

УДК 629.735.33

А.В. АМБРОЖЕВИЧ, И.П. БОЙЧУК, А.С. КАРТАШЕВ

Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина

ОПЕРЕЖАЮЩИЕ ИССЛЕДОВАНИЯ ПРОЦЕССА ВНЕШНЕГО И ВНУТРЕННЕГО ОБТЕКАНИЯ БЕСПИЛОТНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА С ПУЛЬСИРУЮЩИМ ВОЗДУШНО-РЕАКТИВНЫМ ДВИГАТЕЛЕМ НА ОСНОВЕ КОМПЛЕКСНОЙ ГАЗОТЕРМОДИНАМИЧЕСКОЙ МОДЕЛИ

Проведены исследования внутреннего и внешнего обтекания беспилотного летательного аппарата (БЛА) с пульсирующим воздушно-реактивным двигателем (ПуВРД). Проведены численные расчеты теплового взаимодействия системы «камера ПуВРД - планер». Представлены результаты численного моделирования при различных режимах полета БЛА.

пульсирующий воздушно-реактивный двигатель, беспилотный летательный аппарат, тепловое состояние элементов конструкции планера, обтекание аппарата

Введение

По мере развития информационных технологий радикальные качественные изменения претерпевают и принципиальные основы проектного инструментария. Можно констатировать, что модельные представления, свойственные расчетно-теоретической базе инженерной науки XIX-XX в.в. и основывающиеся на «сильных» допущениях, неуклонно вытесняются комплексно-сопряженными моделями, имеющими в своей основе общего вида краевые задачи, определяемые системами уравнений универсальных законов механики и «вполне физическими» условиями однозначности.

С особой остротой необходимость перехода на новые принципы проектирования проявляется в области авиационной техники с имманентно присутствующим малосерийным производством и, в следствие, проблематичностью окупаемости затрат на разработку. Ситуация осложняется устойчивой тенденцией к удорожанию натурального раздела НИР: от статических продувок в аэродинамических трубах до летных испытаний экспериментальных и опытных образцов. В классе легких беспилотных летательных аппаратов (БЛА) вышеперечисленные причины по-

влекли неприемлемое удорожание процесса проектирования в расчете на единицу массы. В свою очередь, это привело к появлению множества образцов легких БЛА авиамодельного класса, что следует трактовать, как явную деградацию ввиду отказа от общепринятых норм проектирования авиационной техники в пользу самодельных подходов с непрофессиональной персонификацией.

С другой стороны, достижения в области информационных технологий и, не в последнюю очередь, относящиеся к визуализации физических полей открывают новые возможности достижения полноты исследований с целью общего повышения качества проектирования. В отличие от ранее практикуемых подходов комплексный численный газотермодинамический эксперимент [1, 2] позволяет на основе ординарных программно-аппаратных средств вычислительного эксперимента детально исследовать полный спектр режимов полета с последующей выработкой технических мероприятий по оптимизации ключевых функциональных свойств объекта проектирования.

В предлагаемой статье представлены материалы, демонстрирующие возможности современного газотермодинамического инструментария НИОКР, на

примере БЛА с ПуВРД [1], т.е. системы, в которой специфика организации рабочего процесса проявляется в виде интенсивного теплового взаимодействия элементов планера, двигателя и бортового оборудования.

1. Модель и метод расчета теплового состояния конструкции

Комплексная нестационарная пространственная газотермодинамическая модель процесса внешнего и внутреннего обтекания системы «планер + камера ПуВРД» строится на основе системы Навье-Стокса и метода особенностей [1]. Интенсивности стоков импульса и соответствующее их влияние на необратимое перераспределение баланса между механической и тепловой энергией, отображающие вязкие свойства холодной и горячей газообразных сред, воспроизводятся в модели на основе гипотезы Буссинеска [3], в соответствии с которой касательные напряжения связываются со скоростью деформации коэффициентом пропорциональности (турбулентной вязкости). Для определения коэффициента турбулентной вязкости используется однопараметрическая дифференциальная модель Спаларта – Аллмараса [4], которая превосходит по точности подобные ей модели [5]. Эта модель хорошо описывает ламинарно-турбулентный переход и течения с теплообменом [6, 7] и конструировалась, прежде всего, для задач внешней дозвуковой аэродинамики [8].

