

УДК [378:629.7]-042.4:004
DOI 10.20339/AM.06-23.117

А.А. Аксенов,
канд. физ.-мат. наук,
технический директор ООО «ТЕСИС»

Д.К. Назарова¹,
канд. техн. наук, доцент
e-mail: dknazarova@bmstu.ru

Д.М. Слободянюк¹,
канд. техн. наук, старший преподаватель
e-mail: slobodyanyukdm@bmstu.ru

М.Д. Калугина¹,
аспирант 2-го года обучения
e-mail: kaluginam@student.bmstu.ru

В.П. Петух¹,
аспирант 1-го года обучения
e-mail: petukhvp@student.bmstu.ru

¹Кафедра «Динамика и управление полетом ракет
и космических аппаратов»

Московский государственный технический университет
имени Н.Э. Баумана (национальный исследовательский университет)

ОПЫТ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ ОТЕЧЕСТВЕННОГО ПРОГРАММНОГО КОМПЛЕКСА FLOWVISION В МГТУ ИМ. Н.Э. БАУМАНА

В работе рассмотрены примеры применения отечественного программного комплекса FlowVision для решения задач аэродинамики и управления процессами обтекания летательных аппаратов в МГТУ им. Н.Э. Баумана. Численное моделирование проводилось с использованием различных подходов, таких как решение исключительно аэродинамических задач обтекания тел различной формы с использованием осредненных по Рейнольдсу уравнений сохранения, дополненных моделью турбулентности, а также сопряженных задач аэродинамики и динамики движения. В проведении исследований принимали участие молодые ученые, аспиранты и студенты МГТУ им. Н.Э. Баумана. Рассмотрены задачи определения влияния интерференционных эффектов и вращения на аэродинамику и динамику движения отделяемых элементов конструкции летательного аппарата, а также управления процессами обтекания летательных аппаратов с применением перфорированных поверхностей. При решении указанных задач выявлены преимущества и сложности в работе с программным комплексом. Плюсами FlowVision являются возможности решения сопряженных задач и задач на подвижных сетках. Важнейшим преимуществом программного продукта FlowVision является возможность прямого контакта с разработчиками. Это позволяет не только оперативно решать возникающие у пользователей вопросы, но и повышать удобство и функционал пакета.

Ключевые слова: FlowVision, математическое моделирование, аэродинамика, аспирант, МГТУ им. Н.Э. Баумана.

EXPERIENCE OF RUSSIAN SOFTWARE FLOWVISION USING IN BMSTU

Andrey A. Aksenov, Cand. Sc. (Physics and Mathematics), Technical Director of “Tesis” LLC

Dinara K. Nazarova, Cand. Sc. (Technic), Docent of Department of Rockets and Spacecraft Dynamics and Flight Control at Bauman Moscow State Technical University, e-mail: dknazarova@bmstu.ru

Dmitry M. Slobodyanyuk, Cand. Sc. (Technic), Senior Lecturer of Department of Rockets and Spacecraft Dynamics and Flight Control at Bauman Moscow State Technical University, e-mail: slobodyanyukdm@bmstu.ru

Maria D. Kalugina, Post-graduate student of Department of Rockets and Spacecraft Dynamics and Flight Control at Bauman Moscow State Technical University, e-mail: kaluginam@student.bmstu.ru

Vadim P. Petukh, Post-graduate student of Department of Rockets and Spacecraft Dynamics and Flight Control in Bauman Moscow State Technical University, e-mail: petukhvp@student.bmstu.ru

The paper considers examples of Russian software package FlowVision application for solving aircraft aerodynamics and flow control problems at Bauman Moscow State Technical University. Numerical modeling was carried out using various approaches, such as solving purely aerodynamic problems of flow around various bodies using Reynolds-averaged Navier-Stokes equations supplemented by a turbulence model, as well as coupled problems of aerodynamics and motion dynamics. Young scientists, postgraduate students and students of Bauman Moscow State Technical University were involved in the research. The problems of determining interference and rotation influence on the aerodynamics and dynamics of aircraft detachable structural elements, as well as aircraft flow control using perforated surfaces, are considered. The advantages and difficulties in working with the software package are revealed when solving the problems. The pluses of FlowVision are the ability to solve conjugate problems and problems on moving grids. The most important advantage of the FlowVision software product is the possibility of direct contact with developers, which allows not only to quickly resolve user issues, but also improve the convenience and functionality of the package.

