

Николай Сергеевич Беляков родился в 1984 г., студент кафедры “Прикладная математика” МГТУ им. Н.Э. Баумана. Специализируется в области математического моделирования.

N.S. Belyakov (b. 1984) — student of “Applied Mathematics” department of the Bauman Moscow State Technical University. Specializes in the field of mathematical simulation.



УДК 533.6.011

В. Т. К а л у г и н, В. Ю. С о б о л е в

ОСОБЕННОСТИ ДОЗВУКОВОГО ОТРЫВНОГО ОБТЕКАНИЯ ЗАТУПЛЕННЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ С ДИСКОВЫМИ СТАБИЛИЗИРУЮЩИМИ УСТРОЙСТВАМИ

Приведены результаты экспериментальных исследований обтекания летательного аппарата со стабилизирующим дисковым устройством дозвуковым несжимаемым потоком. Выявлены два принципиальных режима обтекания аппарата с образованием одной или двух отрывных зон. Найдены зависимости основных интегральных аэродинамических характеристик компоновки от угла атаки и геометрии аппарата. Результаты хорошо согласуются как с данными, полученными экспериментально другими исследователями, так и с результатами расчетов.

Управление аэродинамическими характеристиками и процессами обтекания летательного аппарата осуществляется различными устройствами (органами управления), расположенными на его боковой поверхности. Эффективность органов управления зависит от условий обтекания, которые определяются формой носовой части корпуса и его геометрическими размерами. Цель настоящей работы — исследование структур обтекания и аэродинамических характеристик цилиндрического корпуса с затупленной носовой частью и дисковым стабилизатором.

В качестве исследуемой конфигурации была выбрана комбинация цилиндрического корпуса с плоским затуплением и дискового стабилизатора как предельный случай формы головных частей и стабилизирующих (тормозных) юбок. Характерной особенностью обтекания газовым потоком цилиндрических тел с затупленной головной частью является возникновение отрыва этого потока в местах излома обра-

зующей поверхности тела. При дозвуковых скоростях потока области отрывного течения часто занимают большую часть поверхности обтекаемого тела и существенно влияют на аэродинамические характеристики стабилизирующих устройств, расположенных в хвостовой части аппарата.

Рассчитать характеристики такого тела достаточно сложно, поэтому при исследовании подобных тел широко применяются экспериментальные методы. Так, например, в работе [1] рассматривается экспериментальное исследование продольного обтекания изолированного цилиндрического корпуса с торцовым затуплением вязким несжимаемым потоком. Исследована структура отрывного течения возле цилиндра, получены картины распределения давления и составляющих скорости по боковой поверхности тела, исследованы характеристики пограничного слоя. В работе [2] приведены результаты экспериментального исследования обтекания круглого цилиндра с установленной на нем кольцевой преградой. Найдено распределение давления по боковой поверхности тела для различных геометрических характеристик конфигурации, установлены различные режимы обтекания тела, проведено исследование влияния геометрии тела на характеристики течения.

Отсутствие в указанных работах данных о суммарных аэродинамических характеристиках тел вращения привело к необходимости проведения исследований структур течения и зависимостей аэродинамических характеристик от угла атаки и геометрии тела. В настоящей работе приведены результаты изучения обтекания цилиндра с дисковым стабилизатором несжимаемым вязким потоком. Получены параметрические зависимости аэродинамических характеристик тела от угла атаки и удлинения корпуса. Кроме того, исследованы картины течения на боковой поверхности тела.

Модели и методика эксперимента. Исследования проводились в дозвуковой аэродинамической трубе замкнутого типа с открытой рабочей частью площадью $0,25 \text{ м}^2$. Турбулентность набегающего потока в этой трубе не превышает $0,15 \%$. Основные испытания проводились при скорости набегающего потока 30 м/с , что соответствует числу Рейнольдса, рассчитанному по диаметру цилиндра, равному $1,03 \cdot 10^5$. Диапазон углов атаки α составил $0^\circ \dots 30^\circ$.