Для определения интенсивностей источников стоков теплоты, образующих подмодель конвективного и лучистого теплообмена, используются принципы и подходы [9 – 14]. Распространение интенсивности излучения для поглощающей, испускающей и рассеивающей среды описывалось (согласно [9]) следующим уравнением:

$$\frac{dI_l(v)}{dl} + [\alpha(v) + \beta(v)] I_l(v) = \varepsilon_*(v) B(v) + \frac{\beta(v)}{4\pi} \int_0^{4\pi} I_l(v) \gamma(\vec{l}, \vec{l}') d\omega_{l'},$$

где собственное излучение среды равно

$$\varepsilon_*(v) B(v) = \alpha(v) n^2 \sigma_0 T^4 / \pi;$$

n – коэффициент преломления;

σ_0 – постоянная Стефана – Больцмана

$$\left(\sigma_0 = 5,6687 \cdot 10^{-8} \text{ А} \hat{\Delta} / \left(i^2 \hat{E}^4 \right) \right);$$

T – локальная температура.

Решение этого уравнения проводилось с помощью модели DO [12, 13].

Для решения системы уравнений Навье – Стокса, замкнутой условиями однозначности, используется метод конечных объемов [15].

2. Генерация расчетных сеток

В качестве объекта моделирования выбран образец БЛА, аэродинамический облик которого сформирован на основании [16]. При этом рассматривалось два варианта БЛА: с посадочными опорами и без них. Геометрическая модель ЛА помещена в контрольный объем, размеры которого определены условием затопляемости струи.

Поскольку расчетная область довольно сложна геометрически, при отображении расчетной области использовались комбинации нерегулярных неструктурированных тетраэдральных и блочно-структурированных гексаэдральных сеток. Домен разбивался на несколько частей с различным качеством сетки. В тех областях, где происходят основные изменения структуры течения (около обтекаемых поверхностей и далее за обтекаемым телом), главным образом влияющие на аэродинамические характеристики ЛА, задавалось сгущение сетки. Пограничный слой на внешних поверхностях планера моделировался с использованием экспоненциального сгущения сетки по направлению к стенкам (рис. 1).

3. Постановка и результаты численного эксперимента

Задача решается методом установления изначально невозмущенного течения в контрольном

объёме с неотражающими внешними и твёрдыми внутренними границами.

Условиями численного эксперимента предусматривалась статическая продувка ЛА, моделирующая теплообмен в системе при различных числах Маха: $M = 0,01, 0,16$ и $0,5$. Эти условия соответствуют исследованию теплового режима ПуВРД на старте [1], в момент схода БЛА с катапульты и в свободном полете. Исходные данные для моделирования критического теплонапряженного состояния элементов конструкции планера выбирались согласно [1].

При наличии надлежащей выборки из возможного спектра режимов обтекания расчет и визуализация физических полей позволяют получить комплексную картину свойственных явлений теплообмена, пригодную для проведения факторного анализа в интересах интенсификации процесса проектирования с акцентом на его наименее ресурсоемкую расчетно-информационную составляющую.

Примерная эволюционная картина процесса теплообмена в процессе нарастания скорости обдува выглядит следующим образом. На старте части конструкции планера под двигателем за счет лучевого теплообмена испытывают существенное тепловое воздействие [1]. На рис. 2 показано симметричное сечение температурного поля в установившемся состоянии при «критических» условиях теплообмена. По мере того, как БЛА набирает скорость, усиливается конвективный теплоотвод, и двигатель начинает охлаждаться (рис. 5, 6): температурные поля в сечениях зависят от скорости обдувающего БЛА воздуха (рис. 3). В области между двигателем и планером происходит ускорение потока. Далее, вследствие теплового запираания, скорость потока падает (рис. 4).