Keywords: FlowVision, numerical simulation, aerodynamics, postgraduate student, BMSTU.

Введение

В последнее время в России активно разрабатываются и совершенствуются новые технологии, включая отечественное программное обеспечение. Сегодня одним из самых развитых и удобных для использования программных комплексов, позволяющих проводить численное моделирование аэро- и гидродинамики, является российский FlowVision [1].

FlowVision – профессиональный программный продукт для решения задач гидро-, аэро- и газодинамики, теплообмена, горения, а также различных сопряженных задач, например, взаимодействия жидкости и конструкции, аэродинамики и динамики полета. Этот пакет позволяет проводить комплексные численные расчеты, визуализацию решения и анализ полученных данных. Программный комплекс (ПК) полезен для разработки, проектирования и оптимизации различных технических устройств и применяется в авиации, аэрокосмической промышленности, автомобилестроении, турбомашиностроении, энергетике, судостроении, химической промышленности, биомеханике, строительстве.

Российский ПК FlowVision является аналогом широко известных и зарекомендовавших себя зарубежных решений, таких как пакеты SolidWorks (модуль FlowSimulation), Ansys CFX и Fluent, OpenFoam. Все указанные программные комплексы поддерживают параллельные вычисления, имеют функционал пакетного запуска, совместимы с операционной системой Windows. FlowVision, OpenFoam, Ansys CFX и Ansys Fluent могут работать также и под Linux.

Из указанных решений пакеты FlowVision, Ansys Fluent и OpenFoam имеют наиболее широкие возможности. В данных пакетах возможно проводить численное моделирование гидроаэрогазодинамики, горения, теплообмена, а также решать сопряженные задачи. По сравнению с аналогичными по возможностям моделирования программными комплексами FlowVision обладает рядом преимуществ, позволяющих пользователям экономить время. Существенными достоинствами пакета являются автоматическое построение расчетной сетки и отсутствие необходимости в сильном упрощении геометрических моделей. В отличие от OpenFoam, ПК FlowVision обладает простым и понятным графическим интерфейсом, что является важным для начинающих пользователей.

Разработчик FlowVision – инжиниринговая компания ТЕСИС, созданная в 1994 г. – на сегодня является одним из ведущих российских разработчиков и поставщиков инженерных решений для промышленных предприятий, исследовательских организаций и вузов. С компанией ТЕСИС сотрудничают РНЦ «Курчатовский институт», РФЯЦ ВНИИЭФ, АО «АвтоВАЗ», АО «ГАЗ», ОАО «УАЗ»,

технико-инженерный центр General Electric, Ставропольская ГРЭС, Калининская АЭС, ОАО «Завод им. В.А. Дегтярева», АО «Нижнекамскнефтехим», «Юганскнефтепромбурсервис», АО «Мосгаз», ЦНИИ им. акад. А.Н. Крылова, МАИ, МИФИ, МФТИ, СПбГТУ и многие другие [2]. Для сотрудников, студентов и аспирантов факультета «Специальное машиностроение» МГТУ им. Н.Э. Баумана сотрудничество с разработчиками программного продукта FlowVision также представляет большой интерес.

Факультет «Специальное машиностроение» МГТУ им. Н.Э. Баумана осуществляет подготовку специалистов, магистров и бакалавров для дальнейшей трудовой деятельности в областях проектирования ракетной, специальной техники и вооружения. Одним из направлений работы и научного интереса сотрудников факультета является аэродинамика и управление процессами обтекания летательных аппаратов (ЛА). Как было сказано, российский программный комплекс FlowVision может быть успешно применен для решения задач аэро- и гидродинамики, а также сопряженных задач аэродинамики и динамики полета. По этой причине программа активно используется студентами, аспирантами и молодыми учеными при выполнении курсовых, дипломных, исследовательских работ и диссертаций.

Основная часть

Исследования аэродинамики летательных аппаратов в МГТУ им. Н.Э. Баумана с использованием ПК FlowVision

Актуальными направлениями исследований в области аэродинамики на сегодня являются определение влияния интерференционных эффектов и вращения на аэродинамику и динамику движения отделяемых элементов конструкции летательного аппарата, а также управление процессами обтекания ЛА с применением перфорированных поверхностей. Ниже рассмотрены примеры решения научных задач с использованием ПК FlowVision.

