

Применение граничных условий «активный диск» в расчетном исследовании аэродинамической интерференции двигателя и планера пассажирского самолета

© И.В. Воронич^{1,2}, В.Х. Нгуен¹

¹Московский физико-технический институт (национальный исследовательский университет), г. Долгопрудный, 141701, Россия

²Региональные самолеты, ПАО «Корпорация «Иркут», г. Москва, 115280, Россия

Расчетные методы получения аэродинамических характеристик самолета являются источником, дополняющим данные аэродинамического эксперимента, особенно при совершенствовании местной аэродинамики, а также при определении вклада силовой установки. Задачи интеграции силовой установки требуют такой детализации расчетной модели, которая пока невыполнима в рамках цикла проектирования. Модели на основе граничного условия «активный диск» могут быть усовершенствованы для ситуаций слабой и умеренной аэродинамической интерференции за счет учета профилей переменных в воздухозаборнике, сформированных при работе вентилятора в мотогондоле. В настоящей работе рассмотрено применение вариантов граничного условия «активный диск» в расчетном исследовании вклада работающей силовой установки в аэродинамические характеристики компоновки. Показано, что подход надежен при решении задач слабой и умеренной аэродинамической интерференции. Работа двигателя оказывает слабое влияние на суммарные аэродинамические характеристики компоновки на малых углах атаки, но вызванные этим фактором вклады компонент заметны и имеют разный знак, что указывает на необходимость анализа такого взаимодействия.

Ключевые слова: турбореактивный двухконтурный двигатель, пассажирский самолет, воздухозаборник, мотогондола, планер, «активный диск», аэродинамическая интерференция

Введение. В современной мировой авиастроительной отрасли прилагается много усилий для повышения экономичности авиационной техники и сокращения вредного экологического воздействия при ее эксплуатации. Исследования по этим направлениям имеют особое значение для производства конкурентоспособных самолетов.

В рамках классической компоновки, в которую включены фюзеляж, крыло и двигатели, среднее удельное потребление топлива для коммерческих перевозок на турбореактивных самолетах сократилось более чем вдвое в период с 1960 по 2010 г. [1]. Это может быть объяснено рядом факторов, среди которых:

- повышение экономичности авиационных двигателей;
- повышение аэродинамического качества самолета при околозвуковых числах Маха;
- появление новых материалов.

В долгосрочной перспективе необходимо предусматривать новые компоновочные решения для дальнейшего снижения расхода топлива. Например, концепция поглощения пограничного слоя состоит в объединении силовой установки и планера так, чтобы поглощалась часть пограничного слоя планера, что позволит снизить сопротивление компоновки. В конфигурации такого типа самолет и двигатель полностью связаны: вентиляторы работают в искаженном притоке, вместе со струями они формируют распределение давления на крыле. Проектирование самолета требует изучения характеристик этих взаимодействий с учетом влияния каждого из компонентов на другие [2].

С точки зрения численного моделирования, наиболее достоверно изучение взаимодействия «планер — двигатель» с полным моделированием вентилятора в нестационарной постановке. Однако такой подход пока остается слишком ресурсоемким для проектирования [3], для его реализации требуется знать в подробностях форму лопастей вентилятора, которая часто неизвестна на этапе проектирования или не разглашается производителями.

В рамках более экономного подхода можно заменить вентилятор источниками, которые правильно воспроизводят поворот потока и повышение полного давления (метод «объемной силы») [4]. Этот метод может достаточно хорошо воспроизводить реальную структуру течения, но требует «настройки» источников (полей объемных сил) за счет использования сторонних данных (полученных путем эксперимента и расчетным). При этом процедура настройки необходима для каждого режима работы.

По описанным выше причинам остается актуальным использование и развитие подхода, основанного на применении граничных условий типа «активный диск», заменяющих вентилятор в мотогондоле [5, 6]. Этот подход является простым, экономным и пригодным для проектирования. Однако он применялся до сих пор в упрощенных вариантах, без использования реалистичных распределений переменных для описания потока перед вентилятором. Данное обстоятельство снижает достоверность полученных при расчете полей течения в воздухозаборнике (ВЗ), взаимодействия между вентилятором и ВЗ, эффектов интерференции планера и двигателя. Совершенствование подхода в направлении учета распределений параметров поля течения, создаваемых вентилятором в мотогондоле, расширяет возможности решения задач интеграции силовой установки на этапе проектирования.

Расчетное исследование возможностей применения граничного условия «активный диск», заменяющего вентилятор в ВЗ, приведено в работе [7], сравнительный анализ вариантов граничного условия «активный диск» представлен в работе [8], в том числе применительно к расчету неоднородного потока в ВЗ.

В настоящей работе рассматривается применение вариантов граничного условия «активный диск» к решению задачи аэродинамической интерференции определения вклада работающей силовой установки в аэродинамические характеристики компоновки, представленной тестовой моделью DLR-F6. Для нее имеются подробные экспериментальные данные [9], полученные в различных аэродинамических трубах. Данная модель имеет проточную мотогондолу, что позволяет проверить расчетную методику различными способами (прямой расчет и расчет с использованием условия «активный диск»). Модель может быть рассмотрена и с работающей силовой установкой, в том числе в натурном масштабе.

Цель работы — изучение возможностей применения граничных условий «активный диск» к расчету вклада работающей силовой установки в аэродинамические характеристики компоновки.

Объект исследования. Модель DLR-F6 представляет уменьшенный прототип широкофюзеляжного самолета с двумя двигателями, который был разработан в Немецком аэрокосмическом центре в 1990-е гг. как улучшенная модификация модели DLR-F4. Цель улучшений заключалась в получении «классического» распределения подъемной силы по размаху крыла и минимизации отрывных явлений на верхней поверхности крыла в зоне стыковки с фюзеляжем. Аэродинамические характеристики и поля течения изучались экспериментально в различных аэродинамических трубах в рамках совместной программы ONERA и DLR, а также в NASA. Модель DLR-F6 использовалась в качестве контрольного примера для второго семинара по предсказанию аэродинамического сопротивления (DPW-2). Доступны две конфигурации модели DLR-F6:

- крыло/фюзеляж;
- крыло/фюзеляж/гондола/пилон.

В настоящей работе использована вторая конфигурация для изучения аэродинамической интерференции и влияния силовой установки на аэродинамические характеристики компоновки. Вид сверху модели для эксперимента и параметрическая геометрическая модель, созданная в системе автоматизированного проектирования, показаны на рис. 1.

