УДК 533.69.048

# Численное и экспериментальное исследование аэродинамики модели гражданского самолета на больших углах атаки и при вращении<sup>\*</sup>

# А.В. Воеводин, А.А. Ефремов, В.Г. Судаков

Центральный аэрогидродинамический институт им. Н.Е. Жуковского, Жуковский, Московская обл.

E-mail: vit\_soudakov@tsagi.ru

Проведено численное и экспериментальное исследование течения около типовой модели гражданского самолета на больших углах атаки в диапазоне от 0 до 90° при дозвуковых скоростях набегающего потока. Эксперименты выполнены в аэродинамической трубе Т-105 ЦАГИ. Расчеты проведены в рамках решения уравнений Рейнольдса. Сравнение расчетных и экспериментальных интегральных характеристик показало хорошее согласование с достаточной для практики точностью. Выявлены физические особенности течения и их влияние на аэродинамические характеристики стационарной модели при больших углах атаки, а также на режиме вращения модели с постоянной угловой скоростью.

Ключевые слова: аэродинамика, гражданский самолет, большие углы атаки, вращение.

### Введение

При больших углах атаки на верхней поверхности крыла гражданского самолета возникает и развивается отрыв потока, приводящий к качественному изменению (ухудшению) аэродинамических характеристик самолета. Развитие отрыва потока может приводить к сваливанию. Другой важной особенностью, влияющей на обтекание самолета на больших углах атаки, является взаимодействие (интерференция) вихрей, сходящих с фюзеляжа, с течением над крылом. Эти вихри и след за крылом, в свою очередь, могут взаимодействовать с хвостовым оперением и влиять на его обтекание, от чего существенно зависит устойчивость и управляемость самолета на указанных режимах.

Обеспечение непопадания самолета в этот диапазон режимов и приемлемого поведения самолета на отрывных режимах является одним из сложных вопросов проектирования летательного аппарата. Использование имеющихся в настоящее время тренажеров для обучения профессиональных пилотов методам предотвращения и безопасного вывода самолета из сложного пространственного положения ограничивается несовершенством аэродинамических моделей, установленных на этих тренажерах, в части адекватного

<sup>&</sup>lt;sup>\*</sup> Работа (численное моделирование) выполнена при поддержке гранта Российского научного фонда (№ 21-19-00659, https://rscf.ru/en/project/21-19-00659/).

<sup>©</sup> Воеводин А.В., Ефремов А.А., Судаков В.Г., 2023

описания аэродинамических нагрузок, возникающих на отрывных режимах обтекания при закритических углах атаки.

Аэродинамическая модель должна правильно описывать продольное сваливание самолета, вызванное симметричным отрывом потока на крыле, сопровождающимся резкой потерей подъемной силы. Следует отметить, что на симметричной компоновке самолета при больших углах атаки может реализоваться несимметричный отрыв, что ведет к дополнительному моменту крена и другим трудностям. Это явление хорошо известно для острых носовых частей, которые характерны для маневренных самолетов [1]. Также асимметрия наблюдается на крыле самолета [2], что может вести к боковому сваливанию и штопору. Асимметричное обтекание затупленных носовых частей фюзеляжа исследовано слабо [3], но аэродинамическая модель должна адекватно описывать различные типы возникновения асимметрии.

Аэродинамическое моделирование для транспортных самолетов в настоящее время основано главным образом на использовании результатов экспериментального исследования [2] в аэродинамических трубах (АДТ) статических аэродинамических характеристик [4], испытаний на динамических установках вынужденных колебаний с малой амплитудой [5] и установившегося конического вращения.

Для моделирования установившегося конического вращения модель самолета совершает на специальной установке вращение с постоянными углами атаки и скольжения при сохранении постоянства угловой скорости, что позволяет рассматривать этот эксперимент как обобщенный вид статических испытаний. В работе [6] была предложена методика объединения подобных экспериментов при установившемся вращении и вынужденных колебаниях. Методика была протестирована для конфигурации транспортного самолета [7]. Оказалось, что данная методика позволяет хорошо предсказать параметры установившегося штопора, при котором самолет конически вращается вокруг вектора скорости. При динамических процессах с некоординированным вращением, которые характерны для бокового сваливания на больших углах атаки и режимов колебательного штопора, точность предсказаний существенно хуже.