Для данных экспериментов была спроектирована и изготовлена специальная модель, схема которой приведена на рис. 1. Корпус модели представляет собой сборную конструкцию, состоящую из нескольких цилиндрических частей, диаметром $d = 50 \text{ мм}$. Подобная конфигурация корпуса позволяет варьировать его длину L в ходе эксперимента от $0,1$ до 4 калибров. В задней части корпуса закреплен

стабилизирующий диск, диаметр D которого варьировался от $1,3d$ до $2d$.

Для определения аэродинамических характеристик модели использовались трехкомпонентные тензovesы, позволяющие измерять продольную и поперечную силы, а также момент тангажа.

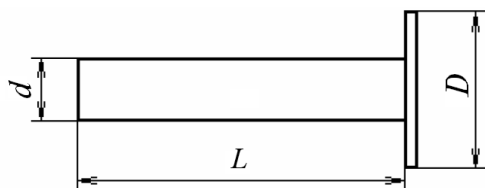


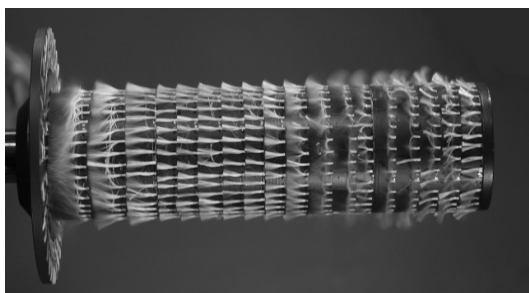
Рис. 1. Конструкция модели

Весы закреплялись на державке, которая, в свою очередь, была установлена на координатнике, позволяющем изменять угол атаки модели как в положительном, так и в отрицательном направлении. Выходной сигнал с тензovesов поступал на измерительную станцию, где происходило усиление сигнала, его преобразование в цифровой вид и передача данных на ЭВМ. В целом, конструкция измеряющей аппаратуры позволила получить осредненное значение величин аэродинамической нагрузки, рассчитанное по 12 точкам, снятым в течение 1 секунды, что помогло избежать погрешностей в измерении характеристик, связанных с вибрацией модели. В целом, погрешности измерения весовых коэффициентов не превышали 10% по каждому из каналов.

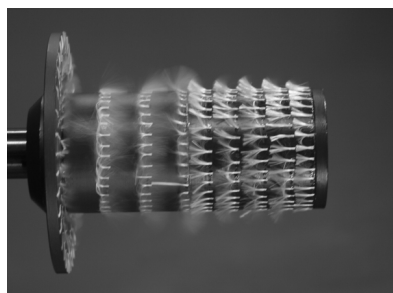
При обработке результатов эксперимента суммарные аэродинамические силы и моменты, полученные на тензOMETрических весах, относились к скоростному напору и площади дискового стабилизатора. За характерный линейный размер в расчетах аэродинамических характеристик был принят диаметр корпуса. Коэффициенты момента тангажа вычислялись относительно носика модели. Все аэродинамические характеристики в настоящей работе представлены в системе координат, связанной с телом.

В ходе экспериментов структуру течения на поверхности модели определяли при помощи метода шелковинок. Шелковинки представляли собой нити длиной 8 мм, прикрепленные к поверхности модели. Картины течения на поверхности тела служили основным источником для определения точек отрыва и присоединения потока, а также режима течения.

Структуры течения. При визуализации структуры течения было выявлено влияние угла атаки и удлинения корпуса летательного аппарата. Примеры картин течения показаны на рис. 2 и 3, из которых видно, что при нулевом угле атаки наблюдаются два типа течения. При больших удлинениях корпуса, например более трех калибров, (рис. 2, а) наблюдаются два независимых отрыва потока. В носовой части отрыв вызван изломом образующей, в хвостовой — наличием прямого уступа. В этом случае зоны возвратного течения расположе-

