

УДК 533.697.2

МОДЕЛИРОВАНИЕ ОТРЫВНЫХ ТЕЧЕНИЙ В ВОЗДУХОЗАБОРНИКАХ РЕАКТИВНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

М. Ф. Енгулатова, Д. В. Ливерко, А. В. Лысенков,
С. В. Матяш, А. А. Савельев

Центральный аэрогидродинамический институт им. Н. Е. Жуковского,
140180 Жуковский, Россия

E-mails: marinaen@progtech.ru, dmitriy.liverko@tsagi.ru, lysenkov@tsagi.ru,
matsv@progtech.ru, andrey.savelyev@tsagi.ru

Для учета сертификационных режимов в задачах оптимизации мотогондолы двухконтурного турбореактивного двигателя создана методика численного определения характеристик воздухозаборника в режиме работы двигателя при наличии бокового ветра. Исследованы особенности течения и аэродинамические характеристики воздухозаборника в этих режимах. Для валидации расчетной методики, основанной на решении системы уравнений Навье — Стокса, осредненных по Рейнольдсу, проведены эксперименты в аэродинамической трубе. Для моделирования ламинарно-турбулентного перехода в расчете использована γ -модель турбулентности Ментера, учитывающая сжимаемость газа.

Ключевые слова: воздухозаборник, аэродинамические характеристики, боковой ветер, вычислительная аэродинамика, оптимизация, уравнения Рейнольдса.

DOI: 10.15372/PMTF20220405

Введение. Одним из направлений развития авиационной техники является увеличение степени двухконтурности двигателя с целью удовлетворения ужесточающихся экологических и экономических требований. В работе [1] приводятся оценки влияния степени двухконтурности турбореактивного двигателя на диаметр его вентилятора и сопротивление мотогондолы. Для самолета “Боинг-747” изменение степени двухконтурности двигателя с 7 (диаметр вентилятора приблизительно равен 3,2 м) до 14,3 (диаметр вентилятора — 3,9 м) привело к увеличению сопротивления мотогондолы на 30 %. При этом для редукторного вентилятора со степенью повышения давления 1,45 расход топлива удалось уменьшить на 16 %. Дальнейшее уменьшение степени повышения давления в вентиляторе до значения 1,32 не привело к уменьшению расхода топлива вследствие увеличения сопротивления мотогондолы с большим диаметром. Следует отметить, что при оценке сопротивления оптимизация формы мотогондолы не проводилась.

Увеличение доли сопротивления мотогондолы в общем сопротивлении самолета требует совершенствования методов ее проектирования. Современные методы вычислительной аэродинамики, основанные на решении системы уравнений Навье — Стокса, осредненных

Работа выполнена в рамках Договора № 17705596339200000330/5319 на выполнение научно-исследовательской работы “Модифицированная методика совместной оптимизации аэродинамики планера и мотогондолы для учета требований производства”.

© Енгулатова М. Ф., Ливерко Д. В., Лысенков А. В., Матяш С. В., Савельев А. А., 2022

по Рейнольдсу (RANS), позволяют провести оптимизацию формы мотогондолы [2] с целью минимизации потерь эффективной тяги в крейсерском режиме. Однако на практике при оптимизации необходимо учитывать конструктивные и аэродинамические ограничения. Конструктивными ограничениями являются требования к размещению агрегатов в подкапотном пространстве, особенности производства и другие ограничения, не требующие проведения специальных расчетов. Наиболее часто конструктивные ограничения учитываются на этапе определения области варьирования геометрических параметров. Аэродинамические ограничения, наоборот, требуют проведения дополнительных расчетов, являясь, таким образом, ограничениями второго рода. Для оптимизации мотогондол следует учитывать аэродинамические ограничения, связанные с критическими режимами, в которых возможно ухудшение характеристик потока на входе в двигатель. Обычно в число этих режимов включаются работа турбореактивного двигателя при наличии бокового ветра и взлетный режим с большим углом атаки. Согласно требованиям безопасности полетов и сертификационным требованиям в этих режимах значения коэффициентов восстановления полного давления ν и окружной неравномерности $\Delta\sigma_0$ на входе в двигатель должны находиться в заданном диапазоне нормированных значений. Ухудшение этих характеристик может происходить вследствие отрывов пограничного слоя в воздухозаборнике (ВЗ) мотогондолы.

