

03

Моделирование снижения лобового сопротивления головной части ракеты типа „Союз“ при размещении перед ней соосного диска

© С.А. Исаев, Ю.М. Липницкий, А.Н. Михалев, А.В. Панасенко,
П.А. Баранов

Санкт-Петербургский государственный университет гражданской авиации
Центральный научно-исследовательский институт машиностроения,
Королев, Московская область
Физико-технический институт им. А.Ф. Иоффе РАН, Санкт-Петербург
E-mail: isaev3612@yandex.ru

Поступило в Редакцию 12 марта 2013 г.

На основе решения факторизованным конечно-объемным методом уравнений Навье–Стокса и Рейнольдса, замыкаемых в последнем случае с помощью модифицированных с учетом кривизны линий тока модели переноса сдвиговых напряжений Менгера, обосновывается эффект значительного снижения лобового сопротивления головной части ракеты типа „Союз“ при расположении перед ней диска малого диаметра.

Управление до- и сверхзвуковым обтеканием тел вращения за счет создания передних срывных зон в зазорах между телом и выступающим малогабаритным диском давно привлекает внимание исследователей. В [1] в рамках модели идеального газа рассчитано сверхзвуковое обтекание головной части ракеты для подводного старта „Трайдент“, снабженной телескопической иглой с расположенным в конце диска малого диаметра и предназначенной для уменьшения силовых нагрузок на обтекатель при максимальных скоростных напорах. На основе сравнения с имеющимися экспериментальными данными обоснована приемлемость упрощенного подхода к моделированию с использованием схемы Годунова первого порядка аппроксимации [2]. Несколько позже (см., например, [3]) для осесимметричного сверхзвукового обтекания цилиндра с плоским торцом при расположении перед ним соосного диска оптимального размера показано, что применение модели

идеального газа приводит к значительной (порядка 100%) ошибке в расчете лобового сопротивления. Устранить ее оказалось возможным, учитывая в пределах сдвигового слоя турбулентный перенос с использованием второй, конвективной модели Прандтля [3] и одновременно уменьшая влияние искусственной схемной диффузии путем адаптации ячеек сетки к направлению локальной скорости течения. К сожалению, предложенный зональный подход является неуниверсальным, поскольку базируется на априори заданной из эксперимента конфигурации линейно развивающегося сдвигового слоя. Недавний прогресс в расчетах сверхзвукового обтекания тел с отрывом потока связан с разработкой многоблочных вычислительных технологий для решения осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье–Стокса и энергии, замыкаемых с помощью полуэмпирических моделей переноса сдвиговых напряжений и вихревой вязкости [4,5]. Приемлемость такого практического подхода на базе структурированных разномасштабных сеток простой топологии с их частичным или полным наложением обоснована сравнением рассчитанных полей плотности с данными интерферометрических измерений на аэробаллистической трассе ФТИ им. А.Ф. Иоффе для тел каплевидной формы и компоновок цилиндра с соосным диском, а также сопоставлением численных прогнозов интегральных силовых характеристик с данными весовых испытаний в аэродинамических трубах.

Данное исследование имеет целью совершенствование аэродинамической компоновки головного обтекателя на примере головной части ракеты типа „Союз“ [6] при размещении перед ним диска малого диаметра в рамках развитого подхода к моделированию турбулентного осесимметричного отрывного течения сжимаемого вязкого газа.

