

УДК 533.6.011.72

© 1996 г. В. П. ГОРДЕЕВ, А. В. КРАСИЛЬНИКОВ, В. И. ЛАГУТИН,  
В. Н. ОТМЕННИКОВ

## ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ВОЗМОЖНОСТИ СНИЖЕНИЯ АЭРОДИНАМИЧЕСКОГО СОПРОТИВЛЕНИЯ ПРИ СВЕРХЗВУКОВЫХ СКОРОСТЯХ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ПЛАЗМЕННОЙ ТЕХНОЛОГИИ

Экспериментально подтверждена возможность снижения аэродинамического сопротивления тела за счет вдува плазмы в набегающий сверхзвуковой поток.

Известны способы снижения аэродинамического сопротивления при сверхзвуковых скоростях с использованием надстроек в виде иглы и путем вдува газа в носовой части летательного аппарата навстречу набегающему потоку [1]. Регулируя положения иглы или давления вдуваемого газа, можно существенно перераспределить давление на обтекаемой поверхности и в результате снизить коэффициент лобового сопротивления.

Снижение лобового сопротивления происходит в указанных случаях из-за образования перед телами отрывных зон, давление в которых меньше, чем за отошедшими скачками уплотнения перед такими же телами, но без надстроек или вдува газа.

В [2] показано, что снижение сопротивления модели может быть получено в результате образования тонкого разреженного канала перед телом. Значительное уменьшение волнового сопротивления (~50—60%) получалось в численных расчетах сверхзвукового обтекания сферы при наличии внешних источников тепловыделения [3].

В [4, 5] проведены исследования влияния электрического разряда в головной части осесимметричных тел на их обтекание сверхзвуковым потоком.

В настоящей работе экспериментально исследована возможность снижения аэродинамического сопротивления использованием вдува плазмы с поверхности тела.

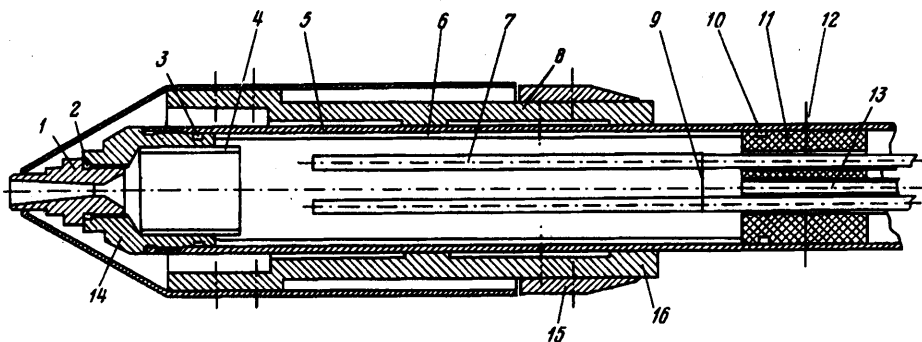
Испытания проводились в сверхзвуковой аэродинамической трубе У—I баллонного типа, основные характеристики которой представлены ниже.

1) число Маха,  $M_\infty$  2,0—4,5; 2) давление в форкамере, ата 2,5—18,5; 3) число Рейнольдса  $\times 10^{-7}$  (при  $l = 1$  м) 3,2—8,4; 4) размер рабочей части, м 0,4×0,4.

Для проведения исследований была спроектирована и изготовлена модель: конус-цилиндр с внутримodelьным плазменным генератором (плазмотроном) и тензовесами.

Конструкция плазмотрона показана на фиг. 1. Стержневые медные неохлаждаемые электроды запрессованы во фторопластовом изоляторе. Изолятор вставлен в корпус из ферромагнитной стали и закреплен в нем тремя стопорными винтами. Зазор между корпусом и изолятором уплотнен резиновым кольцом. Сопло плазмотрона соединяется с корпусом через переходник из ферромагнитной стали. Соединения переходника с соплом и корпусом резьбовые, уплотнены резиновыми кольцами. Сопло выполнено из меди. Внутренние поверхности корпуса и переходника прикрыты электроизоляторами.

Для измерения давления в камере плазмотрона в изоляторе запрессована дренажная трубка. Для возбуждения дугового разряда электроды предварительно замыкаются тонкой медной проволокой. Электроды подключаются через автомат-разъединитель к сети переменного трехфазного тока 380 В.



