

УДК 621.44.533.697

Ю. П. КУХТИН, В. М. ЛАПОТКО, А. В. ЕЛАНСКИЙ

ГП «Ивченко-Прогресс», Украина

СОПРЯЖЕННОЕ ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ВНУТРЕННЕЙ И ВНЕШНЕЙ АЭРОДИНАМИКИ СИСТЕМЫ ДВИГАТЕЛЬ – КОРПУС ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

При построении сопряженной модели внутренней и внешней аэродинамики системы двигатель – летательный аппарат использован зональный подход. В зонах, расположенных в головной части расчетной области течение рассчитывалось как осесимметричное, закрученное с использованием эйлераво-лагранжевого представления. В зонах, находящихся в хвостовой части второго контура двигателя, где расположены аэродинамические стойки, а также в наружной части мотогондолы, где расположен пилон летательного аппарата, течение газа рассчитывалось как трехмерное с использованием эйлерова представления. В рассматриваемой модели учитывался подвод импульса и энергии происходящий в вентиляторе, а также преобразование энергии в спрямляющем аппарате второго контура двигателя. Выполнено эффективное распараллеливание вычислительного алгоритма. Представлены результаты расчетов локальных и интегральных параметров модельной системы двигатель-корпус летательного аппарата.

Ключевые слова: осесимметричное течение, уравнения Навье-Стокса, мотогондола, пилон, сопло.

1. Введение

До настоящего времени работы, связанные с проектированием двигателя, мотогондолы и летательного аппарата (ЛА), слабо связаны друг с другом. В настоящее время существует уже мнение, что изменения в эффективности конструкции ЛА могут быть достигнуты путем интеграции двигателя и планера. Последние нововведения в конструкцию системы двигатель–мотогондола–планер направлены на снижение веса, расхода топлива, улучшение полетных характеристик, а также на сокращение расходов на техническое обслуживание.

Применение численного моделирования аэродинамики таких систем может существенно повысить эффективность научно-исследовательских работ за счет сокращения доли дорогостоящего, натурного эксперимента. Однако уровень развития современных компьютеров все еще не позволяет применять целостные, “точные” модели таких комплексных авиационных систем. Трудность моделирования таких сложных систем связана с широкомасштабностью, трехмерностью и нестационарностью явлений, сопровождающих течения рабочей среды.

В связи с этим создание новых моделей, позволяющих проводить комплексные численные исследования внешней и внутренней аэродинамики системы двигатель–корпус ЛА, является весьма актуальным.

2. Обозначения

P, ρ, T – давление, плотность и температура;
 u, v, w – компоненты скорости по осям x, r, φ , соответственно;

u_i – компонент скорости по оси x_i ;

e – удельная внутренняя энергия;

Ω – угловая скорость вращения;

μ – коэффициент динамической вязкости;

μ_T – коэффициент турбулентной вязкости;

δ_{ij} – символ Кронекера;

q – удельный тепловой поток;

α – угол входа потока;

P^0, T^0 – полное давление и полная температура;

P_a, T_a – давление и температура на свободной границе;

N – количество лопаток в венце;

k – энергия пульсационного движения;

ε – диссипация энергии пульсационного движения;

M – число Маха;

η – коэффициент полезного действия.

3. Описание модели

Учитывая широкомасштабность моделируемой системы, которая характеризуется большой протяженностью расчетной области, наличием в ней мелкомасштабных объектов: рабочее колесо, спрямляющий аппарат, пристеночные пограничные слои, зоны взаимодействия свободных струй, которые

оказывают существенное влияние на работу системы в целом, принято решение использовать зональный подход.

Сущность этого подхода состоит в выделении отдельных составных частей этой системы, а также в использовании для моделирования работы этих выделенных частей специальных методов матема-

тического описания и численных алгоритмов. Так, на рис. 1 показана расчетная область, состоящая из некоторой части внешнего пространства, включающего в себя пилон, мотогондолу, тракт второго контура, а также сопло первого контура экспериментальной модели двигателя. Область разделена на 9 зон.

