

УДК 533.694.72: 532.526.5

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ВЫДУВА ЛОКАЛЬНЫХ СТРУЙ ДЛЯ УПРАВЛЕНИЯ ОБТЕКАНИЕМ КРЫЛА МАГИСТРАЛЬНОГО САМОЛЕТА

© 2022 г. Е. Е. Ворожбит^а, А. В. Петров^а, В. Г. Судаков^{а,*}

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

*E-mail: vit_soudakov@tsagi.ru

Поступила в редакцию 14.03.2022 г.

После доработки 15.06.2022 г.

Принята к публикации 21.06.2022 г.

Представлены результаты экспериментальных исследований выдува струй для ослабления или подавления локальных отрывов потока с верхней поверхности модели механизированного крыла магистрального самолета при больших углах атаки в дозвуковой аэродинамической трубе Т-104 ЦАГИ с целью улучшения аэродинамических характеристик на режиме посадки. Выдув струй малой интенсивности осуществлялся из щелевых сопел на передних кромках крыла в областях его сочленения с фюзеляжем и с пилоном мотогондолы двигателя. Дано сравнение результатов, полученных для базовой конфигурации модели самолета без выдува струй и конфигураций с выдувом струй под различными углами к верхней поверхности крыла. Показано, что при всех исследованных вариантах увеличение интенсивности выдува струй приводит к практически монотонному повышению несущих свойств модели во всем диапазоне углов атаки. При одинаковых коэффициентах импульса наиболее эффективным является выдув струй в области сочленения крыла с фюзеляжем.

Ключевые слова: крыло гражданского самолета, активное управление потоком, эксперимент, посадочный режим, струя

DOI: 10.31857/S0568528122100103

При малых скоростях и больших углах атаки на механизированном крыле магистрального самолета возникают отрывы потока, приводящие к значительному падению коэффициента подъемной силы. Наиболее подверженными к отрыву потока являются области сочленения стреловидного крыла с фюзеляжем и с пилоном мотогондолы двигателя, а также концевая часть крыла. Изучение указанных отрывов потока и способы их предотвращения являются важными задачами аэродинамики самолетов.

Кроме того, в целях безопасности полета посадка может осуществляться на режимах с коэффициентом подъемной силы C_{ya} , который существенно меньше (более чем в полтора раза) по сравнению с его максимальной величиной C_{yamax} . Для обеспечения требуемых величин аэродинамических характеристик необходимо предпринять особые мероприятия для предотвращения отрыва с целью повышения C_{yamax} .

Одним из способов борьбы с отрывами, которые могут возникнуть на верхней поверхности крыла самолета, является управление обтеканием. Цель управления обтеканием заключается в том, чтобы повлиять на течение таким образом, чтобы уменьшить неблагоприятные явления отрыва или полностью ликвидировать их. Методы управления потоком подразделяются на пассивные и активные (или энергетические) [1–3].

В качестве пассивных методов чаще всего выступают механические вихрегенераторы [1, 4]. В [5] численно изучена модель гражданского самолета с аэродинамическими гребнями на мотогондоле и фюзеляже. Показано, что одновременная установка двух гребней позволила уменьшить размеры отрывных областей и увеличить C_{yamax} на 5.8%. Недостатком такого метода является добавочное сопротивление, вносимое вихрегенераторами на крейсерском режиме полета, когда отрывы потока отсутствуют.

Активные, в частности струйные, методы имеют значительные перспективы и могут позволить достичь большего улучшения аэродинамических характеристик за счет варьирования интенсивности выдува. В [2] изучены разнообразные струйные методы управления обтеканием самолетов для улучшения аэродинамических характеристик. В отличие от пассивных методов они не ухудшают обтекание на нерасчетных режимах, т.к. могут быть отключены. Их недостатком является необходимость подвода сжатого воздуха для реализации.

В [6] численно исследована эффективность выдува струи с большим расходом воздуха на стыке фюзеляжа с крылом модели гражданского самолета на посадочном режиме, что повысило критический угол атаки и максимальный коэффициент подъемной силы.

В рамках европейского проекта AFlLoNext (Active Flow – Loads & Noise control on next generation wing) проведены численные расчеты [7, 8] влияния постоянного и периодического выдува струи на течение вблизи стыка пилона с крылом на модели отсека механизированного крыла с установленной мотогондолой двигателя со сверхвысокой степенью двухконтурности. Показано, что с помощью выдува локальной струи можно ослабить или подавить отрыв в этой области. Экспериментальное исследование этой конфигурации в аэродинамической трубе Т-101 ЦАГИ [9] на крупномасштабной модели с выдувом пульсирующей струи на стыке пилона с крылом показало, что коэффициент подъемной силы модели увеличивается примерно на 2%.

В рамках проекта Inaflowt (Innovative actuation concepts for Engine/Pylon/Wing separation flow control – Design, Build and Wind Tunnel Test) проведено экспериментальное исследование [10] маломасштабной модели такого же отсека механизированного крыла. Управление обтеканием осуществлялось с помощью актуатора с постоянным отсосом и пульсирующей струей. В результате удалось добиться прироста $C_{y_{\max}}$ на 2.5–3%. Сравнение результатов испытаний маломасштабной и крупномасштабной базовой модели [11] показало, что влияние числа Рейнольдса на эффективность системы является незначительным.

