

ЧИСЛЕННЫЙ РАСЧЕТ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК СФЕРИЧЕСКОГО ТЕЛА С ПРОТОКОМ ПРИ ДОЗВУКОВЫХ СКОРОСТЯХ

М.Ю. ЕФРЕМОВА, магистрант МГУЛ,

П.В. КРЮКОВ, вед. науч. сотрудник ФГУП ЦНИИмаш, канд. физ.-мат. наук,

А.Ю. ГАЛАКТИОНОВ, доц. каф. прикладной математики и математического моделирования МГУЛ, канд. тех. наук

etu92@yandex.ru, galakau@mail.ru

ФГБОУ ВПО «Московский государственный университет леса»

141005, Московская обл., г. Мытищи-5, ул. 1-я Институтская, д. 1, МГУЛ

ФГУП «Центральный научно-исследовательский институт машиностроения» (ФГУП ЦНИИмаш)

141070, Московская область, г. Королёв, ул. Пионерская, д. 4

Рассматривается математическое моделирование сложных струйных и отрывных течений в окрестности сферического тела с осевым цилиндрическим протоком при дозвуковых скоростях. В качестве объекта исследования авторами было выбрано сферическое тело с протоком, физическое моделирование обтекания которого на моделях в аэродинамических стендах затруднено. Данное обстоятельство потребовало использования математических моделей высокого уровня, какими являются численные методы решения полных уравнений Навье–Стокса, программно реализованные для ЭВМ. Аэродинамические характеристики сферы с осевым цилиндрическим отверстием («протоком») получены численным решением полных уравнений Навье–Стокса с использованием пакета программ Numesa. Зависимости аэродинамических коэффициентов продольной и нормальной сил, а также момента тангажа от угла атаки определены при числе Рейнольдса $Re = 2 \cdot 10^6$ для диаметра «протока» $\bar{d} = d / R = 0,5$; для случая дозвукового обтекания, что необходимо для предпроектных оценок стабилизации воздухоплавательного летательного аппарата. Численные расчеты аэродинамических характеристик рассматриваемой модели были выполнены в диапазоне углов атаки от 0 до 90°. Интересно отметить трансформацию вихревых образований в задней полусфере. При угле атаки порядка $\alpha = 0^\circ$ наблюдается сравнительно симметричная тороидальная система. При угле атаки 1° – два тороидальных образования в задней полусфере, соответствующие газу внешнего потока и одно в струе, вышедшей из осевого протока (т.н. внутренние вихревые образования, напоминающие эффекты неустойчивости Релея–Тейлора). С дальнейшим ростом угла атаки (до 10° и выше) вихревые, появившиеся после отхода от $\alpha = 0^\circ$, распадаются в турбулентном следе, а вихревое тороидальное образование, соответствующее отрыву основного потока на сфере становится несимметричным. Начиная с интервала углов атаки $70 - 80^\circ$, в тороидальном вихревом образовании появляются элементы симметрии, а картина течения во внешнем поле приближается к случаю обтекания шара дозвуковым потоком

Ключевые слова: аэродинамические характеристики, уравнение Навье–Стокса, численные методы, сфера с протоком.

Ежегодное увеличение потока Земля–Космос при ужесточении экологических требований заставляет искать альтернативные, часто нетиповые схемы работы космических комплексов и систем старта. В этой связи представляет интерес идея воздушного старта, использующая в качестве первой подвижной ступени воздухоплавательную составляющую, нести необходимый запас космических ракет-носителей, специализированных для вывода микроспутников. Учитывая, что летательные аппараты (ЛА) воздухоплавательного типа, оснащенные искусственными двигателями, в настоящий момент рассматриваются как перспективные системы грузодоставки тяжелых грузов и природных ископаемых [1–3], а также систем тушения лесных пожаров, актуальным вопросом становится разработка инженерных методик и оценка с их помощью возмущающих аэродинамических

и аэростатических сил и моментов, необходимых как при выборе органов управления для упомянутых ЛА, так и при синтезе сложных технических систем (СТС), элементом которых являются ЛА такого типа – воздухоплавательные летательные аппараты (ВЛА или аэромобили на рис. 1).