Фиг. 1. Конструкция плазмотрона: 1 — сопло; 2, 3, 10 — резиновые кольца; 4, 6 — электроизоляторы; 5 — корпус; 7 — электроды; 8, 12 — стопорные винты; 9 — тонкая медная проволока; 11 — фторпластовый изолятор; 13 — дренажная трубка; 14 — переходник; 15 — кормовой обтекатель; 16 — тензосесы

Плазмотрон закрепляется на державке в рабочей части аэродинамической трубы и на него надевается модель в сборе с трубчатыми тензосесами. Тензосесы фиксируются на корпусе плазмотрона стопорными винтами.

При подаче напряжения на электроды в месте замыкания электродов возбуждается электрическая дуга (трехфазная, переменного тока). Под действием электродинамических сил дуга перемещается к торцам электродов, нагревает газ в корпусе плазмотрона, выдувается из межэлектродных зазоров и обрывается.

Основные параметры плазмотрона: длина рабочего участка — до 120 мм; межэлектродные зазоры — 10 мм; диаметр электродов — 4,5 мм; диаметр замыкающей проволоки — 0,4 мм; внутренний диаметр дуговой камеры — 30 мм; диаметры критического сечения сопла — 2 и 4; а соответствующим им диаметры выходного сечения 5,65 и 7,61 мм; ток разряд  $\sim 300$  А; продолжительность разряда  $\sim 0,05$  с.

На трубчатом корпусе плазмотрона (фиг. 1) установлены шестикомпонентные тензометрические аэродинамические весы с закрепленной на них моделью, выполненной в виде тонкостенной цилиндрической оболочки. Угол полураствора переднего конуса равен  $20^\circ$ .

Модель в передней части имеет небольшой зазор с корпусом сопла плазмотрона, а в задней — с кормовым обтекателем. Площадь переднего зазора выбрана существенно меньше кормового, что позволило снизить влияние затекания газа через него внутрь модели на результаты измерения лобовой силы.

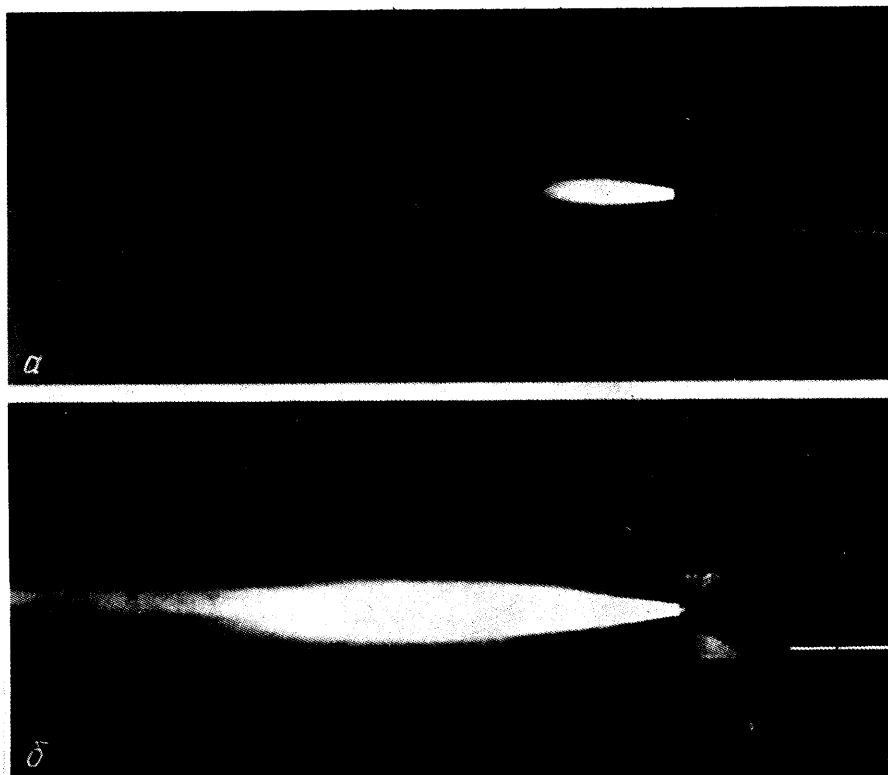
При выборе тензосесов за основу брались разработки трубочки многокомпонентных динамометров, имеющих компактную (длиной менее одного калибра) компоновку упругих элементов и обладающих (за счет этого) повышенной жесткостью.