В случае увеличения угла атаки концевые вихри, сходящие с крыльев, ложатся на двигатель. При этом в зоне двигателя, в особенности - в промежутке между двигателем и планером, возникают застойные и возвратные течения (рис. 7 – 11). В результате этого части конструкции планера под двигателем

продолжают испытывать существенное тепловое воздействие.

Заключение

1. Комплексные газотермодинамические модели внешнего и внутреннего обтекания БЛА отображают свойственную физическому оригиналу взаимосвязь доминирующих факторов и вследствие этого обеспечивают бесспорное преимущество над традиционно используемыми в практике подходами, основывающимися на принципе декомпозиции. В частности, приведенный пример демонстрирует возможность получения важного для решения задач проектирования, но совершенно не очевидного вывода, заключающегося в том, что повышение скорости обдува БЛА в полете не приводит к значительному снижению температуры элементов конструкции планера, расположенных под двигателем.

2. Исследование режимов полета на расчетных углах атаки позволило получить критические углы атаки. Анализ взаимодействия аппарата со скошенным потоком дал возможность локализовать области повышенных сопротивлений. Исследование вихревой схемы аппарата позволило провести ряд мероприятий по улучшению качества БЛА. Визуализация физических полей является универсальным инструментом решения задач аэродинамического и теплового разделов процесса проектирования.

3. Факторный анализ на основе сопоставления результатов численных продувок систем «планер+камера» в «холодном» и «горячем» вариантах позволил получить количественные оценки влияния тепловой компоненты процесса на аэродинамические характеристики.

4. Таким образом, представленная технология опережающих численных исследований позволяет провести базовый комплекс аэродинамических исследований БЛА с учетом, в отличие от натуральных продувок в трубах, струйных и тепловых эффектов, обусловленных работой двигателя прямой реакции.

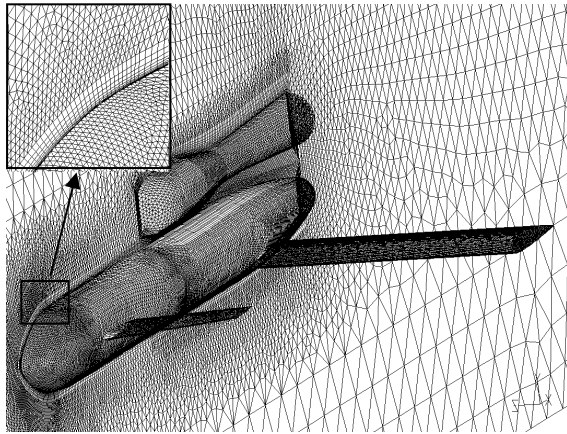


Рис. 1. Поверхностные элементы пространственной расчетной сетки

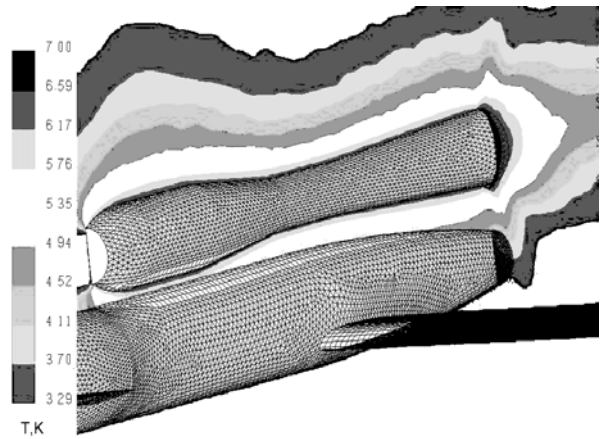


Рис. 2. Температурное поле в зоне интенсивного теплового воздействия камеры ПуВРД