Ввиду определенных технико-экономических ограничений на этапе предпроектной проработки ВЛА, связанных как с натурным экспериментом, так и с трубными испытаниями, в настоящей работе аэродинамические характеристики ВЛА были получены численно на ЭВМ с использованием пакета программ Numesa (Действующий договор № NU/RU/ACADEM/25/03/2014 между ООО «НУМЕКА», Санкт-Петербург и МГУЛ, Мытищи от 25.03.2014), что позволило сопоставить суммарные аэродинамические характеристики с картинами течения, возникающими

ми в окрестности модели ВПЛА. Последняя была схематично представлена в виде сферы с протоком, обтекаемой дозвуковым потоком воздуха (рис. 1, 2). Здесь уместно отметить, что исследование интерференции пристенного слоя, отрывного течения и спутной струи из протока при дозвуковых скоростях может представлять самостоятельный интерес в части аэродинамики струйных и отрывных течений, аэромеханики инициирования и затягивания отрыва.

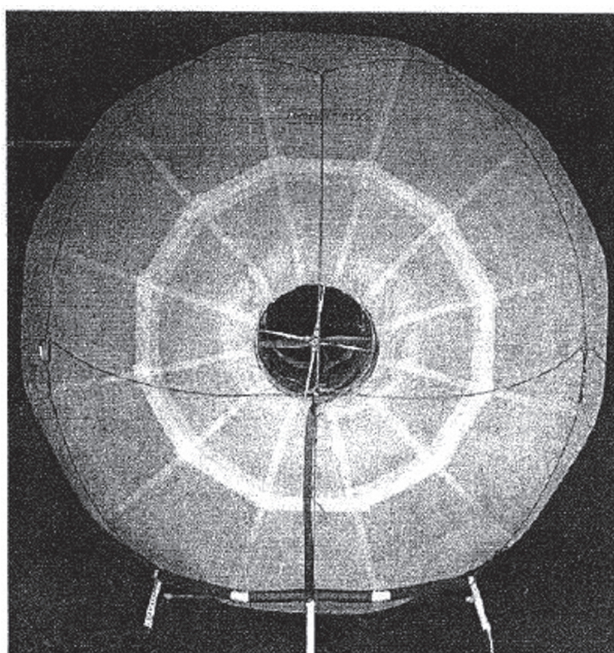


Рис. 1. Прототип аэростата и швартовочных опор
Fig. 1. The prototype of a balloon and mooring base

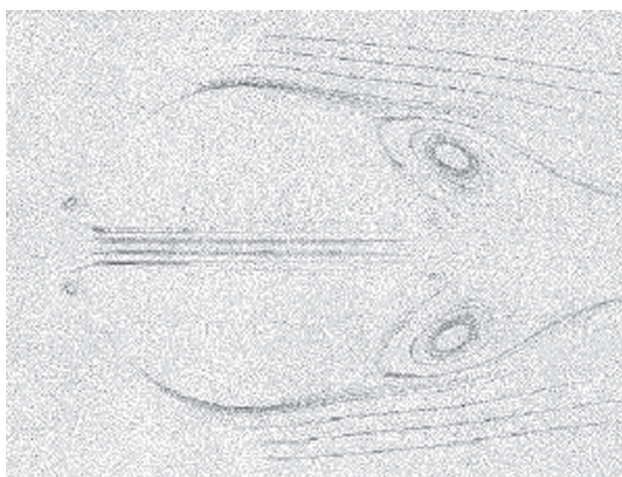


Рис. 2. Визуализация физической картины течения в окрестности модели
Fig. 2. Visualization of the physical picture of the flow in the vicinity of the model

Целью настоящей работы стала инженерная оценка аэродинамических характеристик тела с протоком в условиях дозвукового обтекания, с использованием возможностей математических моделей высокого уровня, какими являются программно реализованные численные методы решения уравнений Навье–Стокса в виде пакетов прикладных аэродинамических программ.

Для достижения поставленной цели было необходимо решение следующих задач:

1. Разработка расчетной схемы и подготовка исходных данных для проведения вычислительных экспериментов на ЭВМ.
2. Организация параметрических численных расчетов круговых аэродинамических характеристик тела с протоком, с рассмотрением диаметра последнего в качестве самостоятельного параметра; систематизация полученных результатов в виде графических и табличных зависимостей.
3. Анализ результатов аэродинамических расчетов в части оценки тормозных, несущих и дестабилизирующих свойств ВПЛА выбранной схемы при осевой центровке ($x_{\text{цт}} = 0,5$), с интерпретацией прогнозируемых картин течения.

4. Обоснование достоверности полученных данных путем сравнения с известными экспериментальными данными и рассмотрения сходимости решения по сетке.

