

УДК 532.526.5: 533.69.048:533.6.011

УПРАВЛЕНИЕ ОБТЕКАНИЕМ МОДЕЛИ САМОЛЕТА В ПОСАДОЧНОЙ КОНФИГУРАЦИИ С ПОМОЩЬЮ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ГРЕБНЕЙ

© 2019 г. А. В. Воеводин^{а,*}, В. Г. Судаков^{а,**}

^аЦентральный аэрогидродинамический институт им. проф. Н.Е. Жуковского,
Жуковский, Московская обл., Россия

* E-mail: vovodina@mail.ru

** E-mail: vit_soudakov@tsagi.ru

Поступила в редакцию 08.05.2018 г.

После доработки 20.06.2018 г.

Принята к публикации 20.06.2018 г.

Представлены результаты расчетных исследований обтекания упрощенной модели компоновки гражданского самолета на посадочном режиме. Численное моделирование выполнено в рамках уравнений Рейнольдса. Исследованы аэродинамические характеристики модели при управлении обтеканием с помощью гребней (вихрегенераторов), установленных на мотогондоле и на фюзеляже. Показано, что одновременная установка двух гребней ведет к заметному увеличению максимальной подъемной силы компоновки, в то время как установка только одного гребня на мотогондоле или фюзеляже ведет лишь к небольшому ее увеличению.

Ключевые слова: численное моделирование, самолет, механизированное крыло, посадочный режим, вихрегенератор

DOI: 10.1134/S056852811901016X

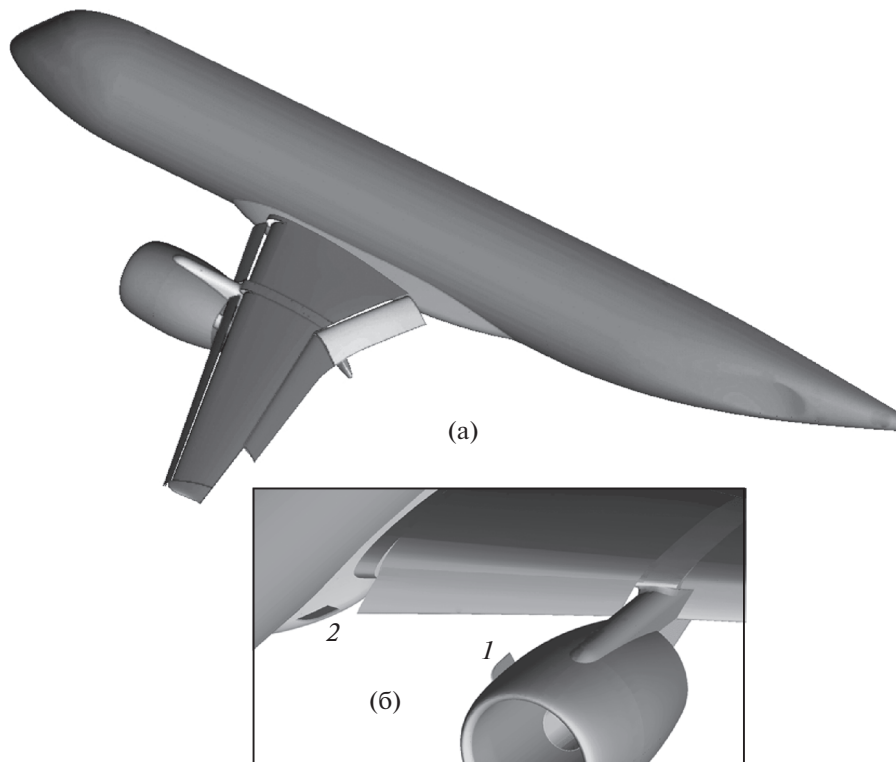
В современной практике на магистральных самолетах часто применяют установку двигателя под крылом (фиг. 1). Размер и положение двигателя обычно таковы, что приводят к необходимости разрыва предкрылка в области пилона. Так как основной причиной ухудшения аэродинамических характеристик компоновки самолета является отрыв потока в какой-либо его части, то область разрыва предкрылка может представлять опасность.