Использование методов расчета, основанных на решении уравнений RANS, замкнутых с помощью двухпараметрической модели турбулентности Ментера (SST) или однопараметрической модели Спаларта — Алмараса (SA), не является безальтернативным. В настоящее время активно развиваются модели турбулентности, не основанные на гипотезе Буссинеска [3], а также вихреразрешающие методы [4], позволяющие с большей точностью определять параметры отрывной зоны. Однако эти методы требуют больших вычислительных ресурсов, и уровень современной доступной вычислительной техники не позволяет их широко использовать при решении задач оптимизации. Поэтому с целью повышения точности определения момента начала отрыва необходимо разработать доступную методику расчета характеристик ВЗ в критических режимах и использовать эту методику для подготовки к проведению модельных и натуральных физических экспериментов.

Целью настоящей работы является создание и валидация методики численного определения характеристик ВЗ в режиме работы двигателя при наличии бокового ветра и отрыва с передней кромки ВЗ, а также исследование особенностей течения и аэродинамических характеристик ВЗ в этих режимах.

1. Особенности физического эксперимента. С целью получения данных для валидации методологии вычислительного аэродинамического эксперимента проведена серия испытаний в аэродинамической трубе (АДТ) Т-104 Центрального аэрогидродинамического института (ЦАГИ). В испытаниях использована модель ВЗ (рис. 1), имеющая следующие геометрические характеристики: относительная длина $L_{in}/D_{in} = 0,6$ (L_{in} — длина ВЗ, т. е. расстояние от плоскости входа в двигатель до центра круга (входа), образующего обечайку ВЗ; D_{in} — диаметр входного отверстия в двигателе (рис. 2)), угол заклинивания входа потока к оси двигателя $\varphi = 3,6^\circ$. Для скорости потока $V_s = 12$ м/с и высоты $H = 0$ (стандартная атмосфера) число Рейнольдса, вычисленное по диаметру D_{in} , составляет $Re = 2 \cdot 10^5$.

Испытания модели ВЗ турбореактивного двигателя проведены с использованием системы создания разрежения, состоящей из эжектора с вакуумным трубопроводом. Модель ВЗ (см. рис. 1) симметрична относительно плоскости XU , однако не является осесимметричной. Кок ВЗ имеет эллиптическую форму в плоскости симметрии.

В модели имеется два измерительных сечения. В измерительном сечении на входе в двигатель расположена восьмилучевая гребенка приемников полного давления для 88 то-



Рис. 1. Модель воздухозаборника в АДТ Т-104

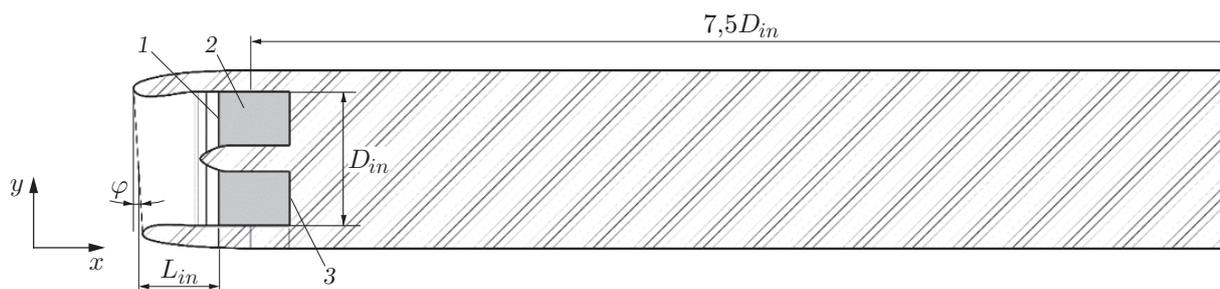


Рис. 2. Схема воздухозаборника:

1 — вход в двигатель, 2 — буферная область, 3 — активный диск

чек. Ниже по потоку за дроссельным устройством установлена однолучевая (по диаметру) гребенка на 15 приемников полного давления для измерения расхода воздуха. В некоторых испытаниях проводилась визуализация предельных линий тока в канале ВЗ, для этого перед экспериментом на модель наносились сажемазляные точки (см. рис. 1).

Испытания проведены без экрана, имитирующего взлетно-посадочную полосу, при величине угла установки модели $\beta = 90^\circ$, $\alpha = 0^\circ$ и скорости потока $V_s = 12; 20$ м/с в контрольном сечении в рабочей части АДТ. В результате испытаний в эксплуатационном диапазоне значений расхода воздуха с использованием стандартной методики [5] определены следующие параметры потока на входе в двигатель: 1) коэффициент восстановления полного давления $\bar{\nu} = f(q(\lambda))$; 2) параметр окружной неравномерности потока $\Delta\bar{\sigma}_0 = f(q(\lambda))$ ($q(\lambda)$ — функция расхода).