Определение влияния вращения отделяемых элементов конструкции ЛА на их аэродинамические характеристики (АДХ).

Интерес к данному вопросу вызван актуальностью задачи уменьшить размеры районов падения отделяемых элементов конструкции ракет-носителей (РН) [3]. Отработавшие головные обтекатели и ступени при отделении от РН закручиваются и продолжают вращаться при спуске в атмосфере. Умение определять аэродинамические характеристики тел при их одновременном поступательном и вращательном движении позволит повысить точность прогнозирования районов падения отработавших частей ракет-носителей.

Цель исследования – выявить, как вращение модели ЛА влияет на ее аэродинамические характеристики, а также

структуры обтекания и их перестройку. Для достижения поставленной цели необходимо на первом этапе изучить стационарное обтекание модели летательного аппарата в диапазоне углов атаки от 0 до 30° , на втором этапе – обтекание модели при ее вращении по углу атаки в том же диапазоне. В данной работе приводятся результаты первого этапа.

В качестве модели ЛА выбрано цилиндрическое тело с оживальной головной частью и удлинением $\lambda=L/d=8,5$. Длина цилиндрической части модели L_1 составляла $0,4 L$, радиус оживала $R=3 L$ (рис. 1).

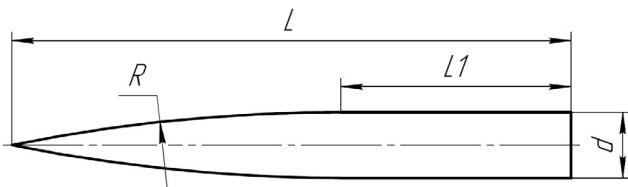


Рис. 1. Вид исследуемой модели ЛА

В ПК FlowVision проводилось моделирование обтекания ЛА дозвуковым несжимаемым потоком с числом Маха $M=0,1$ и числом Рейнольдса $Re=8 \cdot 10^5$ в диапазоне углов атаки α от 0 до 30° . Результаты расчетов сравнивались с экспериментальными данными зарубежных авторов [4].

Согласно [4], при углах атаки $\alpha > 30^\circ$ течение переходит к квазистационарному режиму, для которого характерен асимметричный срыв вихрей с подветренной стороны модели и, как следствие, возникновение поперечных аэродинамических нагрузок. Таким образом, в ограниченном диапазоне углов атаки от 0 до 30° задачу можно свести к симметричной постановке, в которой плоскость симметрии совпадает с плоскостью угла атаки, для экономии расчетных ресурсов.

При проведении моделирования внешние границы расчетной области представляли собой параллелепипед с размерами $16L \times 10L \times 5L$ по осям X , Y и Z соответственно (рис. 2). Расчетная сетка сгущалась к поверхности модели до кубической ячейки. Адаптация сетки, т.е. дополнительное дробление ячеек, происходила в параллелепипеде, охватывающем модель, в цилиндре за донным срезом модели и непосредственно на ее поверхности. Итоговый размер ячейки около исследуемого тела составил $0,4 \times 0,4 \times 0,4$ мм. Благодаря подсеточному разрешению геометрии, которое применяется в ПК FlowVision, и высокой степени триангуляции поверхности модели удалось достичь точного разрешения ее формы, в том числе криволинейной оживальной носовой части.

В ходе численного моделирования решалась система уравнений Навье-Стокса, дополненная уравнениями модели турбулентности KEFV. Эта модель турбулентности, раз-