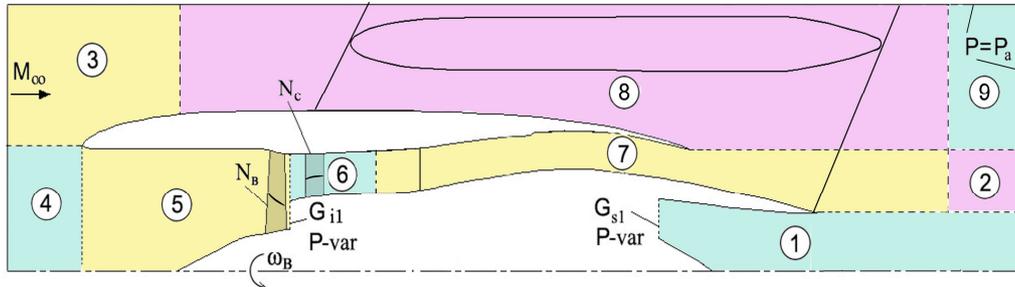


Рис. 1. Блочная структура расчетной области

Представленное разбиение на зоны обусловлено необходимостью с максимально возможной точностью и эффективностью описать физический процесс в каждой зоне расчетного пространства.

При этом необходимо учесть, что расчет проводился в два этапа:

1. Этап (разгонный). Во всех зонах течение рассматривалось как осесимметричное, закрученное. Использовался эйлерово-лагранжев подход [1]. Начиная с начального заполнения расчетного поля, соответствующего M полета, обороты вращения ротора поднимались до достижения расчетных значений. Происходило установление течения.

Этап (уточняющий). В расчетных зонах 3, 4, 5, 6 течение по-прежнему рассчитывалось как осесимметричное, закрученное с использованием эйлерово-лагранжева подхода. В зонах 7, 8 течение

рассчитывалось как трехмерное в эйлеровом представлении. В зонах 1, 2, 9 течение рассчитывалось как закрученное, осесимметричное в эйлеровом представлении.

Учитывая симметричность течения относительно осерадиальной плоскости, проходящей через середину пилона, моделирование трехмерного течения газа проводилось в области пространства с окружной протяженностью равной 180° . Полагалось, что в наружной зоне 8 располагается пилон летательного аппарата, а в зоне 7 аэродинамические стойки, одна из которых (самая объемная) в области сопла второго контура переходила в пилон.

В зонах 7, 8 решались осредненные по Рейнольдсу уравнения Навье-Стокса в приближении тонкого слоя для сжимаемого газа, записанные в дивергентной форме в цилиндрической системе координат (1):

$$\frac{\partial W}{\partial t} + \frac{\partial E}{\partial x} + \frac{\partial F}{\partial r} + \frac{1}{r} \frac{\partial G}{\partial \varphi} - \frac{1}{r} \frac{\partial r F_v}{\partial r} - \frac{1}{r} \frac{\partial G_v}{\partial \varphi} = \frac{1}{r} H;$$

$$W = \begin{pmatrix} \rho \\ \rho u \\ \rho v \\ \rho w \\ e \end{pmatrix}; E = \begin{pmatrix} \rho u \\ \rho u^2 + P \\ \rho uv \\ \rho uw \\ (e + P)u \end{pmatrix}; F = \begin{pmatrix} \rho v \\ \rho uv \\ \rho v^2 + P \\ \rho vw \\ (e + P)v \end{pmatrix}; G = \begin{pmatrix} \rho w \\ \rho uw \\ \rho vw \\ \rho w^2 + P \\ (e + P)w \end{pmatrix};$$

$$F_v = \begin{pmatrix} 0 \\ \tau_{xr} \\ \tau_{r\varphi} \\ \tau_{\varphi r} \\ u\tau_{xr} + v\tau_{r\varphi} + w\tau_{\varphi r} - q_r \end{pmatrix}; G_v = \begin{pmatrix} 0 \\ \tau_{x\varphi} \\ \tau_{r\varphi} \\ \tau_{\varphi\varphi} \\ u\tau_{x\varphi} + v\tau_{r\varphi} + w\tau_{\varphi\varphi} - q_\varphi \end{pmatrix}; H = \begin{pmatrix} -\rho v \\ -\rho uv \\ \rho((w + \Omega r)^2 - v^2) \\ -2\rho v(w + \Omega r) \\ \rho v \Omega^2 r^2 - (e + P)v \end{pmatrix},$$

$$\text{где } \tau_{ij} = (\mu + \mu_T) \left[\left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) - \frac{2}{3} \delta_{ij} \frac{\partial u_k}{\partial x_k} \right] - \frac{2}{3} \delta_{ij} \rho k.$$