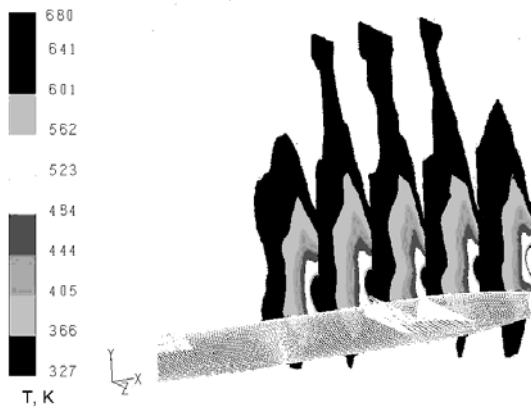


Рис. 3. Температурные поля в сечении БЛА (M=0,16)

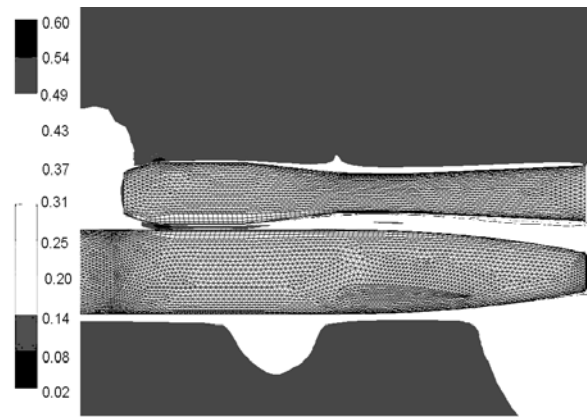


Рис. 4. Изолинии чисел Маха (M=0,5)

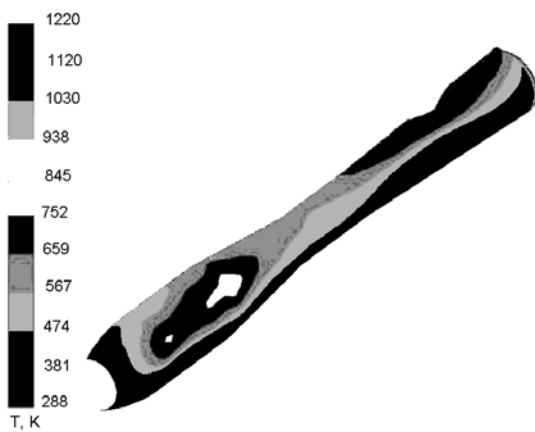


Рис. 5. Абсолютная температура на двигателе (M=0,01)

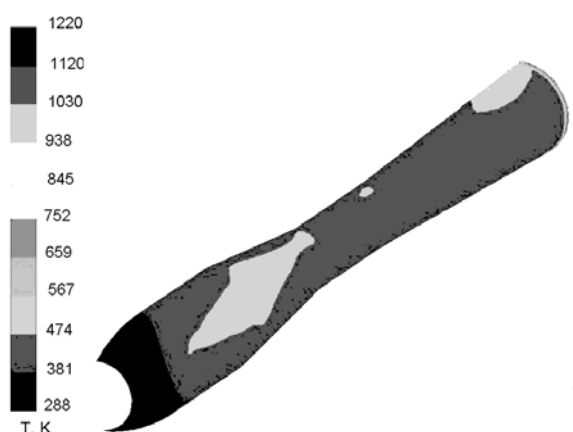


Рис. 6. Абсолютная температура на двигателе (M=0,5)

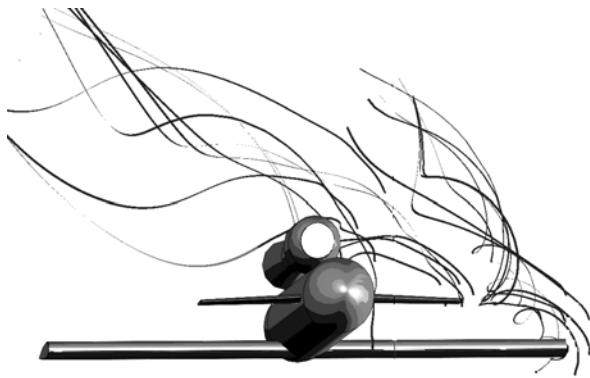


Рис. 7. Концевые вихри (угол атаки $+20^\circ$)

