

УДК 621.44.533.697

А. И. ПОПУГА, В. В. КОЛЯДА, А. В. ЕЛАНСКИЙ

ГП «Ивченко-Прогресс», Украина

## ФОРМИРОВАНИЕ РАЦИОНАЛЬНОГО ОБЛИКА СИСТЕМЫ ДВИГАТЕЛЬ - МОТОГОНДОЛА - САМОЛЕТНЫЙ ПИЛОН С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ЧИСЛЕННОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ

Представлены результаты численных исследований с целью поиска оптимальных аэродинамических форм двигателя, мотогондолы и пилон. В качестве инструмента для достижения поставленной цели использованы разработанные высокоэффективные методы комплексного аэродинамического исследования систем двигатель – мотогондола – пилон, прошедшие верификацию в конструкторском бюро. Критериями оценки качества конструкции приняты: 1) отсутствие скачков уплотнения и отрывных зон; 2) организация структур течения с минимальными потерями энергии; 3) обеспечение наибольшей тяги силовой установки на крейсерском режиме. По сравнению с исходной конфигурацией системы изменена форма внешней части мотогондолы. Существенные изменения внесены в форму воздухозаборника и сопла внутреннего контура. Выполнено существенное изменение выходной кромки пилон, а также передней кромки пилон двигателя внутри второго контура. Указанные мероприятия направлены на устранение скачков уплотнения, имеющих зон отрыва потока, повышение эффективной тяги силовой установки (СУ). Широко представлены результаты расчетов локальных и интегральных параметров модельной системы двигатель-мотогондола-корпус летательного аппарата.

**Ключевые слова:** численные исследования, оптимизация, двигатель – мотогондола - пилон.

### Введение

Современная тенденция развития авиации, связанная с тесным интегрированием двигателя и планера, требует от разработчиков комплексных систем использования целостных, высокоэффективных методов расчета течений газа [1]. Решаемые в процессе проектирования таких систем задачи характеризуются многофакторностью, многорежимностью, широкомасштабностью и нестационарностью исследуемых явлений.

В настоящей работе представлены некоторые результаты численных исследований, целью которых являлась задача поиска оптимальных аэродинамических форм системы двигатель-мотогондола-самолетный пилон.

В качестве инструмента для достижения поставленной цели автором использовано разработанный в рамках конструкторского бюро метод комплексного аэродинамического расчета таких систем [2, 3]. В качестве критериев оценки качества конструкции принято: 1) отсутствие скачков уплотнения и отрывных зон; 2) организация структур течения с минимальными потерями; 3) обеспечение наибольшей тяги СУ.

Учитывая многопараметричность и широкий диапазон работы ТРДД большой степени двухконтурности, предназначенного для магистральных самолетов, результаты исследований представлены

только для крейсерского режима работы, являющегося наиболее значимым в общем цикле работы СУ.

### 1. Обозначения

$P, \rho, T$  – термодинамические параметры: давление, плотность и температура;

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

$P_a, T_a$  – давление и температура на свободной границе;

$N$  – количество лопаток в венце;

$n$  – частота вращения ротора;

$k$  – энергия пульсационного движения;

$\varepsilon$  – диссипация энергии пульсационного движения;

$M$  – число Маха;

$G$  – расход среды;

$\eta$  – коэффициент полезного действия.

### 2. Исходная конфигурация СУ

На рис. 1, 2 представлены результаты расчета на крейсерском режиме сопряженного течения газа во втором контуре и в наружной части мотогондолы экспериментальной СУ.

Все величины приводились к безразмерному виду. Эталоном длины выбран радиус среза сопла наружного контура. В качестве эталонов давления и

температуры принимались, соответственно, значения  $P_a$ ,  $T_a$  на свободной границе. Показатель адиабаты  $K=1,38$ , газовая постоянная  $R = 287$  дж/(кг·К). Эталонной скоростью служила изотермическая скорость звука  $\sqrt{RT_a}$ . Физическая вязкость, принятая постоянной во всей расчетной области, соответствовала физической вязкости, взятой на свободной границе. Фоновая турбулентность течения составляла 0,1%. Полетное число Маха 0,8. Скорость вращения рабочего колеса вентилятора  $n= 5600$  об/мин. Рабочее колесо вентилятора включало 35 лопаток. Число лопаток спрямляющего аппарата 64.

В представленных результатах все расходы газа приводились к расходу газа, определенному на входе в двигатель. Так что расход газа на входе в первый контур  $G_{i1} = 0,09012$ , а также расход газа через сопло первого контура  $G_{s1}=0,08906$ , являлись величинами известными.

Из представленных на рис. 1, 2 результатов видно наличие сверхзвуковых зон с наружной стороны обечайки воздухозаборника, а также с наружной стороны обечайки сопла второго контура. Присутствие сверхзвуковой области можно наблюдать и на наружной стороне среза сопла первого контура.

Необходимо отметить наличие зон отрыва вблизи внутреннего конуса сопла первого контура, а также во внутренней части воздухозаборника, что неблагоприятно скажется на работе и эффективности СУ.

Помимо анализа полей параметров проводились вычисления различных интегральных параметров СУ, среди которых, например, расход газа на срезе сопла второго контура. В исследуемом случае он составил 0,91.

Для конфигурации СУ характерны следующие значения тяг:

**суммарная идеальная тяга**, которая определялась по полным параметрам газа после спрямляющего аппарата и тягой внутреннего сопла;

**внутренняя тяга**, определялась путем интегрирования разности выходного и входного импульсов, а также избыточных сил давления по соплам первого и второго контуров;

**располагаемая (эффективная) тяга**, отличающаяся от внутренней тяги на величину суммарных аэродинамических нагрузок на мотогондолу и выходные конуса реактивных сопел.

Если принять за единицу суммарную идеальную тягу, то согласно расчету исходного профиля СУ получено, что располагаемая тяга имела следующие осевые составляющие:

- сила сопротивления внешней части мотогондолы  $F_m = -0,07947$ ;
- сила воздействия струи на внутренний конус сопла второго контура  $F_{k2} = -0,00587$ ;
- сила воздействия струи на внутренний конус сопла первого контура  $F_{k1} = 0,06333$ ;

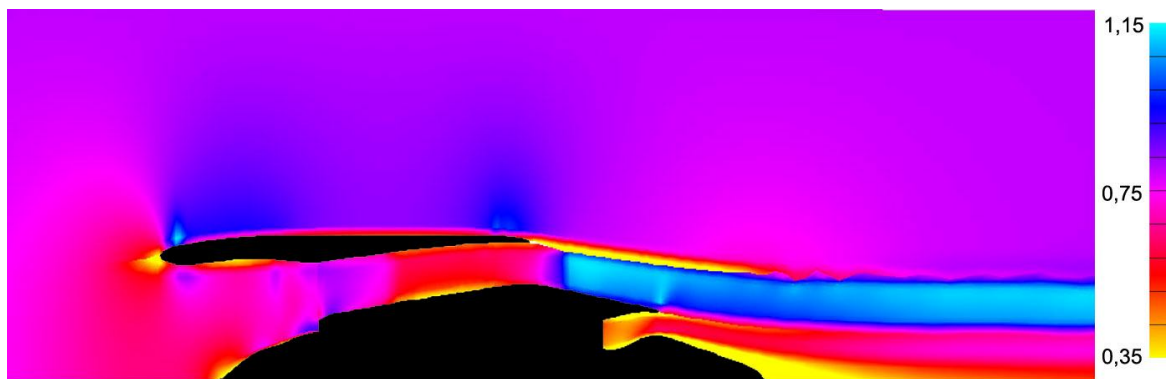


Рис. 1. Число М

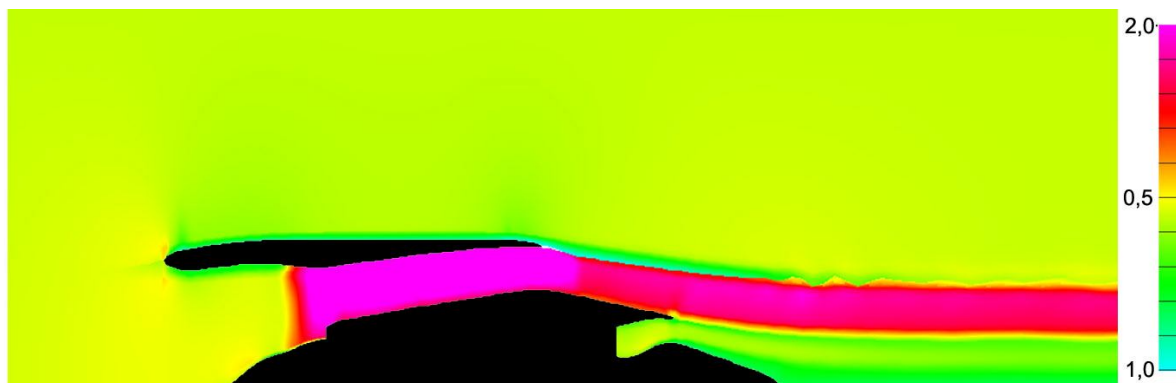


Рис. 2. Распределение полного давления

- сила тяги сопла первого контура  
 $F1 = 0,11227$ ;

- сила тяги сопла второго контура  
 $F2 = 0,82193$ .

В качестве интегрального параметра, характеризующего газодинамическую эффективность конструкции, рассматривался КПД сопел 1-ого и 2-ого контуров, вычисляемый по соотношению

$$\eta = \frac{P_{ou}^0(S) - P_{ou}}{P_{in}^0 - P_{ou}}, \quad (1)$$

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 для исходной конфигурации СУ составили: для 1-ого контура  $\eta = 0,93$ ; для 2-ого контура  $\eta = 0,96$ .

### 3. Формирование рационального облика внутренней и внешней части мотогондолы

На первом этапе исследовательских работ

проведены параметрические исследования осесимметричного закрученного течения в СУ при отсутствии самолетного пилона и аэродинамической стойки внутри второго контура двигателя [2].

В результате проведенных численных исследований для различных внешних форм мотогондолы получены такие обводы, при которых отсутствуют сверхзвуковые зоны на входной и выходной обечайках (см. рис. 3, 4).

Для исключения возможности образования отрывных зон с внутренней стороны воздухозаборника, оптимизирована его геометрия и увеличена осевая протяженность в 1,17 раза (см. рис. 3,4).

Как видно из рис. 3, 4, проведенное перепрофилирование обеспечивает не только исчезновение сверхзвуковых зон, но и утонение пограничных слоев на внешних\внутренних частях мотогондолы, что благоприятно отразится на эффективности СУ.

Существенному перепрофилированию подвергнута внутренняя конфигурация сопла первого контура (сравните рис. 3, 4 с рис. 1, 2), а также конфигурации конусов сопел первого и второго контуров.

В результате проведенных доработок идеальная и внутренняя тяга СУ возросла по сравнению с соответствующими значениями тяг исходной СУ в 1,092 раза. В то же время располагаемая тяга СУ возросла в 1,16 раза.

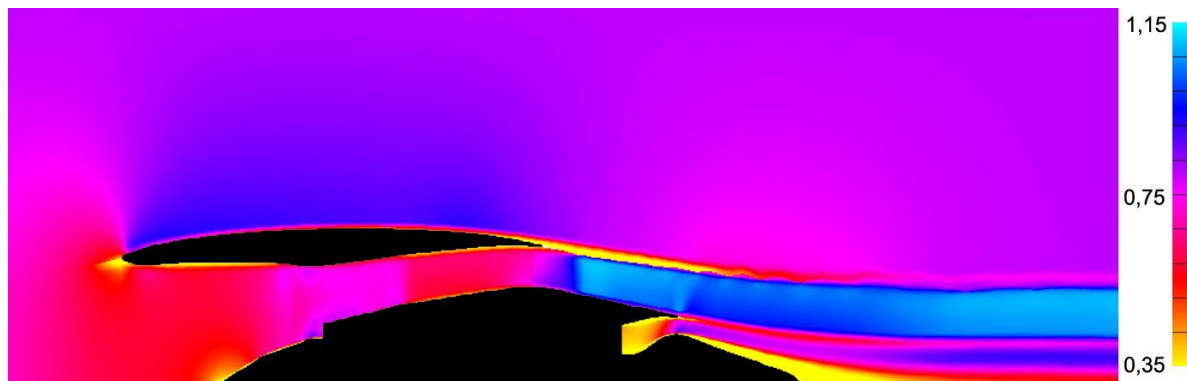


Рис. 3. Число М

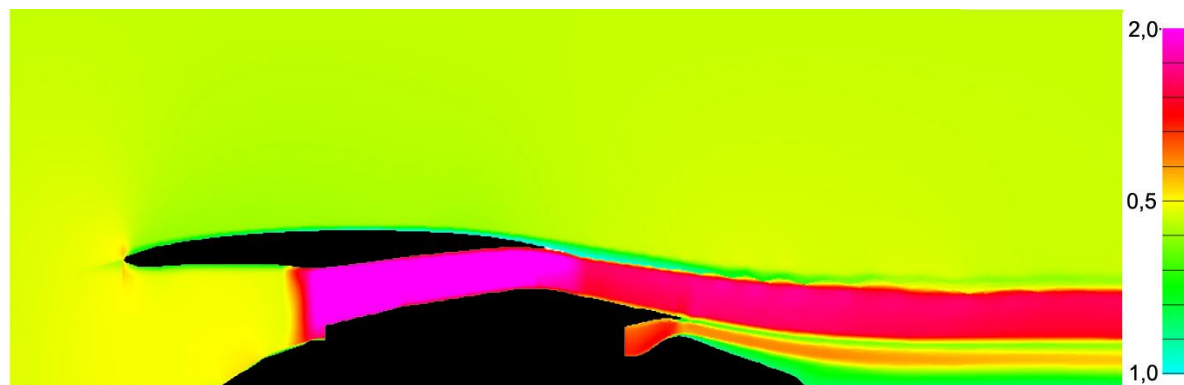


Рис. 4. Распределение полного давления

Расчетные значения КПД для новой конфигурации СУ составили: для 1-ого контура  $\eta=0,92$ ; для 2-ого контура  $\eta=0,97$ .

#### 4. Совершенствование внутреннего и внешнего облика пилона

На втором этапе численных исследований в расчетную схему включен самолетный пилон. Присутствие пилона потребовало в зоне его расположения выполнять аэродинамические расчеты с учетом трехмерности течения [3].

На рисунке 5 показан фрагмент течения, свидетельствующий о существовании в кормовой, корневой части пилона сверхзвуковых зон, которые заканчиваются отрывом течения. Неблагоприятная ситуация развивается вверх по течению от носовой части пилона двигателя внутри второго контура, см. рис. 7 а. В указанной области течения наблюдалась зона повышенного давления, которая могла вызвать нежелательные вынужденные колебания лопаток вентилятора.

Для устранения срывных, скользящих течений, которые наблюдались в кормовой части исходной конфигурации пилона, выполнено его переупрофилирование. В результате этих работ выходная кромка пилона сдвинута вниз по течению (см. рис. 6, 7 б). Нижняя, кормовая поверхность пилона, выходящая за пределы сечения сопла первого контура, ориентирована по граничной поверхности течения, сходящей с обечайки сопла внутреннего контура. Как видно из рис. 6, проведенные мероприятия способствовали устранению сверхзвуковых зон в кормовой части пилона. Распределение осредненного в окружном и радиальном направлениях значения параметра энтропии, представленного на рис. 8, подтверждает эффективность проведенных мероприятий.

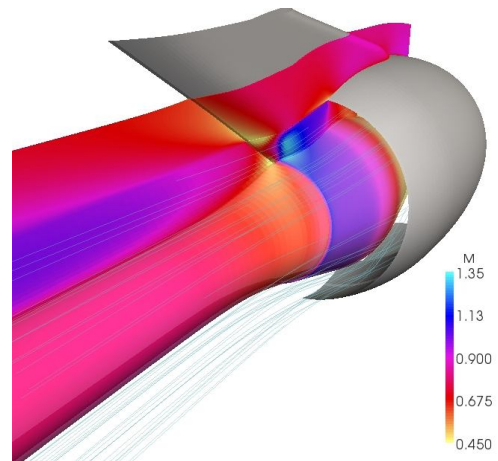


Рис. 5. Распределение безразмерной скорости М для исходной конфигурации самолетного пилона

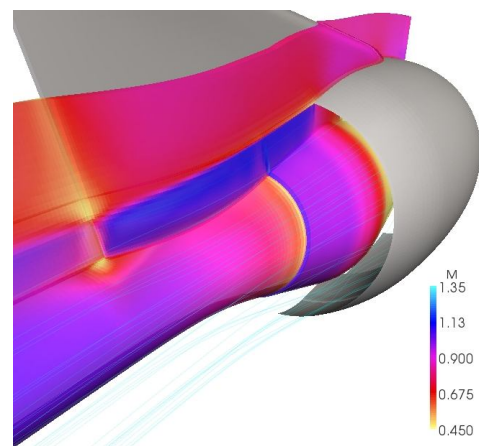


Рис. 6. Распределение безразмерной скорости М

Для устранения зоны повышенного давления в области спрямляющего аппарата носовая часть стойки заострена, см. рис. 9 б. Благодаря этому мероприятию не только улучшено течение в головной части, но и уменьшились профильные потери (см. рис. 10).

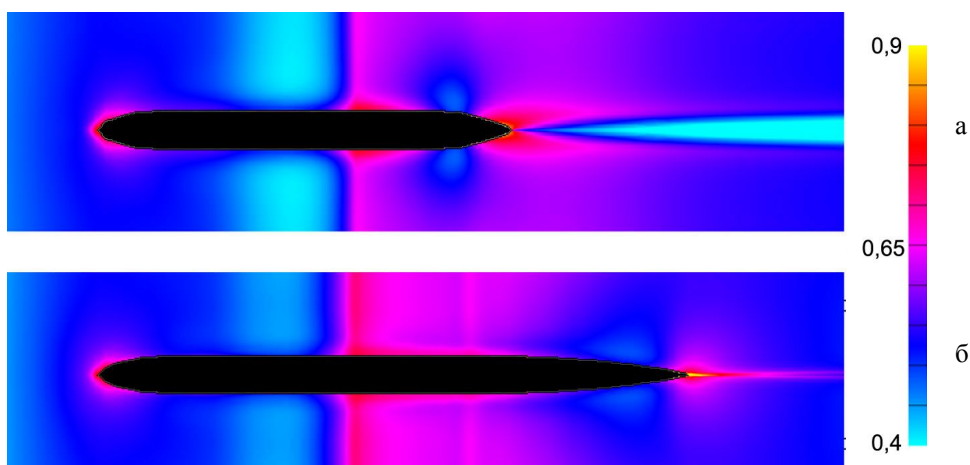


Рис. 7. Распределение безразмерной скорости М вдоль профиля пилона в сечении 3% высоты пилона: а – исходный (верхний) вариант; б – оптимизированный (нижний) вариант

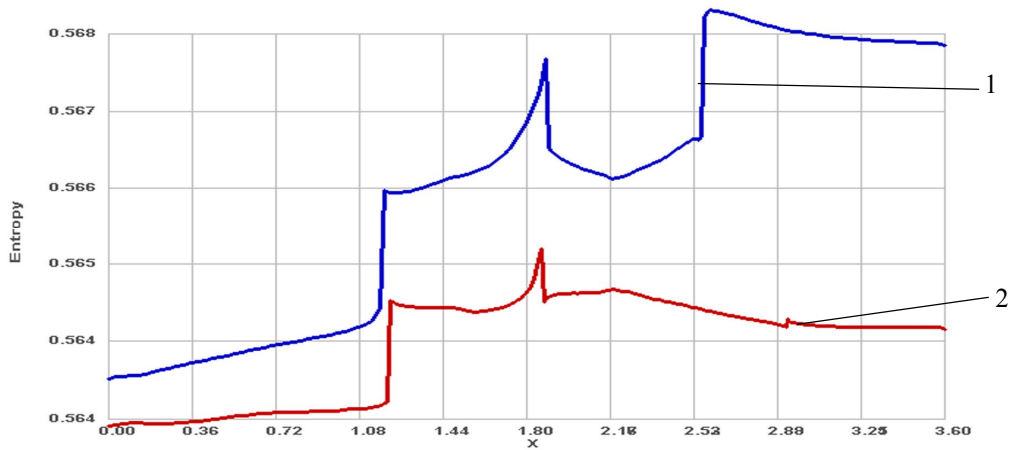


Рис. 8. Осредненное распределение потерь вдоль мотогондолы:  
1 – исходный профиль пилона; 2 – скорректированный профиль пилона

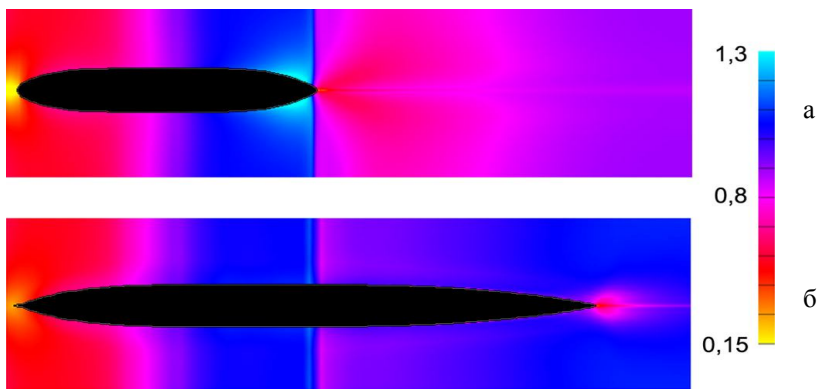


Рис. 9. Распределение безразмерной скорости  $M$  вдоль профиля стойки в сечении 7% высоты стойки:  
а – исходный (верхний) вариант; б – оптимизированный (нижний) вариант

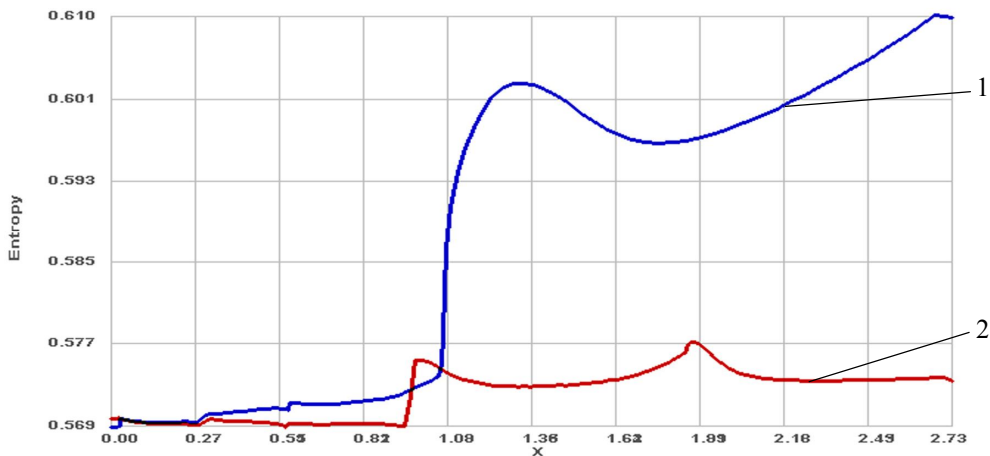


Рис. 10. Осредненное распределение потерь вдоль стойки:  
1 – исходный профиль стойки; 2 – скорректированный профиль стойки

### Закключение

В рамках модели течения газа, обладающего физической вязкостью и турбулентным движением среды для осесимметричного закрученного течения, а также с учетом трехмерных эффектов, вызванных присутствием пилона самолета, проведен комплекс

численных расчетов, выясняющий влияние различных геометрических параметров на характеристики системы ТРДД-мотогондола-самолетный пилон.

Для рассматриваемого крейсерского режима получена форма внешней части мотогондолы, обеспечивающее отсутствие сверхзвуковых зон.

Показана структура формирования суммарной

эффективной тяги СУ. Выполнена доработка внутреннего сопла, обеспечивающая увеличение эффективной тяги двигателя.

Выполнены работы по улучшению формы пилона, обеспечивающие благоприятные структуры течения в кормовой части СУ, а также в области взаимодействия пилонa и спрямляющего аппарата.

## Литература

1. *Методология оптимального проектирования двухконтурных сопл в составе мотогондолы двигателя [Текст] / Н. А. Зленко, С. В. Михайлов, А. А. Савельев и др. // Реактивные сопла перспек-*

*тивных гражданских самолетов : Тр. ЦАГИ, сб. ст. – М. : 2013. – Вып. 2710. – С. 91-110.*

2. *Лапотко, В. М. Сопряженная 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. 15-22.*

3. *Кухтин, Ю. П. Сопряженное численное моделирование внутренней и внешней аэродинамики системы двигатель-корпус летательного аппарата [Текст] / Ю. П. Кухтин, В. М. Лапотко, А. В. Еланский // Авиационно-космическая техника и технология. – 2014. – № 3(110). – С. 30-36.*

*Поступила в редакцию 30.05.2014, рассмотрена на редколлегии 14.06.2014*

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

## ФОРМУВАННЯ РАЦІОНАЛЬНОГО ОБЛІКУ СИСТЕМИ ДВИГУН - МОТОГОНДОЛА - ЛІТАКОВИЙ ПІЛОН З ВИКОРИСТАННЯМ ЧИСЕЛЬНОГО МОДЕЛЮВАННЯ

*А. І. Попуга, В. В. Коляда, О. В. Єланський*

Представлено результати чисельних досліджень з метою пошуку оптимальних аеродинамічних форм двигуна, мотогондoli і пілона. Як інструмент для досягнення поставленої мети використано розроблені високоефективні методи комплексного аеродинамічного дослідження систем двигун - мотогондola - пілон, що пройшли верифікацію в конструкторському бюро. Критеріями оцінки якості конструкції прийнято: 1) відсутність стрибків ущільнення і відривних зон; 2) організація структур течії з мінімальними втратами енергії; 3) забезпечення найбільшої тяги силової установки на крейсерському режимі. У порівнянні з вихідною конфігурацією системи змінено форму зовнішньої частини мотогондoli. Суттєві зміни внесено у форму повітрязбірника і сопла внутрішнього контуру. Виконана суттєва зміна вихідної кромки пілона, а також передньої кромки стійки усередині другого контуру двигуна. Зазначені заходи спрямовано на усунення стрибків ущільнення, наявних зон відриву потоку, підвищення ефективної тяги силової установки (СУ). Широко представлено результати розрахунків локальних і інтегральних параметрів модельної системи двигун - мотогондola - корпус літального апарату.

**Ключові слова:** чисельні дослідження, оптимізація, двигун - мотогондola - пілон.

## SHAPING A REASONABLE APPEARANCE OF ENGINE - ENGINE NACELLE - AIRCRAFT PYLON SYSTEM BY USING COMPUTATIONAL MODELING

*A. I. Popuga, V. V. Kolyada, A. V. Elansky*

Represented are the results of numerical investigations for the purpose of searching optimum aerodynamic forms of the engine, the engine nacelle and the pylon. As a tool for pursuing the target goal used were the developed high-efficiency methods of complex aerodynamic study of the engine - engine nacelle - pylon systems, verified in the design bureau. As criteria for design quality evaluation accepted were the following: 1) absence of compression shocks and separation zones; 2) organization of flow structures with minimal energy losses; 3) provision of maximum power plant thrust at cruise power setting. As compared with the baseline system configuration the shape of the engine nacelle external portion was changed. Essential modifications were introduced in the forms of the air intake and the core nozzle. Completed was essential change in the pylon trailing edge, as well as in the front edge of the strut inside the engine bypass air duct. The specified measures were aimed to eliminate the compression shocks, existing flow separation zones, and to increase the installed thrust of the power plant. Amply presented are the computational results for the local and integral parameters of the engine - engine nacelle - airframe system model.

**Key words:** numerical studies, optimization, engine - nacelle - pylon.

**Попуга Андрей Иванович** – ведущий конструктор, ГП «Ивченко-Прогресс», Запорожье, Украина.

**Коляда Виталий Викторович** – ведущий инженер, ГП «Ивченко-Прогресс», Запорожье, Украина.

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