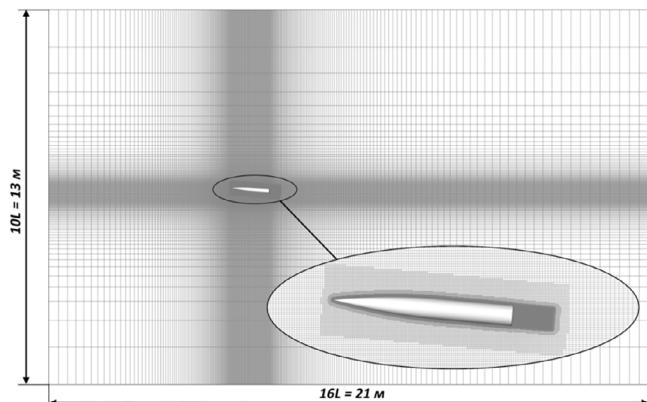


Рис. 2. Вид расчетной области и сетки

работанная в ТЕСИС, основана на «стандартной» дифференциальной модели $k-\varepsilon$ с двумя уравнениями. В уравнение для турбулентной энергии введен дополнительный член, учитывающий ее диффузию, обусловленную пульсациями давления. Это оказывает существенное влияние на предсказание байпасного ламинарно-турбулентного перехода. Также в оба дифференциальных уравнения модели введены несколько демпфирующих функций [5].

Расчеты проводились в высокорейнольдсовом режиме с использованием пристеночной функции WFFV, также разработанной специально для ПК FlowVision [6]. Эта пристеночная функция позволяет учесть влияние градиента давления на профиль скорости, а также включает в себя уравнения для кинетической энергии турбулентных пульсаций и скорости ее диссипации.

В результате проведения численного моделирования получены коэффициенты нормальной силы c_y , действующей на неподвижную модель. На рис. 3 представлено сравнение расчетной и экспериментальной [4] зависимостей $c_y(\alpha)$; данные отличаются не более чем на 9%.

Совпадение результатов численного моделирования с экспериментальными данными позволило сделать вывод о достоверности полученных результатов и перейти к анализу картин течения. Основной интерес представля-

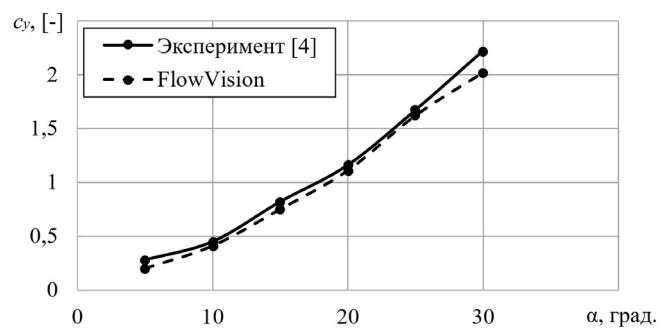


Рис. 3. Зависимость коэффициента c_y модели ЛА от угла α

ют структуры вихрей на подветренной стороне модели. Для анализа их изменения в зависимости от угла атаки, и в дальнейшем от параметров вращения, удобно оперировать углом раскрытия вихрей φ_v (рис. 4а), отсчитываемым от оси модели до верхней границы вихря. График зависимости угла φ_v от угла атаки α представлен на рис. 4б.

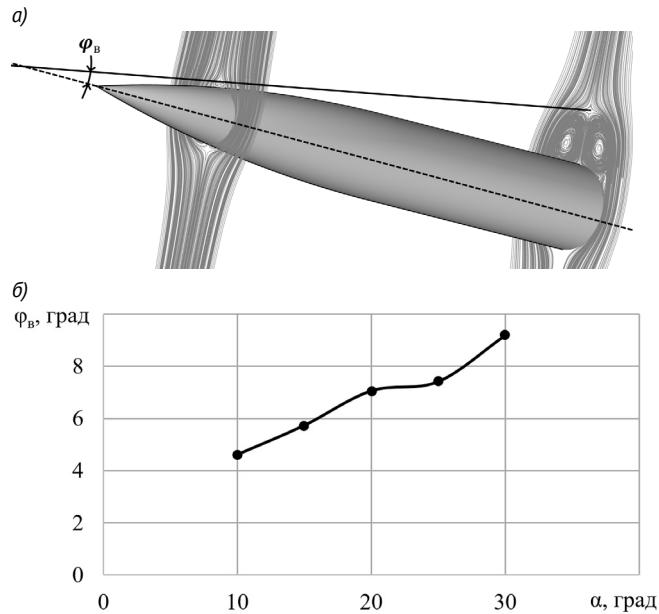


Рис. 4. Анализ результатов численного моделирования:
а) структура обтекания модели ЛА при $\alpha = 25^\circ$;
б) зависимость угла φ_v от угла атаки α

В рамках второго этапа исследования в ПК FlowVision планируется проведение численного моделирования обтекания той же модели ЛА при ее вращении в плоскости угла атаки. В расчетах будут варьироваться угловая скорость вращения, его направление и положение оси вращения: от носка модели до ее кормового среза. По результатам моделирования будут сделаны выводы о влиянии указанных параметров на структуры обтекания модели ЛА и ее аэродинамические характеристики.