При низких скоростях и больших углах атаки, характерных для взлетно-посадочных режимов, отрыв может происходить от места соединения крыла с фюзеляжем, в области разрыва предкрылка для установки пилон двигателя или на внешней части крыла. Отрывы приводят сначала к замедлению роста подъемной силы при увеличении угла атаки, а затем к падению несущих свойств компоновки. Величина $C_{y_{\max}}$ обозначает максимальный коэффициент подъемной силы.

В целях безопасности полета посадка может осуществляться на режимах с коэффициентом подъемной силы C_{y_a} , который существенно меньше (в полтора раза) по сравнению с величиной $C_{y_{\max}}$. В случае недостатка требуемых величин аэродинамических характеристик необходимо предпринять особые усилия для предотвращения отрыва с целью повышения $C_{y_{\max}}$. Следует отметить, что затягивание отрыва в одной из этих областей (например, в области следа за пилоном) может существенно изменить распределение нагрузок на всем крыле и привести к преждевременному отрыву в других местах. Кроме того, эти явления могут зависеть от числа Рейнольдса.

При конструировании современных самолетов, кроме традиционных методов совершенствования аэродинамических характеристик, таких как проектирование профилей крыла и механизации, большое внимание уделяется методам управления обтеканием, улучшающим местную аэродинамику. Эти способы можно разделить на активные (энергетические) [1, 2] и пассивные (гребни, обтекатели, зализы и т.п.).

Аэродинамический гребень (фиг. 1б) является эффективным способом затянуть отрыв. Вихрь, сошедший с гребня, способствует подводу дополнительной кинетической энергии в область отрыва и тем самым затягивает там отрыв. Интенсивность и траектория этого вихря явля-



Фиг. 1. Геометрия модели; (а) — базовая компоновка с механизированным крылом, (б) — положение гребней на мотогондоле 1 и фюзеляже 2

ются факторами, определяющими эффективность гребня [3]. Изучению влияния таких вихрегенераторов на течения в пограничном слое на пластине и на крыле посвящено достаточно большое число работ, например, [3–5].

В частности, он часто используется на мотогондоле для затягивания отрыва на верхней поверхности крыла на стыке пилона с крылом и в следе за пилоном. Это пассивный метод, он не требует подвода дополнительной энергии во время полета. Поэтому он является относительно дешевым в исполнении. Его недостатком является добавочное сопротивление, вносимое на крейсерском режиме полета. Однако это сопротивление относительно мало, так как гребень устанавливают вдоль линий тока крейсерского режима. В настоящее время использование гребня на мотогондоле можно рассматривать как стандартный способ улучшения несущих свойств для современных самолетов.

Недавние европейские проекты Eurolift I и II [6] были посвящены исследованию влияния мотогондолы, включая установленный со стороны фюзеляжа гребень. С помощью экспериментов в аэродинамических трубах и численного моделирования получены характерные для изучаемого течения аэродинамические характеристики модели самолета. Показано, что гребень приводит к увеличению несущих свойств компоновки и изучено влияние числа Рейнольдса [7].

В работе [8] проведено экспериментальное исследование влияния различных конструктивных элементов на обтекание модели самолета при взлете и посадке. В частности, установка гребня на внешней стороне мотогондолы не дала существенного эффекта. А его установка с внутренней стороны (ближней к фюзеляжу) привела к небольшому увеличению несущих свойств самолета. Также было определено рациональное положение этого гребня. Аналогичный результат получен в работах [9, 10]. Следует отметить, что в этих работах рассматривалась отдельная установка гребня на мотогондоле.

Треугольный гребень на фюзеляже исследовался в [11]. Он устанавливался на фюзеляже в месте сочленения с крылом у его передней кромки под углом -30° относительно хорды крыла. Этот дефлектор-вихрегенератор использовался как элемент предкрылка и радикального влияния на характер срыва на крыле не оказывал. В [12] предложена концепция гребня на фюзеляже, который образует вихрь для повышения несущих свойств компоновки гражданского самолета. Экс-

периментально показано увеличение несущих свойств компоновки при отдельной установке данного гребня. Именно такая геометрия будет рассматриваться ниже.