Для визуализации течения в канале ВЗ с использованием сажемазляного покрытия получены предельные линии тока. При скорости бокового ветра $V_s = 12$ м/с и значении функции расхода воздуха $q(\lambda) = 0,4$ наблюдалось возвратное течение с наветренной стороны ВЗ. При значении функции расхода воздуха $q(\lambda) = 0,72$ замкнутая зона заторможенного потока расположена в верхней части наветренной стороны ВЗ (рис. 3).

2. Моделирование обтекания ВЗ в вычислительном эксперименте. Рассмотрим методологию и методику вычислительного эксперимента. При этом под методологией аэродинамического вычислительного эксперимента будем понимать совокупность методов вычислительной аэродинамики, включая решаемую систему уравнений, которые требу-

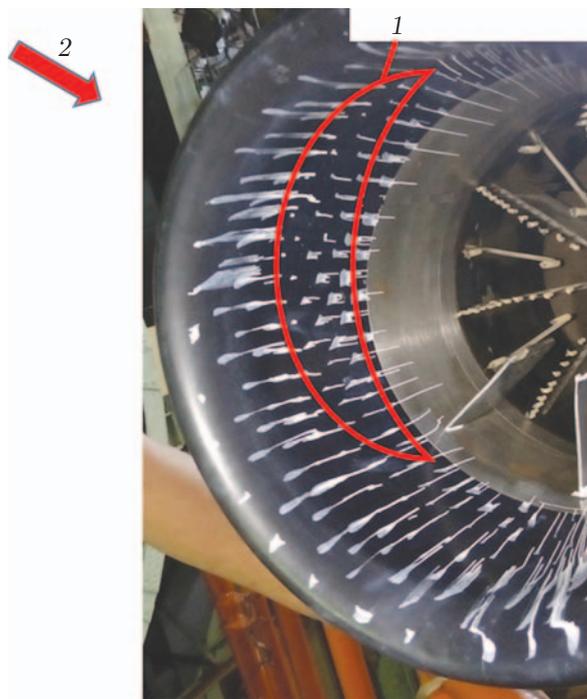


Рис. 3. Визуализация предельных линий тока в физическом эксперименте при $q(\lambda) = 0,72$, $V_s = 12$ м/с:

1 — зона заторможенного потока, 2 — направление потока

ются для решения поставленной задачи, под методикой аэродинамического вычислительного эксперимента — набор инструкций и настроек методов, входящих в методологию аэродинамического вычислительного эксперимента, включая параметры расчетной сетки, начальные и граничные условия.

В рассматриваемой задаче определения характеристик модели ВЗ в режиме работы при наличии бокового ветра учитывается несколько физических явлений, оказывающих существенное влияние на искомые характеристики. Скорость ветра является относительно небольшой (12 м/с), при таких скоростях течение можно считать несжимаемым. Однако вследствие работы двигателя и обтекания обечайки ВЗ в течении могут образовываться локальные сверхзвуковые зоны, замкнутые скачком уплотнения. Такое течение является существенно сжимаемым. Кроме того, поскольку значения числа Рейнольдса невелики (при моделировании эксперимента в АДТ), при обтекании обечайки ВЗ образуются протяженные ламинарные участки. Основное влияние на характеристики течения на входе в двигатель оказывает отрыв потока. В расчете указанные явления необходимо моделировать с достаточной точностью, чтобы обеспечить достоверную оценку характеристик исследуемого устройства. Это требует разработки и валидации специальной методологии расчета таких течений, включающей определение параметров расчетной сетки, выбор расчетной схемы, модели турбулентности, методики обработки полученных данных и т. д.

С использованием разработанной методики решена система уравнений RANS, замкнутая моделью турбулентности. Как правило, для определения характеристик мотогондолы используются стандартные дифференциальные модели турбулентности SST или SA. В настоящей работе для определения влияния модели турбулентности на характер течения в канале ВЗ использованы две модели турбулентности: модель SST Ментера [6] и γ -модель турбулентности (γ SST) [7], позволяющая моделировать ламинарно-турбулентный переход (ЛТП). Цель использования γ -модели — определить влияние положения ЛТП на возникновение отрыва в канале ВЗ.