Для определения круговых аэродинамических характеристик ВПЛА использовалась связанная с моделью декартова система координат, начало которой было расположено на оси симметрии тела в передней критической точке (при нулевом угле атаки). Предполагалось, что центр тяжести ВПЛА расположен в картинной (поперечной) плоскости симметрии ниже строительной горизонтали в целях обеспечения устойчивости, однако для математического упрощения аэромеханической задачи центр тяжести был расположен в центре сферы. Задача решалась численно в рамках полных уравнений Навье–Стокса методом контрольного объема на неструктурированной расчетной сетке. Решение было получено установлением методом конечного объема, с использованием

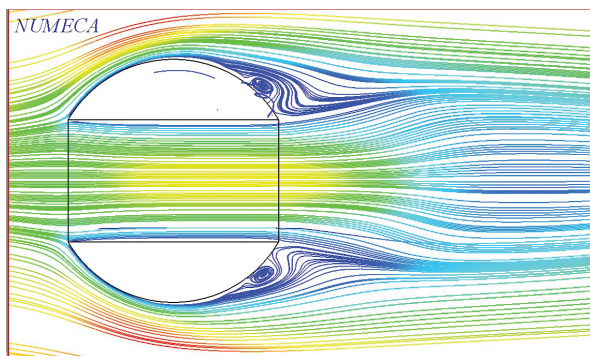


Рис. 3. Фрагмент картины течения в окрестности модели ВПЛА ($V = 50$ м/с, $\alpha = 0^\circ$), характерные линии тока

Fig. 3. Detail of the flow pattern in the vicinity of the model VPLA ($V = 50$ м/с, $\alpha = 0^\circ$), the characteristic lines of the current

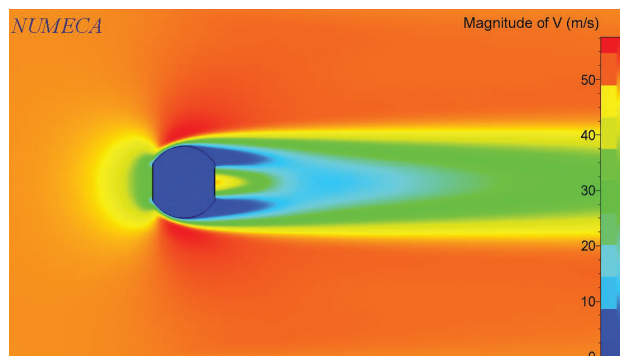


Рис. 4. Фрагмент картины течения в окрестности модели ВПЛА ($V = 50$ м/с, $\alpha = 0^\circ$), области равных скоростей

Fig. 4. Detail of the flow pattern in the vicinity of the model VPLA ($V = 50$ м/с, $\alpha = 0^\circ$), the area of equal speeds

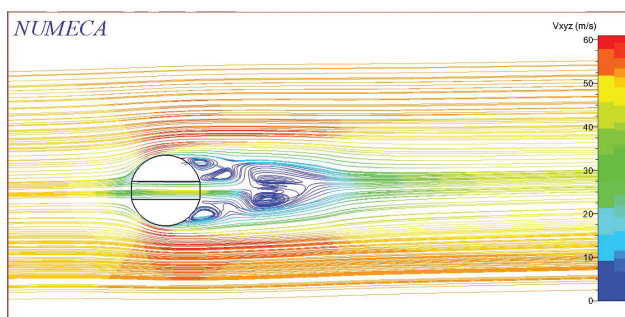


Рис. 5. Картина течения в окрестности тела с протоком, полученная при угле атаки, равном 1°

Fig. 5. The flow pattern in the vicinity of the model with the flow obtained at an angle of attack of 1°

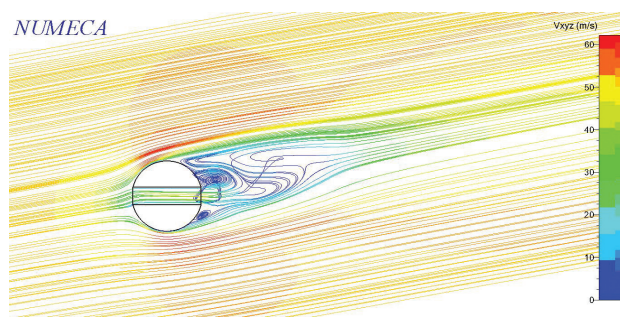


Рис. 6. Картина течения в окрестности тела с протоком, полученная при угле атаки, равном 10°

Fig. 6. The flow pattern in the vicinity of the body with the flow obtained at an angle of attack equal to 10°

TVD-схем [8], и графически отображено с использованием пакета Numeca (Fine-Open) по использованию элементов вычислительной технологии, представленной в работе [4]. Расчеты проводились на сетках с числом элементов порядка 10^6 . Расчетные сетки были сгенерированы в пакете Hexpress и имели сгущение к поверхности модели. Расчетная область могла рассматриваться как двухсвязная [8, 9] – требующая двух разрезов: как O – сетка и с учетом одного тела с одним протоком. Для математического моделирования турбулентных течений и количественного расчета значения коэффициента турбулентной вязкости использовалась $k-\omega$ модель турбулентности.

