

УДК 533.69.048.1

ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ УГЛА РАЗВАЛА ПОДВИЖНОЙ ЗАКОНЦОВКИ НА АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ КРЫЛА САМОЛЕТА

А. И. Жук¹, А. Е. Кишалов², А. А. Зиннатуллин³

¹a_zhuk_ufa@mail.ru, ²kishalov@ufanet.ru, ³zinnatullin.almir@gmail.com

ФГБОУ ВО «Уфимский государственный авиационный технический университет» (УГАТУ)

Поступила в редакцию 06.04.2020

Аннотация. В работе рассматриваются вопросы проектирования складных концевых аэродинамических поверхностей, или законцовок. Исследовано влияние угла развала, определяемого положением законцовки относительно концевой нервюры крыла, на его аэродинамические характеристики. Получение картины обтекания модели самолета DLR-F4 и определение ее аэродинамических характеристик при различных углах атаки крыла и развала законцовки выполнено в пакете численного гидрогазодинамического моделирования ANSYS CFX. Установлено, что на малых углах атаки эффективны законцовки, близкие к горизонтальным, а на больших положительных и отрицательных – близкие к вертикальным.

Ключевые слова: аэродинамика; складные законцовки; винглеты; концевые аэродинамические поверхности; аэродинамическое качество; DLR-F4; численное моделирование; ANSYS CFX; оптимизация геометрии.

ВВЕДЕНИЕ

За прошедшее десятилетие показатели перевозок пассажиров воздушным транспортом в Российской Федерации выросли в 2,7 раза по сравнению с данными 2009 г. [1]. За период с 2014 по 2019 г. средняя цена авиатоплива ТС-1 в аэропортах России увеличилась на 57,4 % [2]. С течением времени происходит изменение требований к эмиссии выхлопных газов, производимых авиационными двигателями. Согласно новому отраслевому стандарту производство воздушных судов (ВС), выпускаемых на данный момент, к 2028 г. должно быть прекращено в случае их несоответствия требованиям [3]. Такие жесткие условия ставят перед разработчиками задачу повышения топливной эффективности ВС.

Основными способами увеличения топливной эффективности самолета являются уменьшение удельного расхода топлива двигателей и увеличение аэродинамическо-

го качества планера. Оптимизация параметров рабочего процесса авиационных двигателей – трудоемкий и дорогостоящий процесс. Применимость подхода целесообразна при разработке новых версий ВС (например, семейство Airbus A320neo). Увеличение аэродинамического качества – более экономичный вариант воздействия на топливную эффективность эксплуатируемого парка ВС [4].

На дозвуковых режимах полета основной вклад в аэродинамическое сопротивление вносят профильное и индуктивное составляющие [5]. Сокращение профильного сопротивления предполагает пересмотр всей конструкции крыла. В свою очередь, уменьшение индуктивного сопротивления может быть обеспечено без значительных изменений конструктивно-силовой схемы крыла. Ранее авторами было показано [6], что применение концевых аэродинамических поверхностей (КАП, законцовок)

является наиболее реализуемым методом сокращения индуктивного сопротивления самолетов, уже находящихся в эксплуатации.

Известно значительное количество разновидностей форм КАП [7]. Однако согласно результатам исследований [8, 9] наибольший прирост аэродинамического качества наблюдается при установке «классических» законцовок (Canted Winglet). Тем не менее применяемые разновидности законцовок могут быть эффективны только в некотором диапазоне углов атаки крыла.

Новым направлением, нуждающимся в более глубоком изучении, являются подвижные КАП. Ими может быть обеспечено управление аэродинамическими свойствами крыла на разных этапах полета.

В работах [10, 11] рассматриваются вопросы прочности крыла с поворотными законцовками, оси вращения которых лежат в плоскости крыла. Оценки изменений распределения подъемной силы вдоль размаха, критической скорости дивергенции, потребные крутящие моменты при симметричном и дифференциальном повороте КАП проведены методом дискретных вихрей. В рамках [12] выполнены физические эксперименты с целью определения влияния складных КАП на управляемость и устойчивость самолета. Оценок изменения аэродинамического качества при внедрении в конструкцию крыла подвижных КАП в работах не проводилось.

Авторами статьи [13] рассмотрена законцовка параболической формы как оптимальная в сравнении со складной КАП. Однако полученные зависимости прироста аэродинамического качества говорят о меньшей эффективности на отрицательных и малых положительных углах атаки.

В общем случае неподвижная и складная «классические» КАП, являясь трехмерными телами, имеют 6 геометрических параметров (рис. 1) [13]:

- угол отклонения средней линии от вертикали (sweep angle, ζ);
- угол развала (cant angle, ψ);
- угол крутки (twist angle, ξ);
- высота (height, h);
- радиус скругления (fillet radius, R);
- сужение (taper ratio, $b_{0,КАП}/b_{к,КАП}$).

Из схемы ясно, что потенциальная задача оптимизации имеет 6 степеней свободы. Получение поверхности отклика целевой функции может потребовать значительных вычислительных мощностей и времени [14].

В данном исследовании задача имеет только одну степень свободы: варьируемым параметром выступает угол развала ψ .

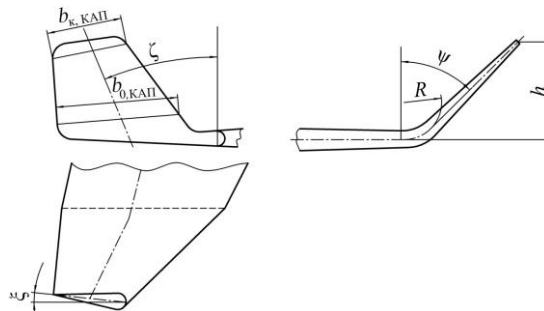


Рис. 1. Основные геометрические параметры КАП

В статье исследуется влияние угла развала КАП на аэродинамические показатели крыла самолета. Выполнена серия расчетов, определены положения складной КАП на разных углах атаки крыла, при которых аэродинамическое качество максимизируется.