Для замыкания системы уравнений (1) использовалась стандартная k-ε модель турбулентности (Лаундера, Сполдинга), описанная в [2]. Граничные условия для кинетической энергии турбулентности k и скорости диссипации ε на стенке определялись с помощью пристеночной функции.

Решение уравнений (1) проводилось с помощью численной схемы, имеющей 2-й порядок точности по пространству и использующей процедуру распада произвольного разрыва С. К. Годунова. Вязкие компоненты аппроксимировались центральными разностями.

4. Краевые условия

Кроме геометрических параметров, описывающих обводы второго контура ТРДД и внешней части мотогондолы, необходимо определить геометрические формы профилей лопаток вентилятора, спрямляющего аппарата, аэродинамических стоек второго контура и пилона летательного аппарата.

Все условия, устанавливающие поведение решений на различных границах расчетной области можно разделить на внешние и внутренние краевые условия.

Внешние краевые условия. На свободных границах задавалось условие $P=P_a$. На границе входа задавалось условие $M=M_\infty$. На оси симметрии выдерживалось условие симметричности течения.

Внутренние краевые условия. На непроницаемых поверхностях выполнялись условия прилипания. На вертикальных, неподвижных поверхностях стыка 4-5, 5-6, 6-7, 7-2, 3-8, 8-9 необходимо обеспечить стыковку решений. Такая стыковка решений состояла в обеспечении консерватизма потоков параметров, а также в сохранении параметров поля. На поверхности стыка 3-4 выполнялось условие, соответствующее поверхности контактного разрыва параметров. На поверхностях стыков 7-8, 2-9, 1-7, 1-2 обеспечивалось условие консерватизма потоков параметров, а также сохранение параметров поля.

На поверхности входа в первый контур задавались полные параметры и угол входа потока. Заданный расход G_{i1} обеспечивался соответствующим подбором статического давления.

На поверхности выхода из первого контура задавались полные параметры, а также угол выхода потока. Для обеспечения расхода G_{s1} варьировалось статическое давление.

Подводимые энергия и импульс определялись оборотами вращения колеса вентилятора ω_v , коли-

чеством лопаток и их формой. Процесс же преобразования энергии в спрямляющем венце определялся только количеством спрямляющих аппаратов и их формой.

5. Результаты расчетов

В качестве примера представлены результаты расчета на максимальном крейсерском режиме сопряженного течения газа во втором контуре и в наружной части мотогондолы экспериментальной модели ТРДД, при наличии во внешней области течения самолетного пилона.

Все величины приводились к безразмерному виду. В качестве эталона длины принят радиус среза сопла второго контура. В качестве эталонов давления и температуры принимались, соответственно, значения P_a , T_a на свободной границе. Эталоном скорости служила изотермическая скорость звука. Физическая вязкость не менялась во всей расчетной области и соответствовала физической вязкости, взятой на свободной границе. В представленных результатах все расходы газа приводились к расходу газа, определенному на входе в двигатель. Все значения реактивных тяг приводились к идеальной тяге, которая определялась по полным параметрам газа после спрямляющего аппарата и условиям полета.

Фоновая турбулентность течения составляла 0,1%. Показатель адиабаты $k=1,38$, газовая постоянная $R=287$ Дж/(кг К). Полетное число Маха – 0,8. Обороты вращения рабочего колеса вентилятора 4100 об/мин. Рабочее колесо состояло из 35 лопаток. Число лопаток спрямляющего аппарата - 64.

Расход газа на входе в первый контур $G_{i1} = 0,09012$, а также расход газа через сопло первого контура $G_{s1}=0,08906$ подбирались путем изменения статического давления.

