

Научная статья
УДК 629.7.03
DOI: 10.34759/vst-2022-3-77-93

АНАЛИЗ ИНТЕГРАЦИОННОГО ВЗАИМОДЕЙСТВИЯ КРЫЛА И ДВИЖИТЕЛЕЙ, РАЗМЕЩЕННЫХ НА ЗАКОНЦОВКАХ

Дмитрий Сергеевич Курочкин

Центральный аэрогидродинамический институт им. профессора Н.Е. Жуковского (ЦАГИ),
Жуковский, Московская область, Россия
fool.linkinp@yandex.ru

Аннотация. Исследуется положительный эффект от интерференции крыла и движителей, расположенных на конце крыла, а также влияние основных параметров крыла и движителей на данный интеграционный эффект. Определено, что движители, в качестве которых рассматриваются воздушные винты в тянущей схеме, обеспечивают прирост аэродинамического качества ~10% в крейсерском режиме при значениях удельной нагрузки на винт, близких к полетным. Определено, что установка дополнительного толкающего винта в пару к тянущему (тандемная схема) влечет за собой потери в аэродинамическом качестве относительно тянущей схемы, но дополнительный прирост относительно изолированного крыла составляет ~6% в полетной конфигурации.

Ключевые слова: воздушный винт, интерференция крыла и воздушного винта, винты на конце крыла, эффективность системы «винт—крыло», вихревая пелена

Для цитирования: Курочкин Д.С. Анализ интеграционного взаимодействия крыла и движителей, размещенных на законцовках // Вестник Московского авиационного института. 2022. Т. 29. № 3. С. 77-93. DOI: 10.34759/vst-2022-3-77-93

Original article

ANALYSIS OF INTEGRATION INTERACTION OF A WING AND WINGTIP MOUNTED PROPULSORS

Dmitrii S. Kurochkin

Central Aerohydrodynamic Institute named after N.E. Zhukovsky (TsAGI),
Zhukovsky, Moscow Region, Russia
fool.linkinp@yandex.ru

Abstract

The presented article deals with analysis of integration interaction of a wing and wingtip-mounted propellers.

The main purpose of the study consists in defining the useful effects originating when engine mounting in pulling, pushing or tandem scheme in the specified position relative to the wing due to the interference interaction.

The author performed variation of several parameters, defining mutual arrangement of the wing and propellers, as well as size and parameters of the propellers.

The article shows that relative increment of maximum aerodynamic quality K_{\max} through wing-tip propellers installation increases with the wing aspect ratio λ decrease. The absolute value of K_{\max} , in its turn, is higher at the propeller diameter and B parameter increase. Thus, with $\lambda = 10$, $D_{\text{prop}}/b_{\text{wing}} = 1.0$, the aerodynamic quality increment ΔK_{\max} reaches 19.5% at $B = 0.4$. Maximum increment of aerodynamic quality with $\lambda = 6$, $B = 0.4$ and $D_{\text{prop}}/b_{\text{wing}} = 1.0$ reaches 33% of the K_{\max} value of an aircraft without propellers.

Under conditions close to the real cruising flight ($M = 0.4$, $B = 0.2$), in case of the wing aspect ratio of $\lambda = 10$ and $D_{\text{prop}}/b_{\text{wing}} = 1.0$ obtaining the increase of $\Delta K_{\max} \sim 6.4$ is possible. With the wing aspect ratio decrease up to $\lambda = 6$, the increment ΔK_{\max} increases up to 11%, though, the level of ΔK_{\max} absolute values decreases from 17.1 to 14.1 compared to the case of $\lambda = 10$. It was established that propeller installation behind the trailing edge affects slightly the aerodynamic characteristics changing.

The article considers as well the possibility of installing tandem propellers, i.e. one prior to the leading edge and the other behind the trailing edge of the wing. Thus, installation of only the front propeller at $\lambda = 10$, $B = 0.2$ and $D_{\text{prop}}/b_{\text{wing}} = 1.0$ leads to the K_{\max} value increase by 6.4%; while the additional installation of the rear propeller leads to a certain K_{\max} decrease up to 5%. Rear propeller diameter varying at the tandem location of the propellers does not affect practically the value of the aircraft K_{\max} .

The main advantage of the tandem propellers compared to a single one consists in the increasing aircraft safety, since in the event of the front or rear propeller failure, the system thrust only approximately halves, rather than falls to zero.