ОБЪЕКТ ИССЛЕДОВАНИЯ

В качестве прототипа выбрана модель самолета DLR-F4 [15], традиционно используемая для подобных исследований. Конструктивно модель близка к отечественным пассажирским самолетам RRJ-95B и MC-21-200. Схема рассматриваемой конструкции складной КАП, установленной на модели самолета, изображена на рис. 2.

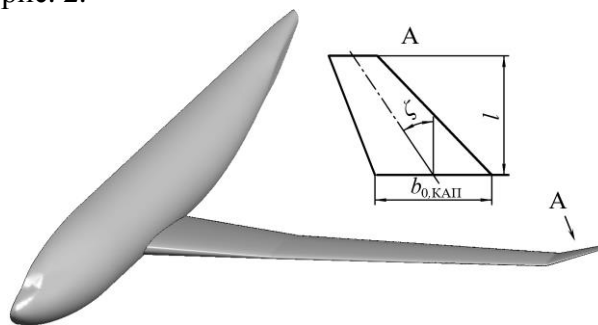


Рис. 2. CAD-модель DLR-F4 с КАП

Длина КАП l равна 60,0 мм (порядка 5,0 % размаха крыла), длина хорды $b_{0,КАП}$ равна 58,2 мм и не совпадает с концевой хордой базового крыла, т. к. помимо складной КАП конструктивно предусмотре-

рен отсек для установки трансмиссии. Он представляет собой удлинение крыла на 6 мм (примерно 0,5 % размаха крыла). Угол отклонения средней линии КАП от вертикали $\zeta = 33^\circ$. Сужение равно 0,416.

ПОСТРОЕНИЕ РАСЧЕТНЫХ СЕТОК И ВАЛИДАЦИЯ МАТЕМАТИЧЕСКОЙ МОДЕЛИ

Моделирование обтекания DLR-F4 потоком воздуха и получение аэродинамических характеристик произведено в программном комплексе численного гидрогазодинамического моделирования ANSYS CFX [16, 17].

Форма расчетной области и ее геометрические параметры приведены на рис. 3. В целях минимизации времени расчета в моделировании задействована половина области.

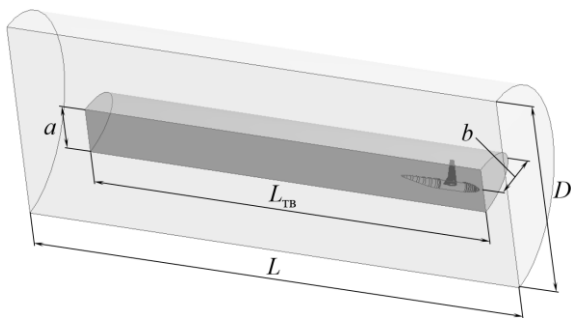


Рис. 3. Форма области моделирования и ее основные геометрические параметры

На геометрической модели построена неструктурированная тетраэдрическая сетка с замельчением по поверхностям планера, входной и выходной кромок крыла и базовой законцовки в зоне тела влияния. Тело влияния представляет собой цилиндр длиной $L_{ТВ}$, форма поперечного сечения – эллипс с полуосями a и b . Тело влияния отстает от переднего торца моделируемой области на 425 мм. Дополнительно по поверхности планера построены структурированные

слои из призматических элементов (слои инфляции). В моделировании использовано две конфигурации сеток, их характеристики приведены в табл. 1. Результаты построения сетки представлены на рис. 4.

Таблица 1

Характеристики расчетных сеток

Параметр	Конфигурация сетки	
	грубая	мелкая
L	4659,6	7483,6
$L_{ТВ}$	3650,0	6050,0
D	2542,0	3106,1
a	512,5	706,0
b	697,8	847,2
Минимальный размер элемента	мм	25,0
Максимальный размер элемента		30,0
Размер элемента в зоне тела влияния		15,0
Высота первого призматического слоя		0,180
Кратность роста высоты	–	1,250
Количество призматических слоев	–	15
Среднее количество элементов	млн	8,134
Среднее количество узлов		1,858
		24,460
		5,562

Обтекающий модель самолета воздух подчиняется уравнению состояния идеального газа, его вязкость изменяется в соответствии с уравнением Сазерленда [18]. Установлена модель теплопереноса Total Energy, модели турбулентности « $k-\epsilon$ » – для сетки грубой конфигурации, Shear Stress Transport – для сетки мелкой конфигурации. Ссылочное давление (Reference Pressure) – 101 325 Па.

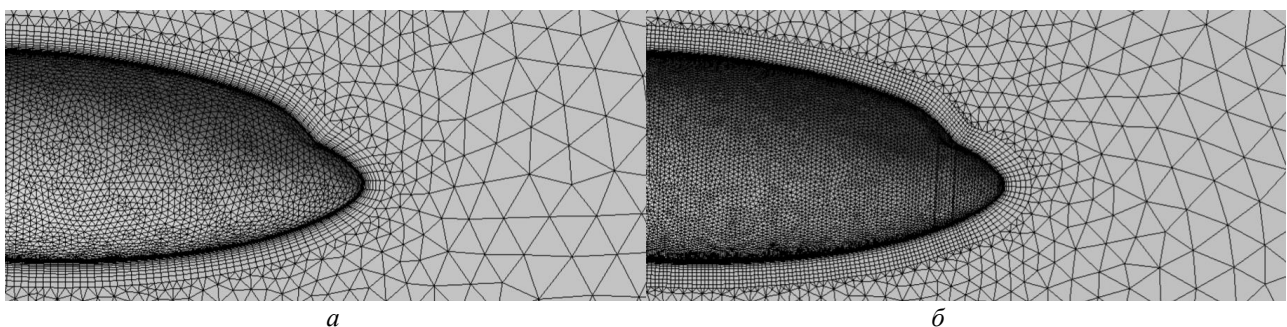


Рис. 4. Конечно-элементные модели расчетной области в районе носовой части DLR-F4: a – грубая сетка; b – мелкая сетка

В моделируемой области установлены следующие граничные условия (ГУ) (рис. 5):

– Inlet (вход): скорость $W_\infty = 255,2$ м/с; статическая температура $T_\infty = 288,2$ К;

– Opening 1 и Opening 2 (открытые границы): избыточное статическое давление $p_{i,\infty} = 21\,917$ Па; статическая температура $T_\infty = 288,2$ К;

– Wall (стенка): без проскальзывания (No Slip), гидравлически гладкая (Smooth Wall), адиабатически изолированная (Adiabatic);

– Symmetry (плоскость симметрии).

