

УДК 629

МАТЕМАТИЧЕСКОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ЭНЕРГЕТИЧЕСКИ ЭФФЕКТИВНЫХ РЕЖИМОВ СВЕРХЗВУКОВОГО ДВИЖЕНИЯ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА С ВДУВОМ ПЛАЗМЫ (ГАЗА) ИЗ ИГЛЫ НА НОСУ

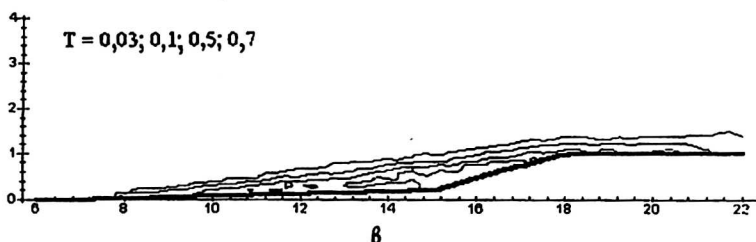
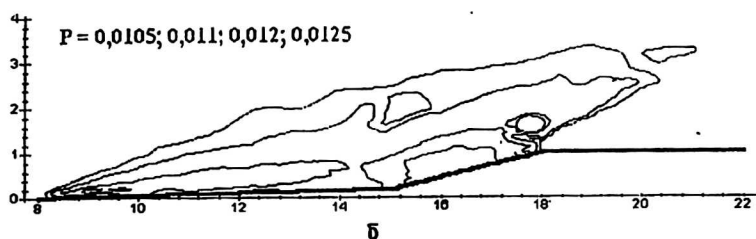
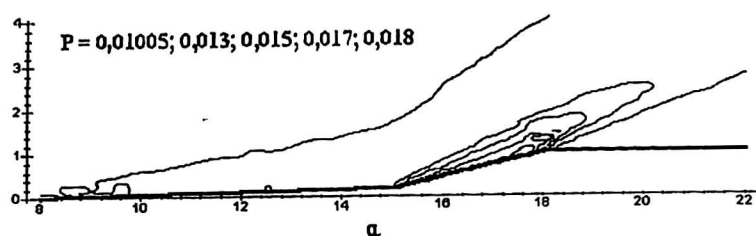
Н. В. Арделян, К. В. Космачевский, С. Н. Чувашев
МГУ им. М. В. Ломоносова, Москва, Россия

Показана возможность существенного снижения лобового сопротивления летательного аппарата путем вдува плазмы (газа) из иглы на носу аппарата.

Лобовое сопротивление летательного аппарата связано с избыточным давлением Δp_f на передней поверхности, тангенциальными силами вязкости τ на боковой поверхности и пониженным давлением на задней поверхности, причем при сверхзвуковом и гиперзвуковом полете ($M \equiv v_v / v_{s,0} \gg 1$, где v_v — скорость полета; $v_{s,0}$ — скорость звука в воздухе) превалируют первые две составляющие [1]. При удлинении носовой части летательного аппарата первая уменьшается, а вторая нарастает, в соответствии с чем и определяется оптимальная форма обтекателя. Интенсивно исследуется снижение лобового сопротивления путем энергетического выделения в прилегающем воздухе и вдува газов и плазмы через стенки летательного аппарата [1—7]. Недавно предложена концепция [8—11], обеспечивающая не только многократное снижение лобового сопротивления, но и значительный энергетический выигрыш (т. е. экономия энергии за счет снижения лобового сопротивления ΔE_f в несколько раз больше ее затрат на плазмообразование ΔE_p). Эта концепция предполагает определенные ограничения на параметры плазменной области (достаточно узкая и длинная форма и большая локальная скорость звука $v_s > v_v$). Имеются экспериментальные и численные подтверждения [12—17].