В [12] численно исследована эффективность выдува постоянной и пульсирующей струи на стыке пилона с крылом уже на полной компоновке магистрального самолета. Показано, что при выдуве отрыв потока значительно уменьшается, критический угол атаки возрастает на 1–2°, а $C_{y_{\max}}$ увеличивается на 1–3%. В [13] указано, что экспериментально получен выигрыш в величине $C_{y_{\max}}$ при выдуве струи на стыке пилона с крылом на маломасштабной модели. Дальнейшие эксперименты [14] показали, что для модели самолета повышение $C_{y_{\max}}$ может составить приблизительно 2% при небольших числах Рейнольдса.

В данной работе проведено экспериментальное исследование активного метода управления потоком для устранения локального отрывного течения, возникающего при малых скоростях и больших углах атаки, на крыле крупномасштабной модели магистрального самолета в посадочной конфигурации. Рассмотрены несколько вариантов выдува струй: выдув под углом к поверхности в области стыка фюзеляжа с крылом; выдув струи под углом и тангенциально к поверхности в области стыка пилона с крылом, с целью подавления отрыва потока в следе за пилоном; комбинированный выдув в областях сочленения пилона с крылом и крыла с фюзеляжем.

ОПИСАНИЕ МОДЕЛИ И ЭКСПЕРИМЕНТА

Экспериментальные исследования эффективности выдува струй малой интенсивности из щелевых сопел на стыках крыла с пилоном мотогондолы и с фюзеляжем выполнены на схематизированной модели магистрального самолета в посадочной конфигурации в дозвуковой аэродинамической трубе (АДТ) с открытой рабочей частью Т-104 ЦАГИ и соплом диаметром 7 м (рис. 1). Число Маха набегающего потока $M = 0.16$. Статическое давление соответствовало давлению атмосферному, а температура – температуре окружающей среды $T = 287$ К; число Рейнольдса, посчитанное по параметрам набегающего потока и средней аэродинамической хорде b_a (САХ) крыла, равно $Re = 1.6 \times 10^6$.

Модель была установлена на подфюзеляжной стойке при наличии экрана, моделирующего взлетно-посадочную полосу. Она находилась на расстоянии $2b_a$ от экрана относительно задней кромки крыла в месте расположения САХ. Модель включала в себя механизированное крыло с двухсекционными предкрылками, отклоненными на угол $\delta_{\text{пр}} = 24/28^\circ$ (внутренняя/внешняя секция), и двухсекционными однощелевыми закрылками с углами отклонения $\delta_3 = 36/32^\circ$ (внутренняя/внешняя секция), фюзеляж, пилон с проточной мотогондолой, вертикальное и горизонтальное оперение. Предкрылки выполнены по всему размаху крыла с разрывом по пилоному мото-



Рис. 1. Модель магистрального самолета в трубе Т-104.

гондолы. Геометрия модели близка к геометрии, исследованной экспериментально в [15]. Механизированное крыло и фюзеляж идентичны рассматриваемым в [5, 6, 16].

Ламинарно-турбулентный переход на модели не фиксировался. Для измерения аэродинамических нагрузок, действующих на модель, использовались внутримодельные шестикомпонентные тензометрические весы. Их приведенная среднеквадратичная погрешность менее 0.1%. Испытания модели выполнены в диапазоне углов атаки $\alpha = 0-15^\circ$, включающем критический угол атаки $\alpha_{\text{крит}}$, на котором реализуется максимальный коэффициент подъемной силы $C_{y\text{max}}$.

Предварительные расчеты данной компоновки самолета, выполненные путем решения осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье–Стокса, выявили особенности обтекания крыла [5]. В частности, расчеты при числе $Re = 3 \times 10^6$ и критическом угле атаки выявили наличие основного отрыва потока в области стыка крыла с фюзеляжем и небольшого отрыва в следе за пилоном.

Поэтому подавление отрывов потока на механизированном крыле с помощью выдува струй осуществлялось в двух местах: на стыке пилон с крылом и на стыке фюзеляжа с крылом (на рис. 2 представлена схема выдува, вид сверху).

Всего исследовано четыре варианта выдува струй.

A – выдув струи из щелевого сопла с относительной высотой $h/b_a = 0.07\%$ и длиной вдоль размаха крыла $z/b_a = 7.8\%$ на стыке фюзеляжа с крылом под номинальным углом $\gamma = 29.5^\circ$ к горизонтальной плоскости крыла (рис. 3а);

B – выдув струи из щелевого сопла с относительной высотой $h/b_a = 0.09\%$ и длиной вдоль размаха $z/b_a = 20.9\%$ на стыке пилон мотогондолы с крылом под номинальным углом $\gamma = 22.6^\circ$ к горизонтальной плоскости крыла (рис. 3б);

B – тангенциальный выдув струи на стыке пилон мотогондолы с крылом из щелевого сопла с относительной высотой $h/b_a = 0.05\%$ и длиной вдоль размаха $z/b_a = 20.9\%$ (рис. 3в);

Г – комбинированный выдув на стыке фюзеляжа с крылом и на стыке пилон с крылом под углом к поверхности, объединяющий типы *A* и *B*.