Расчеты проведены на многоблочных сетках типа показанной на рис. 1, *a, b*. Вокруг контура строится криволинейная близкая к ортогональной О-образная сетка с шириной, изменяющейся в зависимости от числа Маха от 0.3 до 0.8 диаметра мишени аппарата, выбранного в качестве характерного размера (рис. 1, *b*). Сетка сгущается по нормали к стенке, причем пристеночный шаг выбирается равным 10^{-5} . При выбранном в качестве базового числе Рейнольдса до 10^7 максимальный y^+ составляет 2.4, вдоль контура тела задается порядка 250 ячеек, а в поперечном направлении — порядка 70. Продольный шаг внутренней сетки в середине контура тела составляет 0.01, а шаг в окрестности оси — 0.02. Радиус скругления контура в окрестности

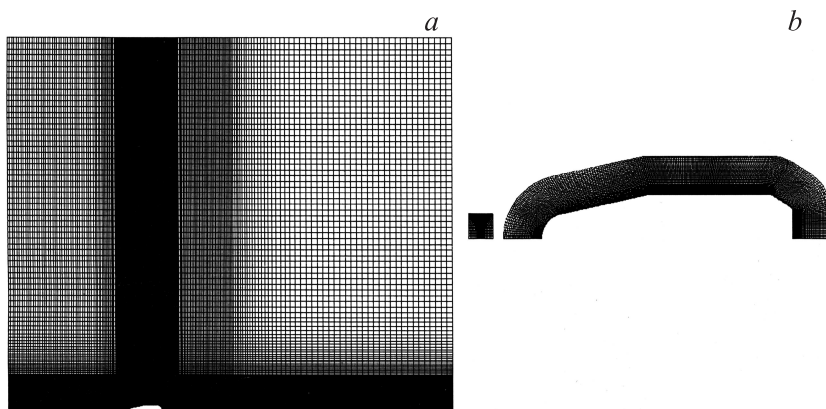


Рис. 1. Фрагменты многоблочной сетки для расчета осесимметричного обтекания головной части ракеты типа „Союз“: внешней прямоугольной (*a*) и внутренних, криволинейной вокруг тела и цилиндрической около диска (*b*).

углов — 0.01. Внутренняя сетка встраивается во внешнюю декартовую сетку с неравномерным шагом (рис. 1, *a*). В районе тела продольный шаг внешней сетки составляет 0.02. Внешняя область простирается от левой входной границы с фиксированными параметрами потока до правой границы на расстояние 38.5 и в вертикальном направлении от оси симметрии до верхней границы — на 32.5. Входная граница от передней критической точки тела удалена на расстояние 10. Внешняя расчетная сетка содержит порядка 400×200 ячеек. Минимальный шаг сетки в районе тела составляет 0.02. Помимо головного обтекателя ракеты типа „Союз“, аналогичной по конфигурации рассмотренному в [4] каплевидному телу, рассматривается альтернативный ступенчатый аналог с расположением впереди тела тонкого диска размером 0.2 на расстоянии 0.7. Вокруг диска строится еще одна внутренняя цилиндрическая сетка, не пересекающаяся с сеткой вокруг тела (рис. 1, *b*). Ячейки сгущаются к омываемым поверхностям диска. Пристеночный шаг 10^{-5} .

Обобщенная процедура коррекции давления развита для расчетов до- и сверхзвуковых течений на центрированных (с расположением определяющих параметров в центрах ячеек) сетках. Чтобы избежать имеющих вычислительную природу явлений типа эффекта корбункула на головном скачке перед обтекаемым телом [7], предлагается метод

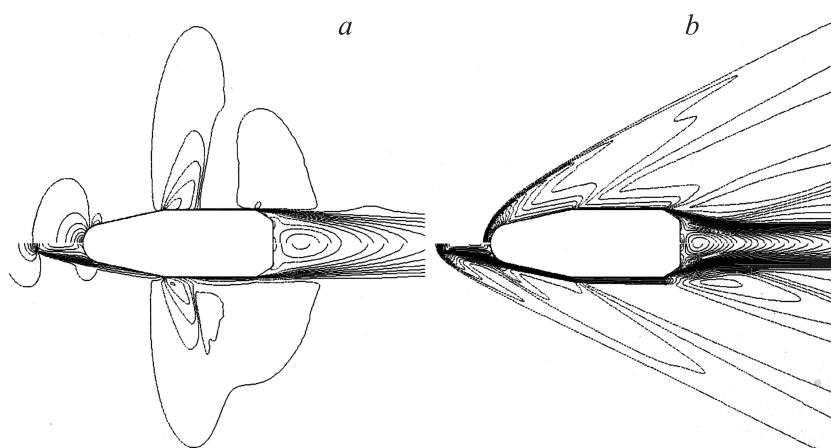


Рис. 2. Сравнение картин изомахов, нанесенных с шагом 0.1, для контура головной части (верхняя половина) и тела с расположенным впереди диском (нижняя половина) при числе Маха 0.9 (*a*) и 2.5 (*b*).