В работах [8, 9] были предложены, разработаны и верифицированы на основе различных экспериментальных данных, полученных в АДТ, специальные методы феноменологического моделирования нестационарных аэродинамических характеристик. Однако обычно экспериментальные исследования проводятся в АДТ при существенно меньших числах Рейнольдса, чем для реального полета. Например, для маломасштабной модели типичное число Рейнольдса составляет  $\text{Re} = (0,2-0,4)\cdot10^6$ , для модели среднего масштаба — около  $1\cdot10^6$ . В то же время для самолета число Рейнольдса может быть порядка  $20\cdot10^6$ . Таким образом, линия отрыва потока от поверхности модели и самолета будет различной из-за влияния числа Рейнольдса (на больших углах атаки это влияние в основном проявляется на фюзеляже, а на крыле и горизонтальном оперении отрыв происходит с кромок), что может вести к расхождению результатов трубного и летного экспериментов.

Поэтому методы вычислительной аэрогидродинамики в настоящее время становятся важной составной частью аэродинамического проектирования самолета как для эксплуатационных режимов полета (крейсерского полета, взлета и посадки), так и в расширенном диапазоне углов атаки, включающем отрывные режимы обтекания. Если расчетные методы адекватны и валидированы, то они позволяют получить данные для аэродинамических нагрузок при больших числах Рейнольдса, соответствующих натурным условиям. В [10] представлены результаты успешного феноменологического моделирования для аппроксимации расчетных данных, полученных методами вычислительной аэродинамики в рамках уравнений Рейнольдса, для модели CRM (Common Research Model) в конфигурации крыла с фюзеляжем при вынужденных колебаниях по тангажу. Полученные результаты подчеркивают возможность использования вычислительных методов в качестве дополнительного источника данных для моделирования аэродинамики в расширенной области режимов полета.

В настоящей работе проведено численное и экспериментальное исследование аэродинамических характеристик типовой модели гражданского самолета на больших углах атаки в диапазоне от 0 до 90° при дозвуковых скоростях набегающего потока. Рассмотрены физические особенности течения и их влияние на аэродинамические характеристики стационарной модели, а также модели в режиме конического вращения с постоянной угловой скоростью при разных углах атаки и нулевом угле скольжения. Расчеты при трубных числах Рейнольдса сравниваются с экспериментальными данными, полученными в АДТ Т-105 ЦАГИ, а также с расчетами для натурных условий с большим числом Рейнольдса.

### Экспериментальное оборудование

Экспериментальные исследования проведены в дозвуковой аэродинамической трубе Т-105 ЦАГИ. Это вертикальная атмосферная труба непрерывного действия, замкнутого типа, с открытой рабочей частью длиной 7,5 м круглого сечения (диаметр сопла 4,5 м). Вентилятор, управляемый электрическим мотором, создает поток воздуха. Аэродинамическая труба спроектирована для исследования характеристик штопора с помощью испытаний динамически подобных моделей самолетов в свободном полете. Она также широко применяется в исследованиях аэродинамических характеристик летательных аппаратов и их элементов с использованием специального оборудования для весовых измерений.

Вращающаяся установка Ш-5 (рис. 1) предназначена для исследования аэродинамических характеристик модели с вращением [2]. На установке Ш-5 диапазоны изменения углов атаки  $0-90^{\circ}$  и скольжения  $\pm 90^{\circ}$ , максимальная угловая скорость 120 об/мин. Механизм изменения углов атаки и скольжения состоит из вертикальной державки *1*, закрепленной на поперечной штанге 2, узлов изменения углов атаки и скольжения модели *3* и *4*, кривошипа с ломаной осью *5*, промежуточного вала *6*, державки тензометрических весов *7*. На втором конце поперечной штанги установлен балансировочный противовес *8*. Вал кривошипа с помощью червячной пары и редуктора соединен с электродвигателем, размещенным внутри вертикальной державки. Привод промежуточного вала, состоящий из электродвигателя, второй червячной пары и редуктора, размещен внутри корпуса кривошипа. Относительно оси промежуточного вала модель поворачивается на угол скольжения, а относительно оси кривошипа, проходящей под углом 45° к вертикали, — на угол атаки.

Модель при вращении испытывалась в два этапа [11]. Сначала без потока внутри специального барабана, вращающегося вместе с моделью, для заданных углов атаки и скольжения проводились измерения с помощью внутримодельных тензометрических шестикомпонентных весов инерционных и весовых сил и моментов, действующих на модель. Затем по той же программе модель испытывалась в потоке АДТ, где измерялись суммарные (аэродинамические, инерционные и весовые) силы и моменты.

Воеводин А.В., Ефремов А.А., Судаков В.Г.



Рис. 1. Экспериментальная установка Ш-5 в аэродинамической трубе Т-105 ЦАГИ.
1 — вертикальная державка, 2 — поперечная штанга, 3, 4 — узлы изменения углов атаки и скольжения модели, 5 — кривошип, 6 — промежуточный вал, 7 — державка тензометрических весов, 8 — балансировочный противовес.



