха для холодного газа.

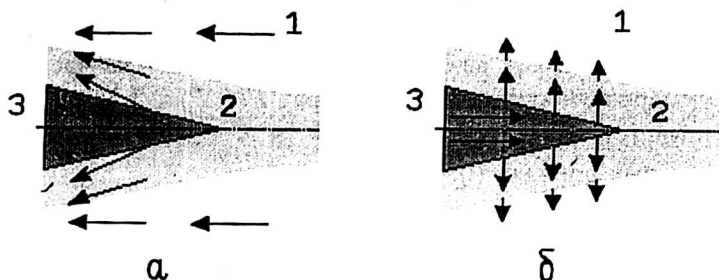


Рис. 2. Устранение ударной волны при сверхзвуковом движении тел конечного диаметра с помощью вдува горячего газа (плазмы) назад с осевой компонентой скорости v : поле течения в координатах, связанных с телом (а) и в лабораторных координатах (б);

1 — невозмущенный газ; 2 — нагретый газ (плазма); 3 — невозмущенный газ

Чтобы избежать перемешивания за счет неустойчивости Релея-Тейлора на этой границе, достаточно обеспечить ее коническую форму с прямолинейной образующей (т. е. постоянство радиальной скорости ее движения).

Если выполнены вышеуказанные условия, то при сверхзвуковом движении в атмосфере ни головной скачок, ни другие ударные волны не формируются, холодный газ “раздвигается” с дозвуковыми скоростями в пределах поперечного сечения ЛА, а движение воздуха в направлении полета мало, что должно существенно снизить лобовое сопротивление при полете.

Теперь рассмотрим практическую реализуемость и энергетическую целесообразность обеспечения режима безударного сверхзвукового обтекания ЛА на современном уровне науки и технологии.

Энергозатраты на обеспечение указанного режима на единицу длины траектории не зависят от v : они связаны с нагревом и радиальным движением воздуха в плазменном “канале” и погранслое. Мощность энергозатрат на нагрев газа P пропорциональна первой степени скорости полета v :

$$P_g \approx \rho v 2\pi R \Delta \gamma / (\gamma - 1), \quad (5)$$

где Δ — толщина слоя газа;

R — максимальный радиальный размер.

Учитывая сильную (примерно кубическую) зависимость от v для аналогичной величины при обычном сверхзвуковом обтекании, можно сделать вывод о перспективности безударного режима при продвижении в область больших значений M .

Выполнение приведенных выше достаточных требований в случае гиперзвукового ($v = 3$ км/с, $M = 10$) полета в стратосфере ($p = 10^4$ Па) ЛА с конической

носовой частью диаметром до $2R = 2$ м и $2r_a = 1$ см может обеспечить, например, система, содержащая, во-первых, электронную пушку, генерирующую перед ЛА на оси симметрии пучок со средней мощностью ~ 100 кВт, средним током $\sim 0,5$ А, диаметром фокусировки ≈ 1 мм и длиной ≈ 15 см, создающий плазменный канал с $T > 1$ эВ и $2r_p \approx 2$ см; во-вторых, подсистему нагрева (до $T > 2000$ К) и равномерного тангенциального вдува (со скоростью 3 км/с, $\Delta = 1$ см) водорода на расширяющейся конусной ($\alpha < \arctan(0.1)$) части ЛА.

Избыточное давление на носовой части за счет дозвукового характера обтекания не превышает $p = 10^4$ Па, тогда как скоростной напор холодного газа ρv^2 достигает 10^6 Па. Расход водорода не более 100 кг на час полета (т. е. на 10 000 км). Суммарная мощность энергозатрат $P + P_g \approx 5$ МВт. Мощность энергозатрат на обычный сверхзвуковой полет $P_0 = C_{xp} v^3 R^2 \approx 10^9$ Вт выше, чем P , на два десятичных порядка (!).