Характерные геометрические параметры DLR-F6 представлены ниже:

| | |
|--|--------|
| Площадь A_{ref} , м ² | 0,1454 |
| САХ C_{ref} , м | 0,1412 |
| Полуразмах $b/2$, м | 0,5857 |
| Положение контрольной точки от носка X_{ref} , м | 0,5049 |

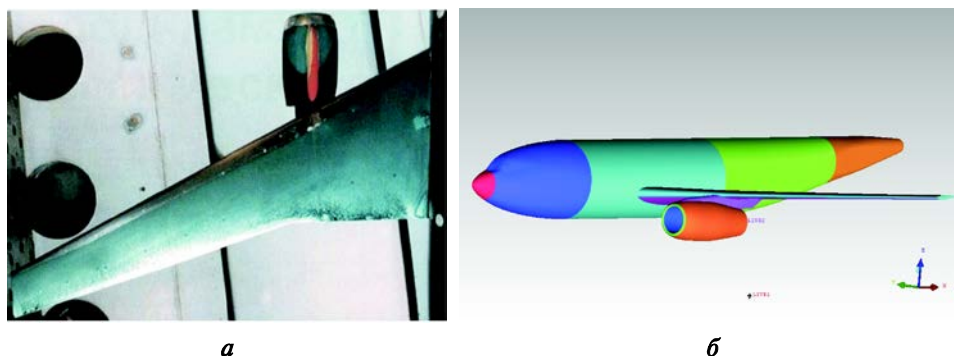


Рис. 1. Модель DLR-F6:

а — вид модели для эксперимента; *б* — параметрическая геометрическая модель

Более подробно информация, относящаяся к конфигурации DLR-F6, приведена в [10].

Расчетная модель. Для проведения расчетов используются многоблочные структурированные сетки. Пристенная область в расчетных сетках создана с учетом попадания первой ячейки в ламинарный подслей ($y^+ \sim 1$) [11]. Расчетные сетки имеют O-топологию на фюзеляже, вокруг крыла и мотогондолы. Основная информация об их мощности для полумодели приведена в табл. 1.

Таблица 1

Расчетные сетки для двух вариантов модели

| Модель | Масштаб | Мощность сетки, млн узлов | Качество сетки |
|---------------|---------|---------------------------|----------------------------|
| С протоком | 1:1 | 14,5 | $\langle y^+ \rangle = 1$ |
| | 50:1 | 15,5 | $\langle y^+ \rangle = 20$ |
| Активный диск | 1:1 | 14,8 | $\langle y^+ \rangle = 1$ |
| | 50:1 | 17,2 | $\langle y^+ \rangle = 20$ |

Рассмотрены два варианта модели DLR-F6: с проточной мотогондолой и с использованием граничного условия «активный диск». В первом случае расчетная сетка содержит дополнительный блок внутри канала мотогондолы, во втором случае сетка сделана более подробной вблизи поверхностей граничного условия «активный диск».

С учетом симметрии задачи используется полумодель DLR-F6. Размеры расчетной области показаны на рис. 2.

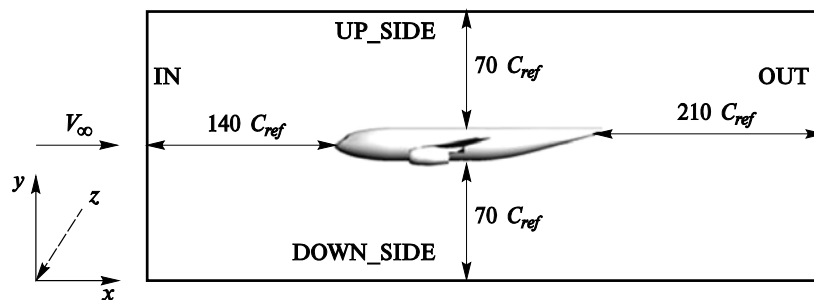


Рис. 2. Размеры расчетной области с моделью DLR-F6

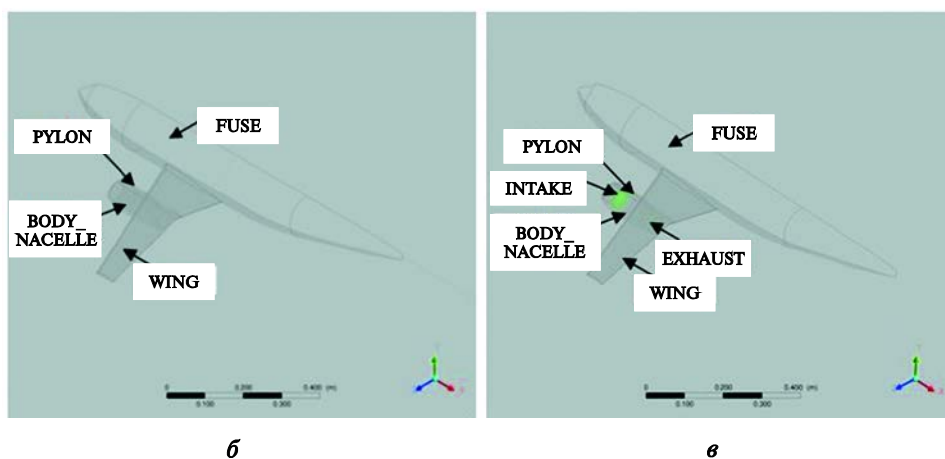
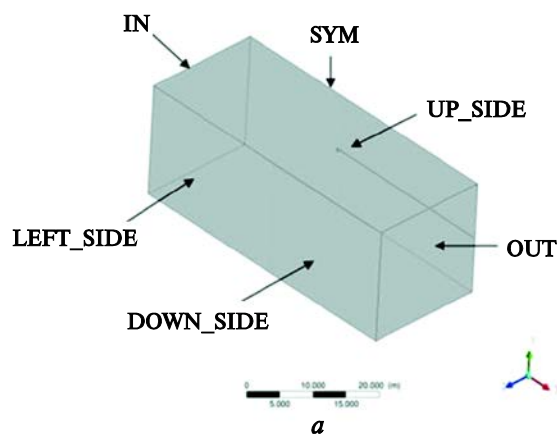


Рис. 3. Виды расчетной области:

- a* — расчетная область; *b* — вариант с использованием проточной мотогондолы;
- v* — вариант с использованием граничного условия «активный диск»

Виды расчетной области с основными граничными условиями для двух упомянутых выше вариантов представлены на рис. 3.

При решении данной задачи использованы следующие граничные условия: на входе в расчетную область (IN) заданы полные па-

параметры невозмущенного потока и его направление; на выходе из расчетной области (OUT) задано среднее по площади статическое давление $\langle p \rangle$, равное атмосферному. На открытых верхней (UP_SIDE), боковой (LEFT_SIDE) и нижней (DOWN_SIDE) границах контролируется только полное давление потока; на плоскости симметрии применяются условия равенства нулю производных по нормали к поверхности и непротекания. На твердых стенках использовано условие прилипания на гладкой адиабатической стенке, на выходе из двигателя (EXHAUST) — условие дозвукового входа с фиксацией полных параметров, определяемых режимом работы двигателя. Внутри ВЗ (INTAKE) задано граничное условие выхода «активный диск» с фиксацией профиля компонентов скорости (АД-V) и контролем массового расхода. Данные граничные условия подробно описаны в работе [8]. В настоящей работе параметры, характеризующие режим работы двигателя, взяты из [12].