В данной работе проведено численное исследование обтекания вязким сжимаемым газом трехмерной компоновки самолета, включающей фюзеляж, механизированное крыло, мотогондолу под крылом с пилоном, при малых дозвуковых скоростях набегающего потока. Расчеты выполнены для схематизированной модели гражданского самолета с учетом разрывов предкрылка при полностью турбулентном пограничном слое. Геометрия элементов соответствует компоновке, рассмотренной в [8]. Фюзеляж и механизированное крыло соответствуют элементам, рассмотренным в [13], где найден статический гистерезис для такой модели. В настоящей работе исследовано пассивное управление обтеканием данной компоновки с помощью аэродинамических гребней. Исследуется стандартное расположение гребня на мотогондоле [8], а также на фюзеляже, соответствующее [12]. В [8] и [12] экспериментально исследовано отдельно положение гребня на мотогондоле и отдельно на фюзеляже. В данной работе численно также исследована установка обоих гребней одновременно. Основной целью являются уменьшение отрывов и увеличение несущих свойств. Показано, что такая одновременная установка двух гребней позволяет значительно увеличить критический угол атаки и максимальный коэффициент подъемной силы.

1. ГЕОМЕТРИЯ МОДЕЛИ И ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ

Для расчетов использовалась схематизированная модель самолета (фиг. 1а), которая включает в себя механизированное крыло с двухсекционными предкрылками и двухсекционными однощелевыми закрылками, фюзеляж, пилон, мотогондолу с протоком. Предкрылки выполнены по всему размаху крыла с разрывом по пилону мотогондолы. Геометрия модели соответствует геометрии, исследованной экспериментально в [8]. Механизированное крыло и фюзеляж идентичны рассматриваемым в [13].

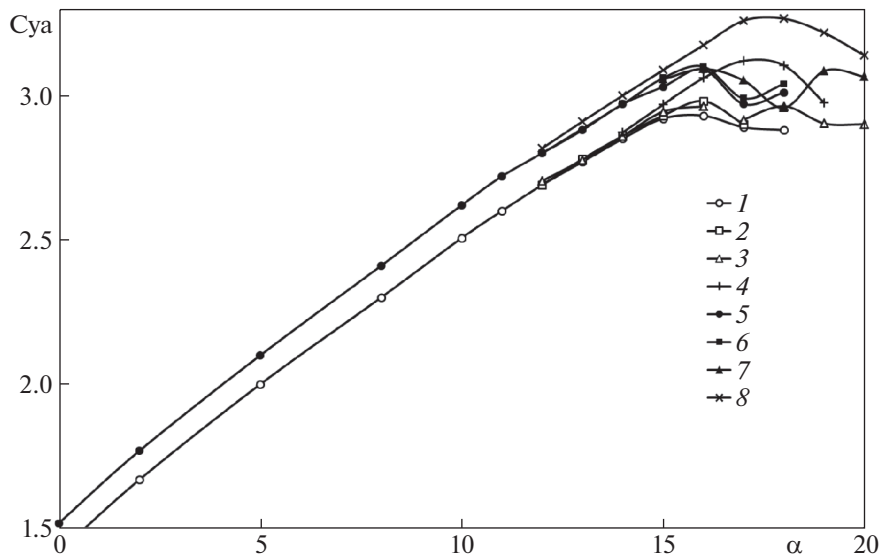
В качестве методов управления обтеканием рассматривались пассивные методы — установка гребней (вихрегенераторов) на мотогондоле и/или на фюзеляже (фиг. 1б). Форма и положение гребня на мотогондоле соответствовали оптимальному, полученному в работе [8]. Форма и положение гребня на фюзеляже соответствовали полученному в работе [12].

Обтекание предполагалось симметричным, поэтому проводился расчет только половины модели. Расчетная область представляет собой параллелепипед, грани которого отдалены от поверхности модели на 20 полуразмахов крыла модели (за исключением плоскости симметрии).

Использовалась многоблочная структурированная сетка, которая позволяет хорошо разрешить поле течения вблизи поверхности летательного аппарата и отследить кривизну поверхности. Сетка содержала около 80×10^6 ячеек. При этом размеры пристеночных ячеек задавались так, чтобы величина Y^+ была порядка единицы для разрешения вязкого подслоя турбулентного пограничного слоя. Вокруг профиля крыла, предкрылков и закрылков расчетная сетка имеет C-топологию, т.е. она позволяет качественно разрешить сход пограничного слоя с задней кромки соответствующего элемента летательного аппарата.