Модель γ SST представляет собой модификацию модели SST, в которой для определения положения перехода используются известные эмпирические формулы, основанные на локальных оценках таких величин, как толщина пограничного слоя и степень турбулентности. Таким образом, модель ЛТП является локальной: в каждой ячейке расчетного пространства указанные выше формулы управляют активацией источниковых членов, описывающих производство и распад турбулентности. В оригинальной формулировке γ -модели [7] не учитывается эффект трансзвуковой стабилизации, т. е. затягивание перехода с увеличением числа Маха, вызванное влиянием сжимаемости газа. Этот недостаток ограничивает возможность применения модели для расчета обтекания тел трансзвуковым потоком сжимаемого газа. В настоящей работе использовалась модификация γ -модели [8], в которой этот эффект учитывается.

Разностная схема записывалась в конечно-объемном виде. Расчеты конвективных потоков проводились с использованием схемы MUSCL, в основу которой положена TVD-схема (TVD — total variation diminishing) Годунова второго порядка аппроксимации по пространственным переменным [9]. В качестве ограничителя потоков использовался лимитер Ван Лира [10] с коэффициентом 1,25. Диффузионные потоки вычислялись с использованием центральных разностей, рассчитанных на расширенном шаблоне, с учетом линейных размеров соседних ячеек таким образом, чтобы диффузионные потоки вычислялись со вторым порядком аппроксимации. Схема имеет второй порядок аппроксимации по пространственным переменным. Для описания нестационарного течения при возникновении отрыва использовался глобальный неявный шаг по времени первого порядка аппроксимации. Размер шага по времени τ должен быть как минимум на порядок меньше характерного времени задачи. В качестве характерного времени задачи использовалась временная характеристика отрыва, вычисленная по формуле $T = h/\Delta u$ (h — характерный размер зоны отрыва; Δu — масштаб скорости). Характерное время рассматриваемой задачи составляло $T \approx 2 \cdot 10^{-4}$ с, а шаг по времени принимался равным $\tau = 2 \cdot 10^{-5}$ с.

При обработке результатов расчетов вычислялись коэффициент восстановления полного давления \bar{v} и окружная неравномерность полей полного давления $\Delta\sigma_0$. Обе характеристики вычислены в сечении входа в двигатель по методике, аналогичной экспериментальной. Для этого в расчете определялись значения полного давления в точках расположения датчиков на экспериментальном стенде.

Расчеты проводились с использованием пакета программ EWT-ЦАГИ [11, 12]. Основные соотношения используемой методики расчета описаны в [13], а принципы построения программы расчета — в [14].

Для разработки методики и ее валидации расчет проводился при значениях числа Рейнольдса, соответствующих физическому эксперименту в АДТ. Геометрическая модель ВЗ соответствует модели, исследуемой в эксперименте (см. рис. 1). Для проведения расчетов исходная геометрия ВЗ была модифицирована (см. рис. 2). К миделевому сечению был присоединен цилиндр длиной $L = 7,5D_{in}$. Расчетная область представляла собой усеченный конус с диаметром основания $15D_{in}$.

Все расчеты проводились на блочно-структурированной гексагональной расчетной сетке, состоявшей из 158 блоков; для лучшего разрешения пограничного слоя вокруг тела была построена O -сетка. Для исследования сходимости решения по сетке использовались три вложенные сетки. Менее подробные сетки получены путем прореживания подробной в два и четыре раза в каждом направлении. Подробная сетка содержала порядка 20 млн ячеек. Блоки, разрешающие пограничный слой, содержали 32 ячейки в нормальном к поверхности направлении, высота первой ячейки равна $5 \cdot 10^{-6}$ м, использовался бигеометрический закон сгущения с коэффициентом 1,1. Поскольку основной задачей работы является исследование отрыва в канале ВЗ, особое внимание уделялось сетке в канале.

Течение в канале разрешалось с помощью 104 ячеек в продольном направлении и 384 ячеек в азимутальном направлении. Сходимость решения по шагу сетки имела второй порядок точности.

На поверхности модели ставилось граничное условие теплоизолированной стенки с прилипанием $V = 0$. На расположенных на больших расстояниях от тела границах расчетной области ставилось слабоотражающее граничное условие на основе инвариантов Римана. Дросселирование ВЗ осуществлялось посредством изменения статического давления на входе в двигатель при выполнении граничного условия “активный диск”. (Описание граничных условий приведено, например, в [11, 12].)

3. Исследование характеристик ВЗ в физическом и вычислительном экспериментах. Ниже проводится сравнение расчетных и экспериментальных данных, а также подробный анализ течения.