В вариантах *A* и *B* выдув осуществлялся под заданными, относительно небольшими, углами к поверхности. Такой выдув технически реализовать проще, чем выдув тангенциальной струи, так как в этом случае проще организовать стык щелевого сопла с поверхностью крыла.

Вариант *Г* соответствует одновременному выдуву струй в обеих критических областях, подверженных отрыву. Как указано выше, в [5] численно было показано, что одновременное управление обтеканием в этих областях приводит к большему приращению подъемной силы, чем подавление отрыва в одной из них. С целью воздействия на обтекание крыла в [5] использованы пассивные средства – аэродинамические гребни (вихрегенераторы).

Площадь щелевого сопла для выдува тангенциальной струи на стыке пилон с крылом в 1.9 раза больше площади сопла на стыке фюзеляжа с крылом, а площадь сопла на стыке пилон с крылом для выдува струи под углом – в 3.4 раза больше.

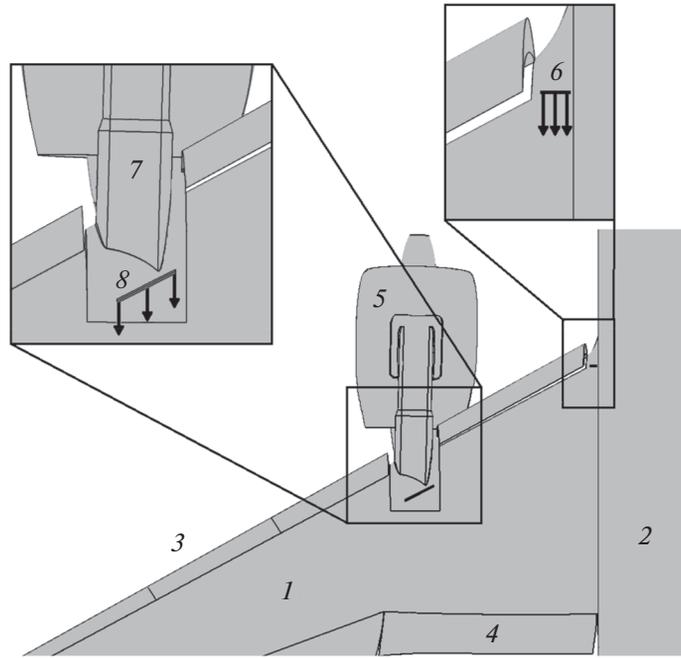


Рис. 2. Схема расположения щелевых сопел для выдува струй на стыках пилона с крылом и фюзеляжа с крылом: 1 – механизированное крыло, 2 – фюзеляж, 3 – предкрылок, 4 – закрылок, 5 – мотогондола, 6 – выдув струи на стыке фюзеляжа с крылом, 7 – пилон, 8 – выдув струи на стыке пилона с крылом.

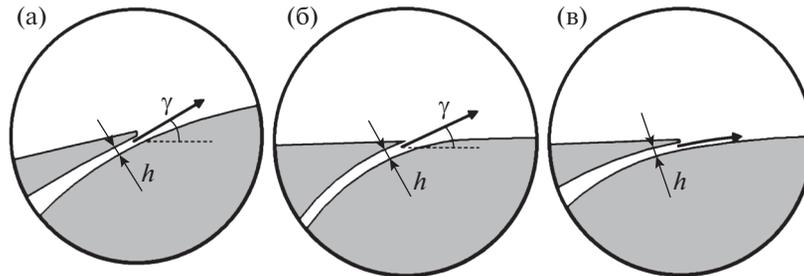


Рис. 3. Схема выдува на стыках фюзеляжа с крылом (а – под углом) и пилона с крылом (б – под углом, в – тангенциально).

Подвод сжатого воздуха к щелевым соплам осуществлялся через профилированную стойку в нижней части фюзеляжа (см. рис. 1) и затем через внутренние каналы левой и правой консоли крыла. Внутри крыла в полости для подвода сжатого воздуха был установлен приемник полного давления. Также приемник полного давления был в щелевом сопле на стыке фюзеляжа с крылом, а в щелевых соплах на стыке пилона с крылом – приемники полного и статического давления. Кроме того, измерялась температура струи. Интенсивность струи варьировалась с помощью изменения ее полного давления в диапазоне: $P_{0jet} = 2.5-4.5$ атм.