Для конкретного вентилятора при возможности необходимо определить профили основных параметров потока (компонент скорости и статического давления) в сечении непосредственно перед вентилятором. Ценность этой информации заключается также в том, что профиль безразмерной осевой скорости в ВЗ слабо зависит от режима работы двигателя [8, 13]. При отсутствии информации о параметрах вентилятора, профиль безразмерной осевой скорости в ВЗ можно определить с учетом безотрывного развития пограничного слоя на внутренней поверхности при значении числа Рейнольдса Re , вычисленного по параметрам потока на входе ВЗ и его длины [14]. Число Рейнольдса Re на входе ВЗ определяют по формуле

$$Re = \frac{G_B L_{INTAKE}}{\mu A_{INTAKE}}, \quad (1)$$

где G_B — согласованный массовый расход вентилятора, L_{INTAKE} — длина ВЗ, A_{INTAKE} — площадь выходного сечения ВЗ.

Типичный профиль скорости в турбулентном пограничном слое:

$$\bar{V}_a = \left(\frac{y}{\delta} \right)^{1/7}, \quad (2)$$

где y — расстояние от стенки; δ — толщина пограничного слоя ($C_\delta \approx 0,4$):

$$\delta = C_\delta \frac{L_{INTAKE}}{Re^{1/5}}. \quad (3)$$

Для повышения точности моделирования в потоках, содержащих области существенного искривления линий тока, необходимо учиты-

вать влияние кривизны линий тока на производство турбулентности (например, в рамках модели SST-CC [15]).

Численное решение системы уравнений осуществлялось по неявным схемам первого и второго порядка точности, на финальной стадии расчета использовались схемы повышенной точности. Шаг по времени на основе масштабов течения составил $\sim 10^{-6}$ с. Критерием сходимости расчета является достижение среднеквадратичной невязкой уровня $10^{-6} \dots 10^{-5}$ в совокупности с установлением интегральных характеристик.

Рассматриваются следующие интегральные и локальные характеристики: коэффициенты подъемной силы и лобового сопротивления C_{ya} и C_{xa} , аэродинамическое качество K , коэффициент давления C_p :

$$C_{ya} = \frac{Y_a}{A_{ref} q_\infty}, \quad C_{xa} = \frac{X_a}{A_{ref} q_\infty}, \quad K = \frac{C_{ya}}{C_{xa}}, \quad C_p = \frac{P - P_\infty}{q_\infty}. \quad (4)$$

Здесь Y_a и X_a — подъемная сила и сила лобового сопротивления, $q_\infty = \rho_\infty V_\infty^2 / 2$ — скоростной напор (ρ_∞ и V_∞ — плотность и скорость потока), A_{ref} — опорная площадь.

Силы составлены из вкладов поверхностей элементов (крыло, фюзеляж, пилон, внешняя поверхность мотогондолы):

$$\begin{aligned} Y_a &= Y_{a, WING} + Y_{a, FUSE} + Y_{a, PYLON} + Y_{a, NACELLE}, \\ X_a &= X_{a, WING} + X_{a, FUSE} + X_{a, PYLON} + X_{a, NACELLE}. \end{aligned} \quad (5)$$

Разделение вкладов от внешней и внутренней поверхностей мотогондолы проводилось по геометрическому критерию (по передней кромке).

Обтекание экспериментальной модели DLR-F6. Расчеты проведены для условий аэродинамического эксперимента при числе Маха $M = 0,75$ и углов атаки $\alpha = 0^\circ$ и $\alpha = 1^\circ$. В соответствии с данным режимом число Рейнольдса $Re = 3 \cdot 10^6$. В табл. 2 приведены вклады в значения коэффициентов подъемной силы C_{ya} и лобового сопротивления C_{xa} от элементов модели DLR-F6 для различных вариантов.

Здесь и далее АД-V — вариант граничного условия «активный диск» с фиксацией профилей компонент скорости, АД-G — вариант граничного условия «активный диск» с фиксацией массового расхода воздуха [7, 8].

На рис. 4 представлены зависимость коэффициента подъемной силы C_{ya} от угла атаки α и поляра $C_{ya}(C_{xa})$ для различных вариантов.

Распределения коэффициента давления C_p в сечениях крыла показаны на рис. 5.

Основные характеристики DLR-F6 в условиях эксперимента

| Параметр | Угол атаки α , град | | | | | | Эксперимент |
|-------------------|----------------------------|---------|---------|------------|---------|---------|-------------|
| | 0 | | | 1 | | | |
| | С протоком | АД-V | | С протоком | АД-V | | |
| | без тяги | с тягой | | без тяги | с тягой | | |
| C_{ya} | 0,3831 | 0,3791 | 0,3789 | 0,4902 | 0,4844 | 0,4876 | 0,4980 |
| C_{xa} | 0,0296 | 0,0300 | 0,0295 | 0,0344 | 0,0335 | 0,0334 | 0,0338 |
| K | 12,96 | 12,63 | 12,83 | 14,26 | 14,47 | 14,58 | 14,73 |
| $C_{ya, WING}$ | 0,3325 | 0,3294 | 0,3294 | 0,4210 | 0,4170 | 0,4187 | — |
| $C_{ya, FUSE}$ | 0,0555 | 0,0550 | 0,0542 | 0,0715 | 0,0699 | 0,0702 | — |
| $C_{ya, PYLON}$ | 0,0012 | 0,0011 | 0,0012 | 0,0016 | 0,0015 | 0,0018 | — |
| $C_{ya, NACELLE}$ | -0,0062 | -0,0064 | -0,0059 | -0,0040 | -0,0041 | -0,0032 | — |
| $C_{xa, WING}$ | 0,0139 | 0,0142 | 0,0144 | 0,0180 | 0,0177 | 0,0176 | — |
| $C_{xa, FUSE}$ | 0,0085 | 0,0084 | 0,0095 | 0,0098 | 0,0095 | 0,0102 | — |
| $C_{xa, PYLON}$ | 0,0000 | 0,0000 | 0,0000 | 0,0000 | 0,0000 | 0,0000 | — |
| $C_{xa, NACELLE}$ | 0,0071 | 0,0074 | 0,0057 | 0,0066 | 0,0064 | 0,0059 | — |

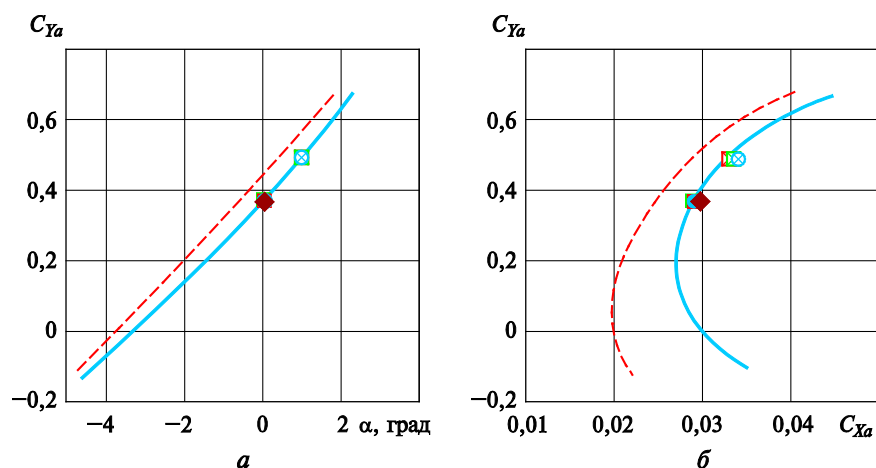


Рис. 4. Зависимость коэффициента подъемной силы от угла атаки (a) и поляра (b) для различных вариантов:

- - - — данные эксперимента для планера без мотогондолы; — — данные эксперимента для планера с мотогондолой; при $\alpha = 0^\circ$: ● — модель с протоком; ■ — АД-V (без тяги); ■ — АД-V (с тягой); ◆ — АД-G (без тяги); при $\alpha = 1^\circ$: ⊗ — модель с протоком; ⊗ — АД-V (без тяги); ⊗ — АД-V (с тягой)

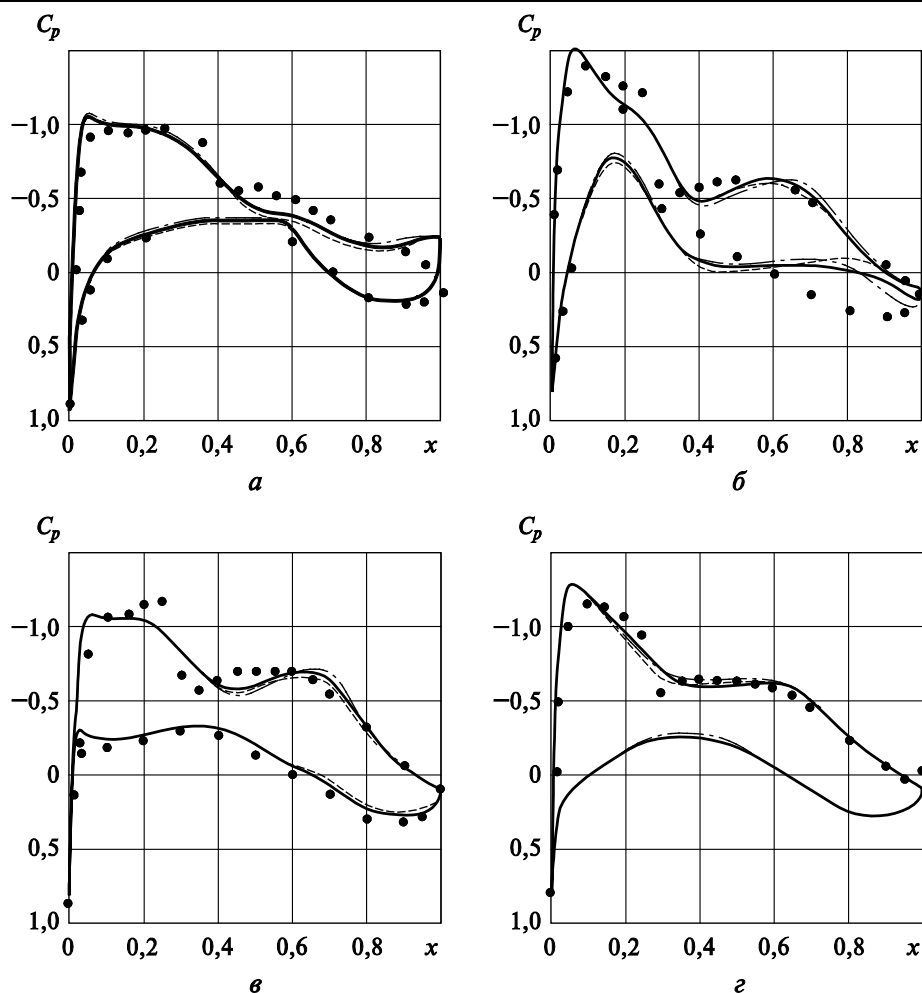


Рис. 5. Распределение коэффициента давления C_p в сечениях крыла ($M = 0,75$; $Re = 3 \cdot 10^6$; $\alpha = 1^\circ$) при значениях $\eta = 0,15$ (а); $\eta = 0,331$ (б); $\eta = 0,377$ (в); $\eta = 0,847$ (г):
 - - - - - модель с протоком; — АД-V (без тяги); ····· АД-V (с тягой);
 • — данные эксперимента

Расчеты дают интегральные характеристики, согласующиеся с данными эксперимента. Варианты АД-V (без тяги) и с протоком дают близкие решения. Основной эффект работающего двигателя виден во вкладах фюзеляжа и мотогондолы в величину C_{xa} (см. рис. 4).

Поля параметров потока в сечении, проходящем через ось мотогондолы, при $M = 0,75$, $Re = 3 \cdot 10^6$; $\alpha = 0^\circ$ показаны на рис. 6. Изменение характера обтекания за счет работы двигателя отражено в распределениях коэффициента давления C_p (см. рис. 5) и на картинах полей основных параметров потока (см. рис. 6). При рассматриваемых условиях работа двигателя оказывает незначительное суммарное влияние на обтекание компоновки (см. табл. 2), однако вклады фюзеляжа и мотогондолы в величину C_{xa} заметны и разнонаправлены.

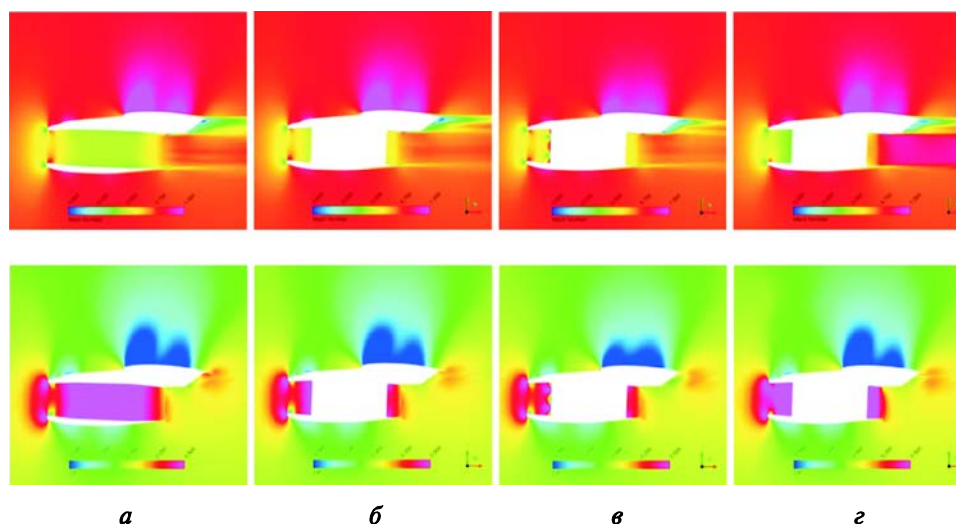


Рис. 6. Поля числа Маха (*вверху*) и коэффициента давления C_p (*внизу*) в сечении мотогондолы:

а — модель с протоком; *б* — АД-V (без тяги); *в* — АД-G (без тяги); *г* — АД-V (с тягой)

В реализации АД-G [8] для обеспечения нужного массового расхода подбирается некоторое среднее статическое давление, при этом профиль скорости в ВЗ не фиксируется, что может приводить к неверным распределениям скорости и искажению картины интерференции (см. рис. 6, *в*).