Используемый метод расчета, основанный на методе установления, позволяет проводить комплексные исследования аэродинамики сопряженных поверхностей самолета и двигателя с целью оптимизации их обтекания на различных режимах полета. В числе регулируемых параметров – размеры, форма лопаток, частота вращения колеса вентилятора, положение, размеры и форма спрямляющего аппарата, различные величины отборов и выдува газа во втором контуре, а также в наружной части мотогондолы.

Структура расчетной сетки в зонах 7 и 8 показана на рис. 2. Результаты расчетов представлены полем параметров течения на рис. 3-9.

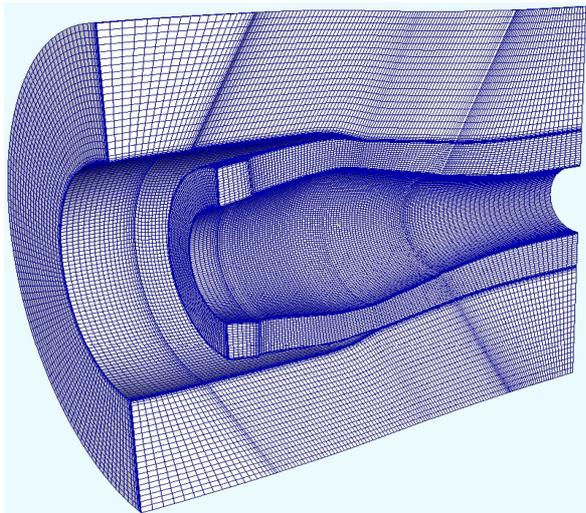


Рис. 2. Расчетная сетка в зонах 7 и 8

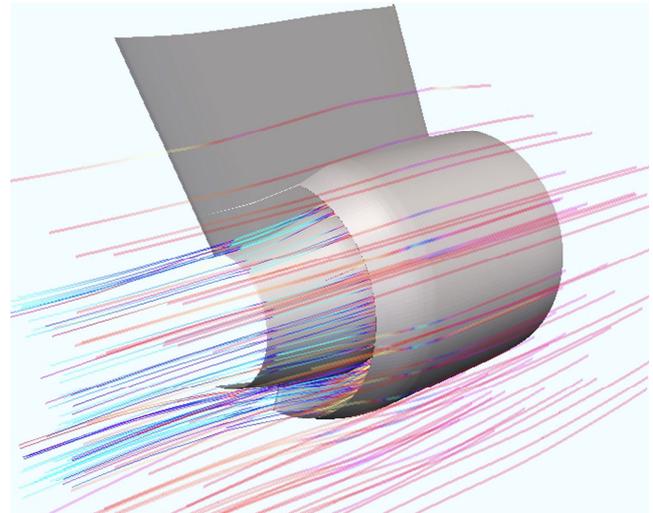


Рис. 3. Линии тока в зонах 7 и 8

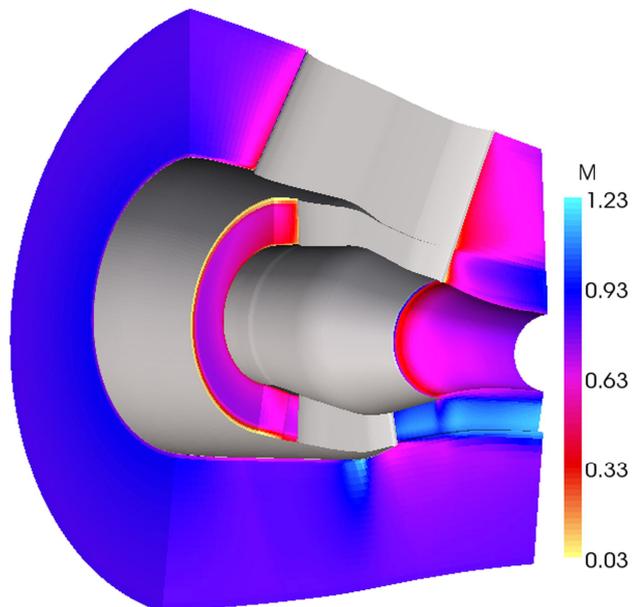
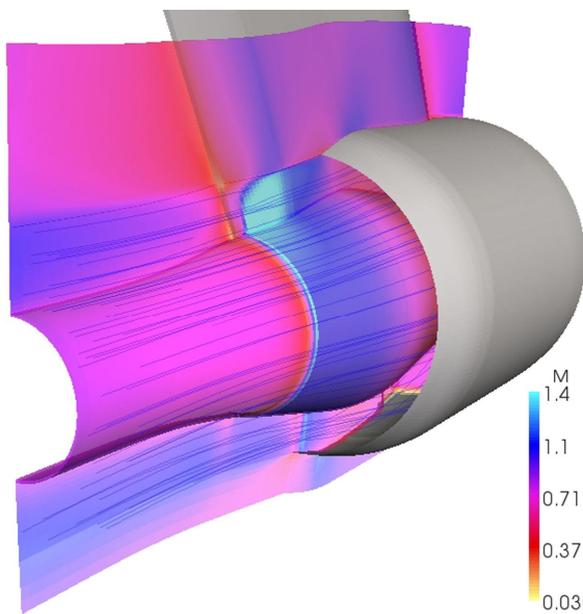