Рис. 2. Схема вращения модели.

Разность значений сил и моментов, полученных в потоке и без него, дает значения аэродинамических сил и мо-

ментов, действующих на модель. В результате эксперимента получаются зависимости коэффициентов продольной, нормальной и поперечной аэродинамических сил  $C_x$ ,  $C_y$ ,  $C_z$ , а также коэффициентов аэродинамических моментов крена, рыскания и тангажа  $m_x$ ,  $m_y$ ,  $m_z$  (в связанной системе координат) от угла атаки  $\alpha$  при различных значениях угла

скольжения и безразмерной частоты вращения модели  $\omega = \frac{\omega^* L}{2V^*}$  ( $\omega^*$  — размерная час-

тота вращения, L — размах крыла модели,  $V^*$  — размерная скорость набегающего потока). Методика эксперимента подробно описана в [2] и аналогична приведенной в работе [11].

Экспериментальные исследования проведены для типовой модели гражданского самолета (рис. 1, 2), содержащей крыло в крейсерской конфигурации, фюзеляж, проточные мотогондолы на пилонах под крылом, вертикальное и горизонтальное оперение.

В рассматриваемом случае вращение модели с установившейся скоростью осуществлялось относительно вертикальной оси  $x_a$  (см. рис. 2), параллельной вектору скорости воздушного потока аэродинамической трубы и проходящей через геометрический центр тензометрических весов. Аэродинамические силы и моменты, действующие на вращающуюся в потоке модель, измеряются при заданных углах атаки, нулевом угле скольжения и постоянной  $\omega$  (она считается положительной при вращении модели вокруг скоростной оси по часовой стрелке — правое вращение). В эксперименте исследовался случай без вращения ( $\omega = 0$ ) и случай с вращением ( $\omega = \pm 0,09$ ). Выбранный режим вращения приблизительно соответствует режиму штопора модели. Базовая центровка модели соответствовала  $0,3b_a$ , а вращение происходило относительно оси, проходящей через эту точку.

Скорость набегающего потока задавалась  $V^* = 25$  м/с, так что число Рейнольдса, посчитанное по параметрам набегающего потока и средней аэродинамической хорде крыла  $b_a$ , равнялось Re =  $0,16 \cdot 10^6$ . Статическое давление и температура соответствовали атмосферным условиям.

При таких числах Рейнольдса обтекание модели должно быть ламинарным до точки отрыва пограничного слоя. Для масштабов реального самолета при той же скорости набегающего потока число Рейнольдса приблизительно равно  $\text{Re} = 5,5\cdot10^6$ , что соответствует существенно более раннему положению ламинарно-турбулентного перехода и из-за этого другому положению отрыва. Чтобы исключить влияние ламинарно-турбулентного перехода на отрыв потока, в эксперименте его положение фиксировалось с помощью специального турбулизатора, который выполнен в виде полоски шириной 1 мм и высотой 0,1 мм. Он был расположен по всей длине фюзеляжа параллельно и ниже линии строительной горизонтали фюзеляжа на  $0,25b_a$ .

Следует отметить, что такое расположение турбулизатора оказывает влияние на больших углах атаки. В случае малых углов атаки верхняя поверхность модели может частично обтекаться ламинарным потоком.

# Постановка задачи численного моделирования

В настоящей работе также приведены результаты численного исследования обтекания вышеуказанной модели на больших углах атаки  $\alpha$  от 0 до 90°. Конфигурация модели и режимы течения соответствуют экспериментальным, но без учета поддерживающего устройства модели и стенок АДТ. Расчеты проведены при безграничном обтекании на базе методов вычислительной аэродинамики с использованием уравнений Навье – Стокса, осредненных по Рейнольдсу, с разрешением пограничных слоев на элементах модели.

Для этого была построена расчетная область, которая представляет собой вертикальный цилиндр, внешние границы которого отдалены от поверхности модели на 17 размахов крыла L. Ось цилиндра совпадает с осью вращения модели x<sub>a</sub> и направлением вектора скорости (см. рис. 2). Форма цилиндра выбрана из соображений удобства для решения задачи во вращающейся системе координат. Однако в этом случае изменение угла атаки модели привело бы к изменению расчетной сетки, так как поверхность цилиндра не меняется. Поэтому внутри цилиндра расположена шарообразная область, границы которой удалены от модели на 12L. Для установки угла атаки эта шарообразная область с расчетной сеткой около модели вращалась как единое целое. При этом внешняя цилиндрическая часть вместе с внешними граничными условиями остается без изменения. Таким образом, расчетная сетка около модели до расстояния 12L не менялась при изменении угла атаки. Изменению подвержена расчетная сетка на расстоянии от 12L до 17L от модели. Но на таком расстоянии возмущения, вносимые телом в поток, уже незначительны, поток близок к невозмущенному, а градиенты его малы. Поэтому изменение сетки на таком расстоянии не вносит погрешности в решение. Такая процедура необходима с точки зрения независимости численного решения от изменения сетки.