Для сравнения аэродинамических характеристик компоновок с гребнями и без них была построена дополнительная расчетная сетка. Она была получена из вышеописанной сетки путем формального исключения поверхности гребней и добавления на это место новых ячеек. При этом ячейки снаружи гребней не менялись. Такая сетка необходима для детального сравнения похожих компоновок, так как разница в аэродинамических характеристиках может быть невелика.

Численно решалась краевая задача в рамках уравнений Рейнольдса для сжимаемого совершенного газа с двухпараметрической SST (Shear Stress Transport) моделью турбулентности [14] для замыкания системы. Параметры набегающего потока: число Маха $M = 0.2$, число Рейнольдса $Re = 3 \times 10^6$ и 16.3×10^6 . Здесь число Рейнольдса посчитано по длине средней аэродинамической хорды. Первое число Re примерно соответствует режимам испытаний в аэродинамических трубах, а второе — полетным условиям. Пограничный слой считался турбулентным, начиная с передних кромок элементов модели. Зависимость динамического коэффициента вязкости от температуры задавалась законом Сазерленда с константой 110.4 К. Коэффициент ламинарной теплопроводности вычислялся таким образом, чтобы число Прандтля оставалось постоянным 0.72. На поверхности модели использовались условия прилипания и адиабатичности. На левой и нижней гранях расчетной области ставились условия однородного набегающего потока. На



Фиг. 2. Зависимости коэффициента подъемной силы C_{ya} от угла атаки α : $Re = 3 \times 10^6$ (1, 2, 3, 4), 16×10^6 (5, 6, 7, 8), 1, 5 – базовая компоновка, 2, 6 – гребень на мотогондоле, 3, 7 – гребень на фюзеляже, 4, 8 – гребни на мотогондоле и фюзеляже

правой, верхней и боковой грани ставились “мягкие” условия экстраполяции. В плоскости симметрии использовалось условие симметрии. 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. Расчет проводится методом установления. Постановка задачи и численный алгоритм аналогичны описанным в [13].

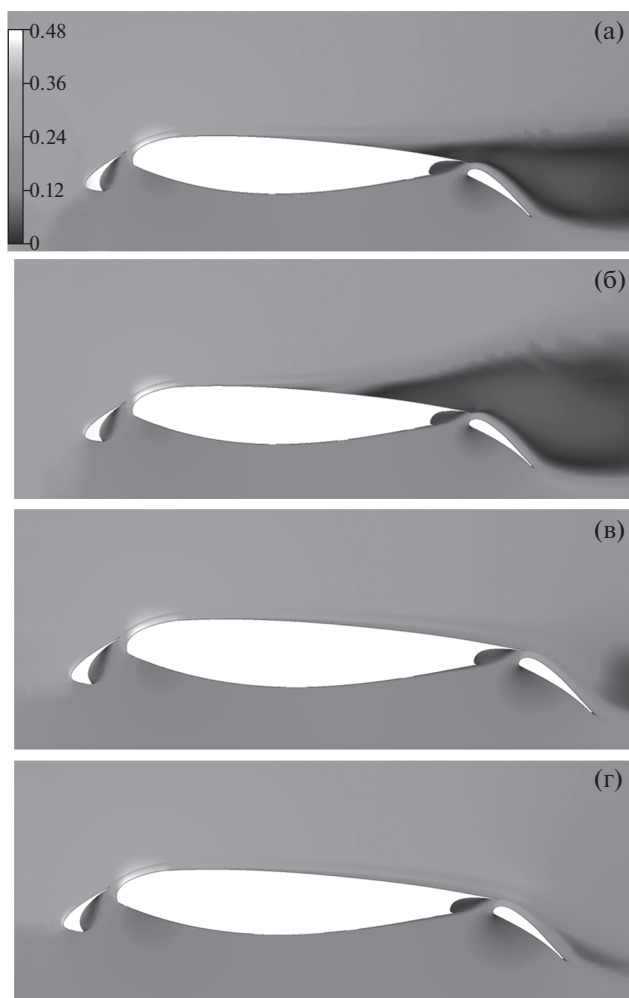
2. РЕЗУЛЬТАТЫ РАСЧЕТОВ

На фиг. 2 показаны зависимости коэффициента подъемной силы C_{ya} от угла атаки α для $Re = 3 \times 10^6$ и 16×10^6 . Рассмотрены четыре конфигурации: базовая конфигурация без управления обтеканием, т.е. без гребней (кривые 1 и 5); конфигурация с гребнем на мотогондоле (кривые 2 и 6); с гребнем на фюзеляже (кривые 3 и 7); с установкой обоих гребней на мотогондоле и фюзеляже одновременно (кривые 4 и 8).