Рис. 4. Распределение числа М вблизи поверхности пилона, а также на поверхностях спутных струй в кормовой части

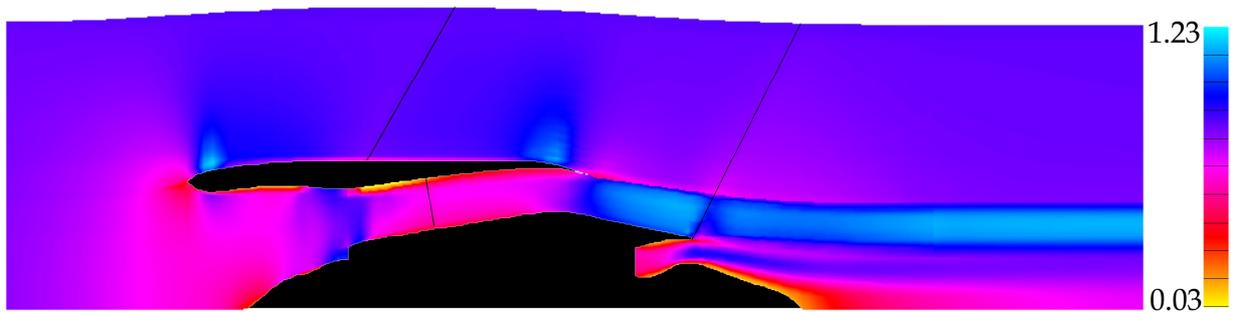


Рис. 5. Осредненное в окружном направлении число М

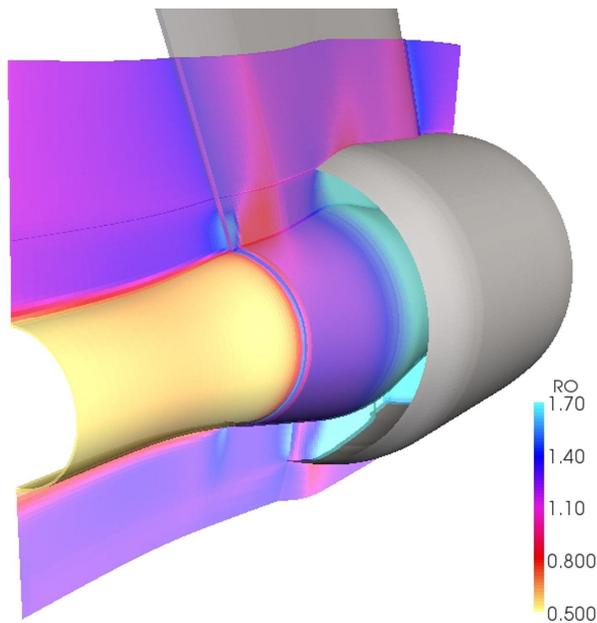


Рис. 6. Распределение плотности вблизи поверхности пилона, а также на поверхностях спутных струй в кормовой части