Для полетов в мезосфере (высота ≥ 50 км, $p \leq 10^2$ Па) искусственных спутников Земли ($v \approx 8$ км/с, $R = 1$ м) при формировании перед ЛА и на его поверхности воздушной плазмы с $T \geq 2$ эВ, $\Delta = 1$ см можно применить электронную пушку мощностью до 200 кВт, а для компенсации остаточной тормозящей силы (до 100 Н), например, квазистационарные плазменные двигатели [6] с суммарной мощностью до 3 МВт, работающие на забортом воздухе (т. е. расход массы при полете не требуется); масса стационарно обеспечивающей указанные мощности ядерной энергоустановки составляет порядка 5 т [6]. Без системы обеспечения безударного движения тормозящая сила достигает $5 \cdot 10^4$ Па, а мощность двигателей 1,5 ГВт.

Практическая возможность и целесообразность реализации системы устранения сильных ударных волн применительно к задаче обеспечения наземного разгона до гиперзвуковых скоростей ($M = 5$) в атмосфере у поверхности Земли вытекает из следующих оценок по приведенным формулам.

При диаметре неконусной носовой части $2r_a = 2$ см полезная поглощенная в воздухе лучевая мощность должна быть не менее 0,5 МВт, а при диаметре ЛА 8 м и толщине слоя вдуваемого водорода 5 см — энергозатраты на нагрев газа составят 660 МВт, что в три — шесть раз ниже характерной полезной мощности двигателей при обычном сверхзвуковом обтекании. Расход водорода при температуре 2000 К при взлете за 15 с составит всего порядка 150 кг.

Указанные необходимые параметры подсистем не выходят за пределы достигнутых для указанных устройств массовых, габаритных и энергетических возможностей современных ЛА, т. е. имеется практическая возможность организации сверхзвукового движения в атмосфере без ударных волн на современном уровне науки и технологии.

Приведенные выше оценки свидетельствуют о многократном (на порядки величины) энергетическом выигрыше, что указывает на целесообразность реализации безударного режима для широкого спектра сверхзвуковых и гиперзвуковых летательных аппаратов различных типов и назначений.

Л и т е р а т у р а

1. Обзор БНТИ ЦАГИ, 1982, № 617.
2. Райзер Ю. П. Физика газового разряда. — М.: Наука, 1984.
3. Георгиевский Ю. П., Левин В. А. Сверхзвуковое обтекание тел при наличии внешних источников термовыделения // Письма в ЖТФ, 1988. Т. 14. № 8. С. 684—687.

4. Ершов А. П., Розанов В. В., Сысоев Н. Н., Тимофеев И. Б., Чувашев С. Н., Шибков В. М. Истекающие в атмосферу дозвуковые плазменные струи, образуемые капиллярным разрядом // Препринт физического ф-та МГУ, 1994. №8. С. 1—26.
5. Климов А. И. Частное сообщение.
6. Космические двигатели; состояние и перспективы / Под ред. Л. Кейвни. — М.: Мир, 1988. — 454 с.

Авторы выражают признательность А. А. Рухадзе, Н. З. Матюку, Г. С. Иванову и другим участникам семинаров (1994 г.) в МГУ, ИОФ РАН и МиГ за плодотворные обсуждения работы.

SUPERSONIC MOVEMENT IN THE ATMOSPHERE WITHOUT SHOCK WAVES: PRINCIPLE POSSIBILITY AND PRACTICAL FEASIBILITY

A. F. Alexandrov, I. B. Timofeev, S. N. Chuvashov
Moscow State University, Moscow, Russia

A regime of macroscopic bodies supersonic movement in a dense gas with no strong shock waves generation is discovered. Sufficient conditions of the supersonic shockless flow are obtained. Energetic advantage of the shockless regime in comparison with the usual one (due to a radical drag reduction) is shown analytically. Possibilities of R&D of an on board system for the supersonic shockless flight realization are considered.