Аэродинамическая интерференция на натурной модели DLR-F6. Для реалистичной оценки влияния работы двигателя на аэродинамические характеристики необходимо изучить обтекание полноразмерной модели. Для этого модель DLR-F6 была увеличена в 50 раз, полученная натурная модель близка по габаритам к самолету A330 [16].

Расчеты проведены для режима полета на высоте 11 км при числе Маха полета $M = 0,75$ и угле атаки $\alpha = 0^\circ$. Для данного режима число Рейнольдса Re составило $4 \cdot 10^7$. Для лучшего понимания вклада силовой установки также рассмотрены оба варианта компоновки (табл. 3):

- мотогондола с протоком;
- мотогондола с работающим двигателем.

По данным, приведенным в табл. 3, видно, что в расчетах при переходе к натурным числам Рейнольдса Re коэффициенты подъемной силы и лобового сопротивления растут на 10 и 15 %, аэродинамическое качество компоновки снижается на $\sim 0,5$ единицы. Этот эффект отражается в распределениях коэффициента давления C_p в сечениях (рис. 7), а также на картинах полей C_p (рис. 8).

Основные характеристики натурной модели DLR-F6

| Параметр | Число Рейнольдса Re | | | Параметр | Число Рейнольдса Re | | |
|-------------------|---------------------|-------------------|---------------|-------------------|---------------------|-------------------|---------------|
| | 3·10 ⁶ | 4·10 ⁷ | | | 3·10 ⁶ | 4·10 ⁷ | |
| | С протоком | AD-V (с тягой) | | | С протоком | AD-V (с тягой) | |
| C_{ya} | 0,3831 | 0,4227 | 0,4143 | C_{xa} | 0,0296 | 0,0341 | 0,0336 |
| $C_{ya, WING}$ | 0,3325 | 0,3601 | 0,3537 | $C_{xa, WING}$ | 0,0139 | 0,0151 | 0,0148 |
| $C_{ya, FUSE}$ | 0,0555 | 0,0662 | 0,0647 | $C_{xa, FUSE}$ | 0,0085 | 0,0125 | 0,0130 |
| $C_{ya, PYLON}$ | 0,0012 | 0,0012 | 0,0011 | $C_{xa, PYLON}$ | 0,0000 | 0,0000 | 0,0000 |
| $C_{ya, NACELLE}$ | -0,0062 | -0,0048 | -0,0052 | $C_{xa, NACELLE}$ | 0,0071 | 0,0064 | 0,0058 |
| K | 12,96 | 12,39 | 12,33 | | | | |

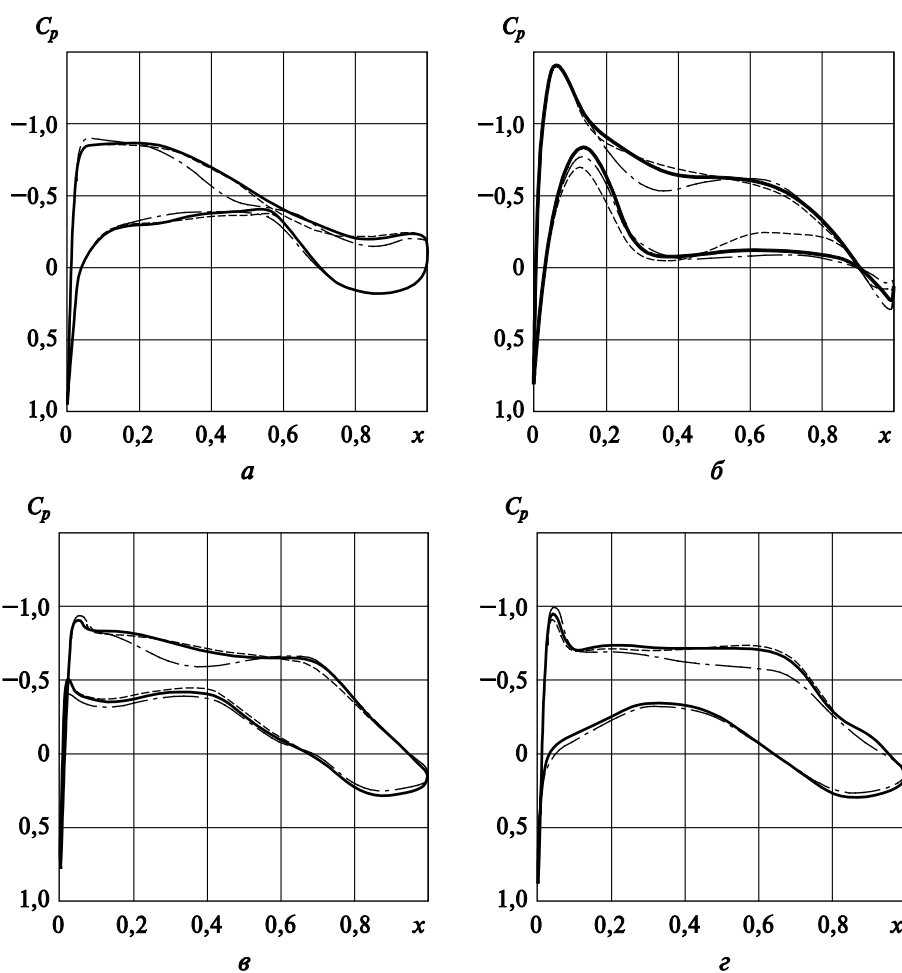


Рис. 7. Распределение коэффициента давления C_p в сечениях крыла ($M = 0,75$) при значениях $\eta = 0,15$ (а); $\eta = 0,331$ (б); $\eta = 0,377$ (в); $\eta = 0,847$ (г):
 - - - - - $Re = 3 \cdot 10^6$ (вариант с протоком); — $Re = 4 \cdot 10^7$ (вариант с протоком);
 - - - - - $Re = 4 \cdot 10^7$ (вариант с тягой)