Массовый расход струи \dot{m} , скорость истечения V_{jet} и коэффициент импульса C_m струи рассчитывались согласно [2]

$$\dot{m} = S_{jet} P_{0jet} \sqrt{\frac{\kappa}{RT_{0jet}} \left(\frac{2}{\kappa + 1} \right)^{\frac{\kappa+1}{\kappa-1}}}$$

$$V_{jet} = \sqrt{2RT_{0jet} \left(\frac{\kappa}{\kappa-1} \right) \left(1 - \left(\frac{P_{\infty}}{P_{0jet}} \right)^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} \right)}$$

$$C_{\mu} = \frac{\dot{m} \cdot V_{jet}}{S \cdot q_{\infty}}$$

где $\kappa = 1.4$ – отношение удельных теплоемкостей, $R = 287$ Дж/(кг·К) – газовая постоянная, T_{0jet} – полная температура в струе, P_{0jet} – полное давление в струе, P_{∞} – статическое давление набегающего потока, S_{jet} – площадь щели, S – характерная площадь крыла, q_{∞} – скоростной напор набегающего потока воздуха. Представленные значения физических величин соответствуют выдуву струй на обеих консолях крыла.

В [1] указано, что выдув тонкой струи вблизи стенки может служить эффективным средством управления отрывом потока. Так как поток газа теряет импульс под влиянием вязкости и неблагоприятного градиента давления, действующих на его пути вблизи стенки, то выдув продольной струи в данной области увеличивает количество движения газа. Струя смешивается с потоком газа в пограничном слое и таким образом увеличивает импульс этого потока, что затягивает или предотвращает отрыв. В [1] также указано, что основным критерием подобия в этом случае обычно является C_{μ} .

РЕЗУЛЬТАТЫ ИСПЫТАНИЙ

Все зависимости коэффициента подъемной силы для компоновок с выдувом струй приведены с исключением реакции струй. Они получены по оценочной формуле

$$C_{ya} = \frac{Y_{abal} - Y_{ajet} \cos(\alpha - \alpha_0)}{q_{\infty} S}$$

где Y_{abal} – измеренная аэродинамическими весами величина подъемной силы компоновки с выдувом струй при наличии набегающего потока; Y_{ajet} – измеренная весами величина подъемной силы компоновки при нулевой скорости набегающего потока для определенного угла атаки α_0 .

Для данной оценки проводились отдельные измерения составляющей реакции струи Y_{ajet} для каждого варианта струй при единственном угле атаки α_0 при нулевой скорости набегающего потока в аэродинамической трубе. Следует отметить, что здесь не учтено произведение X -составляющей реакции струи на $\sin(\alpha - \alpha_0)$ из-за его малости.

Зависимости коэффициента подъемной силы C_{ya} и приращения коэффициента подъемной силы ΔC_{ya} по отношению к базовой компоновке от угла атаки α представлены на рис. 4. Кривая 1 соответствует базовой компоновке, а кривые 2–5 на обоих графиках соответствуют конфигурации с выдувом струи различной интенсивности из щелевого сопла, расположенного вблизи передней кромки крыла в области его сочленения с фюзеляжем под углом $\gamma = 29.5^\circ$ к горизонтальной плоскости (вариант А).

Как следует из приведенных на рис. 4а зависимостей $C_{ya}(\alpha)$, увеличение интенсивности выдува струи приводит к повышению подъемной силы крыла во всем исследованном диапазоне углов атаки. Это свидетельствует о том, что выдув из передней кромки крыла улучшает обтекание не только его верхней поверхности, но также и корневой части отклоненных закрылков. При максимальной интенсивности выдува струи с коэффициентом импульса $C_{\mu} = 0.003$ (кривая 5 на рис. 4) коэффициент подъемной силы при малых углах атаки возрастает на $\Delta C_{ya} = 0.05$, а максимальный коэффициент подъемной силы $\Delta C_{ya_{max}}$ возрастает на 2.8% по сравнению с базовой компоновкой.

Величина критического угла атаки $\alpha_{крит}$, соответствующего значению $C_{ya_{max}}$, практически не изменяется при увеличении интенсивности выдува.

На рис. 5–7 приведены зависимости приращений коэффициента подъемной силы ΔC_{ya} модели самолета от угла атаки по отношению к базовой компоновке для рассмотренных вариантов выдува струи.

При выдуве струи под углом $\gamma = 22.6^\circ$ к горизонтальной плоскости крыла на стыке пилона с крылом (вариант Б) происходит повышение подъемной силы в широком диапазоне углов атаки,