Видно, что на линейном участке $C_{ya}(\alpha)$ при $\alpha < 15^\circ$ кривая 5, соответствующая $Re = 16 \times 10^6$, лежит выше кривой 1, соответствующей $Re = 3 \times 10^6$, на ~ 0.11 . При этом C_{yamax} для $Re = 16 \times 10^6$ выше на 0.16 по сравнению со случаем $Re = 3 \times 10^6$, в обоих случаях это значение реализуется при критическом угле атаки $\alpha_{cr} = 16^\circ$.

На фиг. 3 и фиг. 4 показаны поля числа Маха в сечениях $2z/B = 0.18$ и $2z/B = 0.3$, где z – поперечная координата вдоль размаха крыла, а B – размах крыла. Здесь светлые области соответствуют разгону потока, а темные – торможению потока в отрывных зонах. Фигуры 3а и 4а показывают базовую компоновку без гребней. Видно, что в сечении $2z/B = 0.18$ при $\alpha = 17^\circ$ (фиг. 3а), который соответствует закритическому углу атаки, наблюдается отрыв в задней части основного элемента крыла, который вызывает дефект скорости над поверхностью закрылка. При этом в сечении $2z/B = 0.3$ на фиг. 4а также наблюдается дефект скорости над закрылком. Эти явления приводят к падению несущих свойств компоновки, как видно на фиг. 2 при $\alpha > 16^\circ$. Таким образом, для базовой конфигурации срыв потока, из-за которого происходит падение C_{ya} , возникает на стыке крыла с фюзеляжем. Распределения коэффициента давления C_p в сечениях крыла для $M = 0.2$, $Re = 3 \times 10^6$ и $\alpha = 17^\circ$ показаны на фиг. 5. Кривая 1 соответствует базовому случаю.

В случае установки гребня на мотогондоле с него сходит вихрь, который распространяется над верхней поверхностью крыла. Этот вихрь может несколько менять течение в следе за пилоном. На рассмотренной компоновке в базовом варианте срыв происходит на стыке крыла с фю-



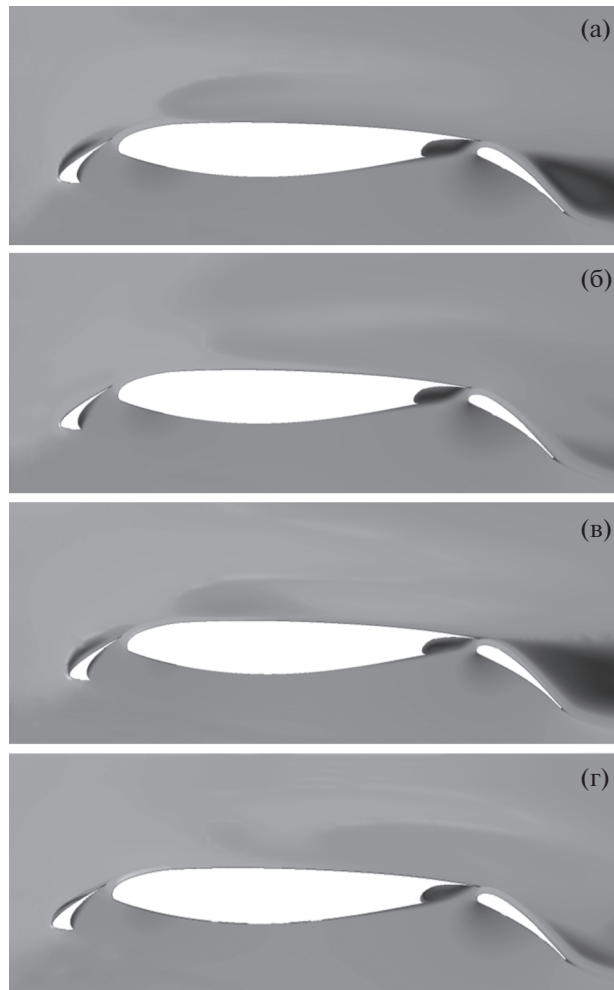
Фиг. 3. Поля чисел Маха в сечении крыла $z = \text{const}$: $M = 0.2$, $Re = 3 \times 10^6$, $\alpha = 17^\circ$, (а) — базовая компоновка, (б) — гребень на мотогондоле, (в) — гребень на фюзеляже, (г) — гребни на мотогондоле и фюзеляже, $2z/B = 0.18$