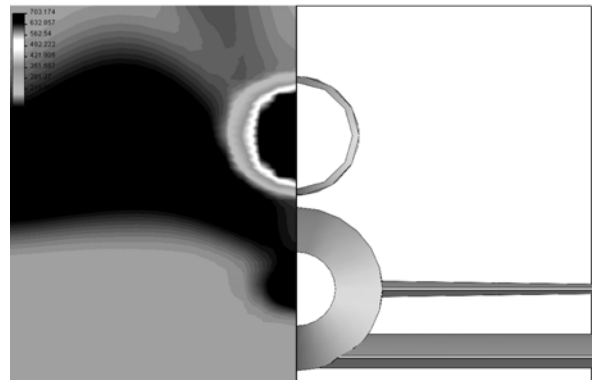


Рис. 8. Срез поля скоростей в сечении за БЛА (угол атаки $+20^\circ$)

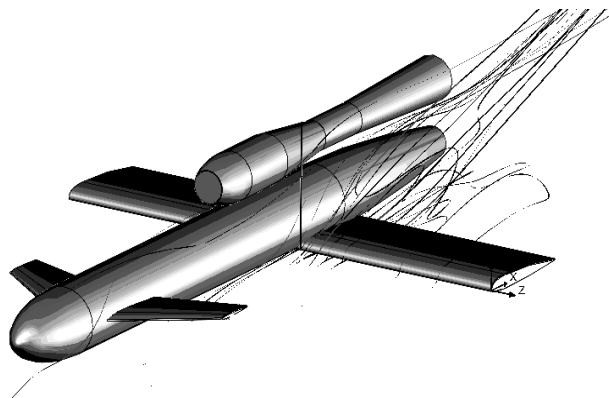


Рис. 9. Взаимодействие скошенного потока с крыльями

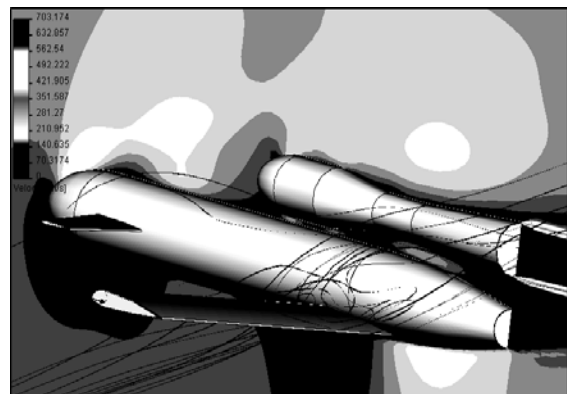


Рис. 10. Срез поля скоростей в плоскости симметрии

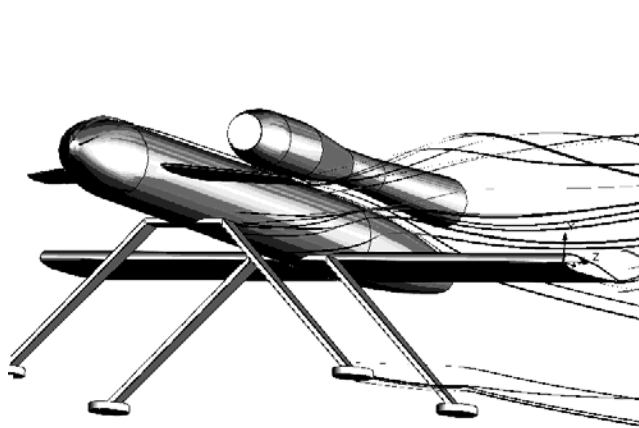


Рис. 11. Взаимодействие скошенного потока с крыльями и посадочными опорами

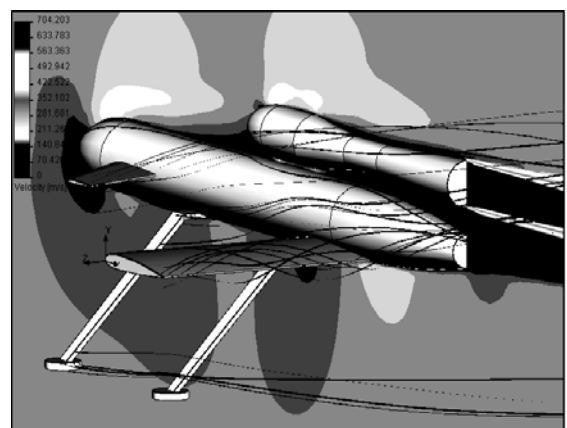


Рис. 12. Срез поля скоростей в плоскости симметрии БЛА с посадочными опорами

Необходимой гарантией достоверности получаемой информации служит сопоставление серии результатов численного эксперимента и натуральных продувок в аэродинамической трубе модели дозвукового летательного аппарата [2].

Литература

1. Амброжевич А.В., Бойчук И.П., Карташев А.С. Моделирование температурного воздействия пульсирующего воздушно-реактивного двигателя на элементы конструкции планера беспилотного летательного аппарата // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2007. – № 2 (38). – С. 43-48.
2. Амброжевич А.В., Бойчук И.П., Карташев А.С., Яшин С.А. Решение задач аэродинамического проектирования летательных аппаратов с дозвуковыми режимами полета методами численного эксперимента // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2007. – № 4 (40). – С.21-26.
3. Лойцянский Л.Г. *Механика жидкости и газа*. – М.: Наука, 1978. – 736 с.
4. Spalart P.R., Allmaras S.R. A one-equation turbulence model for aerodynamic flows // *AIAA Paper 92-0439*. – 1992. – P. 34-40.
5. Baldwin B.S., Barth T.J. A one-equation turbulence transport model for high Reynolds number wall-bounded flows // *NASA TM*. – 1990. – № 102847. – 26 p.
6. Bardina J.E., Huang P.G., Coakley T.J. Turbulence modeling validation, testing and development // *NASA TM*. – 1997. – №110446. – 98 p.