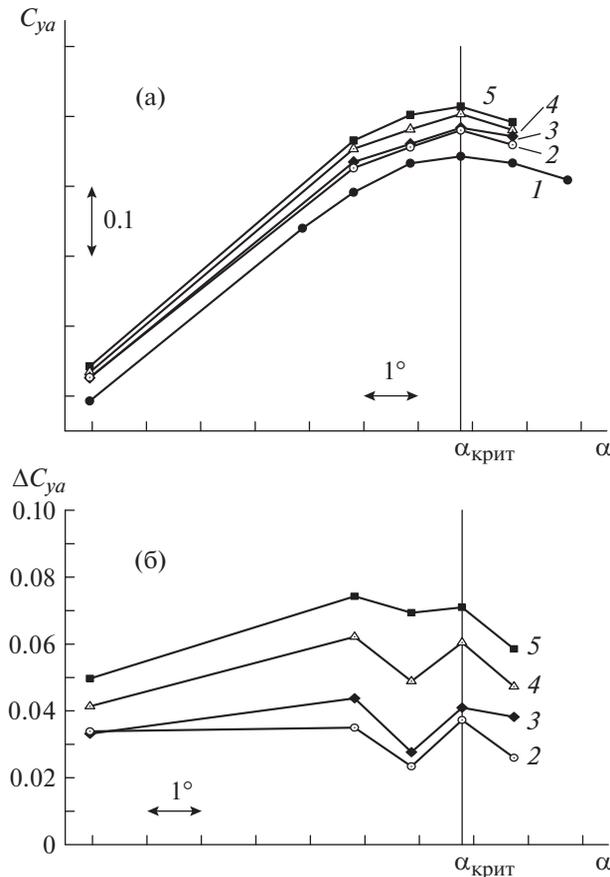


Рис. 4. Зависимости коэффициента подъемной силы (а) и приращения коэффициента подъемной силы (б) от угла атаки при выдуве струи на стыке крыла с фюзеляжем под углом $\gamma = 29.5^\circ$ к поверхности (вариант А): 1 – базовая конфигурация без выдува, 2 – коэффициент импульса струи $C_{\mu} = 0.0014$, 3 – 0.0018, 4 – 0.0021, 5 – 0.0030.

однако величина приращения коэффициента максимальной подъемной силы значительно снижается при критическом угле атаки (см. рис. 5).

При совместном выдуве струй под углом к поверхности крыла в областях сочленения крыла с фюзеляжем и мотогондолой двигателя (вариант Г) существенно возрастают величины приращений коэффициента подъемной силы вследствие увеличения суммарного коэффициента импульса струй (см. рис. 6).

На данной компоновке крыла присутствуют два наиболее существенных отрыва [5]: на стыке крыла с фюзеляжем и в следе за пилоном. Именно поэтому в этих областях осуществляется управление обтеканием с помощью выдува струи. При подавлении одного отрыва несущие свойства повышаются, однако второй отрыв относительно быстро приводит к деградации аэродинамических характеристик. Использование одновременного выдува струй в обеих критических областях ведет к затягиванию или подавлению обоих отрывов. Это позволяет существенно улучшить несущие свойства. Такой эффект аналогичен результату, полученному в [5], где одновременное использование вихрегенераторов в этих областях также привело к максимальному увеличению несущих свойств.

Применение тангенциального выдува струи в области стыка крыла с пилоном мотогондолы приводит к сравнительно равномерному приращению коэффициента подъемной силы в исследованном диапазоне углов атаки (см. рис. 7).

При всех рассмотренных вариантах критический угол атаки (при выбранной дискретизации) не увеличивается, независимо от местоположения щелевого сопла и интенсивности выдува.

На рис. 8 дано сравнение зависимостей приращений коэффициента подъемной силы $\Delta C_{ya av}$, осредненных по всему исследованному диапазону углов атаки, для различных вариантов выдува,

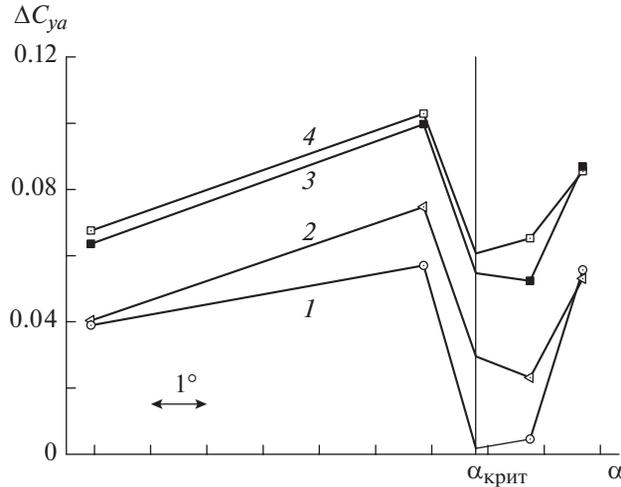


Рис. 5. Зависимости приращения коэффициента подъемной силы от угла атаки при выдуве струи на стыке пилона с крылом под углом $\gamma = 22.6^\circ$ к поверхности (вариант Б): 1 – $C_\mu = 0.005$, 2 – 0.008, 3 – 0.010, 4 – 0.011.