В расчетной области использовалась многоблочная структурированная сетка, которая позволяет хорошо разрешить поле течения вблизи поверхности летательного аппарата. Она имеет С-топологию вокруг профиля крыла, что дает возможность отследить сход пограничных слоев и интерференцию элементов модели. Сетка содержит около 90 млн ячеек на полную компоновку без плоскости симметрии. При этом размеры пристеночных ячеек задавались так, чтобы величина *y*<sub>+</sub> первой ячейки по нормали к поверхности была порядка единицы для разрешения вязкого подслоя турбулентного пограничного слоя на поверхности модели. Причем это условие выполняется для максимальных рассмотренных значений Re.

## Воеводин А.В., Ефремов А.А., Судаков В.Г.

Численно решалась краевая задача в рамках уравнений Рейнольдса для сжимаемого газа в системе координат, которая вращается вокруг оси  $x_a$  со скоростью  $\omega$ . В такой системе координат задача может рассматриваться как стационарная, по крайней мере, для безотрывных режимов (нестационарность, вызванная наличием отрывов, возникает при больших углах атаки).

Замыкание уравнений Рейнольдса выполнено с помощью двухпараметрической SST (Shear Stress Transport) модели турбулентности [12]. Пограничный слой при расчетах считался турбулентным, начиная с передних кромок элементов модели. Это отличается от экспериментальных условий, где были установлены турбулизаторы. Однако в эксперименте ламинарный участок должен быть мал, а отрыв должен быть турбулентным, за исключением, возможно, внешней части консоли крыла. Кроме того, современные модели ламинарно-турбулентного перехода при таких условиях не всегда дают адекватные результаты, поэтому их использование лишь усложнило бы задачу.

Параметры набегающего потока соответствуют экспериментам в АДТ Т-105 или натурным условиям. На поверхности модели использовались условия прилипания и адиабатичности. На нижней грани внешнего цилиндра ставились условия однородного набегающего потока. На верхней грани, где поток вытекает, и на боковой поверхности ставились «мягкие» условия экстраполяции. Следует отметить, что внешние границы расчетной области достаточно далеко отнесены от поверхности модели, чтобы нивелировать погрешности использования приближенных граничных условий.

Численная задача решается с помощью неявного метода конечных объемов сквозного счета. Схема имеет второй порядок аппроксимации по пространству. Численный алгоритм аналогичен применяемому в [13, 14].

В случае больших углов атаки на отрывных режимах течение становится нестационарным. Это затрудняет определение аэродинамических характеристик и усложняет процесс численного моделирования. В настоящей работе проводится расчет в рамках уравнений Рейнольдса в стационарной постановке. При этом решение не может сойтись к стационарному. Поэтому для анализа используются средние значения аэродинамических характеристик, а вертикальными отрезками обозначаются амплитуды колебаний соответствующих аэродинамических коэффициентов. Такая постановка задачи может рассматриваться как приближенная, поскольку нестационарный процесс напрямую не описывается. Она является первым шагом для определения поведения модели самолета на указанных режимах в рамках методов вычислительной аэродинамики (Computational Fluid Dynamics, CFD). Более точным было бы численное моделирование в рамках нестационарной постановки для уравнений Рейнольдса. А наиболее обоснованным считается подход на основе вихреразрешающих методов (метода моделирования крупных вихрей или его гибридных модификаций) для более точного разрешения вихревых структур, сходящих с модели самолета на больших углах атаки. Однако эти подходы требуют существенно больших вычислительных ресурсов и поэтому в настоящий момент неприемлемы для параметрических расчетов, которые представлены в работе.

#### Сравнение и анализ результатов в случае без вращения

Результаты экспериментальных исследований содержат интегральные аэродинамические характеристики, выраженные через коэффициенты сил и моментов  $C_x$ ,  $C_y$ ,  $C_z$ ,  $m_x$ ,  $m_y$ ,  $m_z$ . Эти величины не позволяют получить детальное описание физических особенностей течения, которые привели к тем или иным их изменениям. Для прояснения этих особенностей здесь привлекаются результаты численного моделирования.

На рис. 3 приведено сравнение аэродинамических характеристик компоновки, полученных в расчете и в эксперименте без вращения ( $\omega = 0$ ).