зеляжем, поэтому вихрь на мотогондоле лишь несколько улучшает обтекание в следе за мотогондолой и пилоном, не влияя на наиболее опасную область около фюзеляжа. Это подтверждается на картинах полей числа Маха на фиг. 3б и фиг. 4б. В частности, на фиг. 3б видно, что отрыв с основного элемента крыла лишь усилился в сечении $2z/B = 0.18$ при $\alpha = 17^\circ$. В то же время на фиг. 4б видно, что дефект скорости над закрылком в сечении $2z/B = 0.3$, которое находится в следе за мотогондолой, при $\alpha = 17^\circ$ практически исчез.

Это также подтверждается распределениями C_p по поверхности крыла на фиг. 5. Как показывает сравнение кривых 1 и 2, установка гребня не приводит к изменению C_p на нижней поверхности. На верхней поверхности давление меняется. Несущие свойства основной части крыла в прифюзеляжных сечениях $2z/B = 0.18$ и $2z/B = 0.25$ ниже в случае наличия гребня на мотогондоле. В сечении $2z/B = 0.3$ несущие свойства основного элемента чуть выше, а также немного повышается подъемная сила закрылка. А в сечении $2z/B = 0.7$ наличие гребня практически не оказывает влияния.

В сумме установка гребня на мотогондоле привела к изменению $C_{y_{\text{мах}}}$ на 0.05 при $Re = 3 \times 10^6$ и на 0.01 при 16×10^6 , что является относительно небольшим результатом особенно при натуральных числах Рейнольдса. Критический угол атаки при этом остался неизменным.

Установка гребня на фюзеляже ведет к подавлению отрыва на стыке крыла с фюзеляжем, но остается дефект скорости над закрылком. Это видно в поле числа Маха на фиг. 3в для сечения $2z/B = 0.18$. При этом в сечении $2z/B = 0.3$ дефект скорости над закрылком, наоборот, несколько усиливается. Из сравнения распределения C_p (фиг. 5) в прифюзеляжном сечении $2z/B = 0.18$ с ба-



Фиг. 4. То же, что на фиг. 3: $2z/B = 0.3$

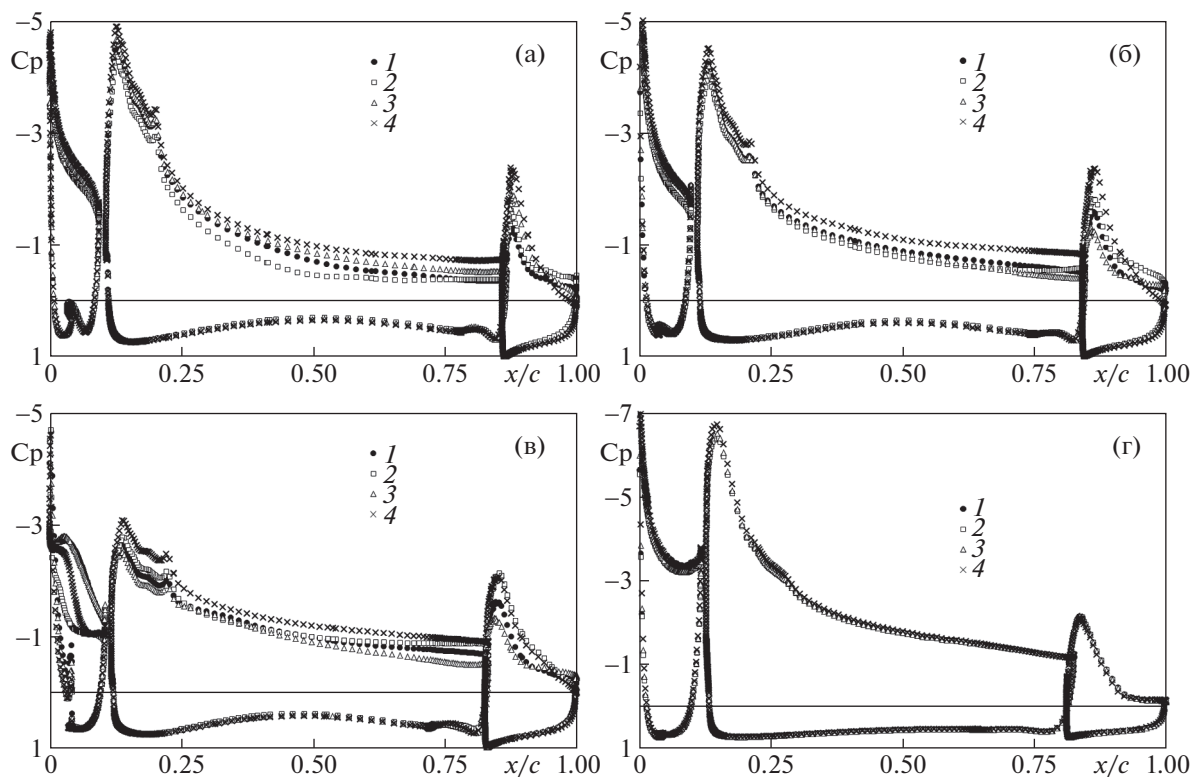
зовой компоновкой видно, что несущие свойства здесь увеличиваются из-за установки гребня на фюзеляже (кривые 3 и 1). Но в сечениях $2z/B = 0.25$ и $2z/B = 0.3$ вдали от фюзеляжа несущие свойства основного крыла и закрылка уменьшаются. В сечении $2z/B = 0.7$ наличие гребня также практически не оказывает влияния.