Решение сопряженных задач аэродинамики и динамики отделения элементов пилотируемого спускаемого аппарата с учетом интерференции на атмосферном участке полета

Рассмотрены задачи отстрела крышки парашютного контейнера (рис. 5а) и лобового теплозащитного экрана (рис. 5б). Математическое моделирование позволяет получать кинематические и аэродинамические характеристики, а также структуры течения, анализ которых дает представление об относительном движении спускаемого аппарата (СА) и отделившегося элемента (рис. 5в), их возможном соударении (рис. 5г) и особенностях интерференционно-

го обтекания. Проведение экспериментальных отработок таких задач может быть чрезвычайно дорогим и сложным. Таким образом, поиск вариантов отделения элементов спускаемого аппарата с высокой вероятностью их соударения в настоящее время возможен с применением математического моделирования, а программный комплекс FlowVision является удобным и доступным инструментом решения подобных задач [7].

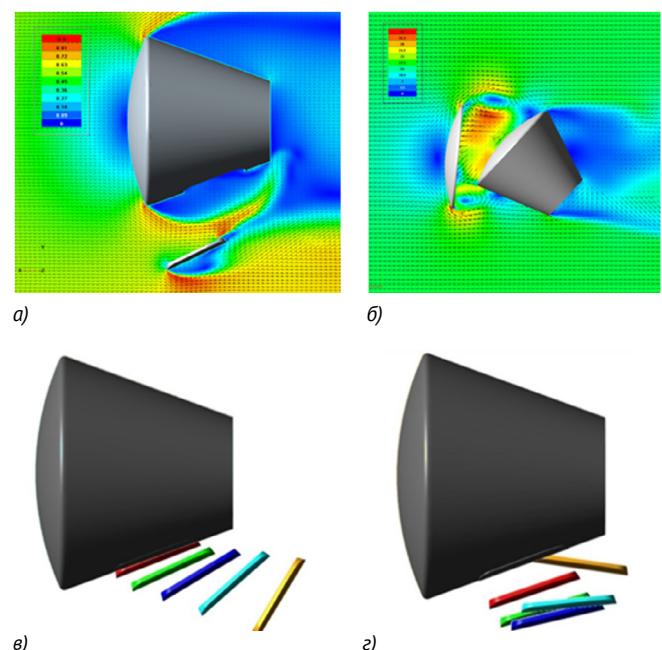


Рис. 5. Результаты математического моделирования отделения крышки люка парашютного контейнера (а, в, г) и лобового теплозащитного экрана (б)

В обеих задачах (рис. 5а, 5б) в качестве спускаемого аппарата рассматривается тело вращения, состоящее из лобовой сферической и сужающейся боковой конической частей с плоским донным срезом. При решении рассматриваемых задач использовался принцип обращенного движения, т.е. СА считался неподвижным, а скорость набегающего потока – равной скорости движения СА.

Для задачи отделения лобового теплозащитного экрана (ЛТЭ) скорость набегающего потока составляла 16 м/с. Предполагалось, что ЛТЭ приводится в движение за счет своего веса, сила толкателей не учитывалась. Рассматривались аэродинамические характеристики ЛТЭ и СА, а также структуры обтекания при начальном угле атаки СА $\alpha_0 = 43^\circ$ и при углах $\alpha = \alpha_0 \pm 15^\circ = 58^\circ$ и 28° .

В задаче отделения крышки парашютного контейнера (КПК) в качестве условий обтекания задавались параметры потока, соответствующие значениям на высоте 5000 м, при этом число Маха составляло $M_\infty = 0.6$. Угол атаки варьировался в диапазоне $\alpha = -45^\circ \dots 45^\circ$. Отделение КПК моде-

лировалось путем задания действия силы, имитирующей действие толкателей. Величина данной силы выбиралась исходя из необходимой линейной скорости схода крышки с направляющих, которая изменялась в диапазоне $V_0 = 5 \dots 15$ м/с.