Как видно на рис. 3*b*, при  $\alpha = 9^{\circ}$  происходит резкое изменение  $C_y$ , которое сопровождается изменением момента тангажа (рис. 3*f*). Это вызвано тем, что при  $\alpha = 9^{\circ}$  впервые (при данной дискретизации по углу атаки в расчете) появляется отрыв в корневых сечениях крыла, след от которого ниже по потоку попадает на горизонтальное оперение (рис. 4, где показано сечение 2z/L = 0,18, z — координата по размаху крыла). При дальнейшем увеличении угла атаки происходит плавное увеличение  $C_y$ . Следует отметить, что аэродинамические коэффициенты приведены в связанной системе координат,



*Рис. 3.* Зависимости коэффициентов продольной  $C_x(a)$ , нормальной  $C_y(b)$  и поперечной  $C_z(c)$  аэродинамических сил и коэффициентов аэродинамических моментов крена  $m_x(d)$ , рыскания  $m_y(e)$  и тангажа  $m_z(f)$  в связанной системе координат в зависимости от угла атаки  $\alpha(\omega = 0)$ . Эксперимент при Re = 0,16·10<sup>6</sup> (1), расчеты при Re = 0,16·10<sup>6</sup> (2) и 5,5·10<sup>6</sup> (3).



*Рис. 4.* Поле скорости в сечении 2z/L = 0,18 при Re  $= 0,16 \cdot 10^6$ ;  $\alpha = 5^\circ$  (*a*),  $9^\circ$  (*b*).

поэтому при больших  $\alpha \sim 90^{\circ}$  коэффициент  $C_y$  характеризует сопротивление модели, а не несущие свойства.

При малых углах атаки для  $m_z$  наблюдается различие на ~0,2 между расчетом и экспериментом. Это может быть вызвано тем, что расчет проводился для полностью турбулентного пограничного слоя, а эксперимент был проведен со специальным турбулизатором, который на малых углах атаки не приводит к турбулизации пограничного слоя на значительной части модели. Другой возможной причиной расхождений может быть наличие верхней державки в эксперименте, которая входила в модель через верхнюю часть фюзеляжа в районе центроплана (см. рис. 1). При малых углах атаки след от нее может попадать на хвостовое оперение и немного менять его обтекание.

При максимальных углах атаки  $\alpha = 80 - 90^{\circ}$  есть различие в  $C_x$  между расчетом и экспериментом, что, по-видимому, вызвано особенностями эксперимента, где кривая  $C_x(\alpha)$  немонотонная.

Другая важная особенность возникает при бо́льших углах атаки. Начиная с  $\alpha \sim 45^\circ$ , в эксперименте (см. рис. 3c) возникает средняя поперечная сила  $C_z$ , а затем и заметные боковые моменты  $m_x$  (рис. 3d),  $m_y$  (рис. 3e,  $\alpha \sim 60^\circ$ ). Это связано с потерей устойчивости симметричного обтекания и возникновением асимметрии. Следует отметить, что в эксперименте и в расчете при отсутствии вращения асимметрия может развиваться как в одну, так и в другую сторону. Это может быть связано с малыми возмущениями течения в эксперименте, с ошибками округления и т.д. в расчетах. Поэтому знак поперечной силы и соответствующих моментов может быть произвольным (в случае отсутствия вращения). Это надо учитывать при анализе рис. 3.

В расчете поперечная сила  $C_z$  и  $m_y$  четко появляются при  $\alpha = 60^\circ$  ( $m_x$  имеет меньпие значения). При  $\alpha = 70^\circ$  они малы, а при  $\alpha = 80^\circ$  имеют максимум. Следует отметить, что даже при относительно малых углах атаки ( $\alpha \sim 20^\circ$ ), когда течение отрывное и нестационарное, может реализовываться мгновенная асимметрия течения. То есть в заданный момент времени нестационарного обтекания картина будет несимметричной. Однако при этом среднее значение поперечной силы и соответствующих моментов будет равно нулю. И только при  $\alpha > 50^\circ$  наблюдаются существенно ненулевые средние значения поперечной силы и моментов (см. рис. 3c - 3e).



*Рис. 5.* Расчетные предельные линии тока на верхней поверхности модели при Re =  $0.16 \cdot 10^6$  и  $\alpha = 50^\circ$  (*a*),  $60^\circ$  (*b*).