В качестве модели для аэродинамических расчетов была выбрана сфера (радиус 1 м) с протоком, обтекаемая дозвуковым потоком воздуха ($V = 50$ м/с на высоте $H = 0$ км).

Аэродинамические характеристики в связанной системе координат были определены для значения диаметра протока (0,5 в радиусах сферы) в интервале углов атаки от 0 до 90° (в настоящей работе картины течения приведены для углов атаки $0, 1, 10, 45, 85$ и 90°).

Считалось, что мерой тормозного воздействия рассматриваемой формы на поток является коэффициент силы лобового сопротивления (продольной силы), мерой несущих способностей – коэффициент подъемной силы, а дестабилизирующее воздействие для вращательного движения может быть оценено через коэффициент момента тангажа (или точки приложения аэродинамической силы).

На рис. 3, 4 представлены наиболее интересные элементы картины течения, качественно близкие результатам визуализации, полученным в физическом эксперименте [1]:

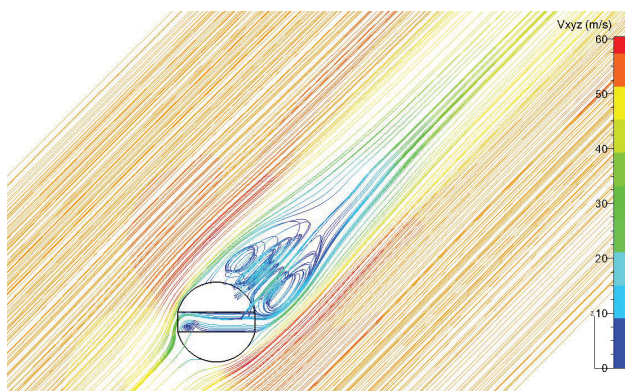


Рис. 7. Картина течения в окрестности тела с протоком, полученная при угле атаки равном 45°

Fig. 7. The flow pattern in the vicinity of the body with the flow obtained at an angle of attack of 45°

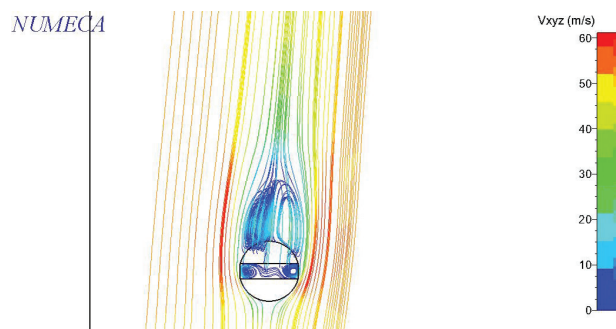


Рис. 8. Картина течения в окрестности тела с протоком, полученная при угле атаки равном 85°

Fig. 8. The flow pattern in the vicinity of the body with the flow obtained at an angle of attack of 85°

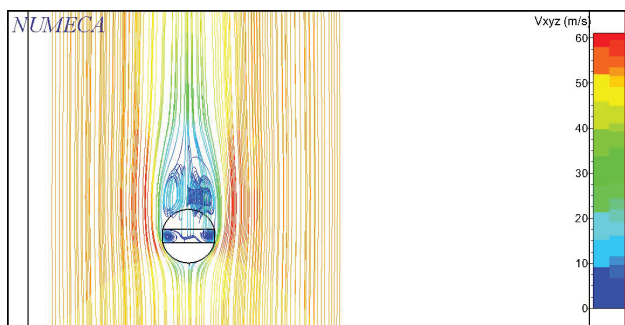


Рис. 9. Картина течения в окрестности тела с протоком, полученная при угле атаки равном 90°

Fig. 9. The flow pattern in the vicinity of the body with the flow obtained at an angle of attack of 90°