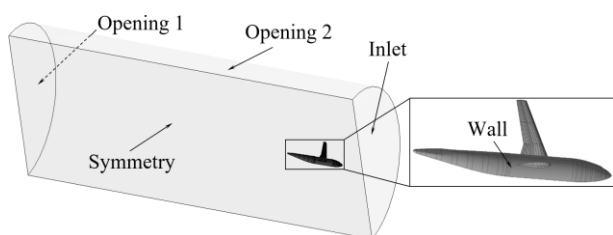


Рис. 5. Установленные граничные условия

Значения граничных условий на входе обеспечивают аэродинамическое подобие численного и физического экспериментов

($Re = 3 \cdot 10^6$ и $M = 0,75$). В качестве источника экспериментальных данных использованы результаты, изложенные в [15].

Распределения безразмерных расстояний y_+ от первого узла сетки до стенки для сеток двух конфигураций приведены на рис. 6. Полученные значения удовлетворяют рекомендуемому для выбранных моделей турбулентности [16].

При моделировании выполнено по 8 расчетов на каждую из двух конфигураций сеток. По результатам расчетов определены зависимости коэффициентов подъемной силы (c_{ya}) и силы сопротивления (c_{xa}) от угла атаки α (рис. 7).

Основным достоинством грубой сетки является быстрота сходимости решения, недостатком – высокая погрешность (в среднем 14,8 и 22,5 % для c_{ya} и c_{xa} соответственно). Достоинство мелкой сетки – близость полученных результатов к экспериментальным данным (средние относительные погрешности – 8,7 и 15,8 % для c_{ya} и c_{xa} соответственно), недостаток – большое время сходимости.

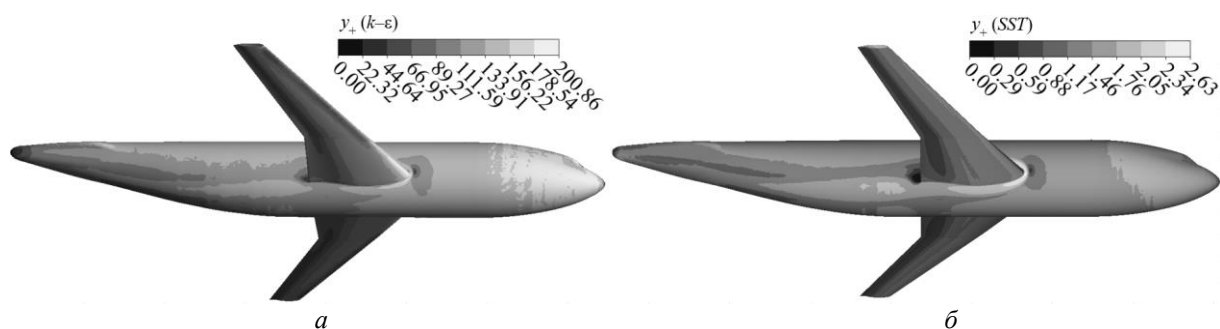


Рис. 6. Распределение значений y_+ при разных конфигурациях расчетных сеток: а – грубая; б – мелкая

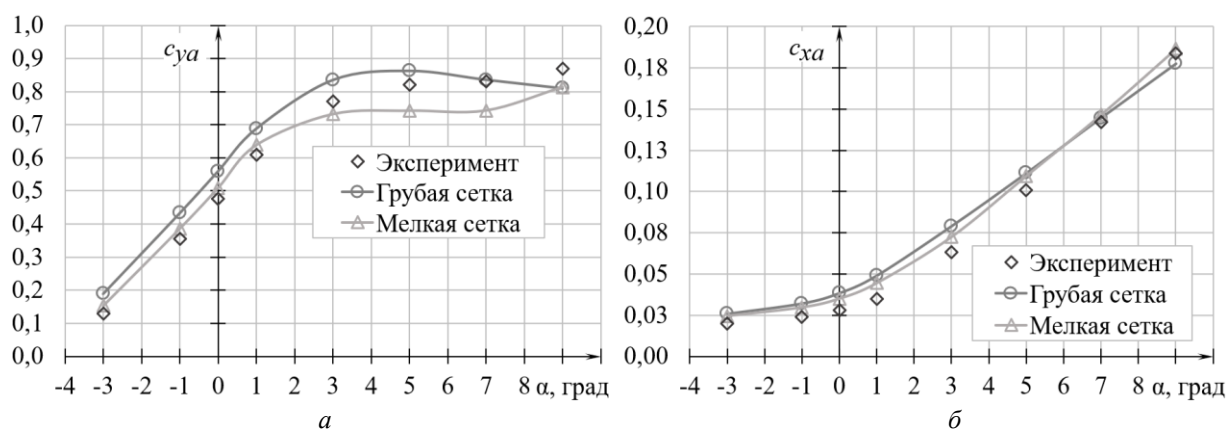


Рис. 7. Зависимости аэродинамических коэффициентов DLR-F4 от угла атаки, полученные различными методами ($Re = 3 \cdot 10^6$ и $M = 0,75$):

а – коэффициент подъемной силы; б – коэффициент силы сопротивления

Моделированием грубой сеткой установлено, что уменьшение коэффициента подъемной силы начинается с угла атаки в 5° . В то же время по результатам эксперимента и расчета мелкой сеткой падения подъемной силы в исследуемом диапазоне углов атаки не наблюдается. Следовательно, расчетом при помощи грубой сетки прогнозируется раннее развитие срыва потока с поверхности крыла. Зависимость $c_{ya}(\alpha)$, полученная моделированием на мелкой сетке, в линейной части наиболее точно описывает экспериментальные данные. С переходом в нелинейную часть заметно отклонение, но качественно функциональные зависимости близки друг к другу.