На фиг. 2 представлены фотографии струй плазмотрона в атмосфере (без набегающего потока) при различных диаметрах критического сечения сопла  $d$ . Из фотографий следует, что при увеличении критического сопла дальность струи плазмы значительно увеличивается.

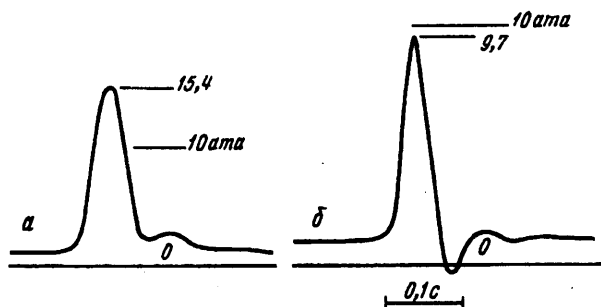
Измерения давления в камере плазмотрона (фиг. 3) осуществлялись с использованием индуктивного датчика ДМИ. На осциллограммах видно, что при увеличении критического сечения сопла максимальное давление уменьшается в 1,5 раза, уменьшается и время истечения плазмы.

Эксперименты проводились на режиме  $M_\infty = 4$  при давлении в форкамере  $p_0 = 12$  ата.

На фиг. 4 представлены картины течения до и в момент истечения плазмы из внутримодельного плазмотрона, полученные с использованием теневого прибора ИАБ-451 при реализации метода кругового ножа и кинокамеры АКС-2 со скоростью 48 кадров в секунду и экспозицией  $\sim 0,01$  с. Время между соседними кадрами составляет  $\sim 0,02$  с.

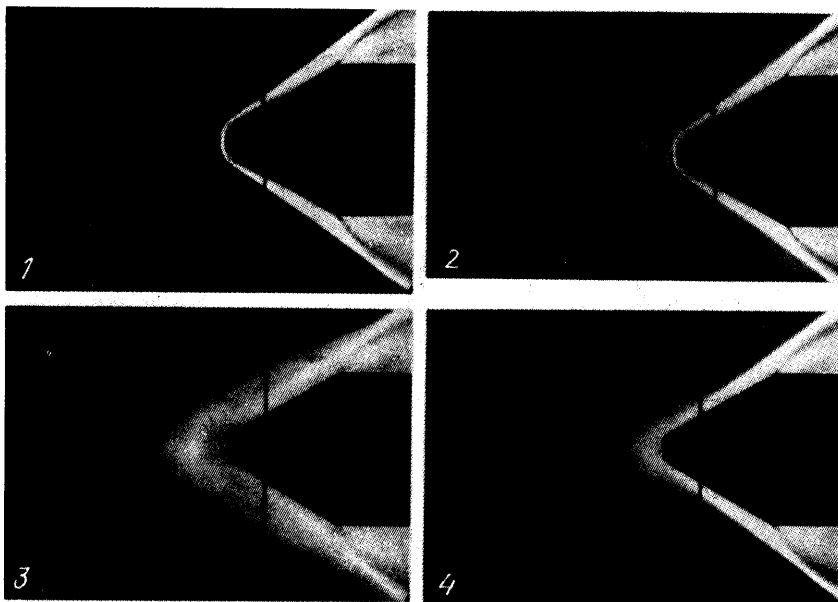


Фиг. 2. Фотографии струй плазматрона в атмосфере при  $d = 2$  (а) и 4 мм (б)



Фиг. 3. Осциллограммы давления в камере плазматрона при  $d = 2$  (а) и 4 мм (б)

Первый кадр соответствует картине обтекания модели до истечения плазмы. На нем отчетливо видны головная ударная волна и веер волн разрежения от угловой точки сочленения конической и цилиндрической частей модели. На втором кадре перед моделью и ударной волной наблюдается светящийся слабый ореол конической формы. По-видимому, в этот момент началось истечение плазмы из сопла. На третьем кадре видно разрушение исходной головной ударной волны и образование четко наблюдаемого светящегося облака плазмы конической формы с отходом от носка на величину порядка радиуса цилиндрической части модели. Кроме того, на этом снимке просматривается истечение плазмы из сопла и образование пятна плазмы повышенной светимости на некотором удалении от носка модели. На четвертом кадре размеры конического светящегося облака



Фиг. 4. Теневые снимки течения для случая истечения плазмы из внутримодельного плазмотрона при  $d = 4$  мм

уменьшаются, начинает восстанавливаться первоначальная картина течения. На следующем кадре (не приводится) картина течения восстанавливается полностью, т. е. он идентичен первому снимку. Таким образом, время взаимодействия плазменной струи с набегающим потоком составляло в этом случае  $\sim 0,08$  с.