Для плазмообразования может использоваться бортовой источник лучевой энергии (оптическое, ИК-, СВЧ-излучение, электронные пучки) (рисунок). Анализ показывает, что плазма экранирует ИК- и СВЧ-излучение, и энергетическое выделение при натекании плазмы на источник происходит у поверхности в месте выхода пучка в газ; в этом случае для обеспечения достаточно вытянутой вперед зоны плазмообразования необходимо использовать прозрачные для излучения иглы (рисунок, б).

Следует отметить, что мощные генераторы лучевой энергии (с учетом источников питания) отличаются большими массогабаритными показателями по сравнению, например, с плазмотронами, что затрудняет практическую реализацию этой концепции. Однако основные преимущества сверхзвукового обтекания тела



Распределения давления при обтекании модели:
 а — без вдува; б — со вдувом плазмы; в — поле температур при вдуве
 (давление — в 10^7 Па, температура — в эВ)

с протяженной профилированной плазменной областью могут реализоваться и при вдуве плазмы (или нагретого газа с большой локальной скоростью звука $v_s > v_v$) из иглы на носу летательного аппарата [17] (см. рисунок, б). Анализ показывает, что в этом случае (как и при некоторых режимах лучевого нагрева [16]) может формироваться коническая плазменная область с осесимметричным вихрем, в котором на периферии среда движется со скоростью обтекающего потока, а у иглы — в противоположном направлении, т. е. вперед. Возникающие при этом небольшие тангенциальные силы создают не сопротивление, а тягу. Поэтому снимаются вышеупомянутые ограничения на удлинение «плазменного обтекателя». В плазменной области из-за локально-дозвукового течения перепад давления невелик относительно среднего давления, причем избыточное (относительно потока) давление Δp_f там зависит от формы «плазменного обтекателя» и может быть сделано малым по сравнению с характерным для обычного сверхзвукового обтекания тел оптимальной формы, поэтому соответствующая составляющая лобового сопротивления также снижается. Сопротивление, связанное с ударной волной у кончика иглы, пренебрежимо мало, так как могут быть выбраны малыми характерный диаметр иглы и угол наклона ее поверхности к потоку. Плазма из вышеописанной конической области поступает в погранслои у боковой поверхности летательного аппарата, уменьшая характерное число Рейнольдса (из-за большей молекулярной вязкости плазмы), затягивая переход к турбулентности и тем самым снижая вязкое трение о боковую поверхность.

Таким образом, хотя полного устранения ударно-волновой структуры не происходит, в отличие от случая, приведенного в [16], но лобовое сопротивление существенно снижается по сравнению с обычным режимом сверхзвукового обтекания.

Численное подтверждение этого представлено в данной работе.

Система уравнений газодинамики

$$dp / dt + \operatorname{div} \rho v = 0; \rho dv / dt = -\operatorname{div} p, p = \rho k_B T / m,$$

$$\rho d\varepsilon / dt = -\rho \operatorname{div} v, \varepsilon = p / [\rho(\gamma - 1)]$$

решалась в двумерной (осесимметричной) нестационарной постановке.

Здесь ρ , v , p , ε , T — соответственно плотность, скорость, давления, внутренняя энергия и температура газа и плазмы;

γ — эффективный показатель адиабаты;

k_B — постоянная Больцмана;

m — средняя молекулярная масса.

Граничные условия традиционны для задач сверхзвукового обтекания: однородный набегающий поток — с одной стороны, свободный выход ($\partial / \partial z = 0$) — с другой, непротекание на поверхности модели. Из части поверхности иглы на носу модели задавался вдув с нулевым нормальным градиентом давления, начальной скоростью $w = \{v_{br} - v_v\}$ (т. е. с нулевой сдвиговой скоростью относительно потока воздуха — для минимизации сдвиговой неустойчивости) и температурой $T_1 = mv_v^2 / (\gamma k_B M_1^2)$, $M_1 < 1$ (чтобы обеспечить достаточно большую скорость звука в плазме). Скорость вдува v_{br} задавалась нулевой от острия иглы на длине ZC_{17} , постоянной $v_{br} = v_0 / C_{10}$ (здесь $v_0 = C_{11}v_v / C_{15}$) — на игле от модели до точки на расстоянии ZC_{16} от острия, и линейно интерполировалась в промежуточной области.