На рис. 5 показаны предельные линии тока на верхней поверхности модели при  $\text{Re} = 0,16 \cdot 10^6$  и углах атаки  $\alpha = 50, 60^\circ$ . Видно, что при  $\alpha = 50^\circ$  обтекание фюзеляжа выглядит симметричным. При  $\alpha = 60^\circ$  формируется несимметричное обтекание носовой части фюзеляжа, которое ниже по потоку ведет к существенно несимметричному обтеканию крыла. Из-за этого образуется ненулевая средняя поперечная сила при  $\alpha > 50^\circ$ . Таким образом, можно заключить, что средние ненулевые значения боковых характеристик обусловлены несимметричным обтеканием носа фюзеляжа.

На рис. З штрихпунктирными линиями приведены значения соответствующих величин при натурных числах Рейнольдса Re =  $5,5\cdot10^6$ . Видно, что все тенденции при увеличении Re сохраняются, никаких дополнительных особенностей не появляется. Однако количественное поведение несколько меняется. В частности, при увеличении числа Рейнольдса развитие отрыва, показанного на рис. 4b, затягивается на более значительные углы атаки  $\alpha > 10^\circ$ , поэтому зависимость  $C_y(\alpha)$  имеет больший линейный участок (см. рис. 3b). Из-за этого наблюдается и различие в  $C_x$  (рис. 3a) и  $m_z$  (рис. 3f) при умеренных углах атаки  $0 < \alpha < 30^\circ$ . По мере увеличения  $\alpha$  расхождение в продольных характеристиках  $C_x$ ,  $C_y$  и  $m_z$  уменьшается, т. е. влияние числа Рейнольдса ослабевает.

Асимметрия для средних значений боковых характеристик с увеличением Re также распространяется на более значительные углы атаки  $\alpha = 70^{\circ}$  (см. рис. 3c - 3e).

В целом можно сказать, что влияние числа Рейнольдса приводит к количественному изменению характеристик, но качественное поведение остается тем же, по крайней мере при углах атаки больше 20°.

# Сравнение и анализ результатов в случае с вращением

На рис. 6 приведено сравнение аэродинамических характеристик  $C_x$ ,  $C_y$ ,  $C_z$ ,  $m_x$ ,  $m_y$ и  $m_z$  компоновки, полученных в расчете и в эксперименте с вращением ( $\omega = 0,09$ ). Здесь представлены экспериментальные результаты при Re =  $0,16 \cdot 10^6$  для двух вариантов вращения (влево и вправо). Кроме того, приведены результаты расчетов для экспериментального числа Рейнольдса Re =  $0,16 \cdot 10^6$  и для натурного Re =  $5,5 \cdot 10^6$ .

Видно, что поведение продольных характеристик  $C_x$ ,  $C_y$  и  $m_z$  для  $\omega = 0,09$ и  $\omega = -0,09$  (рис. 6*a*, 6*b*, 6*f*) качественно такое же, как и в случае отсутствия вращения ( $\omega = 0$ , рис. 3*a*, 3*b*, 3*f*). Количественное расхождение также невелико и составляет менее 4 % максимального значения. То есть вращение слабо влияет на продольные характеристики. Расчет при наличии вращения имеет те же особенности, что и при  $\omega = 0$ , а разница между расчетом и экспериментом при  $\omega = 0,09$  не превышает разницу в случае  $\omega = 0$ .

В то же время из-за наличия вращения боковые характеристики заметно отличаются от случая без вращения. Отклонение средних значений  $C_z$  от нуля начинается при  $\alpha = 15^{\circ}$  (см. рис. 6*c*). При увеличении угла атаки до  $\alpha = 35^{\circ}$  величина  $C_z < 0,02$ , при его дальнейшем возрастании  $C_z$  также увеличивается и продолжает расти до максимальных значений 0,15-0,20 при  $\alpha = 65-75^{\circ}$ . Затем  $C_z$  опять уменьшается до малых значений при  $\alpha = 90^{\circ}$ .



Рис. 6. Зависимости коэффициентов продольной (*a*), нормальной (*b*) и поперечной (*c*) аэродинамических сил  $C_x$ ,  $C_y$ ,  $C_z$  и коэффициентов аэродинамических моментов крена  $m_x$  (*d*), рыскания  $m_y$  (*e*) и тангажа  $m_z$  (*f*) в связанной системе координат в зависимости от угла атаки  $\alpha$ . Эксперимент при Re = 0,16·10<sup>6</sup> с  $\omega$  = 0,09 (*1*),  $\omega$  = -0,09 (2),

расчет при  $\text{Re} = 0,16 \cdot 10^6 (3)$  и 5,5  $\cdot 10^6 (4)$ .