определения невязких потоков на грани расчетной ячейки SLAU, используя комбинацию MUSCL с ограничителем Van Albada. В нем выделяются группы членов, ответственных за поток, определяемый некоторой средней скоростью, и отдельно за поток, обусловленный неравномерностью давления. В этом плане просматривается аналогия с записью потока на грани ячейки с поправкой Рхи–Чоу. Предлагается вместо второго члена, связанного с градиентом давления, использовать эту поправку с сохранением ограничителя Van Albada. При этом плотность на грани ячейки рассчитывается с помощью выбранной противопоточной схемы.

Размещение диска малого диаметра перед удобообтекаемым телом во всем рассматриваемом диапазоне изменения числа Маха приводит к образованию передней срывной зоны в зазоре между диском и головной частью тела. Длина отрывной зоны в ближнем следе за телом по мере приближения числа Маха к 1 заметно увеличивается, а при $M > 1$ постепенно уменьшается.

Конические и цилиндрические фрагменты контура тела обтекаются безотрывно как в отсутствие, так и при наличии переднего диска.

В целом диск не оказывает заметного влияния на картину обтекания и ударно-волновую структуру боковой и хвостовой частей тела. Следует отметить, что при $M = 0.9$ образование прямого скачка уплотнения на цилиндрической стенке после разгона потока в веере волн разрежения происходит при переходе от конической к цилиндрической части (рис. 2, *a*).

Головной скачок перед телом образуется при сверхзвуковой скорости набегающего потока. По мере роста M отход скачка от тела уменьшается, и ударная волна приближается к телу, вызывая рост сопротивления головной части. Размещение диска фактически устраняет головной скачок перед телом (рис. 2, *b*). Он смещается вперед и возникает перед малоразмерным диском. Волны сжатия идут от сдвигового слоя, развивающегося вдоль границы передней срывной зоны. В принципе, сливаясь, они должны образовывать косой скачок перед головной частью тела, однако четко он не проявляется, хотя зона подъема давления отмечается.

Присутствие диска перед телом при дозвуковых скоростях несколько добавляет компоновке тел суммарного лобового сопротивления по сравнению с телом без диска (рис. 3, *a*), хотя при $M = 0.9$ это различие не ощутимо. А вот на сверхзвуковых скоростях лобовое сопротивление компоновки тела с выступающим диском с ростом числа Маха падает заметно быстрее, чем для отдельного тела без диска, причем для $M = 3$ различие составляет порядка 30%.

Причем возникновение такого эффекта объясняется поведением отдельных составляющих лобового сопротивления, относящихся к головной части (до боковой, цилиндрической — кривые 3, 4) и непосредственно к переднему диску (кривая 5, рис. 3, *a*). Очевидно, что с ростом числа Маха волновое сопротивление удобообтекаемого тела, к каковым относится аэродинамическая форма головной части ракеты типа „Союз“, увеличивается. А вот при отрывном обтекании этой формы сопротивление существенно падает (более чем вдвое при $M = 3$). Лобовое сопротивление диска во всем диапазоне варьирования числа Маха составляет 0.04–0.06.

И наконец, донное сопротивление компоновки (рис. 3, *b*) меняется сравнительно мало, хотя при глубоких дозвуковых скоростях несколько выше аналогичного сопротивления для отдельного тела без переднего диска.