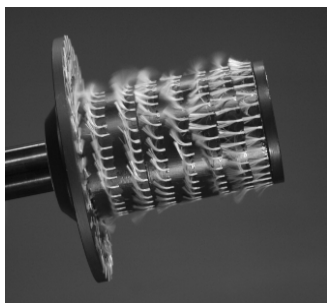


a



б

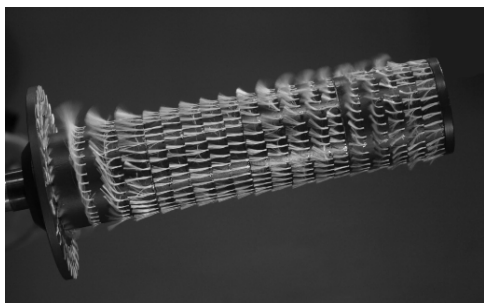
Рис. 2. Картины распределения потока при $\alpha = 0^\circ$, $V_\infty = 30$ м/с



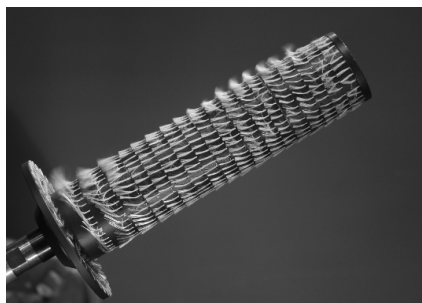
a



б



в



г

Рис. 3. Картины течения потока при наличии угла атаки

ны достаточно далеко друг от друга и поток, оторвавшийся на носке, успеваеет присоединиться. При малых удлинениях корпуса (менее трех калибров, см. рис. 2, б) существует единая зона отрывного течения, распространяющаяся на всю боковую поверхность корпуса. Это связано с тем, что при такой длине корпуса диск попадает в зону возмущений, вызванных отрывом потока в носовой части аппарата. При этом области возвратного течения у носовой части и стабилизатора объединяются в одну отрывную зону. Данные выводы подтверждаются и исследованиями, проведенными в работе [2].

На рис. 3 изображены картины течения потока при наличии ненулевого угла атаки. Видно, что при малых удлинениях корпуса с увеличением угла атаки интенсивность отрыва на подветренной части аппарата сокращается, а на наветренной – увеличивается (см. рис. 3, а). При $\alpha > 10^\circ$ поток на нижней части корпуса присоединяется, остается лишь верхняя единая отрывная зона, причем такая структура течения сохраняется и при больших углах атаки (см. рис. 3, б). Несколько иная картина течения наблюдается при больших удлинениях корпуса. На малых углах атаки интенсивность области отрывного течения на подветренной части, также как и в случае малых удлинений, сокращается, а на наветренных – увеличивается. Однако на верхней стороне корпуса сохраняются две независимые зоны отрыва (см. рис. 3, в). При дальнейшем увеличении угла атаки картина течения становится похожа на предыдущую картину, когда существует лишь единая отрывная зона на верхней части аппарата (см. рис. 3, г). Это связано с тем, что при $\alpha > 15^\circ$ наблюдается отрыв потока с подветренной поверхности цилиндра, связанный лишь с наличием угла атаки.

Аэродинамические характеристики. Тензометрические (весовые) исследования позволили выявить влияние угла атаки и геометрических параметров компоновки на интегральные аэродинамические характеристики летательного аппарата, в частности, на продольную, нормальную силы и на момент тангажа. На рис. 4 показаны примеры зависимостей коэффициентов продольной (а) и нормальной (б) силы от угла атаки для стабилизирующих дисков различного диаметра $\bar{D} = D/d = 1,3; 1,6; 2$. Из рисунка видно, что изменение диаметра диска практически не оказывает влияния на величину аэродинамических характеристик. Поэтому в дальнейшем будем рассматривать лишь обтекание диска с относительным диаметром $\bar{D} = 2$.