При численной реализации использовались полностью консервативные разностные схемы на адаптивных лангранжевых треугольных сетках [18].

Характерные результаты моделирования для обтекания тела с формой, близкой к оптимальной для обычного сверхзвукового течения, описаны ниже.

Так, в холодном потоке формируются две ударные волны, соответствующие взаимодействию с острием иглы и с конусом “плазменного обтекателя”. Видно формирование устойчивой квазистационарной практически изобарической конической плазменной области с дозвуковым вихревым течением. Расход вдуваемой среды равен потоку массы, равномерно поступающей из этой области в погранслою у боковой поверхности летательного аппарата. Избыточное давление Δp_f в плазменной области соответствует ее форме и значительно меньше избыточного давления при обычном (без вдува) обтекании. Это вместе со снижением турбулентного вязкого трения приводит к многократному снижению лобового сопротивления.

Существенно, что полные расчетные энергозатраты на нагрев вдуваемого воздуха (с характерным КПД $\eta_p \cong 80\%$) и на преодоление остаточного лобового сопротивления (при тяговом КПД двигателя $\eta_e \cong 50\%$) оказались в 2,1 раза меньше энергозатрат на преодоление лобового сопротивления (с учетом η_e) при обычном обтекании тела с формой, близкой к оптимальной. Это указывает на техническую возможность достижения выигрыша от применения таких систем в терминах стартовой массы, дальности полета, экономической эффективности.

Для достижения требуемой высокой скорости звука во вдуваемом газе можно использовать легкий газ (водород, гелий) и (или) нагрев газа до высокой температуры. Техническая реализация зависит от расчетной скорости, допустимой массы установки, теплового режима и других условий. При относительно малых $M = 1,5-2$ использование водорода возможно и при нормальной температуре. При умеренных $M = 2-5$ и легких газах, когда достаточна температура

газа 1—2 кК, можно применять термохимический реактор (печь), а при наличии на борту достаточной электрической мощности — более компактные, надежные и легкие в управлении металлические электронагревательные элементы. Нагрев до температуры 2—5 кК можно достичь с помощью внешнего нагрева, т. е. за счет пропускания тока через область, занятую вдуваемым легким газом. Нагрев воздуха таким способом малоэффективен из-за трудностей достижения больших необходимых температур при токовом нагреве свободного потока. При больших M или при использовании более тяжелых газов (например заборного воздуха) необходимые температуры достигают 5—10 кК и более, что можно надежно достичь с помощью электродуговых нагревателей (плазмотронов).