Для проведения численного моделирования обоих случаев отделения элементов конструкции осуществлялось построение расчетной области встроенными средствами ПК FlowVision (куб со стороной $40D_m$, где D_m – диаметр миделя СА), задавались параметры расчета, такие как число Куранта (CFL=10) и модель турбулентности (SST). Гексаэдральная расчетная сетка содержала порядка 4 млн ячеек. Несомненным преимуществом вычислительного комплекса FlowVision является применение подсеточного разрешения геометрической модели при построении расчетной сетки. Такой подход позволяет использовать геометрию любой степени сложности, что актуально при решении задач отделения элементов конструкции.

Моделирование отстрела КПК и ЛТЭ от СА разделялось на две подзадачи. Сначала рассчитывалось стационарное обтекание СА с расположенными на нем отделяющимися элементами конструкции, определялись АДХ аппарата и поля течения вблизи него. На следующем этапе моделировалось движение КПК по направляющим под действием толкателей и дальнейшее ее движение в потоке вблизи СА или движение ЛТЭ при отделении от СА с учетом интерференции. В результате расчетов определялись АДХ как СА, так и отделяемых элементов, а также строились траектории их движения, анализируя которые, возможно сделать вывод о безударности процесса разделения.

Следует отметить удобство и простоту задания движения подвижных тел в ПК FlowVision. Пользовательские переменные с использованием встроенного редактора формул позволяют реализовывать сложные математические модели движения рассматриваемых объектов, например, действие нескольких толкателей на отделяемый элемент спускаемого аппарата.

По результатам проведенных расчетов определено, что сброс ЛТЭ происходит без соударения не только при начальном угле атаки $\alpha_0 = 43^\circ$, но и при возможной раскачке СА. КПК отделяется от СА без соударения при углах атаки $\alpha = 0^\circ$ и $\alpha = 15^\circ$ при любых рассмотренных скоростях схода крышки с направляющих V_0 . В таких случаях КПК начинает вращаться после отделения, а ее АДХ приобретают колебательный характер. Увеличение угла атаки до $\alpha = 30^\circ \dots 45^\circ$ приводит к возможному соударению КПК и СА, одной из причин которого является разрежение на внутренней поверхности крышки, обуславливающее возникновение прижимной силы, направленной в сторону аппарата. В случае отрицательных углов атаки $\alpha = -15^\circ \dots -45^\circ$ КПК после отделения движется

в отрывной области. Возвратное течение воздействует на крышку, тем самым направляя ее к боковой поверхности аппарата, что также может привести к столкновению.

Достоверность полученных результатов математического моделирования сопряженных задач аэродинамики и динамики отделения элементов пилотируемого спускаемого аппарата в пакете FlowVision подтверждена путем сопоставления и удовлетворительного их согласования с экспериментальными данными, полученными в аэродинамических установках ЦАГИ им. Н.Е. Жуковского и МГТУ им. Н.Э. Баумана.

Управление процессами обтекания летательных аппаратов с применением перфорации поверхностей

В программном комплексе FlowVision проведено численное моделирование дозвукового обтекания осесимметричных летательных аппаратов с перфорированной аэродинамической стабилизирующей юбкой. Исследуемые ЛА имели различные формы затуплений головной части.

Расчеты проведены в диапазоне углов атаки α от 0 до 30° при скорости набегающего потока $V_\infty = 15 \dots 30$ м/с. Рассмотрена степень перфорации стабилизирующей юбки – 10%. Расчетная область представляла собой параллелепипед размером $10L \times 7L \times 7L$, где L – длина модели. Расчетная сетка выполнена с локальным сгущением в области модели и адаптацией по стенке модели. Минимальный размер ячейки составил 0,4 мм, объем итоговой расчетной сетки – 3,5 млн ячеек. В качестве подхода к моделированию на первоначальном этапе исследований выбран RANS-подход, то есть для каждой расчетной ячейки сетки, а также для всего контрольного объема решалась осредненная по Рейнольдсу система основных уравнений сохранения аэрогазодинамики, дополненная двумя дифференциальными уравнениями SST модели турбулентности. В результате численного моделирования получены структуры обтекания рассмотренных тел вращения, а также их аэродинамические коэффициенты в связанной с летательным аппаратом системе координат.