В результате установка гребня на фюзеляже привела к изменению $C_{y_{\max}}$ на 0.03 при $Re = 3 \times 10^6$ и практически не привела к изменению при $Re = 16 \times 10^6$. Критический угол атаки при этом также остался неизменным.

Таким образом, оба варианта с отдельной установкой гребней при $Re = 3 \times 10^6$ дают относительно небольшое увеличение C_{ya} примерно на 0.03–0.05 (при критическом угле атаки 16°). А при натуральных числах Рейнольдса $Re = 16.3 \times 10^6$ величина $C_{y_{\max}}$ практически не меняется.

Одновременная установка двух гребней (на мотогондоле и фюзеляже) оказывает существенно более благоприятный эффект на обтекание компоновки. Поле чисел Маха на фиг. 3г и фиг. 4г показывает, что и в прифюзеляжном сечении $2z/B = 0.18$ и в следе за мотогондолой устраняются как отрывы на основном крыле, так и практически исчезает дефект скорости над закрылком. Из сравнения C_p на фиг. 5 видно, что во всех рассмотренных сечениях несущие свойства основного крыла и закрылка увеличились. Следует также отметить, что в этом случае C_p на задней кромке закрылка ближе к единице, чем в остальных случаях.

Интегральные характеристики на фиг. 2 показывают, что в случае установки двух гребней величина $C_{y_{\max}}$ увеличилась на 0.19 при $Re = 3 \times 10^6$ и на 0.17 при $Re = 16 \times 10^6$. Кроме того, крити-



Фиг. 5. Распределения коэффициентов давления в различных сечениях крыла: $M = 0.2$, $Re = 3 \times 10^6$, $\alpha = 17^\circ$; $2z/B = 0.18$ (а), 0.25 (б), 0.3 (в), 0.7 (г); 1 – базовая компоновка, 2 – гребень на мотогондоле, 3 – гребень на фюзеляже, 4 – гребни на мотогондоле и фюзеляже

ческий угол атаки увеличился на 1° в первом случае и на 2° во втором соответственно (следует отметить, что расчеты были выполнены с шагом в 1°).

Таким образом, одновременная установка двух гребней устраняет отрыв на стыке крыла с фюзеляжем и одновременно улучшает обтекание в следе за пилоном. Это приводит к заметному увеличению $C_{y_{\max}}$ и увеличению критического угла атаки.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Проведено численное моделирование обтекания упрощенной компоновки самолета с механизированным крылом в посадочной конфигурации, фюзеляжем, мотогондолой и пилоном при числе Маха 0.2 и числе Рейнольдса 3×10^6 и 16×10^6 . Расчеты выполнены в рамках уравнений Рейнольдса. В расчетах моделировались пассивные методы управления обтеканием (гребни на мотогондоле и фюзеляже).