Следует отметить, что здесь максимальная величина  $C_z$  зависит от асимметрии обтекания, вызванного вращением модели, в отличие от случая  $\omega = 0$ , где величина  $C_z$ зависела от асимметрии обтекания, вызванного неустойчивостью симметричного течения (см. рис. 3*c*). Из рис. 3*c*, рис. 6*c* видно, что максимальные величины  $C_z$  для случаев  $\omega = \pm 0,09$  и 0 отличаются в 1,3–2 раза в эксперименте и в ~ 1,5 раза в расчете. Кроме того, при  $\omega = 0,09$  максимальное значение  $C_z$  сдвинуто на  $\Delta \alpha = 10-20^\circ$  в сторону уменьшения угла атаки, т. е. асимметрия из-за вращения начинает влиять на более ранних углах атаки.

Качественное поведение боковых характеристик в расчете такое же, как и в эксперименте. Для поперечной силы  $C_z$  получено не только качественное, но и хорошее количественное согласование результатов расчета с экспериментом. В частности, максимум  $C_z$  в расчете наблюдается при  $\alpha = 70^{\circ}$  при трубном числе Рейнольдса, а в эксперименте — при  $\alpha = 65 - 75^{\circ}$ . Разница в максимальной величине  $C_z$  между расчетом и экспериментом составила около 10 % (для экспериментальной величины взято среднее арифметическое значение для случаев  $\omega = 0,09$  и  $\omega = -0,09$ ).

Величина  $m_x$  была относительно малой в случае  $\omega = 0$ . При наличии вращения появился участок заметного отклонения  $m_x$  (при  $\alpha < 10^\circ$ ) как в расчете, так и в эксперименте. Это связано с тем, что из-за наличия вращения отрыв на одной из консолей начинается раньше (на верхней консоли на рис. 7a есть отрыв), чем на другой (нижняя консоль на рис. 7a имеет безотрывное обтекание). При увеличении  $\alpha$  до  $10^\circ$  (см. рис. 7b) обе консоли имеют отрывное обтекание и величина  $m_x$  уменьшается.

В случае  $\omega = 0$  заметно отклонение  $m_y$  от нуля при  $\alpha > 55^\circ$ . При наличии вращения с  $\omega = 0,09$  такое изменение происходит раньше по углу атаки (при  $\alpha > 45^\circ$ ). Максимум  $m_y$  наблюдается при  $\alpha = 65 - 70^\circ$  в эксперименте и при  $\alpha = 70^\circ$  в расчете, что опять же связано с несимметричным обтеканием носка фюзеляжа, как и в случае  $\omega = 0$ . Вращение вызывает увеличение максимальной величины  $m_y$  более чем в 2 раза в эксперименте и в ~ 1,3 раза в расчете.

В целом расчет величины  $m_y$  повторяет особенности эксперимента, а разница в максимальной величине между расчетом и экспериментом составляет около 6 %.

Влияние числа Рейнольдса оказалось в целом таким же, как в случае  $\omega = 0$ , оно приводит к количественному изменению характеристик, но качественно поведение не меняется, по крайней мере, при углах атаки более 20°.



*Рис.* 7. Расчетные предельные линии тока на верхней поверхности модели при Re =  $0,16 \cdot 10^6$  и  $\alpha = 5^\circ (a), 10^\circ (b)$ .

Таким образом, сопоставление расчетных и экспериментальных результатов, несмотря на грубость численной постановки задачи в рамках стационарных уравнений Рейнольдса, позволяет объяснить физические особенности течения, приводящие к различным изменениям его интегральных характеристик.

#### Заключение

Выполнено экспериментальное и расчетное исследование аэродинамических характеристик типовой модели гражданского самолета на больших углах атаки (от 0 до 90°) при дозвуковых скоростях набегающего потока. Эксперименты выполнены в аэродинамической трубе T-105 ЦАГИ. Расчеты проведены в рамках решения уравнений Рейнольдса в стационарной постановке, что является достаточно грубой моделью для оценки аэродинамических характеристик на больших углах атаки, однако дает качественное описание течения около компоновки.

Выявлены физические особенности течения и их влияние на аэродинамические характеристики модели при очень больших углах атаки, а также на режиме вращения модели с постоянной угловой скоростью.

При  $\alpha = 9^{\circ}$  и трубных числах Рейнольдса для рассмотренной компоновки происходит падение  $C_y$  с резким изменением  $m_z$ , вызванное отрывом в корневых сечениях крыла, след от которого ниже по потоку попадает на горизонтальное оперение.

При отрывном течении на относительно малых углах атаки (до 30°) может реализовываться мгновенная асимметрия течения, при этом средние значения боковых характеристик равны нулю. Начиная с  $\alpha \sim 45^{\circ}$ , возникает средняя поперечная сила  $C_z$ , а затем и боковые моменты  $m_x$ ,  $m_y$ . Это связано с потерей устойчивости симметричного обтекания и возникновением асимметрии из-за несимметричного обтекания носка фюзеляжа, которое ниже по потоку ведет к существенно несимметричному обтеканию крыла.