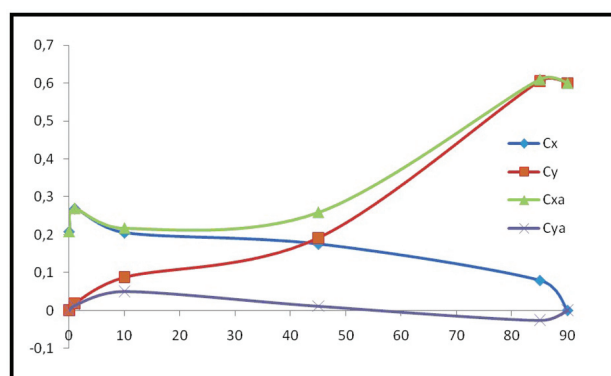


Рис. 10. Зависимости аэродинамических коэффициентов продольной и нормальной силы, действующих на сферическое тело с протоком, от угла атаки

Fig. 10. Dependence of the aerodynamic coefficients of axial and direct force, applied to the spherical body with a channel, on the angle of attack

– ускоряющаяся в протоке за счет отрывов на краях струя высоконапорного воздуха, расширяющаяся за протоком;

– отрывное течение, представленное двумя вихревыми образованиями в задней полусфере ВПЛА;

– область следа, зарождающаяся в пристенном пограничном слое в передней полусфере ВПЛА и экранирующая, согласно гипотезе Гильберта и Чакраварти [5], отрывную зону выше разделительной линии тока, приходящую точкой присоединения на струю как на подвижную преграду.

Численные расчеты аэродинамических характеристик рассматриваемой модели были выполнены в диапазоне углов атаки от 0° до 90° . На рис. 5–9 схематично приведены линии тока для углов атаки: 1° , 10° , 45° , 85° и 90°

соответственно. Интересно отметить трансформацию вихревых образований в задней полусфере. При угле атаки порядка $\alpha=0^\circ$ наблюдается сравнительно симметричная тороидальная система. При угле атаки 1° – два тороидальных образования в задней полусфере, соответствующие газу внешнего потока, и одно в струе, вышедшей из осевого протока (т.н. внутренние вихревые образования, напоминающие эффекты неустойчивости Релея–Тейлора). С дальнейшим ростом угла атаки (до 10° и выше) вихревые, появившиеся после отхода от $\alpha=0^\circ$, распадаются в турбулентном следе, а вихревое тороидальное образование, соответствующее отрыву основного потока на сфере становится несимметричным. Начиная с интервала углов атаки 70° – 80° , в тороидальном вихревом об-

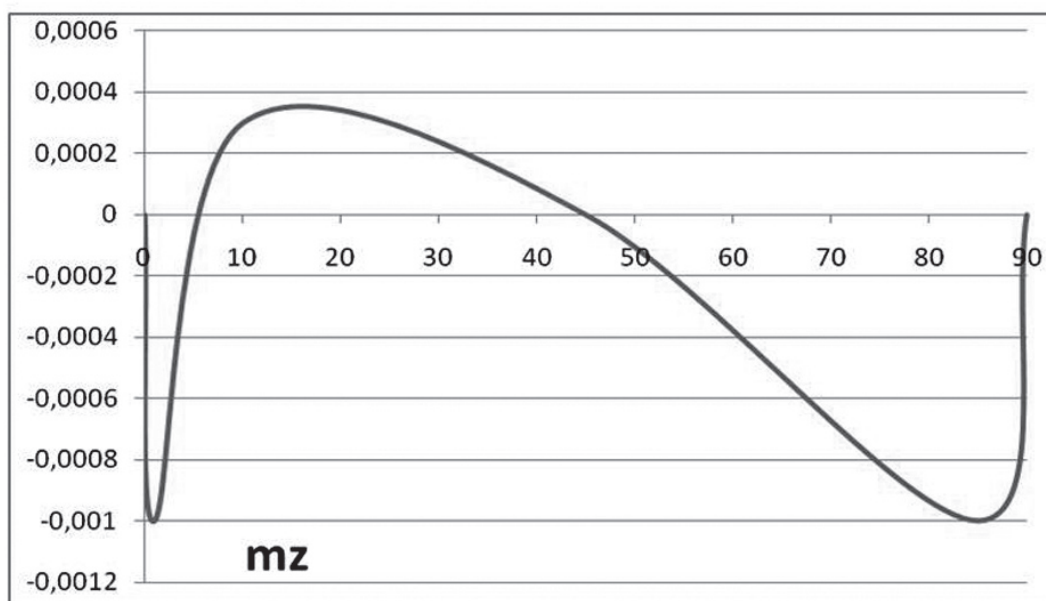


Рис. 11. Зависимости аэродинамического коэффициента момента тангажа в связанной с исследуемой моделью системе координат от угла атаки