Показано, что в базовой конфигурации срыв потока (и падение несущих свойств компоновки) возникает на стыке крыла с фюзеляжем. Для такой компоновки установка гребня на мотогондоле лишь немного увеличивает максимальный коэффициент подъемной силы, влияя на обтекание в области стыка пилон с крылом. При установке гребня на фюзеляже отрыв на стыке крыла с фюзеляжем подавляется, но ухудшается обтекание верхней поверхности крыла во внешних сечениях. Суммарное увеличение максимального коэффициента подъемной силы составило 0.03–0.05 при установке одного из гребней для $Re = 3 \times 10^6$ и до 0.01 при $Re = 16 \times 10^6$.

Показано, что одновременная установка двух гребней на мотогондоле и на фюзеляже позволяет уменьшить размеры отрывных областей и ведет к заметному увеличению $C_{y_{\max}}$ на ~ 0.17 –0.19, а критический угол атаки при этом увеличивается на 1 – 2° .

Авторы выражают благодарность С.И. Скоморохову за помощь и обсуждение результатов расчетов.

Исследования проведены при финансовой поддержке государства в лице Минобрнауки России (идентификатор проекта RFMEFI62817X0007).

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. *Петров А.В.* Энергетические методы увеличения подъемной силы крыла. М.: Физматлит, 2011. 402 с.
2. *Воеводин А.В., Петров А.С., Петров Д.А., Судаков Г.Г.* Экспериментальные и расчетные исследования характеристик импульсных тепловых актуаторов // Изв. РАН. МЖГ. 2018. № 1. С. 107–120.
3. *Чжен П.* Управление отрывом потока. М.: Мир, 1979. 552 с.
4. *Гарбарук А.В., Спаларт Ф.Р., Стрелец М.Х., Травин А.К., Шур М.Л.* Численное моделирование управления отрывом с помощью механических и струйных вихрегенераторов // Матем. моделирование. 2006. Т. 18. № 3. С. 55–68.
5. *Занин Б.Ю., Козлов В.В., Павленко А.М.* Управление отрывом на модели крыла при малых числах Рейнольдса // Изв. РАН. МЖГ. 2012. № 3. С. 132–140.
6. *Neitzke K.-P., Rudnik R., Schröder A.* Low Speed Validation Tests on Engine / Airframe Integration Within the EC Project EUROLIFT II // AIAA 2005-3704, 2005.
7. *Rudnik R.* Stall behaviour of the EUROLIFT high lift configurations // AIAA Paper 2008-836, 2008.
8. *Брагин Н.Н., Болсуновский А.Л., Бузовера Н.П., Губанова М.А., Скоморохов С.И., Хозяинова Г.В.* Исследования по совершенствованию аэродинамики взлетно-посадочной механизации крыла пассажирского самолета // Уч. зап. ЦАГИ. 2013. Т. 44. № 4. С. 4–14.
9. *Yokokawa Y., Masahiro K., Murayama M., Kato H., Ito T., Yamamoto K.* Investigation of the flow over nacelle/pylon and wing controlled with a vortex generator in high-lift configuration // ICAS Paper 2008-527, 2008.
10. *Zhang W., Chen H., Zhang Y., Fu S., Chen Y., Li Y., Zhou T.* Numerical research of the nacelle strike on civil jet // ICAS Paper 2012-542, 2012.
11. *Ward D.T., Binford R.S.* Design Parameters for Flow Energizers // J. Aircraft. 1985. V. 22. № 6. P. 486–489.
12. *Болсуновский А.Л., Бузовера Н.П., Брагин Н.Н., Губанова М.А., Скоморохов С.И., Чернышев И.Л.* Устройство для повышения несущих свойств летательного аппарата // Патент РФ. 2013. RU2537076 C1. 8 с.
13. *Воеводин А.В., Судаков В.Г.* Статический гистерезис аэродинамических характеристик модели самолета на посадочном режиме // Изв. РАН. МЖГ. 2018. № 4. С. 68–74.
14. *Menter F.R.* Two-Equation Eddy-Viscosity Turbulence Models for Engineering Applications // AIAA J. 1994. V. 32. № 8. P. 1598–1605.