

03

Влияние выноса диска на штоке на аэродинамику цилиндра с передним управлением

© А.Н. Михалев, А.Б. Подласкин, С.Г. Томсон

Физико-технический институт им. А.Ф. Иоффе, Санкт-Петербург

E-mail: mikhalev@mail.ioffe.ru

Поступило в Редакцию 8 июля 2007 г.

При высоких сверхзвуковых скоростях для цилиндра с головным дисковым насадком (передним управлением) получены зависимости коэффициента аэродинамического сопротивления C_x от относительной величины выноса дискового насадка l/D . Подтверждено наличие оптимального минимума коэффициента аэродинамического сопротивления C_x цилиндра, согласующееся с численными расчетами.

PACS: 47.85.Gj

Управление дальностью полета возвращаемого аппарата (ВА), а также оптимизация его аэродинамических свойств в различных режимах полета осуществляется через систему его управления преимущественно в лобовой части.

Одним из распространенных способов управления дальностью и курсом полета ВА является использование тормозных щитков. Однако эффективность таких приборов существенно зависит от скорости полета. В трансзвуковом режиме уменьшение статической устойчивости компоновки приводит к необходимости добавить к тормозным щиткам стабилизирующее хвостовое оперение. Кроме того, щитки подвергаются изгибающим моментам и ударным нагрузкам, что требует повышения жесткости привода и демпфирующих устройств.

Другим способом управления силой лобового сопротивления компоновки ВА является использование положительных свойств отрывных течений, формируемых перед ним. Установкой перед затупленной частью цилиндрического тела тонкой иглы можно добиться кардинального снижения коэффициента лобового сопротивления [1,2]. Головная волна меняется от почти прямого скачка до косоуго; регулируя вынос иглы,

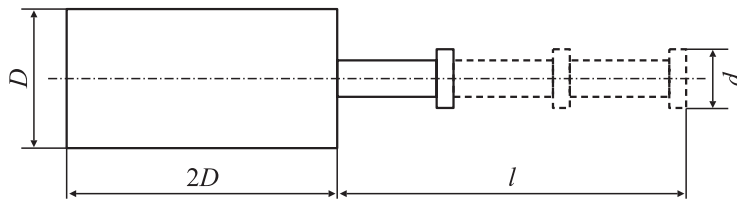


Рис. 1. Эскиз диск-цилиндрической модели с различной величиной выноса диска.

можно изменить лобовое сопротивление ВА в 3–4 раза. Однако при практически любых условиях (по числу Маха) на игле возникают пульсации основного потока, снижающие ее эффект и крайне затрудняющие управление [3].

Принципиально новое решение было найдено при организации замкнутой циркуляционной зоны в головной части блока ВА и использовании ее уникальных эффектов. Устойчивое циркуляционное течение формируется при выдвигании перед телом малого диска на стержне малого диаметра определенной длины (рис. 1).

Как показано в работах [4–6], при обтекании ступенчатых тел типа „диск-цилиндр“ на диске происходит срыв потока, появляется область устойчивого циркуляционного течения, отделенная от внешнего потока слоем смешения (рис. 2, *a*, *b*). Разделяющая поверхность тока с диска попадает на край торца цилиндра — в расчетной композиции. Напротив, на рис. 2, *a* и *b* показаны для наглядности нерасчетные композиции в смысле соотношения длины стержня с насадком и числа Маха полета.

Авторы ставили своей задачей экспериментально проверить характер зависимости коэффициента профильного сопротивления C_{xp} цилиндрической компоновки $L/D = 2$ от величины выноса диска l/D . Профильное сопротивление — это, иначе говоря, лобовое сопротивление компоновки. Опыты были выполнены на Большой баллистической установке ФТИ.