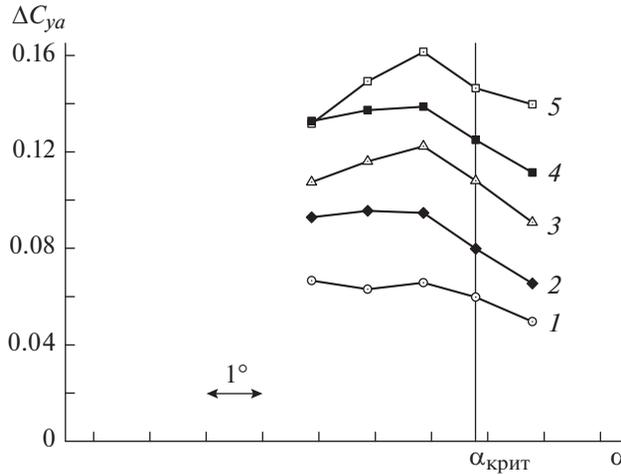


Рис. 6. Зависимости приращения коэффициента подъемной силы от угла атаки при комбинированном выдуве струи под углом к поверхности крыла в областях его сочленения с пилоном и фюзеляжем (вариант Г): 1 – $C_\mu = 0.0067$, 2 – 0.0085, 3 – 0.0104, 4 – 0.012, 5 – 0.014.

от располагаемого коэффициента импульса выдуваемых струй. Согласно приведенным данным, выдув струи на стыке фюзеляжа с крылом (вариант А) для данной компоновки более эффективен, чем выдув на стыке пилона с крылом (вариант Б). Для получения одинаковой величины приращения коэффициента подъемной силы $\Delta C_{ya\ av} \approx 0.06$ при выдуве на стыке фюзеляжа с крылом требуется величина коэффициента импульса струи $C_\mu \approx 0.0027$, которая более чем в три раза меньше потребной величины $C_\mu \approx 0.0092$ при выдуве в области сочленения крыла с пилоном двигателя. Совместный выдув струй в местах сопряжения крыла с фюзеляжем и с пилоном двигателя (вариант Г) позволяет получить наибольшую величину приращения коэффициента подъемной силы $\Delta C_{ya\ av} \approx 0.146$ за счет большого суммарного коэффициента импульса струй $C_\mu \approx 0.014$. Однако эффективность этого комбинированного варианта выдува, которая определяется величиной отношения $\Delta C_{ya\ av}/C_\mu \approx 10$, более чем в два раза меньше, чем при выдуве струи только в области фюзеляжа ($\Delta C_{ya\ av}/C_\mu \approx 22$). Это обусловлено тем, что основной отрыв на данной компоновке реализуется в области стыка крыла с фюзеляжем, а также меньшей площадью сопла в этой области.

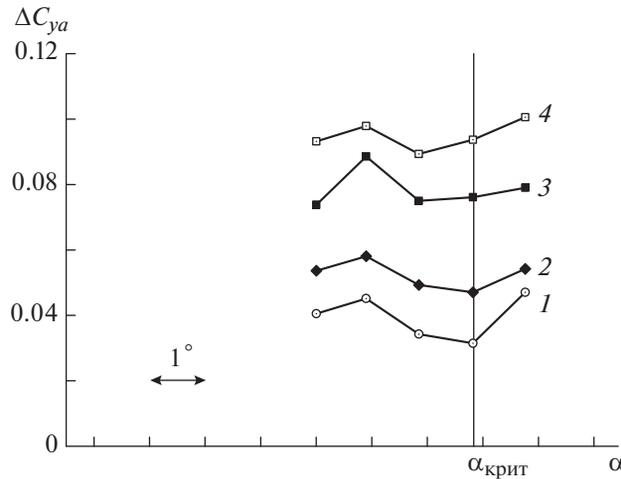


Рис. 7. Зависимости приращения коэффициента подъемной силы от угла атаки при тангенциальном выдуве струи на стыке пилона с крылом (вариант *B*): 1 – $C_{\mu} = 0.0038$, 2 – 0.0050 , 3 – 0.0072 , 4 – 0.0081 .

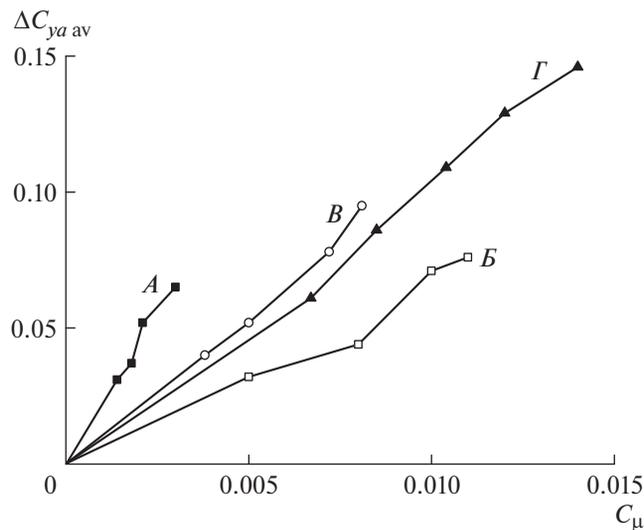


Рис. 8. Зависимости средних приращений коэффициента подъемной силы от коэффициента импульса C_{μ} для вариантов выдува струй: *A* – выдув на стыке фюзеляжа с крылом под углом к поверхности, *B* – выдув на стыке пилона с крылом под углом к поверхности, *B* – тангенциальный выдув на стыке пилона с крылом, *G* – комбинированный выдув вариантов *A* и *B*.