3.1. *Валидация методологии вычислительного эксперимента.* В настоящей работе приведены данные, полученные при скорости бокового ветра $V_s = 12$ м/с, для других режимов получены аналогичные результаты. При скорости бокового ветра $V_s = 12$ м/с режимы работы ВЗ можно разделить на три типа. При малых значениях расхода ($q(\lambda) \leq 0,53$) имеется зона с пониженным вследствие наличия отрыва значением коэффициента восстановления полного давления (рис. 4); при средних значениях расхода ($0,53 < q(\lambda) \leq 0,72$) — зона с нормальным ($\bar{\nu} \approx 1$) значением коэффициента восстановления полного давления при безотрывном обтекании; при больших значениях расхода ($q(\lambda) > 0,72$) вновь появляется зона, в которой значение коэффициента восстановления полного давления $\bar{\nu}$ понижено.

Известно, что турбулентный пограничный слой более устойчив к появлению отрыва, чем ламинарный, поэтому положение ЛТП может оказывать существенное влияние на характеристики отрыва. Для исследования этого влияния проведена серия расчетов с использованием модели ЛТП (γ -модели [7]) (далее — ЛТТ). Результаты расчетов по модели SST и γ -модели при $V_s = 12$ м/с приведены на рис. 4.

Следует отметить, что механизм образования зоны отрыва потока и его взаимодействие с пограничным слоем является сложным трехмерным физическим явлением. В данной работе рассмотрено лишь влияние этого явления на интегральные характеристики ВЗ. Размер и форма зоны отрыва зависят от положения начала отрыва и от состояния пограничного слоя в этой точке. В зонах отрыва полное давление уменьшается, а температура

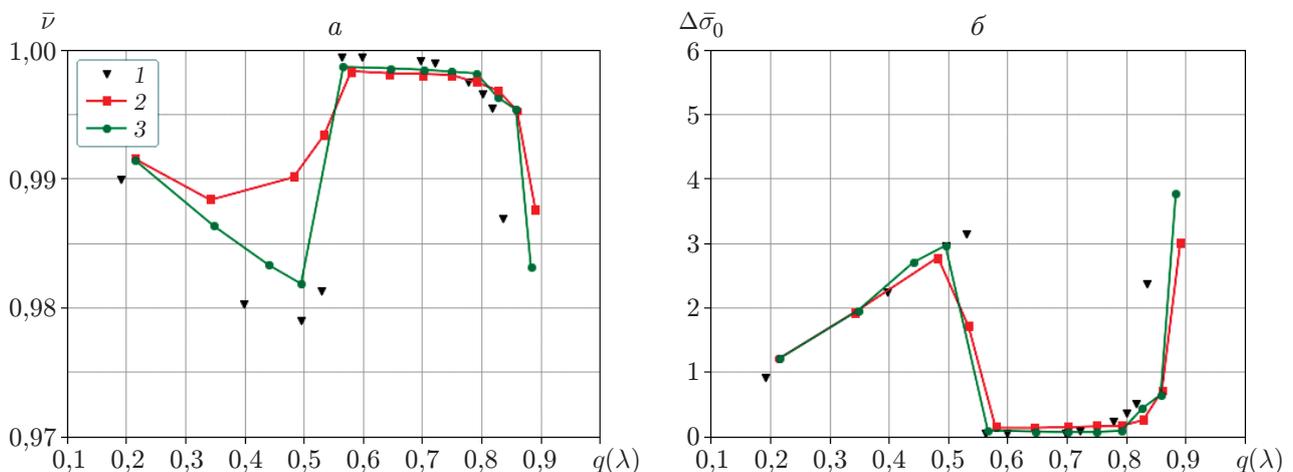


Рис. 4. Зависимости от функции расхода $q(\lambda)$ коэффициента восстановления полного давления $\bar{\nu}$ (а) и параметра окружной неравномерности $\Delta\bar{\sigma}_0$ (б) при $V_s = 12$ м/с: 1 — эксперимент, 2 — SST-модель, 3 — LTT-модель