Fig. 11. The dependence of the aerodynamic pitching moment coefficient in the related study model coordinate system on the angle of attack

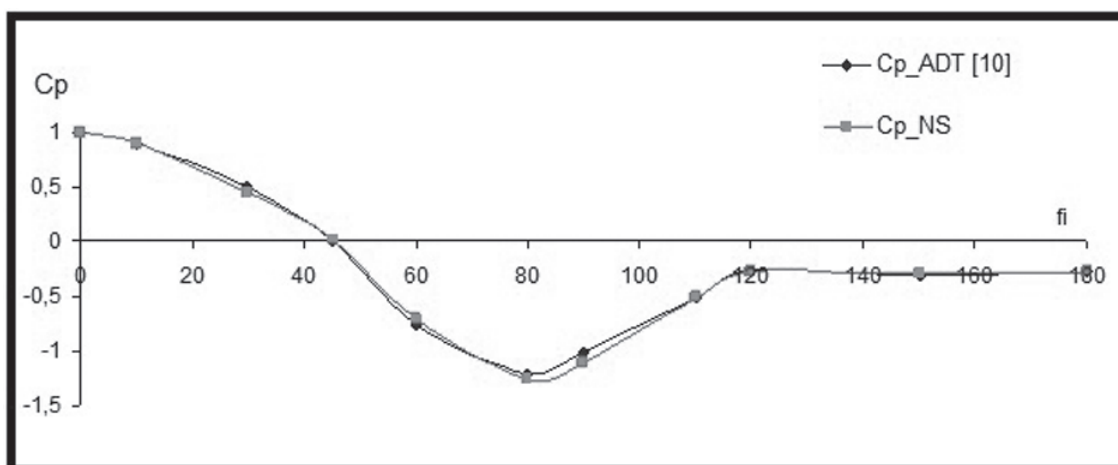


Рис. 12. Сравнения зависимостей коэффициента давления от угла вдоль поверхности большого круга сферы, полученные численным расчетом и в аэродинамической трубе [10] в условиях турбулентного обтекания

Fig. 12. Comparison of the pressure coefficient on the angle along the surface of a large range of areas obtained by numerical calculation and wind tunnel [10] in a turbulent flow

разовании появляются элементы симметрии, а картина течения во внешнем поле приближается к случаю обтекания шара дозвуковым потоком [6]. Факт несимметрии может быть объяснен струйным слиянием истекающего из протока воздуха. Начиная с интервала углов атаки 75–85°, течение в протоке запирается вначале вихрем на входном участке, а при дальнейшем увеличении угла атаки – и на выходном из протока участке (рис. 8, 9).

Результаты численных расчетов коэффициентов аэродинамических сил тела с протоком ($d=1$) представлены на рис. 10. Отметим, что при малых углах атаки (до 10°) проток обеспечивает снижение коэффициента продольной силы примерно в 2–3 раза по сравнению со сферой и, следовательно, снижение лобового сопротивления. В окрестности нулевого угла атаки (от –10 до 10°) можно отметить наличие минимума лобово-

го сопротивления при $\alpha = 0$ и максимумов при $\alpha \pm 1^\circ$. Учитывая, что в отмеченном интервале значения локальных максимумов по отношению к минимуму составляет $\sim 23\%$, при проведении энергетических расчетов траектории на предпроектной стадии данным явлением можно пренебречь, однако для оценки динамических характеристик ЛА рассматриваемой конфигурации данное явление может быть существенным.

На участке от 0 до 85° коэффициент нормальной силы монотонно растет, достигая максимального значения порядка $0,65$. Отмеченные зависимости коэффициентов нормальной силы и продольной силы позволяют объяснить наличие немонотонности на графике коэффициента подъемной силы и его знаконеостоянство в интервале от 0 до 90° . В то же время, сравнительная малость значения коэффициента подъемной силы позволяет исключить его из рассмотрения долетных (попадающих) траекторий продольной плоскости стрельбы, однако отмеченная знакопеременность как отмеченной функции, так и ее производной, может оказаться существенной при анализе реакции на порыв ветра и при исследовании режимов захода на посадку.