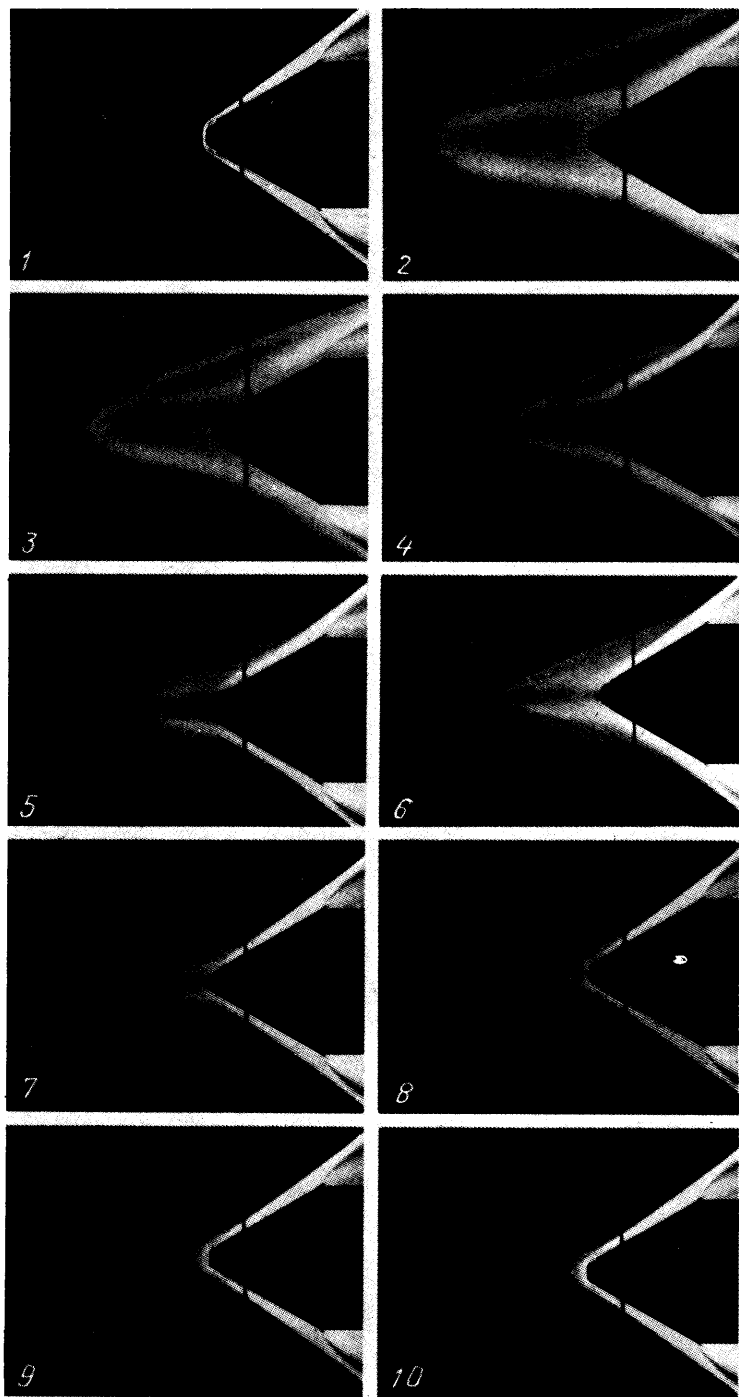
На фиг. 5 представлены последовательно теневые снимки картины течения, полученные с помощью кинокамеры АКС-2 при той же скорости и экспозиции, как и на фиг. 4, для случая истечения плазмы из внутримодельного плазмотрона через сопло с диаметром критического сечения 2 мм. В этом случае наблюдается более сильное влияние истечения плазмы на картину обтекания. Плазменное облако проникает навстречу потоку в  $\sim 2$  раза дальше по сравнению с предыдущим экспериментом. Форма плазменного образования более вытянутая, на кинокадрах видно образование конических скачков уплотнения, индуцируемых плазменным облаком. Значительно увеличивается время истечения плазмы из плазмотрона ( $\sim 2,5$  раза).