Тангенциальный выдув струи из щелевого сопла (по касательной к верхней поверхности крыла) в месте стыка крыла с пилоном мотогондолы (вариант *B*) позволяет получить значительно большие величины приращений коэффициента подъемной силы, чем при выдуве струи под углом к поверхности крыла в этой области (вариант *B*). Тангенциальный выдув в месте сочленения крыла с пилоном также более эффективен, чем совместный выдув струй под углами к поверхности крыла в областях его сочленения с фюзеляжем и пилоном (вариант *G*).

Следует отметить, что выдув тангенциальной струи осуществлялся из щелевого сопла меньшей площади (примерно в 1.7 раза), что ведет к большей скорости истечения V_{jet} в $\sim 1.1-1.15$ раза при одинаковом C_{μ} . Однако меньшая эффективность наклонной струи по сравнению с тангенциальной, по-видимому, вызвана тем, что часть ее импульса и расхода при выдуве под углом к поверхности не попадает в пограничный слой и не используется для подавления отрыва. А в случае выдува тангенциальной струи весь ее импульс и расход используются для подавления отрыва. Однако при этом у тангенциальной струи повышаются потери на трение о поверхность. Тем не менее игра этих двух факторов привела к большей эффективности тангенциальной струи.

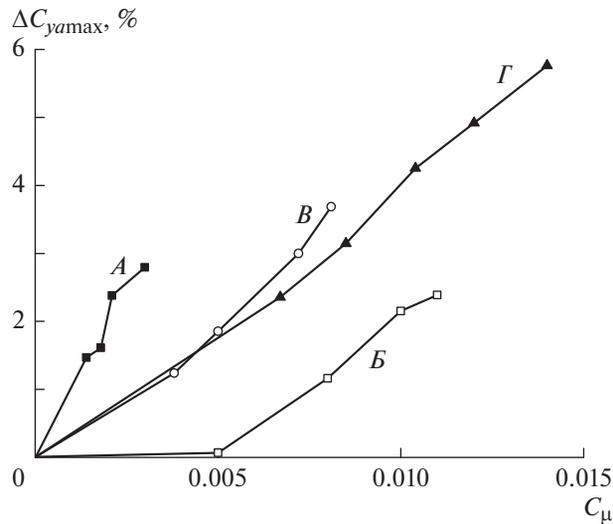


Рис. 9. Зависимости приращений коэффициента максимальной подъемной силы при выдуве струй: *A* – выдув на стыке фюзеляжа с крылом под углом к поверхности, *B* – выдув на стыке пилона с крылом под углом к поверхности, *B* – тангенциальный выдув на стыке пилона с крылом, *Г* – комбинированный выдув вариантов *A* и *B*.

На рис. 9 представлены зависимости приращения максимального коэффициента подъемной силы $\Delta C_{y_{max}}$ модели самолета от коэффициента импульса струй для различных вариантов выдува.

Приведенные зависимости $\Delta C_{y_{max}}(C_{\mu})$ подтверждают выводы, сделанные на основе данных, представленных на рис. 8. Наиболее эффективным является выдув струи в области сочленения крыла с фюзеляжем (вариант *A*). Увеличение коэффициента импульса струи в исследованном диапазоне его изменения ($C_{\mu} \leq 0.003$) приводит к практически линейному приращению коэффициента максимальной подъемной силы, которое составляет до 2.8% от величины $C_{y_{max}}$ базовой компоновки самолета. Выдув струи с такой же интенсивностью в области стыка крыла с пилоном мотогондолы практически не оказывает влияния на величину $C_{y_{max}}$. Приблизительно такой же уровень относительного приращения максимальной величины коэффициента подъемной силы при использовании этого варианта достигается лишь при выдуве струи сравнительно большой интенсивности $C_{\mu} \approx 0.012$ (если экстраполировать экспериментальные данные).

Наибольшие приращения коэффициента максимальной подъемной силы обеспечиваются при совместном выдуве струй под углом к поверхности крыла в области сочленения крыла с фюзеляжем и с пилоном двигателя (5.8% при $C_{\mu} \approx 0.014$), а также при тангенциальном выдуве струи только в области стыка крыла с пилоном (3.7% при $C_{\mu} \approx 0.008$).

Сравнение тангенциального и наклонного выдува в области стыка пилона с крылом (вариант *B* и *B* на рис. 9) показывает, что для достижения одинакового $\Delta C_{y_{max}}$ наклонный выдув требует C_{μ} на ~ 0.005 больше, чем тангенциальный.

Высокая эффективность тангенциального выдува струи даже в области локального отрыва свидетельствует о возможности существенного повышения несущих свойств крыла за счет комбинированного его применения как в области сочленения крыла с фюзеляжем, так и с пилоном мотогондолы двигателя.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Проведены экспериментальные исследования влияния локального выдува струй малой интенсивности из щелевых сопел на несущие свойства крыла с отклоненной взлетно-посадочной механизацией на модели магистрального самолета в аэродинамической трубе Т-104 ЦАГИ при числах Маха набегающего потока $M = 0.16$ и Рейнольдса $Re = 1.6 \times 10^6$.