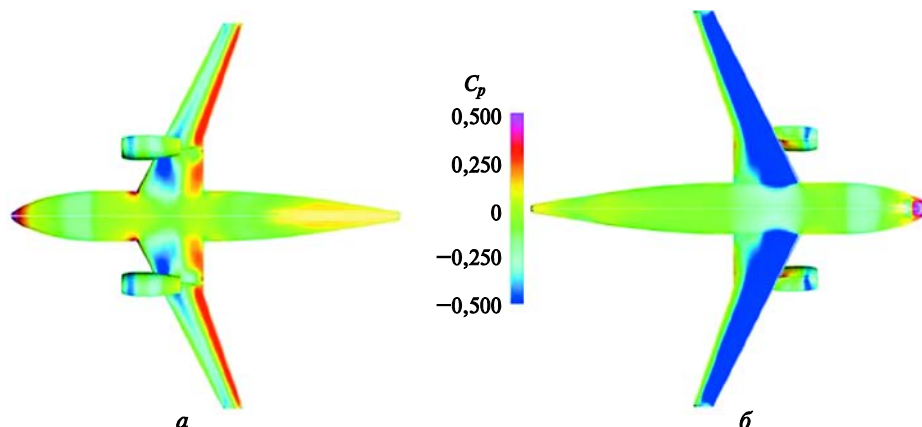


Рис. 8. Распределения коэффициента давления C_p на нижней (а) и верхней (б) поверхностях ($M = 0,75$; $Re = 4 \cdot 10^7$; $\alpha = 0^\circ$) для вариантов с протоком (вверху) и тягой (АД-V) (внизу)

Эффект работающего двигателя (граничное условие АД-V с тягой) качественно сохраняется — вклады фюзеляжа и мотогондолы в величину C_{xa} разнонаправлены, но при натуральных числах Рейнольдса эффект количественно слабее (C_{ya} и C_{xa} снижаются на 1...2 %, аэродинамическое качество остается на том же уровне).

Для изучения диапазона возможностей применения граничного условия АД-V рассмотрен режим с углом атаки $\alpha = 5^\circ$, $M = 0,75$ и $Re = 4 \cdot 10^7$ (табл. 4).

Таблица 4

Основные характеристики DLR-F6 на режиме обтекания $\alpha = 5^\circ$

| Конфигурация | Параметр | Компоновка | Крыло | Фюзеляж | Пилон | Мотогондола |
|-------------------|----------|------------|--------|---------|--------|-------------|
| С протоком | C_{ya} | 0,7307 | 0,6199 | 0,1055 | 0,0026 | 0,0027 |
| | C_{xa} | 0,0765 | 0,0582 | 0,0149 | 0,0000 | 0,0037 |
| АД-V (с тягой) | C_{ya} | 0,7365 | 0,6239 | 0,1069 | 0,0027 | 0,0031 |
| | C_{xa} | 0,0780 | 0,0613 | 0,0146 | 0,0000 | 0,0025 |

На рис. 9, 10 представлены распределения коэффициента давления C_p на поверхностях, которые показывают, что неблагоприятные явления охватывают более обширные зоны на крыле, чем на крейсерских режимах. Для визуализации вихревых структур потока на рис. 10 показана изоповерхность параметра $\Omega = 0,65$ [17].

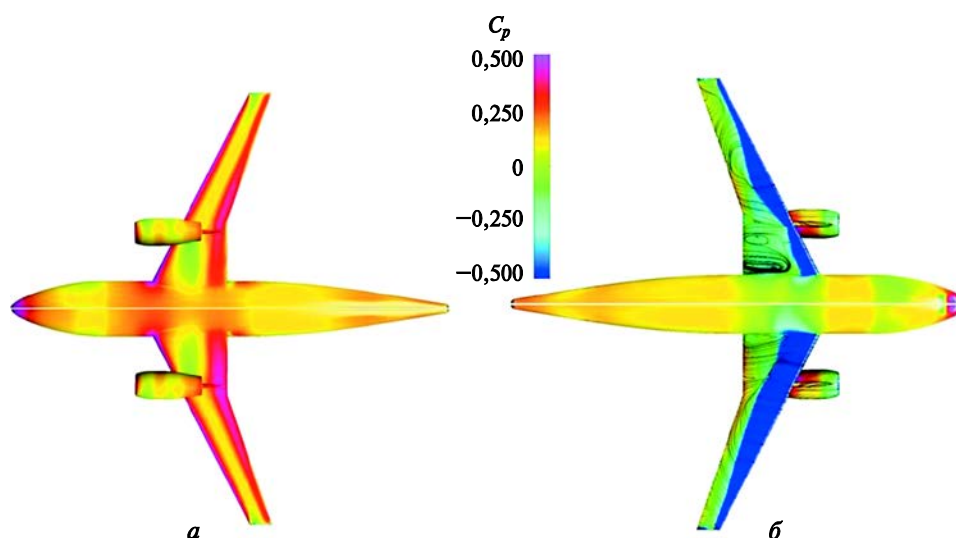


Рис. 9. Распределения коэффициента давления C_p на нижней (а) и верхней (б) поверхностях ($M = 0,75$; $Re = 4 \cdot 10^7$; $\alpha = 5^\circ$) для вариантов с протоком (вверху) и с тягой (АД-В) (внизу)

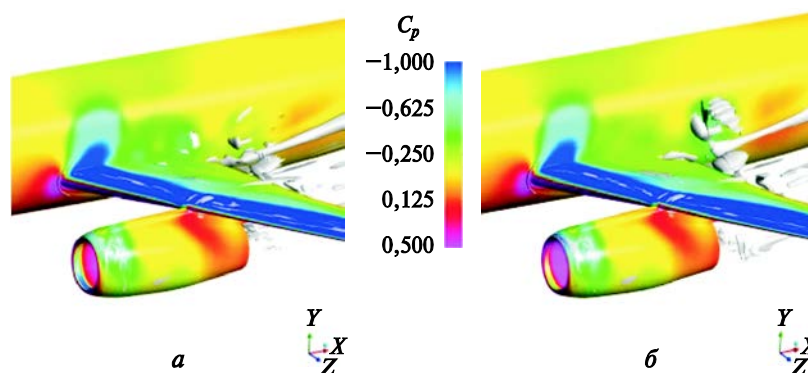


Рис. 10. Распределения коэффициента давления C_p и изоповерхность $\Omega = 0,65$ для вариантов с протоком (а) и с тягой (АД-В) (б)

Моделирование работы двигателя с помощью граничного условия АД-В показывает эффект в виде роста сопротивления крыла и снижения сопротивления мотогондолы (см. табл. 4). Аэродинамическое качество компоновки остается на том же уровне. Поля числа Маха и коэффициента давления C_p в канале ВЗ показывают (рис. 11), что работа двигателя уменьшает зону отрыва на губе ВЗ.