На рис. 5, а приведены графики зависимостей коэффициента продольной силы от угла атаки. Для большинства удлинений корпуса ха-

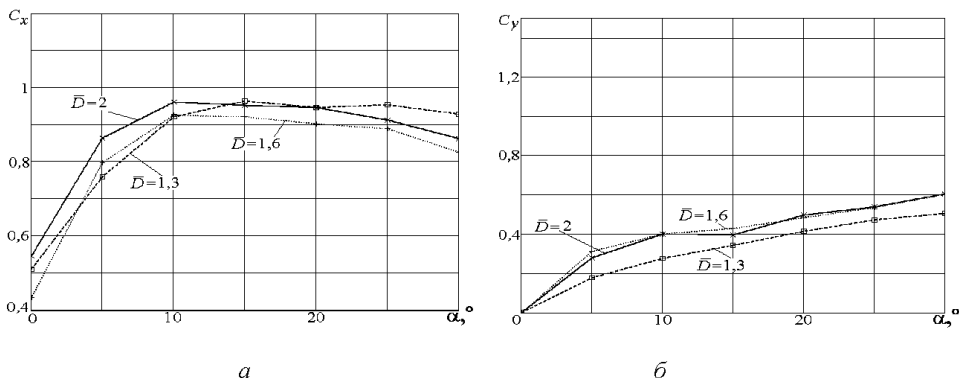


Рис. 4. Аэродинамические характеристики летательных аппаратов с дисковыми стабилизаторами различного диаметра

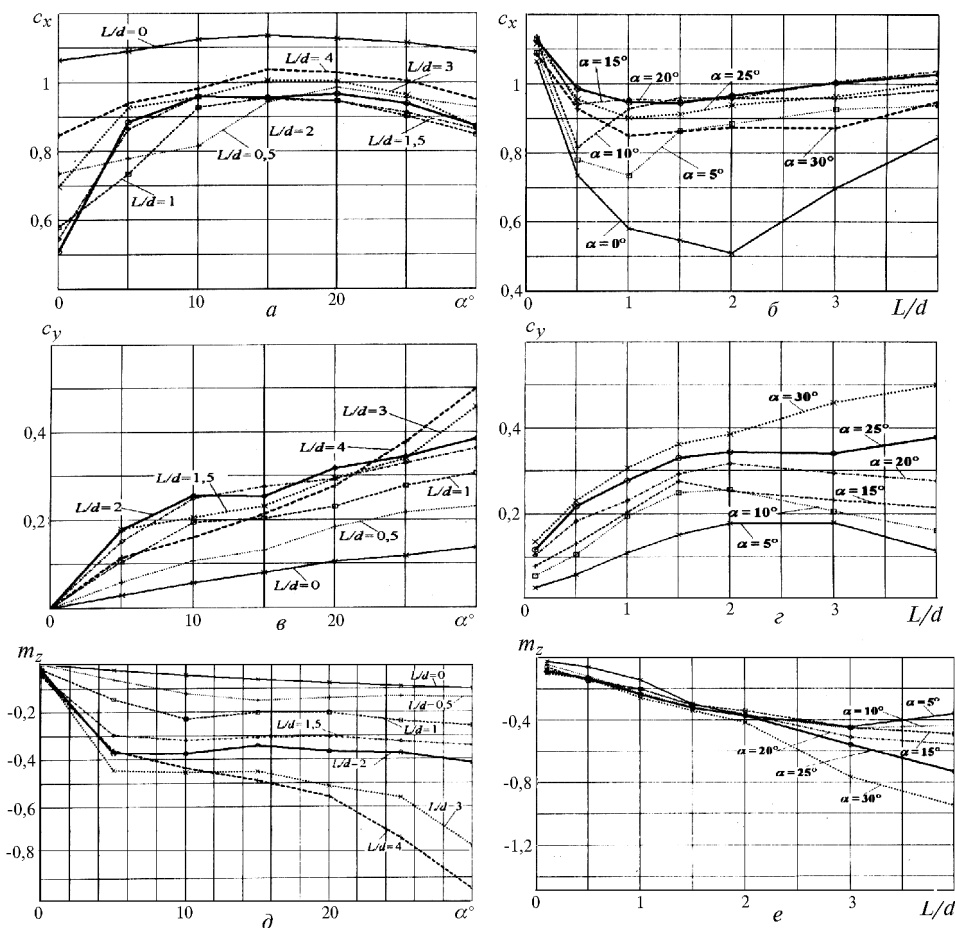


Рис. 5. Графики зависимости продольной (*а, б*) и нормальной (*в, г*) сил, а также момента тангажа (*д, е*) от угла атаки и геометрии аппарата соответственно