Наибольшего внимания заслуживает зависимость коэффициента момента тангажа от угла атаки, полученная в интервале углов атаки от 0 до 90° для центровки $0,5$. Как видно на рис. 11, упомянутая зависимость имеет два балансировочных угла атаки при $\alpha = 0$ и $\alpha = 45^\circ$, что требует самостоятельного рассмотрения вопросов о выборе органов стабилизации и месте их расположения с учетом сильно нелинейных зависимостей, отмеченных аэродинамических характеристик и наличия развитых отрывных зон на боковой поверхности рассматриваемого ЛА.

В целях подтверждения правильности результатов расчетов наряду с качественным сравнением результатов физических и вычислительных экспериментов было выполнено сравнение распределения давления по поверхности сферы в условиях дозвукового обтекания. На рис. 12 приведено сравнение распределения давления в продольном сечении сферы (в плоскости большого круга), за

эталон для сравнения были приняты экспериментальные данные работы [10].

Как видно на рис. 12, максимальное расхождение расчетных и экспериментальных данных не превосходит 8% , что позволяет сказать об определенной достоверности полученных в настоящей работе данных и о возможности их использования на этапе предпроектных оценок

Выводы

Для сферической модели с цилиндрическим протоком проведены численные расчеты аэродинамических характеристик (аэродинамических коэффициентов и картин течения) в интервале углов атаки от 0 до 90° для условий турбулентного дозвукового обтекания. Отмечены перестройки картин течения, связанные с трансформацией тороидальных вихревых образований, и струйного влияния протока для различных углов атаки. Получены зависимости суммарных аэродинамических коэффициентов, позволившие выявить возникновение неустойчивых режимов (нескольких балансировочных углов атаки, реверс подъемной силы и др.) и наметить подходы к выбору стабилизирующих устройств.

Численные расчеты аэродинамических характеристик выполнены с использованием пакета программ Fine-Open, разработанного фирмой Numeca. Достоверность полученных данных подтверждена сравнением с известными экспериментальными результатами.

Библиографический список

1. Галактионов, А.Ю. Пат. US8342442 Соединенные Штаты Америки. Advanced airship technologies. А.Ю./ Галактионов; заявл. 26.03.12; опубл. 03.12.12.
2. Маврицкий, В.И. О работах К.Э. Циолковского по дирижаблям. XXXVII научные чтения, посвященные разработке научного наследия и развития идей К.Э. Циолковского / В.И. Маврицкий и др. – Калуга, 2002. – 109 с.
3. Циолковский, К.Э. Возможен ли металлический аэростат? / К.Э. Циолковский // Наука и жизнь, 1893. – № 51–52.
4. Галактионов, А.Ю. Анализ влияния локальных изменений формы сегментально-конических тел на их аэродинамические характеристики / Галактионов А.Ю., Пашкина Е.О., Тузов И.В. // Космонавтика и ракетостроение. – 2010. – № 1(58). – С. 27–35.
5. Гольдберг, У.Г. Расчетные исследования отрывных течений на основе гибридной модели турбулентности, объединяющей (k - L)-модель и модель возвратного течения /

- У.Г. Гольдберг, С.Р. Чакраварти // Аэрокосмическая техника. – № 3. – 1991. – С. 18–23.
6. Шлихтинг, Г. Теория пограничного слоя / Г. Шлихтинг. – М.: Иностранная литература, 1956. – 528 с.
7. XL Гагаринские чтения // Науч. тр. Международной молодежной конференции в 9 т. – МАТИ, РГТУ им. К.Э. Циолковского. – М., 2014. – 288 с.
8. Флетчер, К. Вычислительные методы динамики жидкости. Т. 2. / К. Флетчер. – М.: Мир, 1991. – 552 с.
9. Лойцянский, Л.Г. Механика жидкости и газа / Л.Г. Лойцянский. – М.: Наука, 1978. – 736 с.
10. Петров, К.П. Аэродинамика тел простейшей формы / К.П. Петров. – М.: Факториал, 1998. – 432 с.