Таким образом, как будет видно из результатов измерений головного коэффициента сопротивления C_{xp} (найденного вычитанием из полного коэффициента сопротивления C_x донного сопротивления C_b , измеренного экспериментально), картина предстает следующей. При определенных соотношениях геометрии l/D и d/D наличие развитого циркуляционного течения приводит к тому, что давление на передней торцевой поверхности цилиндра становится сравнимым с донным

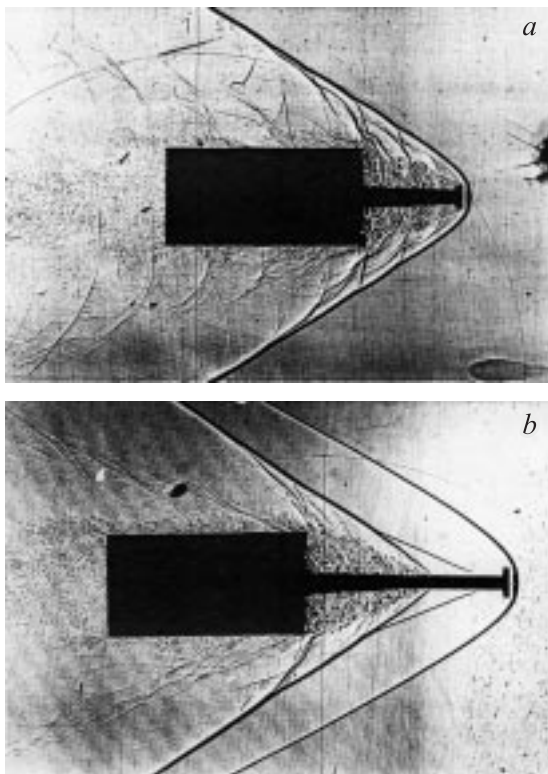


Рис. 2. Теневая фотография тела: *a* — с ПСЗ (передняя срывная зона), $l/D = 1.0$; *b* — с ПСЗ, $l/D = 2.0$.

давлением в отрывной донной каверне за цилиндром. Коэффициент лобового сопротивления резко падает.

Однако, как было сказано, сопротивление ступенчатого тела зависит от геометрии компоновки и числа Маха. При выносе $l/D = 0$ величина $C_{xp}(l, d, M_\infty)$ равна соответствующему значению для цилиндра без диска. Анализ результатов численных расчетов обтекания тела „диск-цилиндр“, проведенный в [4], показал наличие минимума функции $C_{xp}(l, d)$ при любом числе M_∞ .

Для метания исследуемой компоновки (см. рис. 1, где штриховыми линиями показано ступенчатое варьирование выноса) применялась

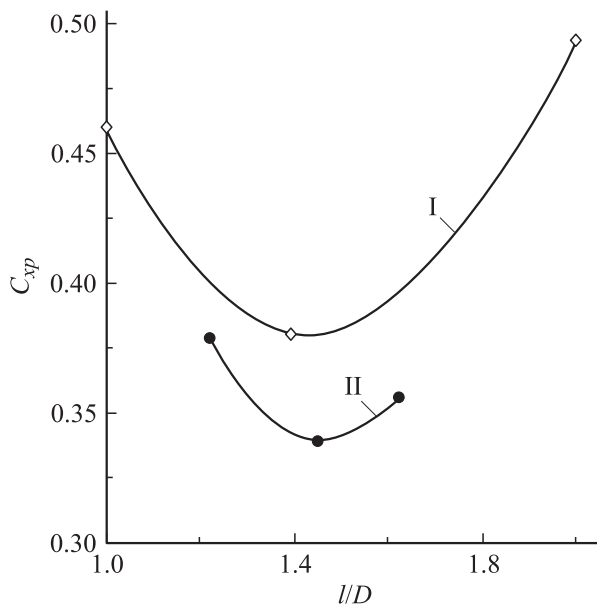


Рис. 3. Зависимости головного сопротивления тел с ПСЗ в двух диапазонах чисел Маха: I — 2.5; II — 3.5.

стандартная техника баллистического эксперимента в ключе работы [7]. Одноступенчатый пороховой метатель обеспечивал скорости метания от 850 до 1250 м/с. Модели изготавливались из высокопрочной пластмассы „финелона“ с наконечником из стали. Диаметр моделей составлял 30 мм, что для атмосферных условий в полигоне соответствовало числам $Re_{\infty D} = 1.5 \div 2.3 \cdot 10^6$ (по условиям в набегающем потоке и калибру цилиндра). Поддон и модели были сконструированы таким образом, что при всех возможных возмущениях выстреливания углы тангажа и рысканья моделей не превышали 2° .

Проведены две серии пусков на моделях с выносом дискового насадка $l/D = 1.0; 1.2; 1.4; 1.6; 2.0$ при диаметре диска $d = 0.23D$ в двух диапазонах по числу Маха $M_\infty = 2.5$ и $M_\infty = 3.5$ [8].