Зависимости $c_{xa}(\alpha)$, полученные на грубой и мелкой сетке, качественно повторяют результаты эксперимента, однако результаты расчетов на мелкой сетке в количественном плане наиболее близки к экспериментальным.

Причины несоответствия результатов, полученных моделированием, экспериментальным состоят в следующем. Во-первых, к погрешности ведет недостаточное качество сетки в местах появления знакопеременных градиентов давления, возникающих при увеличении угла атаки. Во-вторых, при физическом эксперименте крыло под действием аэродинамических нагрузок деформируется, что ведет к изменению местных углов атаки сечений; этот факт не был учтен при моделировании.

Таким образом, выбранные конфигурации расчетных сеток, установленные модели турбулентности и значения ГУ обеспечивают хорошую воспроизводимость данных физического эксперимента численным моделированием.

ОПРЕДЕЛЕНИЕ ОПТИМАЛЬНЫХ УГЛОВ РАЗВАЛА КАП

В качестве целевой функции принято относительное изменение аэродинамического качества:

$$\Delta \bar{K} = \frac{K^{(\alpha, \psi)} - K_0^{(\alpha)}}{K_0^{(\alpha)}} \cdot 100\% \rightarrow \max,$$

где $K_0^{(\alpha)}$ – аэродинамическое качество базового крыла при угле атаки α , $K^{(\alpha, \psi)}$ – аэро-

динамическое качество крыла при угле атаки α с КАП, установленной под углом ψ .

Угол ψ варьируется дискретно на четырех уровнях ($0^\circ, 15^\circ, 45^\circ, 75^\circ$), а угол атаки крыла – на восьми ($-3^\circ, -1^\circ, 0^\circ, 1^\circ, 3^\circ, 5^\circ, 7^\circ, 9^\circ$).

В соответствии с принятыми варьируемыми параметрами и количеством уровней варьирования для определения оптимальных геометрических конфигураций КАП необходимо провести 32 расчета. Проведение такого количества расчетов на мелкой сетке – продолжительный процесс. В связи с этим принята следующая стратегия:

- 1) определение аэродинамических характеристик для 32 возможных геометрических конфигураций моделированием на грубой сетке;
- 2) анализ полученных результатов, отбор оптимальных «кандидатов»;
- 3) уточнение значения аэродинамических характеристик для выбранных значений углов атаки крыла и углов развала КАП на мелкой сетке.

На рис. 8 представлено семейство параметрических кривых, характеризующих относительное изменение аэродинамического качества в зависимости от угла атаки и угла развала КАП.

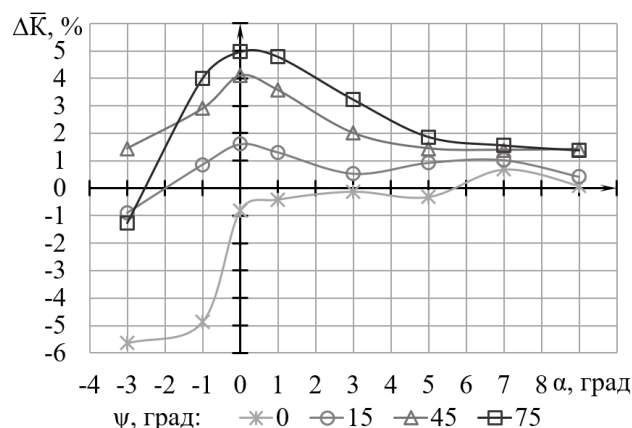


Рис. 8. Изменение аэродинамического качества в зависимости от угла развала КАП на разных углах атаки

Согласно результатам моделирования наибольший прирост аэродинамического качества достигается при $\alpha = 0$ и $\psi = 75^\circ$ – 4,97 %. Область максимальных значений $\Delta \bar{K}$ лежит в пределах малых углов атаки. Это объясняется тем, что с ростом угла атаки с поверхности крыла начинают сбегать

вихри все большей интенсивности, а при отрицательных углах атаки подъемная сила меньше, чем при положительных. При угле атаки $\alpha = -3^\circ$ эффективность проявляют только КАП с углом развала $\psi = 45^\circ$. При этом КАП других конфигураций дают уменьшение аэродинамического качества. С приближением угла атаки к нулевому все большую эффективность демонстрирует КАП с $\psi = 75^\circ$, и при $\alpha \approx -1,3^\circ$ наиболее эффективной становится установка КАП с $\psi = 75^\circ$. При переходе к положительным углам атаки и их увеличении КАП с $\psi = 15^\circ, 45^\circ, 75^\circ$ начинают терять эффективность, при этом уменьшение $\Delta \bar{K}$ тем стремительнее, чем больше угол развала. Например, средние градиенты $\partial \Delta \bar{K} / \partial \alpha$ на отрезке $\alpha \in [0; 5^\circ]$ составляют $-0,064, -0,097, -0,168$ %/град для $\psi = 15^\circ, 45^\circ, 75^\circ$ соответственно. Убывание $\Delta \bar{K}(\alpha, \psi)$ для $\psi = 45^\circ, 75^\circ$ происходит таким образом, что к концу исследуемого

диапазона углов атаки их значения становятся практически одинаковыми: $\Delta \bar{K} = 1,42$ % для $\psi = 45^\circ$ и $\Delta \bar{K} = 1,38$ % для $\psi = 75^\circ$. При $\alpha = 7^\circ$ прирост аэродинамического качества для углов развала 45° и 75° составил $1,40$ % и $1,56$ %. Заметной эффективности при установке КАП с углом развала 0° не наблюдается.

Таким образом, на малых положительных и отрицательных углах атаки ($\alpha = -1^\circ, 0^\circ, 1^\circ, 3^\circ, 5^\circ$) эффективны КАП с $\psi = 75^\circ$. С увеличением или уменьшением угла атаки ($\alpha = -3^\circ, 7^\circ, 9^\circ$) эффективны КАП с $\psi = 45^\circ$.