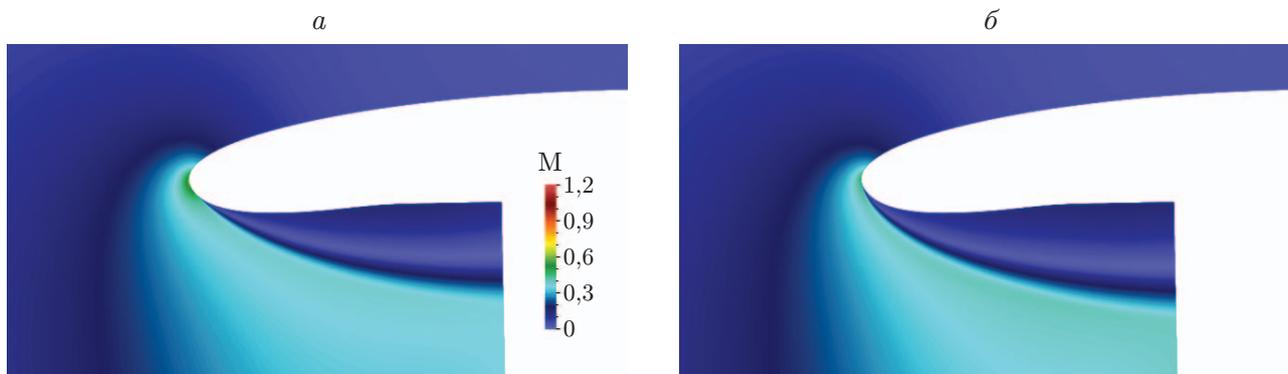


Рис. 5. Поля числа Маха в сечении, проходящем через зону отрыва, при $V_s = 12$ м/с: *a* — расчет по SST-модели, *б* — расчет по LTT-модели

Таблица 1

Характеристики пограничного слоя при расчетах по моделям LTT и SST ($Re = 2 \cdot 10^5$, $V_s = 12$ м/с)

Модель	V_{\max} , м/с	$\delta \cdot 10^3$, м	$\delta/D_{in} \cdot 10^3$
LTT	112,30	0,117	0,616
SST	118,99	0,100	0,526

и кинетическая энергия турбулентности увеличиваются, что приводит к ухудшению интегральных характеристик на входе в двигатель. Обычно, чем раньше происходит отрыв потока, тем более интенсивным он становится и тем большие потери вызывает.

При учете ЛТП результаты моделирования отрыва при малых значениях расхода становятся более точными (см. рис. 4). При использовании γ -модели турбулентности погрешность расчета коэффициента восстановления полного давления \bar{v} на входе в двигатель в диапазоне значений коэффициента расхода $q(\lambda) = 0,30 \div 0,85$ составила не более $\Delta \bar{v} = 0,01$. Погрешность измерения коэффициента \bar{v} в эксперименте составляла 0,003, а коэффициента расхода $q(\lambda)$ — 0,0055. Для более детального анализа и более точного описания отрыва рассмотрены поля (рис. 5) в сечении, проходящем через зону отрыва. Это сечение проведено через ось двигателя и повернуто по часовой стрелке на угол 225° относительно верхней точки. Видно, что в расчете по модели LTT отрыв происходит раньше (практически с носика ВЗ), чем в расчете по модели SST. Это обусловлено тем, что пограничные слои на передней кромке ВЗ имели различную толщину (табл. 1). Заметим, что в данной задаче передняя кромка не являлась точкой торможения, точка торможения располагалась на внешней поверхности мотогондолы. При расчете по модели SST пограничный слой имел меньшую толщину и отрывался ниже по потоку, чем при расчете по модели LTT. Таким образом, в расчете по модели LTT зона отрыва больше, а коэффициент восстановления полного давления \bar{v} меньше (см. рис. 4), чем в расчете по модели SST. В расчете с использованием модели LTT ЛТП происходил в зоне отрыва пограничного слоя.

Результаты сравнения предельных линий тока (рис. 6) при $q(\lambda) = 0,4$ показывают, что размеры зоны отрыва и положение вихревых структур в расчете и эксперименте качественно хорошо согласуются.

3.2. Особенности обтекания при увеличении размеров модели. При увеличении размера модели зона ламинарного пограничного слоя занимает меньшую площадь поверхности. Рассмотрим модель ВЗ с увеличенным в четыре раза масштабом ($4D_{in}$). Число Рейнольдса, рассчитанное по диаметру входного отверстия в двигателе, равно $Re = 8 \cdot 10^5$. Значения остальных параметров, использованных в расчете, аналогичны.