На рис. 3 представлены зависимости C_{xp} от величины выноса диска l/D при диске постоянного диаметра $d/D = 0.23$. Как видно на графиках, по мере снижения длины стержня до $l/D = 1.0$ величина коэффициента сопротивления растет. Это происходит по причине суже-

ния области циркуляционного течения и попадания внешнего потока на торец цилиндра и, как следствие, — повышения давления и головного сопротивления C_{xp} .

При увеличении выноса диска до $l/D = 2.0$ более резкое повышение C_{xp} обусловлено приближением выноса диска l/D к критическому, когда оторвавшийся поток вновь присоединяется к стержню до торца с образованием второй ударной волны (рис. 2, *b*).

Существование минимума функции $C_{xp}(l, d)$ при $M_\infty = \text{const}$ позволяет реализовать способ управления лобовым сопротивлением ВА путем изменения геометрии его головной части, а именно, параметра l/D , что было проделано в конструкции головного обтекателя, показанного в [9], правда, в совершенно иной инженерной конструкции (работы ракеты на разгонном участке траектории).

В последние годы выполнены работы по влиянию на обтекание и движение тел еще одного, малоизученного критерия — температурного фактора [10], в приложении к обтеканию более простой формы (затупленного конуса). Однако в работе авторов [11] показано, что и обтекание диск-цилиндрической компоновки, рассмотренной выше, также подвержено влиянию изменений температурного фактора моделей. Вдобавок при рассмотрении совсем простой компоновки каплевидного тела (стабилизированного небольшой юбкой) впервые было продуктивно применено совместное численно-экспериментальное изучение сверхзвукового обтекания (и сопротивления) тела с применением современного инструментария CFD [12,13]. Тем самым комбинация возможностей баллистического и численного моделирования в применении также и к сложным формам с передним управлением приобретает большую методическую и научную перспективность.

Список литературы

- [1] Чжен П. Управление отрывом потока. М.: Мир, 1979. 552 с.
- [2] Любимов А.Н., Тюмнев Н.М., Хут Г.И. Методы исследований течений газа и определения аэродинамических характеристик осесимметричных тел. М.: Наука, 1995. 397 с.
- [3] Калугин В.Т. Аэрогазодинамика органов управления полетом летательных аппаратов. М.: Изд. МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2004. 687 с.
- [4] Белов И.А., Жигалко Е.Ф. // Журнал прикладной механики и технической физики. 1981. № 6. С. 38–41.

- [5] Белов И.А., Дементьев И.М., Исаев С.А. и др. Моделирование сверхзвукового обтекания тел вращения с передней срывной зоной. Препринт ФТИ им. А.Ф. Иоффе. № 1033. Л., 1986. 57 с.
- [6] Белов И.А., Дементьев И.М., Исаев С.А. и др. Анализ результатов и методическое обоснование моделирования обтекания тел с передней срывной зоной. Препринт ФТИ им. А.Ф. Иоффе № 1353. Л., 1989. 63 с.
- [7] Михалев А.Н. // Письма в ЖТФ. 2007. Т. 33. В. 17. С. 89.
- [8] Михалев А.Н., Полянский А.В., Томсон С.Г. и др. // Тез. докл. Ежегодной научной школы-семинара ЦАГИ „Механика жидкости и газа“. Изд. ЦАГИ, февраль 1992. С. 130.
- [9] Reading J.P., Guenther R.A., Richter B.J. // Journ. of Spacecraft and Rockets. 1977. V. 14. N 1.
- [10] Дементьев И.М., Михалев А.Н. // ЖТФ. 2007. Т. 77. В. 2. С. 41.
- [11] Demen'tjev I.M., Kamalov I.A., Kovalev P.I. / Optics & Laser Technology. 1987. V. 19. N 6. P. 316–318.
- [12] Исаев С.А., Михалев А.Н., Судаков А.Г., Усачев А.Е. // ЖТФ. 2007. Т. 77. В. 8. С. 29.
- [13] Isaev S.A., Kharchenko V.B., Mikhalev A.N. // XIII International Conference on the Methods of Aerophysical Research. Proceedings. Part I. ИТАМ, Novosibirsk, 2007. P. 118.