Значения аэродинамических характеристик на выбранных значениях углов атаки и развала КАП были уточнены моделированием на сетке мелкой конфигурации. На рис. 9 представлено изменение аэродинамических характеристик модели DLR-F4 при внедрении складных КАП (числитель – угол атаки, знаменатель – угол развала).

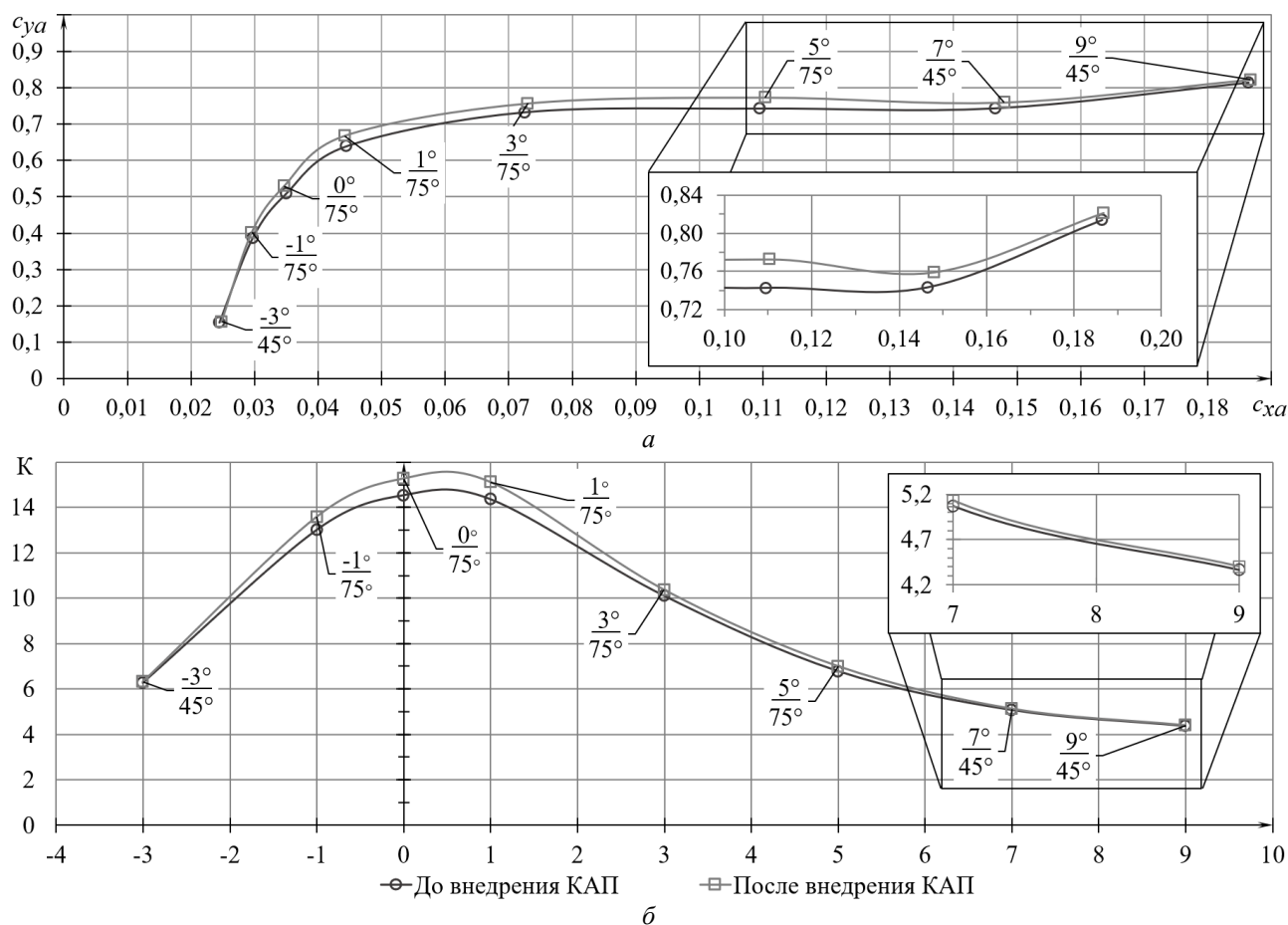


Рис. 9. Изменение аэродинамических характеристик модели:
 а – поляры базовой и модифицированной конструкции;
 б – зависимость аэродинамического качества от угла атаки

Прогнозируемые значения относительного прироста аэродинамического качества несущественно отличаются от полученных на грубой сетке. Наибольшее отклонение результатов замечено при $\alpha = 5^\circ$: прогноз относительного прироста грубой сеткой – 3,26 %, мелкой сеткой – 1,89 %.

Больше всего результаты совпадают при $\alpha = 0^\circ$: прогноз прироста грубой сеткой – 5,07 %, мелкой сеткой – 4,97 %. На остальных углах атаки разница результатов не превышает 0,70 %.

На рис. 10 изображены распределения поперечных составляющих векторов скоро-

стей и линий тока в контрольной плоскости, находящейся на расстоянии 1 м от носовой точки модели DLR-F4, а также контуры статического давления на поверхности модели при разных углах атаки крыла и углах развала КАП. По форме линий тока в контрольных плоскостях ясно, что благодаря КАП сбегающий с концевой части полуплоскости крыла вихрь деформируется, и на всех режимах полета обеспечивается уменьшение индуктивной составляющей сопротивления. Существенного перераспределения давления по поверхности модели не происходит.