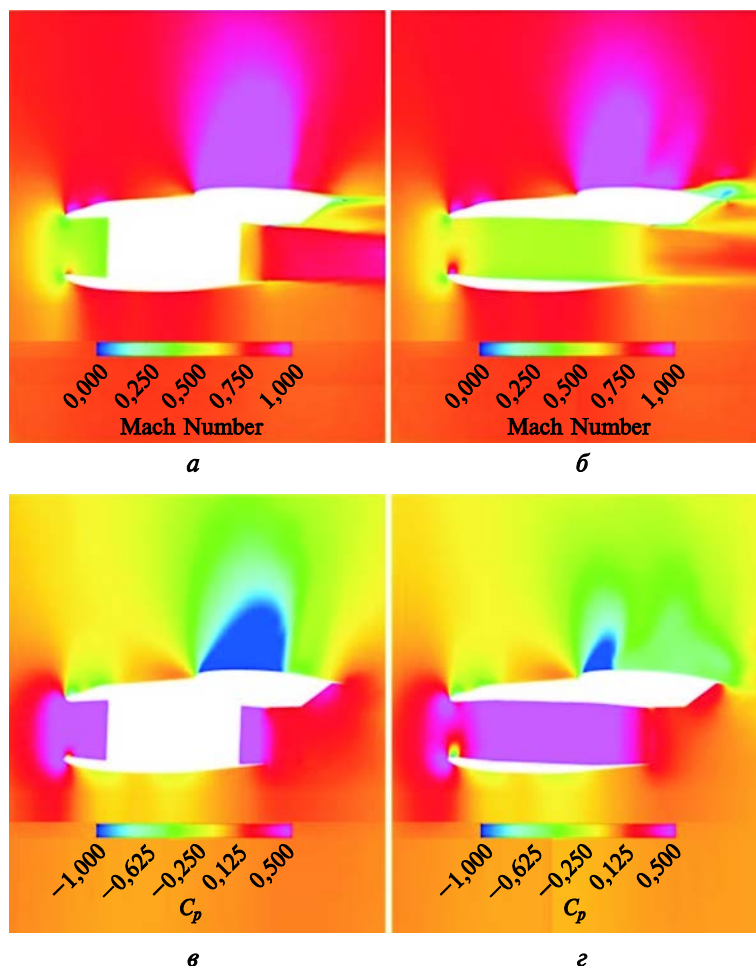


Рис. 11. Поля числа Маха (а, б) и коэффициента давления C_p (в, г) в сечении мотогондолы ($M = 0,75$; $Re = 4 \cdot 10^7$; $\alpha = 5^\circ$) для вариантов с тягой (АД-В) (а, в) и с протоком (б, г)

Заключение. На основании проведенного расчетного исследования можно сделать следующие выводы.

1. Подход с использованием граничного условия АД-В достаточно надежен при решении задач слабой и умеренной аэродинамической интерференции. Для ситуации сильной интерференции (сильных возмущений) корректное решение может быть получено при использовании профилей компонент скорости, соответствующих реальной картине взаимодействия. Но и в этом случае решение с «идеальным» профилем скорости в ВЗ (если его удастся получить) полезно для оценки границ существования режима безотрывного течения. Вариант граничного условия АД-Г дает полезную информацию в случае сильных возмущений потока в ВЗ при отсутствии других данных.

2. Работа двигателя слабо влияет на суммарные аэродинамические характеристики компоновки при малых углах атаки ($\alpha = 0^\circ \dots 1^\circ$). При этом вклады фюзеляжа и мотогондолы в величину C_{xa} оказываются заметными и разнонаправленными. При увеличении угла атаки ($\alpha = 5^\circ$) на фоне ухудшения обтекания крыла работа двигателя приводит к разнонаправленным вкладам крыла и мотогондолы в величину C_{xa} , аэродинамическое качество компоновки при этом практически не меняется. Эффект уменьшается с ростом числа Рейнольдса. Рассмотренные особенности показывают значимость согласования установки мотогондолы с учетом аэродинамической интерференции двигателя с корневой частью крыла и фюзеляжем.

ЛИТЕРАТУРА

- [1] Peeters P.M., Middel J., Hoolhorst A. *Fuel efficiency of commercial aircraft. An overview of historical and future trends*. Amsterdam, Nationaal Lucht- en Ruimtevaartlaboratorium NLR (National Aerospace Laboratory), 2005, 37 p.
- [2] Blumenthal B.T., Elmilguy A.A., Geiselhart K.A., Campbell R.L., Maughmer M.D., Schmitz S. Computational Investigation of a Boundary-Layer-Ingestion Propulsion System. *Journal of Aircraft*, 2018, vol. 55, no. 3, pp. 1141–1153.
- [3] Schoenweitz D., Theune M., Schnell R. Inlet distortion sensitivity of fans with different pressure ratios. *ISABE*, 2015, paper 2015_20095, pp. 1–11.
- [4] Thollet W. *Body-Force modeling of fan-airframe interactions. Ph.D. Thesis*. ISAE, Supaéro, 2017, 155 p.
- [5] Босняков С.М., Акинфиев В.О., Власенко В.В., Глазков С.А., Горбушин А.Р., Кажан Е.В., Михайлов С.В. Использование методов вычислительной аэродинамики в экспериментальных работах ЦАГИ. *Математическое моделирование*, 2011, № 23 (11), с. 65–98.
- [6] Pandya S., Murman S., Aftosmis M. J. Validation of Inlet and Exhaust Boundary Conditions for a Cartesian Method. *AIAA*, 2004, AIAA, paper 2004-4837, pp. 1–16.
- [7] Воронич И.В., Нгуен В.Х. Расчетное исследование характеристик потока в воздухозаборнике модельного осевого компрессора с учетом различных вариантов граничного условия «активный диск». *Известия высших учебных заведений. Машиностроение*, 2019, № 5 (710), с. 36–48.
- [8] Нгуен В.Х. Применение граничного условия «активный диск» к расчету неоднородного потока в воздухозаборнике современных турбореактивных двухконтурных двигателей. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2019, вып. 8. DOI: 10.18698/2308-6033-2019-8-1909
- [9] Laflin K.R., Klausmeyer S.M., Zickuhr T., Vassberg J.C., Wahls R.A., Morrison J.H., Brodersen O.P., Rakowitz M.E., Tinoco E.N., Godard J.-L. Data summary from second AIAA computational fluid dynamics drag prediction workshop. *Journal of Aircraft*, 2005, vol. 42, no. 5, pp. 1165–1178.
- [10] Gatlin G., Rivers M., Goodliff S., Rudnik R., Sitzmann M. Experimental Investigation of the DLR-F6 Transport Configuration in the National Transonic Facility (Invited). *AIAA*, 2008, AIAA, paper 2008-6917, pp. 1–22.
- [11] Vassberg J., DeHaan M., Sclafani T. Grid Generation Requirements for Accurate Drag Predictions Based on OVERFLOW Calculations. *16th AIAA Computational Fluid Dynamics Conference*, Orlando, Florida, AIAA, 2003, pp. 1–27.

- [12] Malouin B., Gariépy M., Trépanier J.-Y., Laurendeau É. Installation and interference drag decomposition via RANS far-field methods. *Aerosp. Sci. Technol.*, 2016, vol. 54, pp. 132–142.
- [13] Sahili A., Zogheib B., Barron R. M. 3-D Modeling of Axial Fans. *Applied Mathematics*, 2013, vol. 4, pp. 632–651.
- [14] Yin J., Pilidis P. Influence of Inlet Profile on High-BPR Turbofan Performance Using a Radial Profile Map. *ICAS2002 CONGRESS*, Toronto, Canada, 2002, pp. 1–7.
- [15] Zhao Y., Wang G., Huang B. A curvature correction turbulent model for computations of cloud cavitating flows. *Engineering Computations*, 2016, vol. 33, pp. 202–216.
- [16] Airbus A330. *Aircraft Museum*.
URL: <http://www.aerospaceweb.org/aircraft/jetliner/a330> (дата обращения 17.12.2019)
- [17] Liu C., Wang Y., Yang Y., Duan Z. New omega vortex identification method. *Sci. China-Phys. Mech. Astron.*, 2016, vol. 59, no. 8, p. 9.