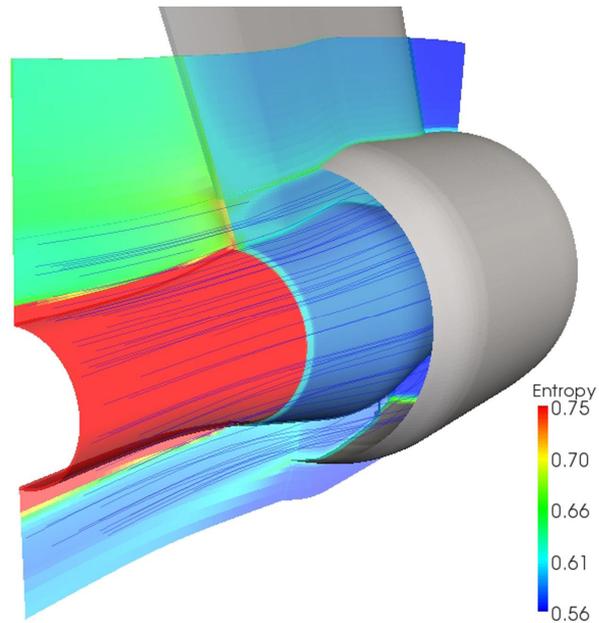


Рис. 7. Распределение энтропийной функции вблизи поверхности пилона, а также на поверхностях спутных струй в кормовой части

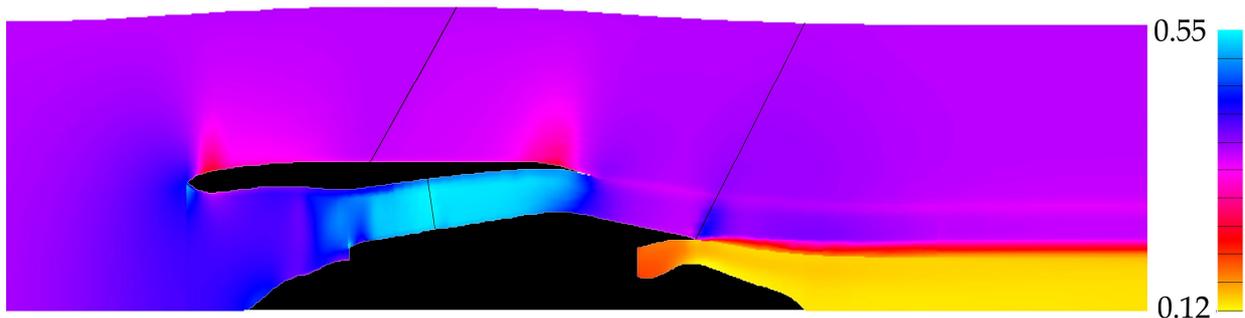


Рис. 8. Осредненная в окружном направлении плотность

Результаты расчета на установлении поля течения характеризуются некоторыми интегральными параметрами. Среди них:

- расход газа на входе в двигатель, расчетное значение которого отличалось от соответствующего значения расхода, полученного на верифицированной модели на 0,6%;

- расход газа на срезе сопла второго контура составил 0,9136. Контрольное значение, полученное на уже верифицированной модели, составило 0,9111;

- внутренняя тяга двигателя, определенная по разности импульсов на входе и выходе двигателя, составила 0,9212.

Расчетные значения внутренней и идеальной тяг находятся в хорошем соответствии с их значениями, полученными расчетным путем с использованием других математических моделей.

В качестве интегрального параметра, характеризующего газодинамическую эффективность кон-

струкции, рассматривался КПД сопел 1-ого и 2-ого контуров, вычисляемый по соотношению

$$\eta = \frac{P_{ou}^0(S) - P_{ou}}{P_{in}^0 - P_{ou}}, \quad (2)$$

где $P_{ou}^0(S)$ – осредненное значение полного давления в выходном сечении расчетной области;

P_{in}^0 - полное давление в сечении входа;

P_{ou} - статическое давление в сечении выхода.

Расчетные значения КПД составили: для 1-ого контура $\eta=0,97$, для 2-ого контура $\eta=0,91$.