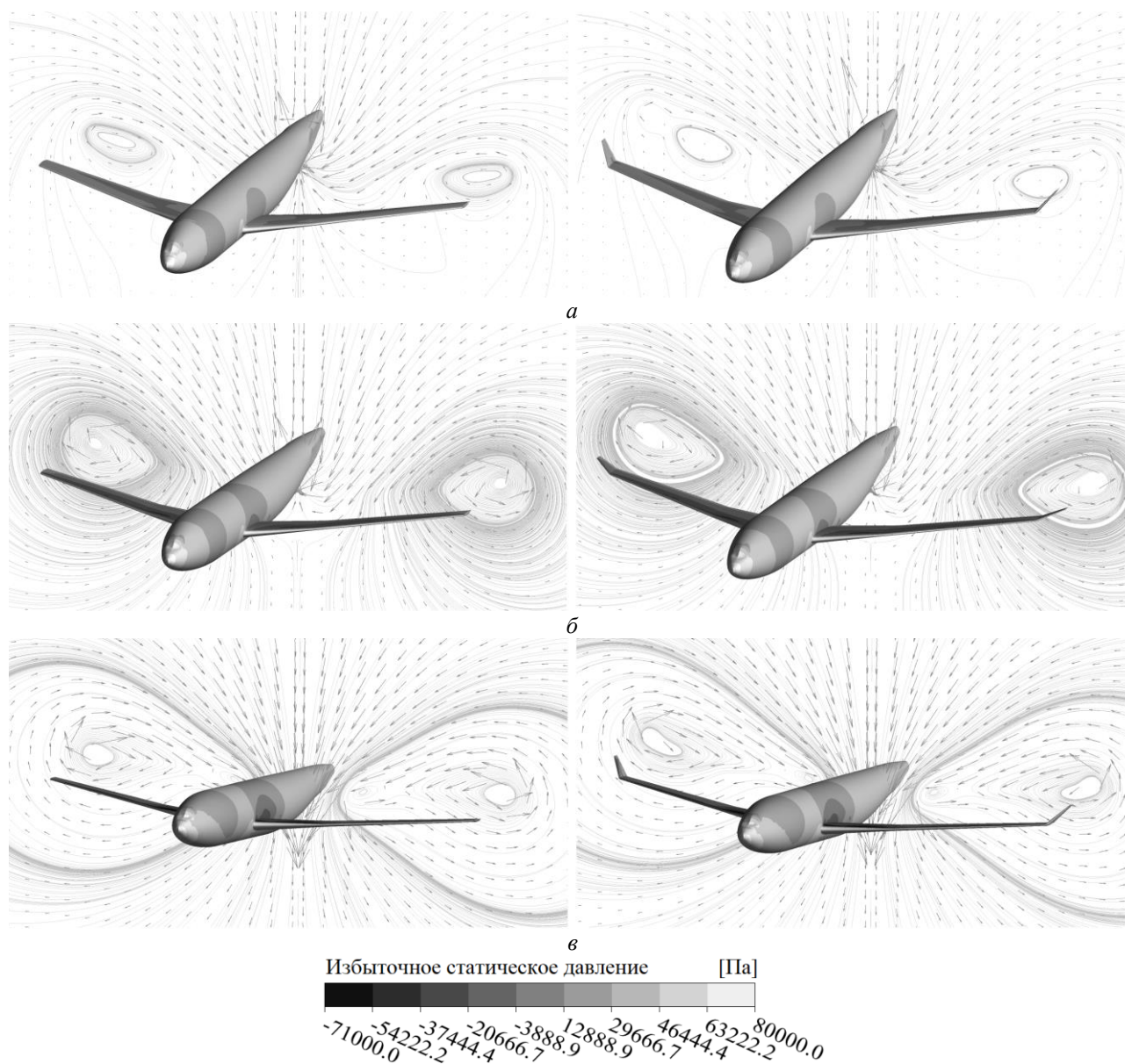


Рис. 10. Картины движения воздуха за крылом в контрольной плоскости при отсутствии и наличии складных КАП: а – $\alpha = -3^\circ$, $\psi = 45^\circ$; б – $\alpha = 0^\circ$, $\psi = 75^\circ$; в – $\alpha = 9^\circ$, $\psi = 45^\circ$

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Показатели перевозок пассажиров гражданской авиации РФ в долгосрочной перспективе будут демонстрировать положительную динамику. Одновременно с этим будет иметь место увеличение цен на авиатопливо и ужесточение требований к эмиссии выхлопных газов. Такой сценарий актуализирует потребность в самолетах с высокой топливной эффективностью. Одним из способов увеличения топливной эффективности являются КАП. Складные КАП позволяют достичь максимальных значений аэродинамического качества на разных этапах полета.

В рамках данного исследования оценена степень влияния угла развала ψ законцовки на аэродинамическое качество модели самолета DLR-F4. Значение ψ варьировалось на 4 уровнях: 0° , 15° , 45° , 75° . С целью сокращения времени расчетов моделирование обтекания DLR-F4 с различными положениями законцовок на разных углах атаки выполнено на грубой сетке с применением модели турбулентности без разрешения пограничного слоя. Затем выбранные оптимальные положения КАП уточнены моделированием на мелкой сетке с разрешением пограничного слоя. Используемые конфигурации сеток в сочетании с моделями турбулентности дают физически корректное решение.

Установлено, что в пределах малых углов атаки аэродинамически эффективны КАП с $\psi = 75^\circ$, при больших положительных и отрицательных углах атаки – КАП с $\psi = 45^\circ$.

Для уменьшения погрешности между результатами физического и численного экспериментов следует при моделировании учитывать упругие деформации крыла под аэродинамической нагрузкой и применять адаптивные сетки, основанные на местных градиентах давления.

С ростом числа варьируемых параметров для сокращения времени получения результатов целесообразно применить планирование численного эксперимента.

Рассмотренная методика найдет применение при определении оптимальных углов развала для самолетов и КАП различной