7. Lefebvre T.M., Arts T. Numerical aero-thermal prediction of laminar/turbulent flows in a two-dimensional high pressure turbine linear cascade // *2nd European Conference on turbomachinery, fluid dynamics and thermodynamics*, 5-7 March 1997, Antwerpen, Belgium. – 1997. – P.401- 409.
8. Моделирование турбулентных течений: Учебное пособие / И.А. Белов, С.А. Исаев. – СПб.: Балт. гос. техн. ун-т.– 2001. – 108 с.
9. Шорин С.Н. *Теплопередача*. – М.: Высш. шк., 1964. – 498 с.
10. Carvalho M.G., Farias T., Fontes P. Predicting Radiative Heat Transfer in Absorbing, Emitting, and Scattering Media Using the Discrete Transfer Method // *Fundamentals of Radiation Heat Transfer*, volume 160. ASME HTD. – 1991. – P. 17-26.
11. Cheng P. Two-Dimensional Radiating Gas Flow by a Moment Method // *AIAA Journal*. – 1964. – 2. – P. 1662-1664.
12. Chui E.H., Raithby G.D. Computation of Radiant Heat Transfer on a Non-Orthogonal Mesh Using the Finite-Volume Method // *Numerical Heat Transfer*. – 1993. – Part B, 23. – P. 269-288.
13. Raithby G.D., Chui E.H. A Finite-Volume Method for Predicting a Radiant Heat Transfer in Enclosures with Participating Media // *J. Heat Transfer*, 112. – 1990. – P. 415-423.
14. Siegel R., Howell J.R. *Thermal Radiation Heat Transfer*. – Washington D.C., Hemisphere Publishing Corporation, 1992. – 50 p.
15. Anderson J. *Computational fluid dynamics: the basic for applications*, McGraw-Hill, – 1995. – 547 p.
16. Амброжевич А.В., Яшин С.А., Карташев А.С. Формирование облика легких беспилотных летательных аппаратов методом подобия // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2004. – № 5 (13). – С. 54-58.

Поступила в редакцию 5.12.2007

Рецензент: д-р физ.-мат. наук, проф. А.В. Бастеев, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков.