На правах рукописи

НГУЕН ВЬЕТ ХУНГ

ПРИМЕНЕНИЕ ГРАНИЧНЫХ УСЛОВИЙ «АКТИВНЫЙ ДИСК» В РАСЧЕТНОМ ИССЛЕДОВАНИИ ПОЛЕЙ ТЕЧЕНИЯ В ВОЗДУХОЗАБОРНИКЕ И АЭРОДИНАМИЧЕСКОЙ ИНТЕРФЕРЕНЦИИ ДВИГАТЕЛЯ И ПЛАНЕРА ПАССАЖИРСКОГО САМОЛЕТА

Специальность 05.07.01 - «Аэродинамика и процессы теплообмена летательных аппаратов»

АВТОРЕФЕРАТ диссертации на соискание ученой степени кандидата технических наук

Москва – 2020

Работа прошла апробацию на кафедре компьютерного моделирования федерального государственного автономного образовательного учреждения высшего образования «Московский физико-технический институт (национальный исследовательский университет)».

Научный руководитель:	Воронич Иван Викторович					
	кандидат физико-математических наук,					
	филиал	«Регионал	вные	самолеты	» ПAO	
	«Корпорация «Иркут»					
Ведущая организация:	Федеральное государственное бюджетное					
	образоват	ельное	учреж	дение	высшего	
	образован	ия «Москої	вский ав	иационный	институт	
	(национальный исследовательский университет)»					
	(МАИ)					

Защита состоится «<u>04</u>» декабря 2020 г. в <u>12:00</u> на заседании диссертационного совета ФАКТ.05.07.01.001 по адресу: 141701, Московская область, г. Долгопрудный, Институтский переулок, д.9.

С диссертацией можно ознакомиться в библиотеке и на сайте Московского физикотехнического института (национального исследовательского университета) https://mipt.ru/education/post-graduate/soiskateli-tekhnicheskienauki.php

Работа представлена «21» августа 2020 г. Аттестационную в комиссию федерального государственного автономного образовательного учреждения образования «Московский физико-технический высшего институт (национальный исследовательский университет)» для рассмотрения советом по защите диссертаций на соискание ученой степени кандидата наук, доктора наук в соответствии с п. 3.1 ст. 4 Федерального закона «О науке и государственной научно-технической политике».

ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА РАБОТЫ

Актуальность темы исследования. Совершенствование турбореактивных двухконтурных двигателей гражданской авиации в сегменте средне- и дальнемагистральных пассажирских самолетов происходит в направлении повышения степени их двухконтурности (до 12-14 и в перспективе выше). Характерные тенденции в виде связи удельного расхода топлива со степенью повышения полного давления вентилятором и степенью двухконтурности показаны на рисунке 1 из трудов симпозиума «Simulation of Wing and Nacelle Stall» (Брауншвейг, Германия, 2014) [1].



Рисунок 1 – Зависимость между удельным расходом топлива (C_{yd}) и степенью повышения полного давления вентилятором (π_B) для различных степеней двух-контурности двигателя (*m*) (а), и влияние степени двухконтурности двигателя

(*m*) на удельный расход топлива (C_{yg}) и диаметр вентилятора (D_B) (б):

1 -
$$C_{
m yd, pacч}$$
, 2 - $C_{
m yd, Cx_m}$, 3 - $C_{
m yd, GMT}$, 4 - $C_{
m yd, нерасч}$, 5 - $D_{
m B}$

Развитие силовой установки требует новых решений по ее интеграции, которые приводят к заметному изменению существующих и появлению новых компоновок. Больший диаметр вентилятора приводит к увеличению диаметра и сопротивления мотогондолы, а также увеличению ее веса. Поэтому необходимо исследовать инновационные конструкции мотогондол. Одна возможность состоит в том, чтобы укоротить воздухозаборник и сделать более тонкими его входные «губы». Такая конфигурация приводит к усилению аэродинамического взаимодействия между воздухозаборником и вентилятором, которое имеет по-

ложительные и отрицательные стороны. Чтобы обеспечить нормальную совместную работу вентилятора и воздухозаборника на всех режимах полета, эти взаимодействия должны быть учтены на ранней стадии проектирования [2, 3].

С точки зрения численного моделирования наиболее достоверно изучение взаимодействия двигатель-планер с полным представлением вентилятора в нестационарной постановке. Такой подход пока остается слишком ресурсоемким для проектирования. Кроме того, для этого требуется подробная форма лопастей вентилятора, которая, как правило, не разглашается производителями.

В рамках более экономного подхода можно заменить вентилятор источниками, которые правильно воспроизводят поворот потока и повышение полного давления (метод «объемной силы») [4, 5]. Этот метод может достаточно хорошо воспроизводить реальную структуру течения в мотогондоле при слабой интерференции, но требует «настройки» источников (полей объемных сил) за счет использования сторонних данных (физический эксперимент, расчеты) для каждого режима работы вентилятора.

По описанным выше причинам, остается актуальным использование и развитие подхода, основанного на применении граничных условий типа «активный диск», заменяющих вентилятор в мотогондоле [6, 7]. Этот подход является простым, экономным и пригодным для проектирования. Данный подход применялся до сих пор в упрощенных вариантах, не использующих реалистичных распределений газодинамических переменных для описания потока перед вентилятором. Совершенствование данного подхода в направлении учета распределений газодинамических переменных, создаваемых вентилятором в мотогондоле, имеет полезный потенциал для решения задач интеграции современных двигателей на пассажирском самолете.

Степень разработанности темы работы определена тем, что в мире при проектировании мотогондолы и при решении вопросов, связанных с аэродинамическим взаимодействием между воздухозаборником и вентилятором, нередко используется подход на основе нестационарного трехмерного моделирования потока с учетом полного венца вентилятора, либо подход на основе источ-

ников (метод «объемной силы»). В России в процессах проектирования часто используют подход на основе граничного условия «активный диск», который является простым, экономичным, пригодным во всем диапазоне работы двигателя. Первые два подхода являются ресурсоемкими, третий недостаточно настроен на решение задач интеграции, так как используется без учета реальных профилей газодинамических переменных перед вентилятором.

Объектом данного исследования является воздухазаборник турбореактивного двухконтурного двигателя в составе компоновки планер-мотогондола.

Предмет исследования: алгоритмы и методы расчета, включая численные граничные условия типа «активный диск», заменяющие вентилятор в воздухозаборнике ТРДД при решении задач аэродинамической интерференции.

Цель диссертации заключается в том, чтобы разработать и валидировать расчетную методику на основе вариантов граничного условия «активный диск» с учетом структуры потока перед вентилятором; применить ее к значимым задачам аэродинамической интерференции, связанным с расчетом вклада силовой установки в изменение аэродинамических характеристик компоновки.

Для достижения цели решаются следующие задачи:

- Разработка и валидация методики моделирования потока в ступени компрессора на основе тестового эксперимента;

 Разработка методики моделирования ступени компрессора в мотогондоле;

- Расчетное исследование характеристик вентилятора в мотогондоле с точки зрения структуры потока около вентилятора;

- Анализ вариантов граничного условия «активный диск» применительно к моделированию потока в воздухозаборнике с условием осевой периодичности;

- Исследование возможностей взаимодополняющего применения граничных условий «активный диск» к расчету неоднородного потока в воздухозаборнике;

- Применение граничных условий «активный диск» для расчета вклада силовой установки в изменение аэродинамических характеристик компоновки.

Научная новизна работы:

- Впервые систематически показана возможность достаточно точного воспроизведения потока в воздухозаборнике с помощью вариантов граничного условия «активный диск», использующих профили осевой компоненты скорости или давления перед вентилятором.

- Впервые показаны возможности взаимодополняющего применения вариантов граничного условия «активный диск» к моделированию неоднородного потока в воздухозаборнике, в том числе сильновозмущенного, и исследованию существования режима глобально безотрывного течения.

- Впервые применены варианты граничного условия «активный диск», использующие профили переменных перед вентилятором, к расчету вклада силовой установки в изменение аэродинамических характеристик компоновки.

Теоретическая значимость работы заключается в разработке расчетных моделей и методик, обеспечивающих за счет учета структуры потока перед вентилятором более точное воспроизведение полей течения в воздухозаборнике и его окрестности при решении задач аэродинамической интерференции.

Практическая ценность результатов диссертации заключается в разработке расчетной методики, позволяющей на этапе предварительного проектирования осуществлять расчет вклада силовой установки в изменение аэродинамических характеристик компоновки.

Положения, выносимые на защиту:

- Расчетная методика для моделирования работы вентилятора в мотогондоле на основе комплекса граничных условий «активный диск».

 Результаты анализа и классификации вариантов граничного условия «активный диск» применительно к моделированию потока в воздухозаборнике с условием осевой периодичности.

 Результаты применения и рекомендации по применению расчетной методики к моделированию неоднородного потока в воздухозаборнике и анализу существования режима глобально безотрывного течения.

- Результаты применения граничных условий «активный диск» для расчета вклада силовой установки в изменение аэродинамических характеристик компоновки.

Обоснованность и достоверность результатов и выводов обеспечивается опорой на теоретические положения, сравнением с данными тестового эксперимента.

Апробация работы. Результаты работы доложены и обсуждены на 1 международной и 3 отраслевых конференциях:

 59-ая Всероссийская научная конференция МФТИ. «Моделирование характеристик осевого компрессора в контексте тестового эксперимента» (Москва-Долгопрудный-Жуковский, 2016).

2) 60-ая Всероссийская научная конференция МФТИ. «Расчетное исследование характеристик модели одноступенчатого осевого компрессора JT8D в мотогондоле» (Москва-Долгопрудный-Жуковский, 2017).

3) 17-ая Международная конференция «Авиация и Космонавтика». «Анализ вариантов граничного условия «активный диск», заменяющего вентилятор в мотогондоле» (Москва, 2018).

4) 61-ая Всероссийская научная конференция МФТИ. «Анализ вариантов граничного условия «активный диск» применительно к моделированию течения в воздухозаборнике» (Москва-Долгопрудный-Жуковский, 2018).

Личный вклад соискателя в работах с соавторами заключается в следующем: подготовка и проведение всех расчетов, обработка, анализ и представление результатов. Материалы совместных работ приведены с согласия соавторов.

Содержание диссертации соответствует паспорту специальности 05.07.01 – Аэродинамика и процессы теплообмена летательных аппаратов, в частности, пунктам:

Расчетные исследования аэродинамических характеристик летательных аппаратов и их элементов, разработка методов расчета этих характеристик, включая алгоритмы и программное обеспечение САПР летательных аппаратов. Исследования влияния сложных течений газа на аэродинамические характеристики летательных аппаратов;

Аэродинамика двигательной установки (воздухозаборники, сопла, их согласование с двигателем).

Диссертация состоит из введения, четырех глав и заключения. Содержание исследования отражено на 133 страницах с 89 иллюстрациями и 18 таблицами. В работе использованы 129 источников литературы.

КРАТКОЕ ОСНОВНОЕ СОДЕРЖАНИЕ РАБОТЫ

Во введении проводится анализ актуальности темы исследования, описана степень разработанности темы работы, объект и предмет исследования, на основе чего определены цель и задачи работы. Сформулированы научная новизна, теоретическая и практическая значимость работы, положения, выносимые на защиту. Обоснована достоверность результатов. Приведена информация об апробации работы и публикациях, личном вкладе автора. Указано соответствие работы паспорту специальности.

В главе 1 сделан обзор основных методов моделирования аэродинамической интерференции между воздухозаборником и вентилятором ТРДД пассажирского самолета. Указаны особенности каждого метода. По результатам обзора существующих работ определено дальнейшее направление исследований.

В параграфе 1.1 проводится обзор методов анализа взаимодействия между воздухозаборником (ВЗ) и вентилятором на основе нестационарного трехмерного моделирования с учетом полных венцов. Данный подход позволяет моделировать работу вентилятора в мотогондоле при воздействии возмущений потока различной природы и дает наиболее полную картину и достоверные характеристики вза-имодействия, давая возможность оценивать шум вентилятора и аэроупругие эф-фекты. С методической точки зрения, методы расчета и проектирования венти-

ляторов ТРДД с учетом взаимодействия с воздухозаборником находятся в стадии становления. Отмечена высокая вычислительная цена подхода. Ограничением применения данного подхода также является также требование наличия полной информации о геометрических параметрах ступени вентилятора [8].

В параграфе 1.2 рассмотрено моделирование взаимодействия между воздухозаборником и вентилятором методом «объемной силы». Метод представляет влияние лопаток ступени турбомашины на поток как результат действия объемных сил, которые подбираются для обеспечения отклонения потока и повышения энтропии. Эта концепция используется для задач интерференции ветровых турбин и моделирования вентилятора в мотогондоле (рисунок 2).



Рисунок 2 – Моделирование ступени вентилятора двумя способами: а – нестационарный расчет uRANS; б – расчет методом «объемной силы»

Основным преимуществом этого подхода является то, что количество ячеек расчетной сетки заметно уменьшается по сравнению с полным подходом, так как лопатки не разрешаются в модели. Метод позволяет воспроизводить эффекты, связанные с перераспределением потока в радиальном направлении, но не может полноценно учесть эффекты перераспределения потока в окружном направлении, позволяя рассматривать задачи с искажениями притока в стационарной постановке. Используя распределение источников, полученное из стационарных расчетов RANS, метод способен верно отражать взаимодействие вентилятора и короткого ВЗ. Для калибровки модели «объемной силы» необходимо выполнить несколько расчетов, в которых соответствующие коэффициенты вычисляются различными способами под данный режим работы [9].

В параграфе 1.3 рассмотрен подход с использованием граничного условия «активный диск». При моделировании работы вентилятора в мотогондоле в составе компоновки самолета часто используются граничные условия «активный диск» (ГУ «АД»), которые ставятся в некотором сечении ВЗ и в сечении внутри сопла (рисунок 3). Самым распространенным вариантом является следующий: в воздухозаборнике определен массовый расход, на выходах из контуров двигателя заданы значения полной температуры, полного давления и параметры турбулентности и направление потока. Нередко используется вариант, в котором в сечении внутри ВЗ задано постоянное статическое давление, которое корректируется в соответствии с расходом в процессе расчета. Несмотря на упрощения, подход до сих пор не потерял своего значения в силу отражения основных эффектов. Поскольку упрощения влияют на точность воспроизведения поля течения в ВЗ, главным направлением совершенствования подхода является указанный критерий [10, 11].



Рисунок 3 – Поверхности для постановки граничных условий

По результатам обзора главы 1 сделан основной вывод: возможности эффективного использования граничных условий «активный диск» для моделирования аэродинамической интерференции сохраняются. Метод достаточно прост и устойчив, дает возможность регулирования массового расхода. Совершенствование метода в направлении учета профилей переменных перед вентилятором (в первую очередь, осевой компоненты скорости) имеет потенциал для более точного воспроизведения работы вентилятора в мотогондоле.

В главе 2 описаны результаты расчетного исследования характеристик трансзвукового модельного одноступенчатого осевого компрессора в контексте тестового эксперимента, а также результаты исследования характеристик ступени и ротора данного компрессора в мотогондоле.

В параграфе 2.1 рассмотрено моделирование характеристик трансзвукового одноступенчатого осевого компрессора в контексте тестового эксперимента. В качестве тестового случая использованы данные для модели ступени осевого компрессора двигателя JT8D [12]. Характеристики модели вентиляторной ступени JT8D в масштабе 0,4066 исследовались в диапазоне от 40% до 100% расчетной частоты вращения. Модельная ступень stage 65 состоит из входного направляющего аппарата (ВНА, 23 лопатки), ротора (34 лопатки), перепускного статора (83 лопатки) и подпорного статора (56 лопаток). Помимо интегральных измерений, были проведены локальные измерения параметров потока. Степень повышения полного давления ротором на расчетном режиме составила $\pi_{R}^{*}=1,7$. Расчеты выполнены с использованием модели турбулентности SST. Расчетная область и граничные условия представлены на рисунке 4а (1 – вход ступени, 2 - втулка ВНА, 3 - статор, 4 - интерфейс статор-ротор, 5 - ротор, 6 - втулка ротора, 7 – выход ступени, 8 – корпус ротора, 9 – радиальный зазор, 10 – корпус ВНА). На рисунке 46 представлены расчетные (кривые) и экспериментальные (точки) зависимости степени повышения полного давления $\pi^*_{_B}$ от массового расхода воздуха G_в при различных значениях частоты вращения ротора. На рисунке 4в представлены зависимости $\pi^*_{_{\rm B}}$, степени подогрева $\tau^*_{_{\rm B}}$ и адиабатического КПД $\eta_{aд,B}$ от G_{B} при частоте вращения $N = 0,9n_{pacy}$ $(1 - \pi_{B}, 2 - \tau_{B}, 3 - \eta_{ad,B})$. Результаты валидации показали, что расчетная методика может применяться для данной и аналогичных задач.



Рисунок 4 – Расчетная область (а) и характеристики ступени (б, в)

В параграфе 2.2 рассмотрены характеристики модели ступени двигателя JT8D в мотогондоле при частоте вращения ротора, составляющей 70%, 80% и 90 % расчетного значения $N_{\text{расч}}$. Результаты расчетов использованы для разработки ГУ «АД» при моделировании потока в ВЗ и служат для оценки качества ГУ. Расчетная область и граничные условия представлены на рисунке 5 (1 -выход, 2 -вход, 3 - сопло, 4 -выход ступени, 5 -выход ВЗ). Для режима 70% $N_{\text{расч}}$ характеристики ступени в мотогондоле показаны на рисунке 6. Данные соответствуют: модели ротора (---), модели ступени компрессора (– –) в мотогондоле, расчетные (—) и экспериментальные (точки) модели ступени компрессора без ВЗ ($1 - \pi_{\text{B}}$, $2 - \tau_{\text{B}}$, $3 - \eta_{\text{ад.в}}$). Безразмерные профили осевой компоненты скорости перед ВНА для режимов $N = 0,7N_{\text{расч}}$ (---), $0,8N_{\text{расч}}$ (—), $0,9N_{\text{расч}}$ (---) показаны на рисунке 7. Профили осевой скорости V_a достаточно однородны вблизи ВНА, который формирует профиль тангенциальной составляющей скорости V_{τ} .



В параграфе 2.3 рассмотрены характеристики ротора в мотогондоле при отсутствии ВНА. Для оценки влияния положения ротора в ВЗ на структуру потока рассматривались варианты с исходным положением ротора (рисунок 8б) и положением ротора после перемещения вперед (рисунок 8в)). Секции, в которых проводилось сравнение, показаны на рисунке 9.



выход ВЗ

Расчеты проведены на режиме $N = 0,7N_{\text{расч}}$. Интегральные характеристики представлены выше на рисунке 6. Результаты сравнения основных параметров перед ротором для двух вариантов положения ротора в ВЗ представлены на рисунке 10. Параметры усреднены по окружной координате и представлены в виде распределений по безразмерной радиальной координате в данном сечении. Для задачи с осевой периодичностью положение ротора в длинном ВЗ слабо влияет на картину течения вблизи него. Окружная составляющая скорости перед ротором незначительна и быстро затухает вверх по потоку. Радиальная составляющая скорости дает заметный вклад в суммарную скорость в сужающемся канале перед ротором. Это говорит о том, что при моделировании, в котором используется информация о поле скорости перед вентилятором, нужно следить за всеми компонентами скорости на поверхности граничного условия. Для изучения вопроса о граничном условии, заменяющем работу вентилятора в ВЗ, рассмотрены распределения параметров потока в секции 2 (рисунок 9) на режимах ($N=0,5N_{\text{расч}}$; 0,60 $N_{\text{расч}}$). Результаты представлены на рисунке 11.



Рисунок 10 – Профили параметров потока в секции 3 перед ротором для первой (– –) и второй (– –) моделей на режиме *N*=0,7*N*_{pacy}



Рисунок 11 – Профили параметров потока в секции 2 на режимах:

$$(-) - N=0,5N_{pacy}, (--) - N=0,55N_{pacy}, (--) - N=0,6N_{pacy}$$

Безразмерные профили осевой и радиальной компонент скорости и статической температуры слабо зависят от режима работы двигателя. Для профилей статического давления и окружной компоненты скорости имеется зависимость от режима, но при этом сохраняется возможность описывать распределения единым образом с помощью простых математических функций:

$$\begin{cases} \overline{p} = 1 - \overline{r_0} \left(1 - \overline{r} \right) + \overline{r_1} \left(1 - \overline{r} \right)^2 \\ V_{\tau} = -A e^{-B(1 - \overline{r})^2} \end{cases}$$

$$\begin{cases} \overline{V}_a = C_1 \left(1 - \frac{\left| \overline{r} - \overline{r_{v_{a \max}}} \right|}{\overline{r_{v_{a \max}}}} \right)^{\frac{1}{n}} npu \, 0 \le \overline{r} \le \overline{r_{v_{a \max}}} \\ \overline{V}_a = C_2 \left(1 - \left(\frac{\left| \overline{r} - \overline{r_{v_{a \max}}} \right|}{\overline{r_{v_{a \max}}}} \right)^{(N+1)} \right) npu \, \overline{r_{v_{a \max}}} \le \overline{r} \le 1 \end{cases}$$

$$(2.2)$$

Здесь C_1 , C_2 — постоянные, *n* и *N* — коэффициенты степени профиля скорости. Для рассматриваемого случая: $C_1=C_2=1,085$; n=11; *N*=9; $\bar{r}_{_{Vamax}}=0,53$. Коэффициенты аппроксимаций (2.1) приведены в таблице 1. Аппроксимации вида (2.1) можно использовать для различных вентиляторов с предварительным подбором коэффициентов на основе имеющейся информации. Коэффициенты (2.1) и (2.2) в общем случае зависят от конфигурации и режима течения, это в меньшей степени относится к профилям осевой и радиальной компонент скорости.

Режим	- r_0	- r_1	A	В
N=0,5N _{расч}	0,035	0,05	0,12	11
N=0,55Npac4	0,045	0,064	0,24	14
N=0,6N _{pac4}	0,055	0,078	0,57	17

Таблица 1 – Коэффициенты аппроксимаций (2.1)

По результатам главы 2 сделаны основные выводы. Результаты расчета ступени во всем диапазоне согласуются с данными эксперимента (относительная погрешность в основном менее 1 %). Это подтверждает, что расчетная модель может использоваться для решения других задач в данной конфигурации. Без ВНА запас устойчивости ступени снижается. При отсутствии внешних возмущений положение ротора слабо влияет на характеристики потока в длинном ВЗ. Безразмерные профили ряда переменных (осевой и радиальной компонент скорости и статической температуры) перед ротором практически не зависят от режима, что позволяет использовать для этих переменных универсальные аппроксимации. Заметный эффект закрутки потока ротором вверх по течению распространяется на расстояние в пределах половины хорды лопасти.

В главе 3 описаны результаты расчетного исследования с использованием различных вариантов граничного условия «активный диск» применительно к моделированию вентилятора в воздухозаборнике ТРДД при условиях осевой периодичности. Приведена классификация вариантов граничного условия. Представлены результаты применения и рекомендации по применению расчетной методики к моделированию неоднородного потока в воздухозаборнике при условиях бокового ветра в сопоставлении с условиями эксперимента.

В параграфе 3.1 проведено расчетное исследование полей течения в ВЗ при наличии осевой периодичности. В первом случае поверхность за ВНА выбрана для постановки ГУ «АД» для минимизации его воздействия на параметры потока в ВЗ (рисунок 12а,б). Для анализа выбраны четыре сечения: I и 2 – в ВЗ; 3 – перед ВНА; 4 – за ВНА. Распределения параметров потока в сечении ГУ на режиме работы двигателя $N = 0,7N_{\text{расч}}$ приведены на рисунке 13а-д (а – М; б – ρ ; в – \bar{p} ; Γ – \bar{T} ; д – \bar{p}_0). Во втором случае были выполнены более подробные рас-

четы с ГУ АД-Р на режимах $N = 0,7N_{\text{расч}}, 0,8N_{\text{расч}}$ и $0,9N_{\text{расч}}$. Рассматривались варианты с постановкой ГУ за ВНА и на выходе ВЗ (сечение 2 на рисунке 12). Результаты расчетов показали, что ГУ при обоих расположениях воспроизводит поток в ВЗ практически так же, как и компрессор в мотогондоле.



Рисунок 12 – Мотогондола с ВНА и компрессором (а) и с ВНА и ГУ «АД» (б)



Рисунок 13 – Профили параметров потока в сечении ГУ при $N = 0.7N_{\text{pacy}}$:

NR – (—), АД-Р – (—▲), АД-V – (–·–·), АД-G – (– –)

Рассмотрены варианты граничного условия «активный диск» в рамках расчетной области, включающей ¼ часть области (рисунок 14а,б). Размер расчетной области (Д×Ш×В) (40 D_M + 80 D_M)×30 D_M ×30 D_M , где D_M – диаметр поверхности на выходе ВЗ. Использована блочно-структурированная расчетная сетка с разрешением области ВЗ, количество узлов 6 млн. На рисунке 14 а, б: I– вход; 2, 3 – симметрия; 4 – выход; 5, 6 – открытые; 7 – мотогондола; 8 – кок; 9 – выход ВЗ; I0 – сопло. ГУ «АД» ставится в сечении выхода ВЗ вместо ротора, для анализа выбраны пять сечений (рисунок 14 в, г). Анализ результатов (рисунок 15а-е, а – М; 6 – ρ ; в – \bar{p} ; $\Gamma - \bar{T}$; д – \bar{p}_0 ; е – \bar{T}_0) показывает, что варианты АД-V и АД-Р хорошо воспроизводят поле течения в ВЗ. С точки зрения управления массовым расходом модель с ГУ АД-V имеет преимущество, также как и по затратам компьютерного времени.



Рисунок 14 – Расчетная модель с ГУ «АД» (а, б), и секции для сравнения моделей ротора в мотогондоле (в) и ГУ «АД» (г)



Рисунок 15 – Профили параметров потока в сечении 5 на режиме № 0,5 N_{расч}: NR (—), АД-Р (—*), АД-V (-·-·), АД-G (--)

Кратко рассмотрен вопрос о моделировании распространения осевой закрутки вверх по потоку в области перед вентилятором. Показано, что все варианты ГУ «АД» не воспроизводят закрутку потока перед вентилятором. Причина этого – граничное условие выхода не использует информацию о касательных компонентах скорости. Рассмотрен вариант с использованием подобласти с источниками – к расчетной области добавлен небольшой объем, примыкающий к выходу ВЗ, в данной подобласти задавался источник импульса, построенный на разнице между текущим и целевым значениями тангенциальной компоненты скорости. Показано, что заданный профиль тангенциальной компоненты скорости воспроизводится в подобласти источников и ниже по потоку, но эффект не распространяется вверх по потоку. Объяснение достаточно простое – за счет напряжений трения эффект закрутки не распространяется вверх по потоку, в соответствии с характеристическими свойствами уравнений газовой динамики.

В параграфе 3.2 рассмотрено применение граничных условий «активный диск» к расчету неоднородного потока в ВЗ при наличии бокового ветра и под

углом атаки. Сравниваются решения, полученные с помощью граничных условий АД-G и АД-V с привлечением данных эксперимента [13].

Для расчетов использовалась половина расчетной области с учетом свойств симметрии. Использовалась расчетная сетка, описанная выше, полученная копированием. Количество узлов расчетной сетки составило 12 млн. Граничные условия на внешних границах при наличии бокового ветра ставятся с учетом положения границы к направлению потока (рисунок 16). Для наветренных границ фиксируются полные давление p_0 и температура T_0 , направление вектора скорости, а также параметры турбулентности. Для подветренных границ фиксируется с укстраполяцией направления потока.

Обтекание мотогондолы с боковым ветром $V_w=10,2$ м/с (20 узлов) рассмотрено с использованием граничного условия АД-G на режиме $N=N_{\text{расч}}$. На рисунке 18а представлено сравнение расчетных изолиний коэффициента восстановления полного давления в ВЗ с экспериментом. Граница зоны больших потерь ($\sigma_{B3}<0,94$) воспроизводится, зона умеренных потерь ($0,94<\sigma_{B3}<0,98$) расчетом воспроизводится недостаточно точно. Это объясняется неучетом ряда конфигурационных факторов (ВНА и модельного фюзеляжа) и ограниченными возможностями условия АД-G. Решения, которое могут быть получены при «идеальных» профилях, дают ценную информацию о границах существования безотрывного режима течения (рисунок 176). Благодаря полученному с помощью условия АД-V решению, видны возможности стабилизации потока в ВЗ вентилятором.



Рисунок 16 – Расчетная модель с ГУ «АД» при наличии внешнего потока: *1* – вход; *2,4,5* – открытые; *3* – выход; *6* – симметрия; *7* – мотогондола; *8* – кок; *9* – выход ВЗ; *10* – сопло; *11* – сетка на входной части вентилятора



Рисунок 17 – Сравнение контуров коэффициента восстановления полного давления в ВЗ: а – расчет с АД-G (вверху) и эксперимент (внизу); б – расчет с АД-G (вверху) и расчет с АД-V (внизу); *1-10* – σ_{в3} = 0,995; 0,990; 0,980; 0,960; 0,940; 0,920; 0,900; 0,880; 0,840; 0,800

Для изучения возможностей ГУ АД-G и АД-V проведен расчет в условиях набегающего потока под углом атаки ($V=91,8 \text{ м/c}, \alpha=17,5^{\circ}$) на режиме работы двигателя $N=N_{\text{расч}}$. На рисунке 18 представлено сравнение расчетных изолиний коэффициента восстановления полного давления в ВЗ с экспериментом. Граница зоны больших потерь ($\sigma_{\text{B3}}<0,98$) также воспроизводится, зона умеренных потерь ($0,98<\sigma_{\text{B3}}$) воспроизводится недостаточно точно. Это объясняется причинами, описанными выше.



Рисунок 18 – Сравнение контуров коэффициента восстановления полного давления в ВЗ: а – расчет с АД-G (слева) и эксперимент (справа); б – расчет с АД-G (слева) и расчет с АД-V (справа);

Рассмотрено применение граничного условия АД-V на режиме пониженного расхода №=0,6*N*_{расч} при значениях бокового ветра *V*_w=5,6 и 10,2 м/с (10 и 20 узлов). Для методических целей проводились расчеты с использованием граничных условий АД-G и АД-V от одного начального состояния. При небольшой скорости бокового ветра (V_w =5,62 м/с) оба варианта ГУ «АД» дают почти одинаковый результат, при значительной скорости (V_w =10,2 м/с) модель с АД-V дает ожидаемо меньшую зону потерь полного давления, чем модель с АД-G.

По результатам главы 3 сделаны основные выводы. Рассмотренные варианты ГУ «АД» дают воспроизведение интегральных характеристик потока в ВЗ. Для воспроизведения поля течения в ВЗ наилучшими вариантами являются АД-Р и АД-V. С точки зрения управления массовым расходом, универсальности и сходимости предпочтителен вариант АД-V. Вариант АД-G полезен для ситуаций, когда информация о распределениях переменных отсутствует, чтобы получить базовое решение для «пустой» мотогондолы, которое может служить отправной точкой для анализа. Граничные условия «активный диск» не воспроизводят закрутку потока перед вентилятором в стационарной постановке – эффект, проявляющийся в коротких воздухозаборниках. Для воспроизведения данного эффекта необходимы модели, которые используют окружную неравномерность потока, связанную с врацающимися лопастями.

В главе 4 описаны результаты расчетного исследования с применением граничных условий «активный диск» для определения вклада силовой установки в изменение аэродинамических характеристик компоновки. Использованы два подхода к разделению сил на внешние (аэродинамические характеристики) и внутренние (тяга).

В параграфе 4.1 описана валидация расчетной методики для компоновки крыло/фюзеляж/гондола/пилон DLR-F6 [14, 15]. Тестовый случай DLR-F6 является общедоступным, имеет подробные экспериментальные данные (рисунок 19). Модель имеет проточную мотогондолу, это позволяет проводить прямой расчет и расчет с использованием ГУ «АД», в том числе с работающей силовой установкой. Средняя аэродинамическая хорда (САХ) крыла $C_{ref} = 0,141$ м, полуразмах крыла b/2 = 0,586 м. Используются многоблочные структурированные расчетные сетки, пристенная область в которых создана с учетом попадания первой

ячейки в ламинарный подслой (y+ ~ 1). Мощность вариантов расчетных сеток для полумодели составила от 20 до 23 млн. узлов. Расчетная область с основными граничными условиями для двух вариантов ГУ представлена на рисунке 20.



Рисунок 19 – Модель DLR-F6 для эксперимента (а), геометрическая модель (б)



Рисунок 20 – Расчетная область (а); с протоком (б), с ГУ «АД» (в); *1* – вход; *2* – симметрия; *3,5,6* – открытые; *4* – выход; *7* – пилон; *8* – фюзеляж; *9* – крыло; *10* – мотогондола; *11* – сопло; *11* – выход ВЗ

В целях валидации рассмотрен режим обтекания для условий аэродинамического эксперимента: число Маха $M_H=0,75$, статическое давление $p_{\infty}=129~722$ Па, статическая температура $T_{\infty}=300$ К, число Re= 3×10^6 , угол атаки $\alpha=0^\circ$ и 1°. Режим работы двигателя: $T_{08}=2,053T_{02}$, $P_{08}=1,17P_{02}$ [16].

На рисунке 22 представлены зависимость коэффициента подъемной силы C_{ya} от угла атаки α и поляра $C_{ya}(C_{xa})$ для различных вариантов (результаты получены с использованием разделения по передней кромке). Из рисунка 21 видно, что расчеты дают интегральные характеристики, хорошо согласующиеся с данными эксперимента. Варианты АД-V и АД-G (с нулевой тягой) удовлетворительно воспроизводят обтекание мотогондолы с протоком. Распределения

коэффициента давления C_p в сечениях крыла показаны на рисунке 22. На рисунке 23 показаны поля коэффициента давления C_p на поверхностях. При рассматриваемых условиях работа двигателя оказывает местное влияние на обтекание крыла и мотогондолы, влияние гипотетического двигателя при Re= 3×10^6 может быть оценено как положительное.



Рисунок 21 – Зависимости *C_{ya}*(α) (а) и *C_{ya}*(*C_{xa}*) (б). Данные эксперимента: (-) – планер без мотогондолы; (—) – планер с мотогондолой. При α=0°: (●) – с протоком (■) – АД-V (без тяги); (■) – АД-V (с тягой); (◆) – АД-G (без тяги). При α=1°: (⊗) – с протоком; (⊠) – АД-V (без тяги); (⊠) – АД-V (с тягой).



Рисунок 22 – Распределения C_p в сечениях крыла при $\alpha = 1^{\circ}$: (-.-) – с протоком; (—) – АД-V (без тяги); (---) – АД-V (с тягой); (•) — данные эксперимента.

В таблице 2 приведены значения коэффициентов подъемной силы C_{ya} и лобового сопротивления C_{xa} модели DLR-F6 для различных вариантов, также аэродинамическое качество и расход в расчете на полноразмерную компоновку (описана ниже). В числителе дроби указаны характеристики при разделении внешней и внутренней поверхностей мотогондолы по линии торможения, а в

знаменателе — по геометрическому критерию. Способ разделения внешней и внутренней поверхностей мотогондолы существенно влияет на суммарный коэффициент силы сопротивления компоновки.



Рисунок 23 – Поле коэффициента давления C_p на планере для вариантов с протоком (а), АД-V (без тяги) (б), АД-G (в), АД-V (с тягой) (г)

Таблица 2 – Основные характеристики DLR-F6 под углом атаки $\alpha = 0^{\circ}$ (Re=3×10⁶)

Параметр	С протоком	АД-V	АД-G	АД-V
		(с нулевой тягой)	(с нулевой тягой)	(с тягой)
C_{va}	<u>0,387</u>	<u>0,381</u>	<u>0,381</u>	<u>0,399</u>
yu	0,387	0,381	0,381	0,399
C_{xa}	0,0278	0,0277	0,0282	<u>0,0269</u>
	0,0304	0,0307	0,0310	0,0298
K_{a}	13,92	<u>13,75</u>	<u>13,51</u>	14,83
u	12,73	12,41	12,29	13,39
<i>G</i> , кг/с	381	378	380	332

В параграфе 4.2 описаны результаты расчетного исследования влияния работы двигателя на аэродинамические характеристики модели DLR-F6 в натурном масштабе 50:1 при полете на высоте 11 км [17]. Расчеты проведены при числе Маха полета M_H =0,75 и угле атаки α =0°. В соответствии с данным режимом число Рейнольдса Re=4×10⁷.

Расчеты проведены для режима полета на высоте H=11 км, при числе Маха полета $M_H=0,75$ и угле атаки $\alpha=0^{\circ}$. В соответствии с данным режимом число Рейнольдса Re=4×10⁷. Для понимания вклада силовой установки рассмотрены варианты с проточной мотогондолой и с работающим двигателем, таблицы 3 и 4. Из таблиц 3 и 4 видны несколько характерных тенденций. Коэффициент подъемной силы C_{ya} возрастает при переходе к натурным числам Рейнольдса на 15-17% за счет крыла и фюзеляжа, примерно на столько же падает значение ко-эффициента силы сопротивления C_{xa} . Расходные характеристики при этом практически не меняются. Работа двигателя дает дополнительный прирост 3-5% к значению C_{ya} за счет крыла и примерно такое же снижение к значению C_{xa} за счет мотогондолы. Способ разделения сил на внешние и внутренние значительно влияет на значения коэффициента C_{xa} за счет вклада мотогондолы.

Поля числа Маха и коэффициента давления *C_p* в канале ВЗ показывают (рисунок 24), что работа двигателя уменьшает зону отрыва на губе ВЗ.

Таблица 3 – Влияние числа Рейнольдса на АДХ DLR-F6 при α=0° (разделение

Параметр	Вариант	Планер	Крыло	Фюзеляж	Пилон	МΓ
$C_{ya} \frac{\text{Re}=40 \times 10^6}{\text{Re}=3 \times 10^6}$	С протоком	<u>0,448</u>	<u>0,392</u>	0,062	<u>0,001</u>	<u>-0,007</u>
		0,387	0,339	0,055	0,001	-0,008
	АД-V (Р=0)	<u>0,447</u>	<u>0,391</u>	0,062	<u>0,001</u>	<u>-0,007</u>
		0,381	0,335	0,053	0,001	-0,008
	АД-V (Р>0)	<u>0,462</u>	<u>0,404</u>	<u>0,065</u>	<u>0,001</u>	<u>-0,007</u>
		0,399	0,350	0,056	0,001	-0,008
$C_{xa} \frac{\text{Re}=40 \times 10^6}{\text{Re}=3 \times 10^6}$	С протоком	<u>0,0246</u>	<u>0,0150</u>	<u>0,0066</u>	<u>0,0001</u>	<u>0,0029</u>
		0,0278	0,0153	0,0086	0,0001	0,0038
	$\Lambda \Pi V (\mathbf{D} - 0)$	<u>0,0238</u>	<u>0,0144</u>	<u>0,0064</u>	0,0001	МГ -0,007 -0,008 -0,007 -0,008 -0,007 -0,008 0,0029 0,0038 0,0029 0,0038 0,0029 0,0038 0,0029 0,0038
	Ад- V (Р-0)	0,0277	0,0146	0,0086	0,0001	0,0038
	$\mathbf{A} \mathbf{\Pi} \mathbf{V} (\mathbf{D} \mathbf{S} 0)$	0,0226	0,0151	0,0065	0,0001	0,0009
	Ад- V (Р>0)	0,0269	0,0160	0,0089	0,0000	0,0020

по линии растекания)

Таблица 4 – Влияние числа Рейнольдса на АДХ DLR-F6 при α=0° (геометриче-

ское разделение)

Параметр	Вариант	Планер	Крыло	Фюзеляж	Пилон	МГ
$C_{ya} \frac{\text{Re}=40 \times 10^{6}}{\text{Re}=3 \times 10^{6}}$	C == = = = = = = = = = = = = = = = = =	<u>0,448</u>	<u>0,392</u>	<u>0,062</u>	<u>0,001</u>	<u>-0,007</u>
	Спротоком	0,387	0,339	0,055	0,001	-0,008
	АД-V (Р=0)	<u>0,447</u>	<u>0,391</u>	<u>0,062</u>	<u>0,001</u>	<u>-0,007</u>
		0,381	0,335	0,053	0,001	-0,008
	АД-V (Р>0)	<u>0,463</u>	<u>0,404</u>	<u>0,065</u>	<u>0,001</u>	<u>-0,007</u>
		0,399	0,350	0,056	0,001	-0,008
$\frac{C_{xa} \text{Re}=40 \times 10^{6}}{\text{Re}=3 \times 10^{6}}$	Спротоком	0,0272	0,0150	<u>0,0066</u>	<u>0,0001</u>	<u>0,0055</u>
	Спротоком	0,0304	0,0153	0,0086	0,0001	0,0064
	$\Lambda \Pi V (\mathbf{D} = 0)$	0,0265	0,0144	<u>0,0064</u>	<u>0,0001</u>	MΓ -0,007 -0,008 -0,007 -0,008 -0,007 -0,008 0,0055 0,0056 0,0056 0,0068 0,0040 0,0049
	Ад- V (Р-0)	0,0307	0,0152	0,0086	0,0001	0,0068
	$\Lambda \Pi V (\mathbf{D} > 0)$	0,0257	0,0151	0,0065	0,0001	0,0040
	Ад- V (Р>0)	0,0298	0,0160	0,0089	0,0000	0,0049



Рисунок 24 – Поле коэффициента давления C_p (наверху) и числа Маха (внизу) в сечении η =0,347 при М_H=0,75; Re=4×10⁷; α =0° для вариантов с протоком (а),

АД-V (нулевая тяга) (б) и АД-V (с тягой) (в)

По результатам главы 4 сделаны основные выводы. При малых углах атаки ($\alpha = 0^{\circ}...1^{\circ}$) работа двигателя оказывает местное влияние на обтекание крыла и мотогондолы DLR-F6. Коэффициент подъемной силы C_{ya} возрастает при переходе к натурным числам Рейнольдса на 15-17% за счет крыла и фюзеляжа, примерно на столько же падает значение коэффициента силы сопротивления C_{xa} . Расходные характеристики при этом практически не меняются. Работа двигателя дает дополнительный прирост 3-5% к значению C_{ya} за счет крыла и примерно такое же снижение к значению C_{xa} за счет мотогондолы. Способ разделения сил на внешние и внутренние значительно влияет на значения коэффициента силы сопротивления C_{xa} за счет вклада мотогондолы. Тяга при переходе от модельных к натурным числам Рейнольдса меняется слабо.

Описанные особенности показывают значимость согласования установки мотогондолы с учетом аэродинамической интерференции работающего двигателя с корневой частью крыла. В заключении представлены основные выводы диссертационной работы.

Результаты расчета ступени двигателя JT8D во всем диапазоне работы согласуются с данными эксперимента (относительная погрешность в основном не превышает 1 %). Это подтверждает, что расчетная модель может использоваться для решения других задач в данной конфигурации.

Рассмотренные варианты граничного условия «активный диск» дают хорошее воспроизведение интегральных характеристик потока в ВЗ. С точки зрения воспроизведения поля течения в ВЗ наилучшими вариантами являются АД-Р и АД-V. С точки зрения управления массовым расходом, универсальности и сходимости предпочтителен вариант АД-V. Вариант АД-G полезен для ситуаций, когда информация о распределениях переменных отсутствует, чтобы получить базовое решение для «пустой» мотогондолы, которое может служить отправной точкой для анализа. Для сильновозмущенного потока в ВЗ показана возможность оценки устранения отрыва вентилятором и тем самым оценки границы расчетных режимов системы «вентилятор+воздухозаборник».

Рекомендуется взаимодополняющее применение рассмотренных вариантов граничного условия «активный диск» для решения задач аэродинамической интерференции.

При малых углах атаки ($\alpha = 0^{\circ}...1^{\circ}$) работа двигателя оказывает местное влияние на обтекание крыла и мотогондолы DLR-F6. Коэффициент подъемной силы C_{ya} возрастает при переходе к натурным числам Рейнольдса на 15-17% за счет крыла и фюзеляжа, примерно на столько же падает значение коэффициента силы сопротивления C_{xa} . Работа двигателя дает дополнительный прирост 3-5% к значению C_{ya} за счет крыла и примерно такое же снижение к значению C_{xa} за счет мотогондолы. Способ разделения сил на внешние и внутренние значительно влияет на значения коэффициента силы сопротивления C_{xa} за счет вклада мотогондолы. Тяга при переходе от модельных к натурным числам Рейнольдса меняется слабо.

Описанные особенности показывают значимость согласования установки мотогондолы с учетом аэродинамической интерференции работающего двигателя с корневой частью крыла.

Основные результаты диссертационной работы опубликованы в следующих научных издания:

1. [Индексируется базой данных RSCI] Воронич И.В., Нгуен В.Х. Расчетное исследование характеристик модели трансзвукового одноступенчатого осевого компрессора двигателя JT8D в контексте тестового эксперимента // Известия высших учебных заведений. Машиностроение, 2018, №10 (703), с. 83– 93, DOI: 10.18698/0536-1044-2018-10-83-93.

2. [Индексируется базой данных RSCI] Воронич И.В., Нгуен В.Х. Расчетное исследование характеристик потока в воздухозаборнике модельного осевого компрессора с учетом различных вариантов граничного условия «активный диск» // Известия высших учебных заведений. Машиностроение, 2019, №5 (710), с. 36–49, DOI: 10.18698/0536-1044-2019-5-36-49.

3. Нгуен В.Х. Применение граничного условия «активный диск» к расчету неоднородного потока в воздухозаборнике современных турбореактивных двухконтурных двигателей // Инженерный журнал: наука и инновации, 2019, № 8 (92), DOI: 10.18698/2308-6033-2019-8-1909.

4. Воронич И.В., Нгуен В.Х. Применение граничных условий «активный диск» в расчетном исследовании аэродинамической интерференции двигателя и планера пассажирского самолета // Инженерный журнал: наука и инновации, 2020, № 02 (98), DOI: 10.18698/2308-6033-2020-2-1956.

Список литературы

- Schnell R., Schönweitz D., Theune M., Corroyer J. Integration- and Intake-Induced Flow Distortions and Their Impact on Aerodynamic Fan Performance // International Symposium «Simulation of Wing and Nacelle Stall». — Braunschweig, Germany. — 2014. — p. 19.
- Blumenthal B. T., Elmiligui A. A., Geiselhart K. A., Campbell R. L., Maughmer M. D., Schmitz S. Computational Investigation of a Boundary-Layer-Ingestion Propulsion System // J. Aircraft. — 2018. — V. 55, — No. 3. — p. 1141-1153.
- 3. Gray S. J., Mader C., Kenway G., Martins, J. R. R. A. Modeling Boundary Layer

Ingestion Using a Coupled Aeropropulsive Analysis // J. Aircraft. — 2018. — V. 55. — p. 1191–1199.

- 4. López de Vega L., Dufour G., Blanc F., Thollet W. A Machine Learning Based Body Force Model for Analysis of Fan-Airframe Aerodynamic Interactions // Global Power and Propulsion Society Conference. — Montréal, Canada. — 2018. p. 9.
- Hill D. J., Defoe J. J. Innovations in Body Force Modeling of Transonic Compressor Blade Rows // Int. J. Rotating Machinery. 2018. V. 2018. p. 12.
- Босняков С.М., Акинфиев В.О., Власенко В.В., Глазков С.А., Горбушин А.Р., Кажан Е.В., Михайлов С.В. Использование методов вычислительной аэродинамики в экспериментальных работах ЦАГИ // Математическое моделирование. — 2011. — № 23(11). — с. 65-98.
- 7. Stankowski T. P., MacManus D. G., Robinson M., Sheaf C. T. Aerodynamic effects of propulsion integration for high bypass ratio engines // J Aircraft. 2017.
 V. 54, No. 6. p. 2270-2284.
- Radespiel R., Kroll N., Niehuis R., Behrends K. Advances in Simulation of Wing and Nacelle Stall // Springer. Series: Notes on Numerical Fluid Mechanics and Multidisciplinary Design. — 2015. — V. 131. — p. 251-323.
- 9. Peters A., Spakovszky Z.S., Lord W.K., Rose B. Ultra-short nacelles for low fan pressure ratio propulsors // J. Turbomach. — 2014. — V. 137, — No. 2. — p. 15.
- Andreev S., Makarov V., Fedorchenko J., Berseneva N. The Numerical Analysis of Impact of Changes in Flight Conditions And In Engine's Regime at Cruise on Airplane's Aerodynamic Characteristic // ICAS 2014. — St. Petersburg, Russia. — 2014. — p. 9.
- 11. Zhou H., Yu F., Yang K. Study on Design Compliance of Civil Turbofan Engine with the Requirements Defined in FAR 33.65 // Procedia Engineering. 2014. V. 80. p. 183-192.
- Moore R.D., Kovich G., Tysl E.R. Aerodynamic performance of 0.4066-scale model of JT8D refan stage // NASA TM X-3356. — 1976. — p. 156.
- 13. Schuehle A.L. 727 Airplane Side Inlet Low-Speed Performance Confirmation

Model Test for Refanned JT8D Engines // NASA CR-134609. — 1974. — p. 80.

- 14. DalBello, T., Georgiadis, N. J., Yoder, D. A., and Keith, T. G. Computational Study of Axisymmetric Off-design Nozzle Flows // NASA/TM—2003-212876. — 2003. — p. 27.
- Laflin K.R., Klausmeyer S.M., Zickuhr T., Vassberg J.C., Wahls R.A., Morrison J.H., Brodersen O.P., Rakowitz M.E., Tinoco E.N., Godard J.-L. Data summary from second AIAA computational fluid dynamics drag prediction workshop // J. Aircr. 2005. V. 42, No 5. p. 1165–1178.
- 16. Malouin B., Gariépy M., Trépanier J.-Y., Laurendeau É. Installation and interference drag decomposition via RANS far-field methods // Aerosp. Sci. Technol. 2016. V. 54, No. 2016. p. 132–142.
- 17. Aerospaceweb, 2012, Airbus A330. [Электронный ресурс]. URL: <u>http://www.aerospaceweb.org/aircraft/jetliner/a330</u>.

Отпечатано с оригинал-макетов Заказчика в типографии "Переплетофф" Адрес: г. Долгопрудный, ул. Циолковского, 4. Тел: 8(903) 511 76 03. www.perepletoff.ru Формат 148 х 210 мм. Бумага офсетная. Печать цифровая. Тираж 30 экз. Твердый (мягкий) переплет. Заказ № _____. 16.09.20 г.