На фиг. 6 представлена экспериментальная временная зависимость коэффициента лобового сопротивления  $c_x$  при истечении плазмы через сопло с диаметром критического сечения 4 мм. Коэффициент лобового сопротивления вычислялся по замеренным величинам силы лобового сопротивления, параметров сверхзвукового потока, донного давления и геометрическим характеристикам модели.

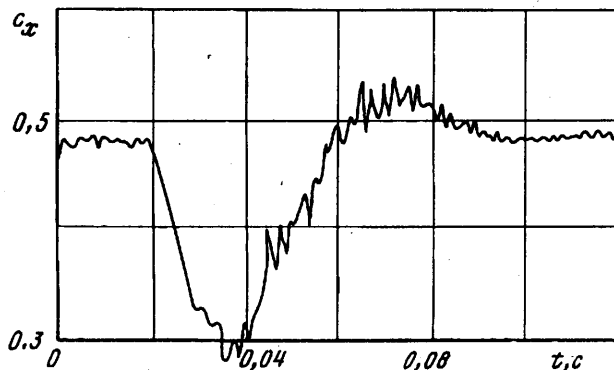
Регистрацию осуществляли на ПЭВМ-386 с использованием усилителя RWS 3072 класса точности 0,1. Для приема и математической обработки сигналов с измерительных каналов использовали программный блок FLEXLAB.

На фиг. 6 видно, что во время истечения плазмы лобовое сопротивление модели уменьшается более чем на 30%, а при выходе на номинальное значение наблюдается небольшой «заброс» около 10%. Значения коэффициента лобового сопротивления до и после истечения плазмы практически совпадают.

Оценки реактивной силы плазменной струи, рассчитанной по измеренному давлению в камере плазмотрона и геометрическим параметрам сопла, показали, что величина ее составляет менее 7% от полной аэродинамической силы.



Фиг. 5. Теневые снимки течения для случая истечения плазмы из внутри-модельного плазмотрона при  $d = 2$  мм



Фиг. 6. Временная зависимость  $c_x$  при  $d = 4$  мм

При истечении через сопло с диаметром критического сечения 2 мм в экспериментах обнаружено еще большее уменьшение силы лобового сопротивления.

Таким образом, проведенные экспериментальные исследования показали возможность снижения аэродинамического сопротивления летательных аппаратов при сверхзвуковых скоростях полета с использованием плазменной технологии.

В заключение авторы благодарят Е. Н. Богачеву за помощь в оформлении работы.

#### СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Краснов Н. Ф., Кошевой В. Н., Калугин В. Т. Аэродинамика отрывных течений. М.: Высш. шк., 1988. 351 с.
2. Артемьев В. И., Бергельсон В. И., Немчинов И. В., Орлова Т. И., Смирнов В. А., Хазинс В. М. Изменение режима сверхзвукового обтекания препятствия при возникновении перед ним тонкого разреженного канала // Изв. АН СССР. МЖГ. 1989. № 5. С. 146—151.
3. Георгиевский П. Ю., Левин В. А. Сверхзвуковое обтекание тел при наличии внешних источников тепловыделения // Письма в ЖТФ. 1988. Т. 14. Вып. 8. С. 684—687.
4. Панкова М. Б., Леонов С. Б., Шипилин А. В. Моделирование особенностей взаимодействия шаровой молнии с физическими явлениями, сопутствующими полету тел в атмосфере // Шаровая молния в лаборатории. М.: Химия, 1994. С. 95—112.
5. Гридин А. Ю., Ефимов Б. Г., Забродин А. В. и др. Расчетно-экспериментальное исследование сверхзвукового обтекания затупленного тела с иглой при наличии электрического разряда в его головной части. М., 1995. 31 с. Препринт Ин-та прикл. математики им. М. В. Келдыша № 19.

Москва

Поступила в редакцию  
6. II. 1995