Расчетные АДХ сравнивались с экспериментальными данными, полученными в дозвуковой аэродинамической трубе МГТУ им. Н.Э. Баумана. При этом расчет в программном комплексе FlowVision позволил объяснить характер полученных зависимостей за счет визуализации изменяющихся в зависимости от типа головной части и угла атаки структур обтекания (рис. 6).

В зависимости от формы затупления головной части ЛА возможно формирование либо отрывной (рис. 6а), либо безотрывной (рис. 6б) структуры течения. При обтекании излома образующей в случае плоского торца в дозвуковом несжимаемом потоке всегда происходит образование отрывного течения, которое при удлинении корпуса $\lambda = L / D_{mid} \approx 1$ и углах атаки от 0 до 10° распространяется на всю боковую

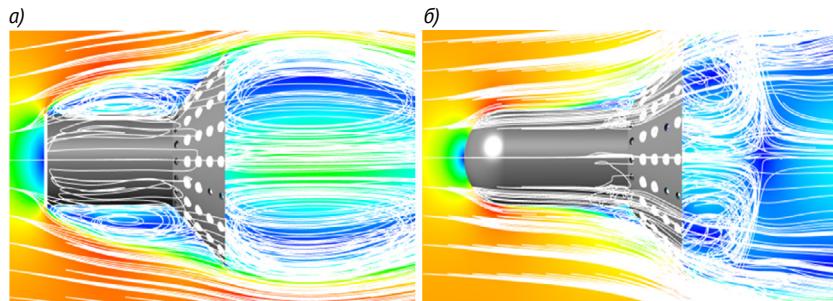


Рис. 6. Примеры структур обтекания моделей ЛА с перфорированными стабилизирующими юбками при $\alpha = 0^\circ$

поверхность корпуса и стабилизирующую юбку. При полу-сферической форме головной части ЛА отрыв может образоваться только на корпусе перед стабилизирующей юбкой при большом угле ее раскрытия.

Малая степень перфорации 10% практически не влияет на структуры обтекания моделей ЛА и их АДХ. Для управления обтеканием ЛА со стабилизирующей юбкой необходимо наличие более крупной перфорации, которая обеспечит интенсивное протекание потока сквозь отверстия и ликвидирует отрывные зоны как перед, так и за стабилизатором.

Проведение дальнейших расчетов планируется с использованием LES-подхода, что позволит рассмотреть по-добрее вихревые структуры обтекания указанных ЛА.

Заключение

Показаны примеры использования отечественного программного комплекса FlowVision для решения научных

Литература

1. Аксенов А.А. FlowVision: индустриальная вычислительная гидродинамика // Компьютерные исследования и моделирование. 2017. Т. 9. № 1. С. 5–20. DOI: 10.20537/2076-7633-2017-9-5-20
2. FlowVision. URL: <https://flowvision.ru/ru> (дата обращения: 12.02.2023).
3. Арсеньев В.Н., Фадеев А.С., Казаков Р.Р. Обеспечение падения отработавших частей ракеты-носителя в заданные районы при пусках с новых стартовых площадок // Труды МАИ. 2012. № 58. С. 10. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=33415>
4. Keener E.R., Chapman G.T., Cohen L., Taleghani J. Side forces on forebodies at high angles of attack and Mach numbers from 0.1 to 0.7. Two tangent ogives, paraboloid and cone // NASA TM X-3438. 1977. 136 p.
5. Жлуктов С.В., Аксенов А.А., Карапсев П.И. Моделирование байпасного ламинарно-турбулентного перехода в рамках k-epsilon подхода // Компьютерные исследования и моделирование. 2014. Т. 6. № 6. С. 879–888.
6. Жлуктов С.В., Аксенов А.А. Пристеночные функции для высокорейнольдсовых расчетов в программном комплексе FlowVision // Компьютерные исследования и моделирование. 2015. Т. 7. № 6. С. 1221–1239.
7. Akimov V.S., Silaev D.P., Aksenov A.A. et al. FlowVision Scalability on Supercomputers with Angara Interconnect // Lobachevskii J Math. 2018. No. 39. P. 1159–1169. DOI: 10.1134/S1995080218090081
1. Aksenov, A.A. FlowVision: Industrial computational fluid dynamics. *Computer research and modelling*. 2017. Vol. 9. No. 1. P. 5–20. DOI: 10.20537/2076-7633-2017-9-5-20
2. FlowVision. URL: <https://flowvision.ru/ru> (accessed on: 12.02.2023).
3. Arsenyev, V.N., Fadeev, A.S., Kazakov, R.R. Ensuring Drop of Spent Rocket Parts into Specified Areas during Launches from New Launch Sites. *Trudy MAI*. 2012. No. 58. P. 10. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=33415>
4. Keener, E.R., Chapman, G.T., Cohen, L., Taleghani, J. Side forces on forebodies at high angles of attack and Mach numbers from 0.1 to 0.7. Two tangent ogives, paraboloid and cone. *NASA TM X-3438*. 1977. 136 p.
5. Zhluktov, S.V., Aksenov, A.A., Karapsev, P.I. Modeling bypass transition within k-epsilon approach. *Computer Research and Modeling*. 2014. Vol. 6. No. 6. P. 879–888.
6. Zhluktov, S.V., Aksenov, A.A. Wall functions for high-reynolds calculations in flowvision software. *Computer Research and Modeling*. 2015. Vol. 7. No. 6. P. 1221–1239
7. Akimov, V.S., Silaev, D.P., Aksenov, A.A. et al. FlowVision Scalability on Supercomputers with Angara Interconnect. *Lobachevskii J Math*. 2018. No. 39. P. 1159–1169. DOI: 10.1134/S1995080218090081