рактически этих зависимостей одинаков. С увеличением угла атаки первоначально сопротивление также растет, что связано с присоединением потока на подветренной части аппарата и, соответственно, с тем, что на стабилизирующее устройство начинает непосредственно действовать набегающий поток. Однако этот процесс наблюдается до определенных значений $\alpha \approx 15^\circ \dots 20^\circ$, при дальнейшем увеличении α величина коэффициента начинает уменьшаться. Это объясняется тем, что на больших углах атаки срыв потока с наветренной части аппарата настолько интенсивен, что зона возвратного течения распространяется и на области ниже оси симметрии аппарата. Это приводит к уменьшению воздействия набегающего потока на стабилизирующее устройство, а следовательно, и сопротивления. Для тел с параметром $L = 0,5d$ характер зависимости $C_x(\alpha)$ существенно отличается от рассмотренных ранее. Здесь продольная сила возрастает с увеличением

угла атаки не столь интенсивно, как во всех других случаях. При таком удлинении корпуса присоединение потока на подветренной части аппарата происходит позже, чем для более длинных корпусов. Стабилизирующее устройство таким образом попадает в зону влияния набегающего потока на больших углах атаки.

На рис. 5, б приведены зависимости коэффициента продольной силы от удлинения корпуса (L/d). При малых углах атаки в зоне небольших удлинений наблюдается область локального минимума характеристики. При такой конфигурации летательного аппарата отрывная зона распространяется на всю боковую поверхность корпуса и стабилизирующее устройство работает в условиях пониженного давления в застойной зоне. С увеличением угла атаки размеры зоны локального минимума сокращаются, так как при этом перестройка структуры течения происходит для меньших удлинений. При углах атаки $\alpha > 15^\circ$ уменьшение сопротивления с увеличением длины корпуса не столь выражено, тем не менее, оно все же наблюдается. Это связано с тем, что структура течения на больших углах атаки при изменении длины корпуса качественно не меняется, а происходит перераспределение давления в отрывной зоне, приводящее к некоторому уменьшению продольной силы.

Полученная структура течения и характер зависимостей коэффициента продольной силы подтверждаются также расчетами сопротивления подобных аппаратов при нулевом угле атаки, приведенными в работах [3 и 4].

На рис. 5, в показаны зависимости коэффициента нормальной силы от угла атаки. Видно, что характер всех зависимостей примерно одинаков — коэффициент растет с увеличением угла атаки. Однако влияние структуры течения, т.е. наличия единой отрывной зоны на верхней части аппарата, на коэффициент нормальной силы сохраняется лишь при достаточно малом удлинении корпуса. При $L/d \geq 3$ величина коэффициента C_y возрастает лишь в силу увеличения площади сечения, подвергающейся воздействию набегающего потока.

На рис. 5, г приведены зависимости коэффициента нормальной силы от удлинения корпуса. Отметим, что с увеличением длины корпуса нормальная сила также увеличивается, что аналогично поведению этой характеристики при возрастании угла атаки. Однако такой характер кривых наблюдается лишь до определенного момента. При больших удлинениях корпуса коэффициент C_y , напротив, начинает уменьшаться. В этом случае происходит перестройка структуры течения на наветренной части аппарата. Поток, оторвавшийся в носовой части корпуса, успевает присоединиться, создавая тем самым повышенное давление, что и приводит к уменьшению нормальной силы.

Но это справедливо лишь для малых углов атаки. При $\alpha > 20^\circ$ коэффициент C_y не уменьшается при больших удлинениях корпуса. Это объясняется тем, что здесь структура течения качественно не изменяется, поток на наветренной части аппарата остается оторвавшимся при всех длинах корпуса и величина нормальной силы определяется лишь площадью сечения, на которую действует набегающий поток.

На рис. 5, *д* и *е* представлены зависимости коэффициента момента тангажа от угла атаки и удлинения корпуса. С увеличением α абсолютная величина коэффициента m_z растет. Однако, начиная с определенного момента, величина коэффициента остается примерно постоянной. Это связано с тем, что, хотя нормальная сила и возрастает, положение центра давления, в связи с перестройкой структуры течения, также изменяется, что и определяет характер зависимости $m_z(\alpha)$. При больших длинах корпуса величина момента постоянно растет, что также, по всей видимости, связано с величиной нормальной силы и положением центра давления.