геометрии. А полученные значения и характер изменения относительного прироста аэродинамического качества $\Delta \bar{K}$ могут быть использованы в качестве первоначальной информации при проектировочных работах.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Министерство** транспорта Российской Федерации. «Федеральное агентство воздушного транспорта. Росавиация». Основные производственные показатели ГА [Электронный ресурс]. URL: <http://www.favt.ru/dejatelnost-vozdushnye-perevozki-osnovnye-proizvodstvennye-pokazateli-ga/> (дата обращения 15.02.2020). [The Ministry of Transport of the Russian Federation. "Federal Air Transport Agency. Rosaviatsiya" (2020, Feb. 15). *Main production indicators of CA*, (in Russian) [Online]. Available: <http://www.favt.ru/dejatelnost-vozdushnye-perevozki-osnovnye-proizvodstvennye-pokazateli-ga/>]
2. **Министерство** транспорта Российской Федерации. «Федеральное агентство воздушного транспорта. Росавиация». Статистика цен на авиатопливо [Электронный ресурс]. URL: <https://www.favt.ru/dejatelnost-ajeroporty-i-ajerodrom-ceny-na-aviagsm-statistika-aviagsm/> (дата обращения 15.02.2020). [The Ministry of Transport of the Russian Federation. "Federal Air Transport Agency. Rosaviatsiya" (2020, Feb. 15). *Jet fuel price statistics* (in Russian) [Online]. Available: <https://www.favt.ru/dejatelnost-ajeroporty-i-ajerodrom-ceny-na-aviagsm-statistika-aviagsm/>]
3. **ИКАО** – Объединение авиации. Специализированное учреждение ООН. Совет ИКАО принимает новый авиационный стандарт на эмиссию CO₂ [Электронный ресурс]. URL: <https://www.icao.int/Newsroom/Pages/RU/ICAO-Council-adopts-new-CO2-emissions-standard-for-aircraft.aspx> (дата обращения 14.02.2020). [ICAO – Uniting Aviation. A UN Specialized Agency (2020, Feb. 14). *ICAO council adopts new CO2 emissions standard for aircraft* (in Russian) [Online]. Available: <https://www.icao.int/Newsroom/Pages/RU/ICAO-Council-adopts-new-CO2-emissions-standard-for-aircraft.aspx>]
4. **Шевяков В. И.** Способы совершенствования воздушных судов в целях сохранения конкурентоспособности на перспективу // Научный Вестник МГТУ ГА. 2015. № 212. С. 66–73 [V. I. Shemyakov, "Means to Provide Growth Potential for Support of Aircraft Competitiveness", (in Russian), in *Civil Aviation High Technologies*, no. 212, pp. 66-73, 2015.]
5. **Saravanan Rajendran.** Design of Parametric Winglets and Wing tip devices – A Conceptual Design Approach. Linkoping University Institute of Technology, Department of Management and Engineering (IEI), 2012. 71 p. [Rajendran Saravanan, *Design of Parametric Winglets and Wing tip devices – A Conceptual Design Approach*. Linkoping University Institute of Technology, Department of Management and Engineering (IEI), 2012.]
6. **Жук А. И., Зиннатуллин А. А.** Обзор конструктивных решений по уменьшению индуктивного сопротивления крыла самолета // Международная молодежная научная конференция: 16-е Туполевские чтения (школа молодых ученых) (Казань, 7–8 нояб. 2019): тр. конф. Том 1. Казань: изд-во ИП Сагеева А. Р., 2019. С. 34–40. [A. I. Zhuk, A. A. Zinnatullin, "The review of design solutions to airplane's induced drag reducing", (in Russian), in *Proc. 16th Tupolev Readings (School of Young Scientists)*, 2019, vol. 1, pp. 34-40.]

7. **McLean D.** Understanding Aerodynamics: Arguing from the Real Physics. 2nd Edition, Boeing, 2013. 576 p. [D. McLean, *Understanding Aerodynamics: Arguing from the Real Physics*. 2nd Edition. Boeing, 2013.]

8. **Москаленко В. О., Цой А. И., Недогарок А. А.** Исследование аэродинамических характеристик крыла с законцовками различной формы // Инженерный журнал: наука и инновации. 2019. № 10 (94) [Электронный ресурс]. URL: <http://engjournal.ru/articles/1921/1921.pdf> (дата обращения 22.03.2020). [V. O. Moskalenko, A. V. Tsoy, A. A. Nedogarak (2020, Mar. 22). "The study of aerodynamic characteristics of the wing with tips of different shapes" in *Engineering Journal: Science and Innovation*, no. 10 (94), 2019 (in Russian) [Online]. Available: <http://engjournal.ru/articles/1921/1921.pdf>]

9. **Павленко О. В., Раздобарин А. М., Федоренко Г. А.** Влияние формы законцовки на обтекание крыла // Ученые записки ЦАГИ. 2018. Т. 49, № 3. С. 26–35. [O. V. Pavlenko, A. M. Razdobarin, G. A. Fedorenko, "Effect of wingtip shape on flow over wing", (in Russian), in *Ucheny'e zapiski TsAGI*, vol. 49, no. 3, pp. 26-35, 2018.]

10. **Тютюнников Н. П., Шклярчук Ф. Н.** Определение аэродинамических характеристик упругого крыла с поворачивающимися в его плоскости законцовками // Вестник МАИ. 2015. Т. 23, № 4. С. 7–16. [N. P. Tyutyunnikov, F. N. Shklyarchuk, "Determination of aerodynamic characteristics of an elastic with end winglets turning in its plane", (in Russian), in *Vestnik MAI*, vol. 23, no. 4, pp. 7-16, 2015.]

11. **Тютюнников Н. П., Шклярчук Ф. Н.** К вопросу об эффективности поворотных законцовок в качестве элементов механизации крыла // Вестник МАИ. 2016. Т. 22, № 4. С. 21–31. [N. P. Tyutyunnikov, F. N. Shklyarchuk, "On Effectiveness of Turn Winglets Using in the Capacity of Wing Mechanization Elements", (in Russian), in *Vestnik MAI*, vol. 22, no. 4, pp. 21-31, 2016.]