Рис. 6. Предельные линии тока на поверхности модели при $V_s = 12$ м/с, $q(\lambda) = 0,4$: a — эксперимент, b — расчет

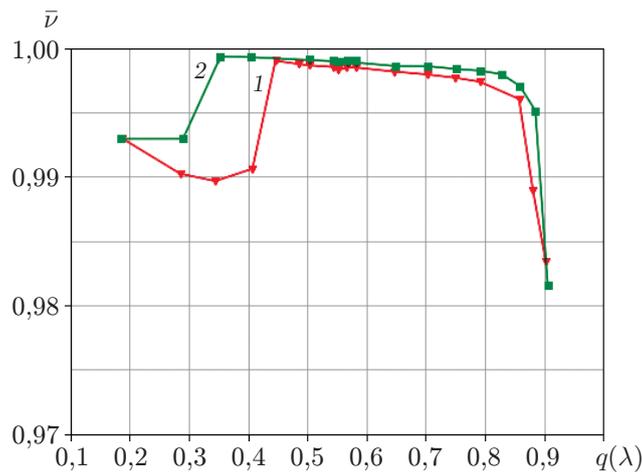


Рис. 7. Зависимость коэффициента восстановления полного давления $\bar{\nu}$ от функции расхода $q(\lambda)$ для модели увеличенного размера при $D = 4D_{in}$, $V_s = 12$ м/с: 1 — SST-модель, 2 — LTT-модель

При малых значениях расхода воздуха ($q(\lambda) < 0,5$) влияние учета ЛТП на характеристики ВЗ остается существенным (рис. 7). В отличие от малой модели (см. подп. 3.1), в случае увеличенной модели в расчетах по модели LTT характеристики улучшаются: увеличивается среднее значение коэффициента восстановления полного давления $\bar{\nu}$ и уменьшается коэффициент окружной неравномерности $\Delta\sigma_0$. Изменение поведения характеристик обусловлено тем, что в случае увеличенной модели в расчете по модели SST пограничный слой к моменту отрыва становится турбулентным (рис. 8), а его толщина увеличивается (табл. 2) по сравнению со случаем расчета по модели LTT. В расчетах по модели LTT пограничный слой остается ламинарным практически до момента начала его отрыва.

При $Re = 2 \cdot 10^5$ (малая модель) оба профиля скорости пограничного слоя (см. рис. 8) имеют вид, характерный для ламинарного пограничного слоя (\bar{Y} — расстояние до поверхности, отнесенное к толщине пограничного слоя). Таким образом, даже при использовании модели турбулентности SST, которая предполагает максимально ранний переход (нефизичный), в данной задаче пограничный слой остается ламинарным до момента образования

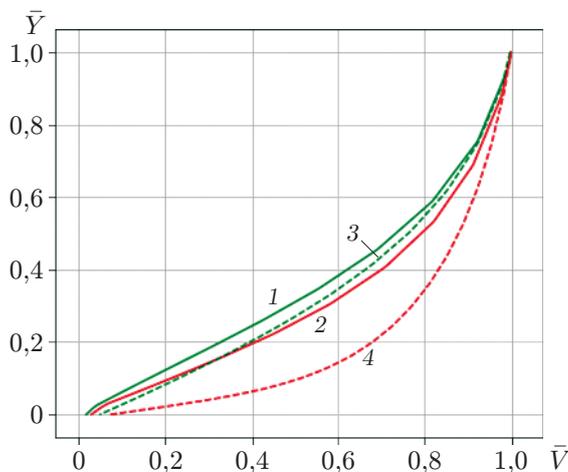


Рис. 8. Профили скорости пограничного слоя в случае расчетов по моделям ЛТТ (1, 3) и SST (2, 4) при различных значениях числа Рейнольдса: 1, 2 — $Re = 2 \cdot 10^5$, 3, 4 — $Re = 8 \cdot 10^5$

Таблица 2

Характеристики пограничного слоя при расчетах для увеличенной модели с использованием моделей ЛТТ и SST ($Re = 8 \cdot 10^5$, $V_s = 12$ м/с)

Модель	V_{\max} , м/с	$\delta \cdot 10^3$, м	$\delta/D_{in} \cdot 10^3$
ЛТТ	174,43	0,144	0,185
SST	133,61	0,297	0,381

отрывной зоны. Однако толщина пограничного слоя отличается от толщины, вычисленной по модели ЛТТ. Таким образом, правильный расчет толщины и состояния пограничного слоя в области перед отрывом определяет точность расчета характеристик ВЗ.

Заключение. В работе с использованием расчетных и экспериментальных методов проанализированы факторы, влияющие на аэродинамические характеристики воздухозаборника при наличии бокового ветра, такие как ламинарно-турбулентный переход на передней кромке воздухозаборника и число Рейнольдса.

При численном моделировании работы двигателя в условиях бокового ветра использование модели турбулентности, учитывающей ламинарно-турбулентный переход, существенно улучшает точность предсказания и описание отрыва в канале воздухозаборника. При использовании γ -модели турбулентности точность расчета коэффициента восстановления полного давления на входе в двигатель \bar{v} в диапазоне значений коэффициента расхода $q(\lambda) = 0,30 \div 0,85$ составила $\Delta \bar{v} = 0,01$.