Заключение

Разработана сопряженная модель внутренней и внешней аэродинамики системы: второй контур ТРДД – внешняя часть мотогондолы – самолетный

пилон может быть использована для аэродинамической оптимизации комплексной конструкции двигателя – корпус самолета.

Литература

1. Лапотко, В. М. *Спряженная газодинамическая модель второго контура и наружной части мотогондолы ДТРД [Текст] / В. М. Лапотко,*

Ю. П. Кухтин, Г. И. Слынько // Авиационно-космическая техника и технология. – 2014. – № 3(110). – С. 12-20.

2. Кухтин, Ю. П. *Верификация метода численного моделирования отрывных течений газа [Текст] / Ю. П. Кухтин, В. М. Лапотко, Г. И. Слынько // Авиационно-космическая техника и технология. – 2013. – № 8(105). – С. 35 - 39.*

Поступила в редакцию 30.05.2014, рассмотрена на редколлегии 16.06.2014

Рецензент: д-р техн. наук, проф., зав. каф. теплотехники и гидравлики Г. И. Слынько, Запорожский Национальный технический университет, Запорожье.

СПРЯЖЕНЕ ЧИСЕЛЬНЕ МОДЕЛЮВАННЯ ВНУТРІШНЬОЇ І ЗОВНІШНЬОЇ АЕРОДИНАМІКИ СИСТЕМИ ДВИГУН - КОРПУС ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТУ

Ю. П. Кухтін, В. М. Лапотко, О. В. Єланський

При побудові спряженої моделі внутрішньої і зовнішньої аеродинаміки системи двигун-літальний апарат використано зональний підхід. У зонах, розташованих у головній частині розрахункової області, течію розраховувано як вісесиметричну, закручену з використанням ейлерово-лагранжевого зображення. У зонах, що знаходяться у хвостовій частині другого контуру двигуна, де розташовано аеродинамічні стійки, а також у зовнішній частині мотогондолою, де розташовано пилон літального апарату, течія газу розраховувалася як тривимірною з використанням ейлерового зображення. У розглянутій моделі враховано підвід імпульсу і енергії, що відбувається у вентиляторі, а також перетворення енергії у спряжному апараті другого контуру двигуна. Виконано ефективне розпаралелювання обчислювального алгоритму. Представлено результати розрахунків локальних і інтегральних параметрів модельної системи двигун - корпус літального апарату.

Ключові слова: вісесиметрична течія, рівняння Нав'є-Стокса, мотогондола, пилон, сопло.

CONJUGATED NUMERICAL MODELING OF INTERNAL AND EXTERNAL AERODYNAMICS OF ENGINE-AIRFRAME SYSTEM

Yu. P. Kukhtin, V. M. Lapotko, A. V. Elansky

For creating a conjugated model of internal and external aerodynamics of the engine airplane system a zonal approach was used. In the zones located in the front section of the computational domain the flow was calculated as an axi-symmetric swirling medium flow, by using the Eulerian-Lagrangian representation. In the zones located in the rear section of the engine bypass air duct, where the aerodynamic struts are arranged, as well as in the outer portion of the engine nacelle, where the airplane pylon is located, the gas flow was calculated as a 3D flow, by using the Eulerian representation. In the model presented taken into account was the addition of momentum and energy in the fan assembly, as well as the energy conversion in the bypass air duct guide vanes. An effective parallelizing of the computational algorithm was performed. Presented are the computational results for the local and integral parameters of the engine-airframe model system.

Key words: axi-symmetric flow, Navier-Stokes equations, engine nacelle, pylon, nozzle.

Кухтин Юрий Петрович – канд. техн. наук, инженер-конструктор, ГП «Ивченко-Прогресс», Запорожье, Украина, e-mail: flow_gd2@mail.ru.

Лапотко Василий Михайлович – канд. техн. наук, ведущий инженер, ГП «Ивченко-Прогресс», Запорожье, Украина, e-mail: flow_gd@mail.ru.

Еланский Александр Витальевич – начальник бригады, ГП «Ивченко-Прогресс», Запорожье, Украина.