Заключение. Экспериментальные исследования обтекания цилиндрического летательного аппарата с плоским торцем и дисковым стабилизатором вязким дозвуковым потоком позволили выявить влияние геометрических параметров компоновки на аэродинамические характеристики такого тела при различных углах атаки.

Показано, что на обтекание стабилизирующих устройств существенное влияние оказывает носовая часть корпуса. При малых углах атаки ($\alpha < 5^\circ$) в зависимости от удлинения корпуса возможны две структуры обтекания. Для первой структуры (большие удлинения) характерно существование двух зон отрыва, для второй — единое (общее) отрывное течение. С увеличением угла атаки поток на подветренной части корпуса присоединяется, а на наветренной части сохраняется структура течения, характерная для углов α , близких к нулевому значению. При дальнейшем увеличении угла атаки наблюдается срыв потока со всей верхней части аппарата.

Аэродинамические характеристики исследуемого тела практически не зависят от диаметра дискового стабилизирующего устройства. В зависимости коэффициента продольной силы от удлинения корпуса наблюдается локальный минимум характеристики. Коэффициент C_y пропорционален удлинению и углу атаки. Аэродинамический момент существенно не изменяется, начиная с $\alpha > 5^\circ$.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

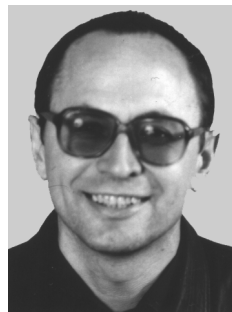
1. O t a T. An axisymmetric separated and reattached flow on a longitudinal blunt circular cylinder, Transactions of the ASME, Journal of applied mechanics, June 1975. – P. 311–315.

2. Koenig K., Griffin L. W., Vincent L. D. The cavity-like modes of axisymmetric flow past a plane-nosed cylinder with a concentric ring. AIAA Paper. – № 86-1067, 1986.
3. К а л у г и н В. Т., С о б о л е в В. Ю. Аэродинамическое сопротивление стабилизирующих устройств при отрывных режимах обтекания летательных аппаратов // Научный вестник МГТУ ГА № 81. Серия “Аэромеханика и прочность”. – М.: МГТУ ГА, 2005. – С. 11–14.
4. К а л у г и н В. Т., С о б о л е в В. Ю. Математическое моделирование процессов дозвукового турбулентного обтекания стабилизирующих устройств летательных аппаратов в условиях отрыва потока // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Серия “Машиностроение”. – 2005. – № 2. – С. 20–30.

Статья поступила в редакцию 3.11.2005

Владимир Тимофеевич Калугин родился в 1949 г., окончил МВТУ им. Н.Э. Баумана в 1972 г. Д-р техн. наук, профессор кафедры “Баллистика и аэродинамика” МГТУ им. Н.Э. Баумана. Автор более 200 научных работ в области аэрогазодинамики струйных и отрывных течений, проектирования органов управления полетом.

V.T. Kalugin (b. 1949) graduated from the Bauman Moscow Higher Technical School in 1972. D. Sc. (Eng.), professor of “Ballistics and Aerodynamics” department of the Bauman Moscow State Technical University. Author of over 200 publications in the field of aero- and gas dynamics of jet and detached flows, design of flight controls.



Вячеслав Юрьевич Соболев родился в 1981 г., окончил в 2004 г. МГТУ им. Н.Э. Баумана. Аспирант кафедры “Баллистика и аэродинамика” МГТУ им. Н.Э. Баумана. Специализируется в области отрывных течений и управлении процессами обтекания летательных аппаратов.

V.Yu. Sobolev (b. 1981) graduated from the Bauman Moscow State Technical University in 2004. Post-graduate of “Ballistics and Aerodynamics” department of the Bauman Moscow State Technical University. Specializes in the field of separated flows and control of processes of flow around flying vehicles.