12. **Mills J., Ajaj R.** Flight dynamics and control using folding wingtips: an experimental study // Aerospace. 2017. Т. 4, № 2. [Электронный ресурс]. URL: <https://www.mdpi.com/2226-4310/4/2/19/htm> (дата обращения 16.02.2020). [J. Mills, R. Ajaj (2020, Feb. 16) "Flight dynamics and control using folding wingtips: an experimental study", in *Aerospace*, vol. 4, no. 2, 2017 [Online]. Available: <https://www.mdpi.com/2226-4310/4/2/19/htm>]

13. **Gueraiche D., Popov S.** Winglet geometry impact on DLR-F4 aerodynamics and an analysis of a hyperbolic winglet concept // Aerospace. 2017. Т. 4, № 4 [Электронный ресурс]. URL: <https://www.mdpi.com/2226-4310/4/4/60/htm> (дата обращения 16.02.2020). [D. Gueraiche, S. Popov (2020, Feb. 16) "Winglet geometry impact on DLR-F4 aerodynamics and an analysis of a hyperbolic winglet concept", in *Aerospace*, vol. 4, no. 4, 2017 [Online]. Available: <https://www.mdpi.com/2226-4310/4/4/60/htm>]

14. **Зиннатуллин А. А.** Особенности проектирования концевых аэродинамических поверхностей крыла самолета // Мавлютовские чтения: XIII Всероссийская молодежная научная конференция (Уфа, 7–8 нояб. 2019): тр. конф. Том 1. Уфа: РИК УГАТУ, 2019. С. 35–39. [A. A. Zinnatullin, "Design features of the aerodynamic end surfaces of an airplane wing", (in Russian), in *Proc. 13th Mavlutov Readings*, 2019, vol. 1, pp. 35-39.]

15. **Applied Aerodynamics Drag Prediction Workshop.** Proceedings of the 1st AIAA CFD Drag Prediction Workshop [Электронный ресурс]. URL: <https://aiaa-dpw.larc.nasa.gov/>

[Workshop1/workshop1.html](https://aiaa-dpw.larc.nasa.gov/Workshop1/workshop1.html) (дата обращения 16.02.2020). [Applied Aerodynamics Drag Prediction Workshop (2020, Feb. 16). *Proceedings of the 1st AIAA CFD Drag Prediction Workshop* [Online]. Available: <https://aiaa-dpw.larc.nasa.gov/Workshop1/workshop1.html>]

16. **ANSYS CFX-Pre User's Guide.** ANSYS, Inc, 2011. 368 с. [ANSYS CFX-Pre User's Guide. ANSYS, Inc, 2011.]

17. **Кишалов А. Е., Ключев Н. А.** Методика 3D численного термодинамического моделирования аэродинамических характеристик высокоманевренных самолетов V поколения // Вестник ПНИПУ. Аэрокосмическая техника. 2018. № 52. С. 48–59. [A. E. Kishalov, N. A. Klyuchev, "Methods of 3D Numerical Thermogasdynamics Models of Aerodynamic Characteristics of Highly Manoeuvrability V Generation Aircraft", (in Russian), in *Vestnik PNIPIU*, no. 52, pp. 48-59, 2018.]

18. **CFD-Wiki**, the Free CFD Reference. Sutherland's Law [Электронный ресурс]. URL: https://www.cfd-online.com/Wiki/Sutherland's_law (дата обращения 16.02.2020). [*CFD-Wiki, the Free CFD Reference* (2020, Feb. 16). Sutherland's Law [Online]. Available: https://www.cfd-online.com/Wiki/Sutherland's_law]

ОБ АВТОРАХ

ЖУК Александр Игоревич, доц. каф. АД УГАТУ, дипл. инж.-мех. по конструкции и эксплуатации ЛА и двигателей (ВВИА, 1983), канд. техн. наук (ВВИА, 1987). Иссл. в обл. вооружения и военной техники.

КИШАЛОВ Александр Евгеньевич, доц. каф. АТ и Т УГАТУ, дипл. инж. по авиационным двигателям и энергетическим установкам (УГАТУ, 2006), канд. техн. наук по тепловым, электроракетным двигателям и энергоустановкам ЛА (УГАТУ, 2010). Иссл. в обл. рабочих процессов в авиационных ГТД на установившихся и неустойчивых режимах, разработки математических моделей сложных технических объектов, САПР авиационных ГТД.

ЗИННАТУЛЛИН Альмир Альбертович, студ. каф. АД УГАТУ. Иссл. в обл. оптимизации конструкции ЛА с применением CAD и CAE-моделирования, разработки математических моделей сложных технических объектов.

METADATA

Title: Research of the influence of movable wing-tip's cant angle on the aerodynamic characteristics of the aircraft wing.

Authors: A. I. Zhuk¹, A. E. Kishalov², A. A. Zinnatullin³

Affiliation:

Ufa State Aviation Technical University (UGATU), Russia.

Email: ¹a_zhuk_ufa@mail.ru ²kishalov@ufanet.ru, ³zinnatullin.almir@gmail.com

Language: Russian.

Source: Vestnik UGATU (scientific journal of Ufa State Aviation Technical University), vol. 24, no. 2 (88), pp. 59-68, 2020. ISSN 2225-2789 (Online), ISSN 1992-6502 (Print).

Abstract: The study discusses the design of movable end aerodynamic surfaces or tips. The influence of the cant angle, determined by the position of the wing-tip relative to the end rib's plane of the wing, on its aerodynamic characteristics is investigated. Obtaining a picture of the flow around a DLR-F4 aircraft model at various wing angles

of attack and the wingtip cant angle was performed in the ANSYS CFX. Based on the basic geometry of the model, the calculations by means of finite element analysis were validated. It is established that at small angles of attack, wingtips close to horizontal are most effective, and at large positive and negative angles of attack – vertical ones.

Key words: aerodynamics; movable wingtips; winglets; end aerodynamic surfaces; lift-to-drag ratio; DLR-F4; numerical simulation; ANSYS CFX; geometry optimization.

About authors:

ZHUK, Alexander Igorevich, associate professor of the department of Aviation Engines, USATU. Graduate engineer in design and operation of aircraft and engines (VIA, 1983), Cand. Sci. (Eng.) (VIA, 1987). Research In the field of weapons and military equipment.

KISHALOV, Alexander Evgenievich, associate professor of the department of aviation heat power engineering, USATU, Graduate engineer of aircraft engines and power plants (USATU, 2006). Cand. Sci. (Eng.) (USATU, 2010) by thermal, electrical rocket engines and power plants of aircraft. Research in the field of processes occurring in the aircraft GTE, development of mathematical models of complex technical objects.

ZINNATULLIN, Almir Albertovich, undergraduate student of the department of Aviation Engines, USATU. Research in the field of aircraft design optimization using CAD and CAE modeling, development of mathematical models of complex technical objects.