THE NUMERICAL CALCULATION OF THE AERODYNAMIC CHARACTERISTICS OF A SPHERICAL BODY WITH THE CHANNEL AT THE SUBSONIC SPEEDS

Yefremova M.Y., undergraduate MSFU; **Krukov P.V.**, Leading Researcher TsNIIMash, Ph.D (Physical and Math.); **Galaktionov A.Y.**, Assoc. Prof. MSFU, Ph.D. (Tech.)

emu92@yandex.ru, galakau@mail.ru

Moscow State Forest University (MSFU), 1st Institutskaya st., 1, 141005, Mytischki, Moscow reg., Russia
Central Research Institute of Machine Building (FSUE TsNIIMash), 4, st. Pioneer, Korolev, Moscow region, 141070, Russia

Mathematical modeling of difficult jet- and slipstreams in the vicinities of a spherical body with an axial cylindrical channel at subsonic speeds has been made. As an object of research a spherical body with a channel, the physical modeling of which flow-around in aerodynamic stands is taken. This demanded using mathematical models of high level what numerical methods of the solution of the full equations of Navier-Stokes made for the computer. Aerodynamic characteristics of the sphere with an axial cylindrical opening («channel») have been received by the numerical solution of the full equations of Navier Stokes using the software package of Numeca. The dependences of aerodynamic coefficients of longitudinal and normal force, and the pitching moment from an angle of attack have been defined at Reynolds's number $Re = 2 \cdot 10^6$ for diameter of «channel» of $\bar{d} = d / R = 0,5$; for a subsonic flow, which is necessary for the predesign estimates of stabilization of the aeronautic aircraft. Numerical calculations of aerodynamic characteristics of a considered model have been executed in the range of attack angles from 0 to 90°. It is interesting to note the transformation of vortex educations in a back hemisphere. At the attack angles of approximately $\alpha = 0^\circ$ rather symmetric toroidal system is observed. At attack angles of 1° there were two toroidal establishments in the back hemisphere, corresponding to the gas of an external stream and one in the stream which has left an axial channel (the so-called internal vortex educations looking like the effects of instability of Reley-Taylor). With the further growth of an angle of attack (to 10° and above) vortex which appeared after withdrawal from $\alpha = 0^\circ$ break up in a turbulent trace, and the vortex toroidal establishments corresponding to a separation of the main stream on the sphere becomes asymmetrical. With an interval of attack angles of $70 - 80^\circ$ and more, there are symmetry elements in toroidal vortex establishments, and the stream picture in an external field comes nearer to a case of a sphere flow-around by a subsonic stream.

Keywords: Aerodynamic characteristics, Navier Stokes's equation, numerical methods, the sphere with a channel.

References

1. Galaktionov A.U. *Advanced airship technologies*. Patent, The United States of America, no. US8342442, 2012.
2. O rabotakh K.E. Tsiolkovskogo po dirizhabliam. XXXVII nauchnye chteniia, posviashchenny'e razrabotke nauchnogo naslediia i razvitiia idei K.E. Tsiolkovskogo [About Tsiolkovskiy's transactions of dirigibles. XXXVII science readings devoted to development of scientific heritage]. V.I.Mavritskii [at alias]. Kaluga: 2002. 109 p.
3. Tsiolkovskii K.E. *Vozmozhno li metallicheskie aerostat?* Nauka i zhizn [Is it possible to creat a metallic aerostat? Science and life]. № 51-52, 1893.
4. Galaktionov A.U., Pashkina, E.O., Tuzov, I.V. *Analiz vliianiia lokalnykh izmenenii formy segmentalno-konicheskikh tel na ikh aerodinamicheskie harakteristiki. Kosmonavtika i raketostroenie* [The analysis of the influence of local mesuarings of objects which has a segmental canonical form to aerodynamic characteristics]. 2010, № 1(58). 27-35 p.
5. Gol'dberg U.G., Chakravarti S.R. *Raschetnye issledovaniia otryvnykh techenii na osnove gibridnoi` modeli turbulentnosti, ob`ediniaushchei (k-L)-model i model vozvratnogo techeniia. Aerokosmicheskaiia tekhnika* [Calculating searchings of detached flows on the basis of the turbulence model mergeing (k-L)-model and model of the reverse flow] № 3, mapr 1991. pp. 18-23.
6. Shlikhting G. *Teoriia pogranichnogo sloia* [Boundary-layer theory]. Moscow: Foreign literature. 1956. 528 p.
7. Serdiukova N.I. *XL Gagarinskie chteniia. Nauchnye trudy Mezhdunarodnoi molodezhnoi konferentsii v 9 t.* [XL Gagarin's Readings. Transactions of international young people's conference in 9 tomes]. Moscow, 2014. 288 p.
8. Fletcher K. *Vychislitel'nye metody dinamiki zhidkosti* [Computational methods of flow dynamics], 1991. 552 p.
9. Loi'tcianskii L.G. *Mehanika zhidkosti i gaza* [Mechanics of fluids], 1978. 736 p.
10. Petrov, K.P. *Aerodinamika tel prostei'shei formy* [Aerodynamic of simple objects], 1998. 432 p.