Показано, что выдув струи из сопла под углом к передней части поверхности крыла в области его сочленения с фюзеляжем приводит к практически монотонному повышению несущих

свойств модели самолета с увеличением коэффициента импульса струи. Этот вариант выдува обеспечивает большее приращение подъемной силы при наименьших затратах сжатого воздуха, чем выдув струй в области стыка крыла с пилоном мотогондолы двигателя.

Сравнительный анализ эффективности выдува струй по касательной к поверхности крыла (тангенциальный выдув) и под углом к ней в области сочленения крыла с пилоном показал, что для достижения одинакового выигрыша в максимальной подъемной силе при использовании тангенциального выдува струи требуется C_{μ} приблизительно на 0.005 меньше, чем при выдуве струи под углом к поверхности крыла.

Комбинированный выдув струй под углом к поверхности крыла в областях его сочленения с фюзеляжем и пилоном двигателя обеспечил приращение коэффициента максимальной подъемной силы крыла приблизительно на 5.8% при наибольшей суммарной величине коэффициента импульса струй $C_{\mu} \approx 0.014$. Для более значительного повышения величины $C_{y_{\max}}$ при меньших потребных затратах сжатого воздуха целесообразно использовать тангенциальный выдув струй из щелевых сопел в корневой передней части крыла и в области его сочленения с пилоном мотогондолы двигателя.

Авторы выражают благодарность коллективу аэродинамической трубы Т-104 ЦАГИ, а также научным сотрудникам к.т.н. И.Л. Чернышеву, к.ф.-м.н. Н.Н. Брагину и В.В. Янину за помощь в проведении экспериментов.

Данная работа была частично (обработка результатов) поддержана грантом Российского научного фонда № 21-19-00659, <https://rscf.ru/en/project/21-19-00659/>.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Чжен П. Управление обтеканием потока. М.: Мир, 1976. 552 с.
2. Петров А.В. Энергетические методы увеличения подъемной силы крыла. М.: Физматлит, 2011. 404 с.
3. Брутян М.А. Задачи управления течением жидкости и газа. М: Наука, 2015. 271 с.
4. Bohannon K. Passive Flow Control on Civil Aircraft Flaps Using Sub-Boundary Layer Vortex Generators in the AWIATOR Programme // AIAA Paper. 2006–2858. 2016. 10 p.
5. Воеводин А.В., Судаков В.Г. Управление обтеканием модели самолета в посадочной конфигурации с помощью аэродинамических гребней // Изв. РАН. МЖГ. 2019. № 1. С. 78–85.
6. Soudakov V.G., Voyevodin A.V., Mamonova E.E. Vortex flow on the wing of aircraft and flow control to improve lift properties // IOP Conf. Ser.: Journal of Physics: Conf. Ser. 1268 012067. 2019. 5 p.
7. Fricke S., Ciobaca V., Kröhnert A., Wild J., Blesbois O. Active Flow Control Applied at the Engine-Wing Junction // CEAS Paper 249, 2015. 12 p.
8. Fricke S., Ciobaca V., Wild J., Norman D. Numerical Studies of Active Flow Control Applied at the Engine-Wing Junction // Notes on Numerical Fluid Mechanics and Multidisciplinary Design. 2016. V. 131. P. 397–411.
9. Schloesser P., Soudakov V., Bauer M., Wild J. Active Separation Control at the Pylon-Wing Junction of a Real-Scale Model // AIAA Journal. 2019. V. 57. № 1. P. 132–141.
10. Monat S., Possti M., Yaniv A., Mizrahi B., Drori O., Seifert A., Junaid U. Suction and pulsed blowing for control of local wing-engine-slat-cut out flow separation. The INAFLOWT Project // AIAA Paper 2020–2953, 2020.
11. Ullah J., Prachař A., Šmíd M., Seifert A., Soudakov V., Lutz T., Krämer E. Reynolds number and wind tunnel wall effects on the flow field around a generic UHBR engine high lift configuration // CEAS Aeronautical Journal. 2020. V. 11. P. 1009–1023.
12. Hue D., François C., Dandois J., Gebhardt A. Simulations of an aircraft with constant and pulsed blowing flow control at the engine/wing junction // Aerospace Science and Technology. 2017. V. 69. P. 659–673.
13. Lengers M. Industrial assessment of overall aircraft driven local active flow control // ICAS Paper 2014–175. 2014. 11 p.
14. Ciobaca V., Stefes B., de Bruin A., Bauer M., Schloesser P., de Blecourt A., Bier N., Zhai J., Meyer M., Wild J. Wind tunnel experiments with local active flow control for aircraft towards future flight testing // ICAS 2018-646. 2018. 16 p.
15. Брагин Н.Н., Болсуновский А.Л., Бузоверя 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.
16. Воеводин А.В., Судаков В.Г. Статический гистерезис аэродинамических характеристик модели самолета на посадочном режиме // Изв. РАН. МЖГ. 2018. № 4. С. 68–74.