задач в области аэродинамики в МГТУ им. Н.Э. Баумана. Данный пакет позволяет подготовить задачу к расчету, провести расчет и проанализировать результаты. В процессе проведения численного моделирования сотрудниками и аспирантами были выявлены как преимущества, так и некоторые сложности в работе с данным программным комплексом. Примером недостатков пакета является невозможность импорта и экспорта файлов с расчетной сеткой, что создает сложности для корректного сравнения различных продуктов с FlowVision. По опыту проведения численного моделирования можно сказать, что расчеты в ПК FlowVision в зависимости от сложности задачи и наличия вычислительных ресурсов могут занимать различное время. Расчет задач обтекания ЛА дозвуковым потоком воздуха без каких-либо дополнительных условий с сеткой в 4–5 млн ячеек на персональном компьютере занимает 15–20 часов. Решение сопряженной задачи занимает больше времени и длится в среднем 1,5 суток. При этом полученные результаты сходятся с экспериментальными данными с точностью до 7%, что аналогично зарекомендовавшим себя зарубежным решениям. Неоспоримыми плюсами ПК FlowVision являются возможности решения сопряженных задач и задач на подвижных сетках. Важнейшим преимуществом программного продукта FlowVision является возможность прямого контакта с разработчиками. Это позволяет не только оперативно решать возникающие у пользователей вопросы, но и повышать удобство и функционал пакета.

References

1. Aksenov, A.A. FlowVision: Industrial computational fluid dynamics. *Computer research and modelling*. 2017. Vol. 9. No. 1. P. 5–20. DOI: 10.20537/2076-7633-2017-9-5-20
2. FlowVision. URL: <https://flowvision.ru/ru> (accessed on: 12.02.2023).
3. Arsenyev, V.N., Fadeev, A.S., Kazakov, R.R. Ensuring Drop of Spent Rocket Parts into Specified Areas during Launches from New Launch Sites. *Trudy MAI*. 2012. No. 58. P. 10. URL: <https://trudymai.ru/published.php?ID=33415>
4. Keener, E.R., Chapman, G.T., Cohen, L., Taleghani, J. Side forces on forebodies at high angles of attack and Mach numbers from 0.1 to 0.7. Two tangent ogives, paraboloid and cone. *NASA TM X-3438*. 1977. 136 p.
5. Zhluktov, S.V., Aksenov, A.A., Karapsev, P.I. Modeling bypass transition within k-epsilon approach. *Computer Research and Modeling*. 2014. Vol. 6. No. 6. P. 879–888.
6. Zhluktov, S.V., Aksenov, A.A. Wall functions for high-reynolds calculations in flowvision software. *Computer Research and Modeling*. 2015. Vol. 7. No. 6. P. 1221–1239
7. Akimov, V.S., Silaev, D.P., Aksenov, A.A. et al. FlowVision Scalability on Supercomputers with Angara Interconnect. *Lobachevskii J Math*. 2018. No. 39. P. 1159–1169. DOI: 10.1134/S1995080218090081