Продольные характеристики при наличии вращения слабо отличаются от случая без вращения (на ~4 % максимальной величины). Боковые характеристики отличаются более существенно, что связано с асимметрией течения из-за вращения. Максимальные величины  $C_z$  и  $m_y$  увеличились в 1,3–2 раза и сдвинулись в сторону уменьшения угла атаки на 10–20°. Они, как и в случае без вращения, связаны с несимметричным обтеканием носка фюзеляжа.

При наличии вращения появился участок заметного изменения  $m_x$  при  $\alpha < 10^\circ$ . Его возникновение связано с тем, что из-за вращения отрыв на одной из консолей начинается раньше, чем на другой. При увеличении  $\alpha$  до  $10^\circ$  обе консоли имеют отрывное обтекание и величина  $m_x$  уменьшается.

При  $\alpha > 20^{\circ}$  влияние числа Рейнольдса при переходе от экспериментальных условий к натурным приводит к относительно небольшому количественному изменению характеристик, но качественное поведение остается тем же.

#### Список литературы

- 1. Аэродинамика, устойчивость и управляемость сверхзвуковых самолетов / Под ред. Г.С. Бюшгенса. М.: Наука Физматлит, 1998. 816 с.
- **2.** Авиация общего назначения. Рекомендации для конструкторов / Под ред. В.Г. Микеладзе. М.: ЦАГИ, 2001. 299 с.
- 3. Гайфуллин А.М., Судаков Г.Г., Воеводин А.В., Судаков В.Г., Свириденко Ю.Н., Петров А.С. Влияние удлинения фюзеляжа на аэродинамику магистрального самолета на больших углах атаки // Тр. МФТИ. 2014. Т. 6, № 1. С. 101–111.

- 4. Abramov N.B., Goman M.G., Khrabrov A.N., Kolinko K.A. Simple wings unsteady aerodynamics at high angles of attack: experimental and modeling results // AIAA Paper. 1999. No. 99-4013. 11 p.
- 5. Алиева Д.А., Колинько К.А., Храбров А.Н. Гистерезис аэродинамических характеристик профиля NACA 0018 при малых дозвуковых скоростях // Теплофизика и аэромеханика. 2022. Т. 29, № 1. С. 45–59.
- 6. Kahister J. Use of rotary balance and forced oscillation test data in a six degrees of freedom simulation // AIAA Paper. 1982. No. 82-1364. 11 p.
- Murch A.M., Foster J.V. Recent NASA research on aerodynamic modeling of post-stall and spin dynamics of large transport airplanes // AIAA Paper. 2007. No. 2007-0463. 20 p.
- Goman M., Khrabrov A. State-space representation of aerodynamic characteristics of an aircraft at high angles of attack // J. Aircraft. 1994. Vol. 31, No. 5. P. 1109–1115.
- Khrabrov A., Vinogradov Yu., Abramov N. Mathematical modelling of aircraft unsteady aerodynamics at high incidence with account of wing-tail interaction // AIAA Paper. 2004. No. 2004-5278. 12 p.
- Luchtenburg D.M., Rowley C.W., Lohry M.W., Martinelli L., Stengel R.F. Unsteady high-angle-of-attack aerodynamic models of a generic jet transport // J. Aircraft. 2015. Vol. 52, No. 3. P. 890–895.
- 11. Жук А.Н., Колинько К.А., Миатов О.Л., Храбров А.Н. Методика исследования нестационарных аэродинамических характеристик на режимах отрывного обтекания при колебаниях с большими амплитудами. Учен. зап. ЦАГИ. 1996. Т. 27, № 3–4. С. 51–58.
- Menter F.R. Two-equation eddy-viscosity turbulence models for engineering applications // AIAA J. 1994. Vol. 32, No. 8. P. 1598–1605.
- Воеводин А.В., Судаков В.Г. Статический гистерезис аэродинамических характеристик модели самолета на посадочном режиме // Изв. РАН. Механика жидкости и газа. 2018. № 4. С. 68–74.
- 14. Воеводин А.В., Судаков В.Г. Управление обтеканием модели самолета в посадочной конфигурации с помощью аэродинамических гребней // Изв. РАН. Механика жидкости и газа. 2019. № 1. С. 78–85.

Статья поступила в редакцию 22 апреля 2022 г., после доработки — 6 декабря 2022 г., принята к публикации 8 декабря 2022 г.