Статья поступила в редакцию 27.01.2020

Ссылку на эту статью просим оформлять следующим образом:

Воронич И.В., Нгуен В.Х. Применение граничных условий «активный диск» в расчетном исследовании аэродинамической интерференции двигателя и планера пассажирского самолета. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2020, вып. 2. <http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2020-2-1956>

Воронич Иван Викторович — канд. физ.-мат. наук, доцент кафедры компьютерного моделирования Московского физико-технического института (национальный исследовательский университет), руководитель направления департамента механики полета филиала «Региональные самолеты» ПАО «Корпорация «Иркут». e-mail: voronich.iv@mipt.ru

Нгуен Вьет Хунг — аспирант кафедры компьютерного моделирования Московского физико-технического института (национальный исследовательский университет). email: viethung1581@gmail.com

Application of boundary conditions “actuator disk” in computational study of aerodynamic interference of the engine and airframe of a passenger aircraft

I.V. Voronich^{1,2}, V.H. Nguyen¹

¹Moscow Institute of Physics and Technology,
Dolgoprudny, 141701, Russia

²Regional Aircrafts, PJSC “Irkut” Corporation”, Moscow, 115280, Russia

Computational methods for obtaining aerodynamic characteristics of an aircraft are currently a source which supplements the data of aerodynamic experiment. This applies to the improvement of local aerodynamics, as well as the impact of the power plant on the flow around the airframe and aerodynamic characteristics of the aircraft. Despite the development of computational methods and computer technology, the tasks of integrating the power plant impose requirements for the refinement of the computational model, which are not fully implementable within the design cycle. However, simpler models can be potentially improved for situations of moderate aerodynamic interference by taking into account the profiles of variables in the air intake formed when the fan is in the nacelle. The paper considers the application of variants of the boundary condition “actuator disk” in the computational study of the contribution of the working power plant to the aerodynamic characteristics of the configuration. The approach is reliable for solving problems of weak and moderate aerodynamic interference. Engine performance has a weak effect on the overall aerodynamic characteristics at small angles of attack, but the component contributions caused by this factor are noticeable and have a different sign, which indicates the need to analyze this interaction.

Keywords: turbofan engine, passenger aircraft, air intake, nacelle, airframe, actuator-disk, aerodynamic interference

REFERENCES

- [1] Peeters P.M., Middel J., Hoolhorst A. *Fuel efficiency of commercial aircraft. An overview of historical and future trends*. NLR, 2005, Report NLR-CR-2005-669, 37 p.
- [2] Blumenthal B.T., Elmilgui A.A., Geiselhart K.A., Campbell R.L., Maughmer M.D., Schmitz S. Computational Investigation of a Boundary-Layer-Ingestion Propulsion System. *Journal of Aircraft*, 2018, vol. 55, no. 3, pp. 1141–1153.
- [3] Schoenweitz D., Theune M., Schnell R. Inlet distortion sensitivity of fans with different pressure ratios. *ISABE*, 2015, Paper 2015_20095, 11 p.
- [4] Thollet W. *Body-Force modeling of fan-airframe interactions*. Ph.D. Thesis. ISAE, Supaéro, 2017, 155 p.
- [5] Bosnyakov S.M., Akinfiyev V.O., Vlasenko V.V., Glazkov S.A., Gorbushin A.R., Kazhan E.V., Mihaylov S.V. *Matematicheskoe modelirovanie — Mathematical Models and Computer Simulations*, 2011, no. 23 (11), pp. 65–98.
- [6] Pandya S., Murman S., Aftosmis M. J. Validation of Inlet and Exhaust Boundary Conditions for a Cartesian Method. *AIAA*, 2004, AIAA, paper 2004-4837.
- [7] Voronich I.V., Nguyen V.H. Izvestiya vysshih uchebnyh zavedeniy. Mashinostroenie — Proceedings of Higher Educational Institutions. *Machine Building*, 2019, no. 5 (710), pp. 36–48.
- [8] Nguyen V.H. Inzenerny zhurnal: nauka i innovatsii — *Engineering Journal: Science and Innovation*, 2019, iss. 8. DOI: 10.18698/2308-6033-2019-8-1909

- [9] Laflin K.R., Klausmeyer S.M., Zickuhr T., Vassberg J.C., Wahls R.A., Morrison J.H., Brodersen O.P., Rakowitz M.E., Tinoco E.N., Godard J.-L. Data summary from second AIAA computational fluid dynamics drag prediction workshop. *Journal of Aircraft*, 2005, vol. 42, no. 5, pp. 1165–1178.
- [10] Gatlin G., Rivers M., Goodliff S., Rudnik R., Sitzmann M. Experimental Investigation of the DLR-F6 Transport Configuration in the National Transonic Facility (Invited). *AIAA*, 2008, AIAA, paper 2008-6917, 22 p.
- [11] Vassberg J., DeHaan M., Sclafani T. Grid Generation Requirements for Accurate Drag Predictions Based on OVERFLOW Calculations. *16th AIAA Computational Fluid Dynamics Conference*, 2003, Orlando, Florida.
- [12] Malouin B., Gariépy M., Trépanier J.-Y., Laurendeau É. Installation and interference drag decomposition via RANS far-field methods. *Aerosp. Sci. Technol.*, 2016, vol. 54, pp. 132–142.
- [13] Sahili A., Zogheib B., Barron R. M. 3-D Modeling of Axial Fans. *Applied Mathematics*, 2013, vol. 4, pp. 632–651.
- [14] Yin J., Pilidis P. Influence of Inlet Profile on High-BPR Turbofan Performance Using a Radial Profile Map. *ICAS2002 CONGRESS*.
- [15] Zhao Y., Wang G., Huang B. A curvature correction turbulent model for computations of cloud cavitating flows. *Engineering Computations*, 2016, vol. 33, pp. 202–216.
- [16] *Airbus A330*. Available at: <http://www.aerospaceweb.org/aircraft/jetliner/a330>
- [17] Liu C., Wang Y., Yang Y., Duan Z. New omega vortex identification method. *Sci. China-Phys. Mech. Astron.*, 2016, vol. 59, no. 8, p. 9.

Voronich I.V., Cand. Sc. (Phys.-Math.), Assoc. Professor, Department of Computer Modeling, Moscow Institute of Physics and Technology; Head of direction at Department of Flight Mechanics, Regional Aircrafts branch, PJSC “Irkut” Corporation”.
e-mail: voronich.iv@mipt.ru

Nguyen V.H., post-graduate, Department of Computer Modeling, Moscow Institute of Physics and Technology. e-mail: viethung1581@gmail.com