При использовании модели турбулентности SST можно получить практически ламинарный профиль пограничного слоя с толщиной, не соответствующей реальной. На отрыв пограничного слоя существенное влияние оказывает относительная толщина пограничного слоя в области перед отрывом. Адекватное моделирование пограничного слоя перед отрывом определяет точность расчета характеристик воздухозаборника в режимах отрыва. В расчетах необходимо моделировать число Рейнольдса исследуемого объекта.

Для решения задач оптимизации мотогондолы двухконтурного турбореактивного двигателя разработана методика расчета характеристик воздухозаборника в режимах с боковым ветром. Для данной методики целесообразно с точки зрения скорости и точности расчета использовать уравнения Рейнольдса, замкнутые с помощью полуэмпирической модели турбулентности, учитывающей ламинарно-турбулентный переход (γ -модель).

ЛИТЕРАТУРА

1. **Daggett D. L.** Ultra efficient engine technology systems integration and environmental assessment // NASA Langley Res. Cent. 2002. N 7. P. 1–54.
2. **Anisimov K. S., Savelyev A. A., Kursakov I. A., et al.** Propulsion system — airframe integration and optimization of civil aircraft — AGile EU project // Proc. of the 31st Congr. intern. counс. aeronaut. sci. ICAS 2018, Belo Horizonte (Brazil), 9–14 Sept. 2018. S. 1.: S. n., 2018.
3. **Трошин А. И.** Сравнение современных дифференциальных моделей для напряжений Рейнольдса в задачах с отрывом турбулентного пограничного слоя // Тр. 12-го Всерос. съезда по фундаментальным проблемам теоретической и прикладной механики, Уфа (Россия), 19–24 авг. 2019 г. Уфа: Башк. гос. ун-т, 2019. С. 699–700.
4. **Shur M. L., Spalart P. R., Strelets M. K., Garbaruk A. V.** Further steps in LES-based noise prediction for complex jets // Proc. of the 44th AIAA aerospace sciences meeting and exhibit., Reno (USA), 9–12 Jan. 2006. S. 1.: AIAA, 2006. V. 8. P. 5784–5809.
5. **Аэродинамика, устойчивость и управляемость сверхзвуковых самолетов** / Под ред. Г. С. Бюшгенса. М.: Наука, 1988.
6. **Menter F. R.** Two-equation eddy-viscosity turbulence models for engineering applications // AIAA J. 1994. V. 32, N 8. P. 1598–1605.
7. **Menter F. R., Smirnov P. E., Liu T., Avancha R.** A one-equation local correlation-based transition model // Flow Turbulence Combust. 2015. N 95. P. 583–619.
8. **Матяш Е. С., Савельев А. А., Трошин А. И., Устинов М. В.** Учет влияния сжимаемости газа в Г-модели ламинарно-турбулентного перехода // Журн. вычисл. математики и мат. физики. 2019. Т. 59, № 10. С. 1779–1791.
9. **Колган В. П.** Применение принципа минимальных значений производной к построению конечно-разностных схем для расчета разрывных решений газовой динамики // Учен. зап. Центр. аэрогидродинам. ин-та. 1972. Т. 3, № 6. С. 68–77.
10. **Bram Van L.** Towards the ultimate conservative difference scheme. 5. A second-order sequel to Godunov’s method // J. Comput. Phys. 1979. V. 32, N 1. P. 101–136.
11. **Босняков С. М.** Концепция программного продукта EWT-ЦАГИ и основные этапы ее развития // Тр. Центр. аэрогидродинам. ин-та. 2007. № 2671. С. 3–19.
12. **Босняков С. М., Власенко В. В., Енгулатова М. Ф. и др.** Промышленные солверы пакета EWT-ЦАГИ и их верификация на серии стандартных тестов // Тр. Центр. аэрогидродинам. ин-та. 2015. № 2735. С. 50–89.
13. **Власенко В. В.** О математическом подходе и принципах построения численных методологий // Тр. Центр. аэрогидродинам. ин-та. 2007. № 2671. С. 20–85.
14. **Михайлов С. В.** Объектно-ориентированный подход к созданию эффективных программ, реализующих параллельные алгоритмы расчета // Тр. Центр. аэрогидродинам. ин-та. 2007. № 2671. С. 86–108.

*Поступила в редакцию 13/VIII 2021 г.,
после доработки — 10/XI 2021 г.
Принята к публикации 29/XI 2021 г.*