Таким образом, лобовое сопротивление рассмотренного обтекателя головной части ракеты типа „Союз“ может быть значительно (бо-

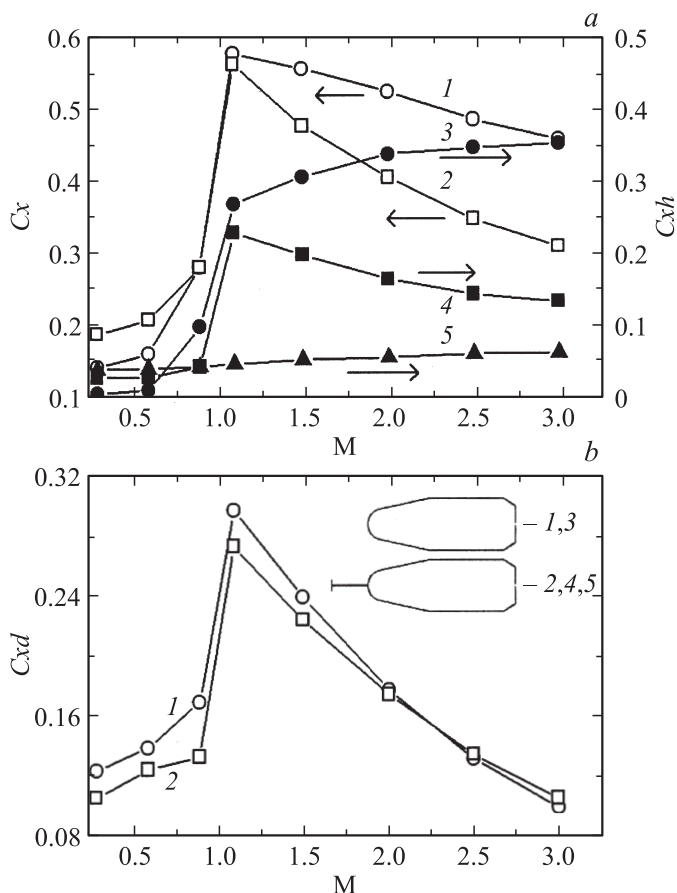


Рис. 3. Сравнение зависимостей от числа Маха коэффициентов лобового сопротивления тела C_x (кривые 1,2), головной части (кривые 3,4) и выступающего диска (кривая 5) (a) и донного сопротивления (b).

лее 30%) уменьшено при размещении перед ним соосного диска размером 0.2 диаметра мидаля на расстоянии 0.7, причем оно оказывается ниже, чем у аналогичного обтекателя ракеты „Трайидент“ [1].

Работа выполнена при поддержке РФФИ по проектам № 10-08-00510 и 11-01-00039.

Список литературы

- [1] *Belov I.A., Isaev S.A.* // Soviet Technical Physics Letters. 1980. V. 6. N 5. P. 264–265.
- [2] *Численное решение многомерных задач газовой динамики* / С.К. Годунов, А.В. Забродин, М.Я. Иванов, А.Н. Крайко, Г.П. Прокопов. М.: Наука. 1974.
- [3] *Belov I.A., Isaev S.A., Mitin A.Ju.* // J. Engineering Physics. 1986. V. 51. N 4. P. 1159–1164.
- [4] *Isaev S.A., Mikhalev A.N., Sudakov A.G., Usachov A.E.* // Technical Physics. 2007. V. 52. N 8. P. 991–997.
- [5] *Isaev S.A., Lipnitskii Yu.M., Mikhalev A.N., Panasenko A.V., Usachov A.E.* // J. Engineering Physics and Thermophysics. 2011. V. 84. N 4. P. 827–839.
- [6] www.samspace.ru/RN/souz_2.htm.
- [7] *Kitamura K., Shima E.* // Proc. V European Conference on Computational Fluid Dynamics ECCOMAS CFD 2010/J.C.F. Pereira and A. Sequeira (eds). Lisbon, Portugal, 2010. 20p.