Л и т е р а т у р а

1. Г л о т о в Г. Ф., Ж д а н о в В. Т., К о р о н ц в и т Ю. В и д р. Исследование течений с подводом тепла вблизи внешней поверхности летательного аппарата: Обзор БНТИ ЦАГИ № 617. — М.: ЦАГИ, 1982. — 290 с.
2. Г е о р г и е в с к и й Ю. П., Л е в и н В. А. Сверхзвуковое обтекание тел при наличии внешних источников термовыделения//Письма в ЖТФ. 1988. Т. 14. В. 8. С. 684—687.
3. F r a n c i s R. H. (Hawker Siddeley Aviat. Ltd). Improvements in or relating to Aircraft. UK patent № 1388379, 21.05.1968, publ. 26.03.1975. MCI B 64 C 23/00.
4. H a w k e r S i d d e l e y A v i a t. L t d. Procède pour reduire la trainee d'un avion: French patent № 213880, 20.05.1971, publ. 19.05.1972. MCI B 64 C 23/00, B 64 C 1/00, F 02 K 7/00, F 02 K 11/00.
5. G u n n a r s N. E., H e l l g r e n R. V., L i l j e g r e n T. Artillerie geschoss: Swiss patent № 607791, publ. 17.03.76. 31.10.78. MCI F 42 B 13/22, F 42 B 13/02.
6. K l i m o v A. I. Anomalous Supersonic Flow and Shock Wave Structure in Weakly Ionized Non-equilibrium Plasma/Workshop on Weakly Ionized Gases: Proceedings. — Colorado: USAF Academy, 1997. Pp. G3—G17.
7. C h e r y i G. T. Aerodynamics of Flying Body with Energy Release Near Its Surface: Workshop on Weakly Ionized Gases: Proceedings. — Colorado: USAF Academy, 1997. Pp. Q3—Q17.
8. А л е к с а н д р о в А. Ф., Т и м о ф е е в И. Б., Ч у в а ш е в С. Н. Способ обеспечения безударного сверхзвукового движения летательного аппарата и летательный аппарат: Пат. РФ 96124276, 26.12.1996, MCI B 64 C 21/02, B 64 C 23/00.
9. А л е к с а н д р о в А. Ф., Т и м о ф е е в И. Б., Ч у в а ш е в С. Н. Безударное сверхзвуковое движение в атмосфере: принципиальная возможность и практическая реализация//Прикладная физика. 1996. № 3 С. 112—117.
10. К о с т е н к о О. Ф., Л ю б ч е н к о Ф. Н., Ч у в а ш е в С. Н. Концепция космического аппарата с лучевой плазмобразующей системой для полетов по сверхнизким орбитам//4-й Межгосударственный симпозиум по радиационной плазмодинамике: Тез. докл. — М.: МГТУ, 1997. С. 206—207.
11. А л е к с а н д р о в А. Ф., Т и м о ф е е в И. Б., Ч у в а ш е в С. Н. О концепции обеспечения безударного сверхзвукового движения в атмосфере//Там же. С. 12—13.
12. Е р ш о в А. П., Т и м о ф е е в И. Б., Ч у в а ш е в С. Н., Ш и б к о в В. М. Экспериментальная реализация формирования горячего канала и сверхзвукового движения плазменного тела в атмосфере без возбуждения ударных волн//Там же. С. 124—125.
13. Е р ш о в А. П., Р о з а н о в В. В., С ы с о е в Н. Н., Т и м о ф е е в И. Б., Ч у в а ш е в С. Н., Ш и б к о в В. М. Наблюдение безударного сверхзвукового движения плазмы капиллярного разряда в атмосфере// Там же. С. 122—123.
14. Ч у в а ш е в С. Н. Расчет генерации высокоскоростной струи при стоамперном капиллярном разряде//Там же. С. 75—76.
15. Т и м о ф е е в И. Б., Ч у в а ш е в С. Н. Плазмодинамика сверхзвуковой струи стоамперного капиллярного разряда//Там же. С. 73—74.
16. А р д е л я н Н. В., Ч у в а ш е в С. Н. Вычислительные эксперименты по устранению сильных волн и многократному снижению лобового сопротивления при сверхзвуковом движении в газах//7-й Всероссийский семинар "Современные проблемы математического моделирования": Тр. — Ростов-на-Дону: 1997. С. 11—14.
17. C h u v a s h e v S. N., A r d e l y a n N. V. Efficient Supersonic Flight With a Gas-Injecting Nose Extension/Appl. for US Patent, 1997.
18. А р д е л я н Н. В., К о с м а ч е в с к и й К. В., Ч у в а ш е в С. Н. и д р. Численное моделирование и теоретические исследования излучающих плазмодинамических разрядов//Радиационная плазмодинамика. — М.: Энергоатомиздат, 1991. Т. 1. С. 191—149.

**MATHEMATICAL MODELING OF ENERGY SAVING REGIMES
OF SUPERSONIC VEHICLE MOVEMENT AT PLASMA (GAS)
INJECTION FROM A NOSE EXTENSION**

N. V. Ardelyan, K. V. Kosmachevskii, S. N. Chuvashov
Moscow State University, Russia

*A possibility of organization of a considerable drag attenuation at plasma (gas) injection
from a spike on a vehicle's nose is shown.*