Keywords: propeller, interference of wing and propeller, wingtip-mounted propeller, efficiency wing-propeller system, vortex sheet

For citation: Kurochkin D.S. Analysis of Integration Interaction of a Wing and Wingtip Mounted Propellers. *Aerospace MAI Journal*, 2022, vol. 29, no. 3, pp. 77-93. DOI: 10.34759/vst-2022-3-77-93

Введение

Силовая установка и движители в ее составе, требующиеся в первую очередь для обеспечения тяги и поддержания необходимой крейсерской скорости, могут размещаться на крыле. В этом случае целесообразным решением является обеспечение полезного аэродинамического взаимодействия крыла и движителей, в роли которых может выступать воздушный винт (ВВ).

Большую часть подъемной силы летательного аппарата создает крыло. Механизм образования подъемной силы крыла, открытый Н.Е. Жуковским, заключается в образовании циркуляции скорости в его сечениях, т.е. циркуляции присо-

единенного вихря. Распределение циркуляции вдоль размаха крыла не постоянно, поэтому с его задней кромки непрерывно сходит вихревая пелена, компенсирующая изменение циркуляции в сечениях, согласно известным теоремам сохранения циркуляции. Вихревую пелену при определенных условиях можно наблюдать в виде спутного следа за летящим самолетом. Вихревая система крыла и ее принципы описаны в статье [1]. В случае достижения полезной интерференции необходимо обеспечить такое распределение циркуляции, которое сможет реализовать минимум индуктивного сопротивления C_{xi} . Первым,

кто описал данный подход, был М. Мунк [2]. Этот принцип заложен в расчетные модули, позволяющие найти распределение циркуляции от размещения воздушных винтов на конце крыла, обеспечивающее минимум C_{xi} при заданной подъемной силе.

Подобно вихревой модели крыла, состоящей из комбинации присоединенных вихревых линий и вихревой пелены, воздушный винт может быть представлен с помощью геликоидальной вихревой пелены, как показано на рис. 1.

Определение поля скоростей, индуцированного геликоидальной вихревой пеленой, является достаточно сложной численной процедурой. Для определения аэродинамических эффектов при взаимодействии спутной струи от воздушного винта и вихревой пелены крыла не важны под-

робные характеристики геометрии винта, а необходимы только его индуктивные скорости и тяговые значения. В этой связи представляется возможным использовать упрощенную модель, пригодную для представления главных характеристик воздушного винта. Подобной упрощенной моделью является система вихревых трубок, показанная на рис. 1.

В этой модели геликоидальная вихревая пелена заменена суперпозицией двух непрерывных вихревых распределений [3]. Одно распределение состоит из осевых вихрей, параллельных оси вращения винта и расположенных на концентрических цилиндрах. Другое вихревое распределение состоит из вихревых колец, расположенных на цилиндрических поверхностях и на плоскостях, нормальных к оси вращения.

Поместим винт на конце крыла так, чтобы его ось вращения совпадала с положением концевой хорды. По описанной ранее схеме разобьем плоскость винта на концентрические окружности с шагом Δl , как показано на рис. 2.

Винт создает за собой струю, которая характеризуется высокой осевой скоростью в сравнении со скоростью набегающего потока, что обеспечивает тягу, а также окружной скоростью потока V_p , направленной в сторону вращения потока.

При этом в обдуваемом сечении крыла будет индуцироваться вертикальная возмущенная скорость V_y . Определив эту скорость, можно найти силу, направленную на снижение индуктивного

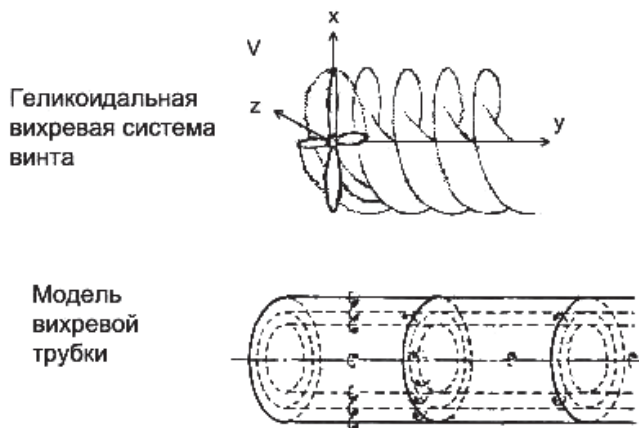


Рис. 1. Вихревая модель воздушного винта

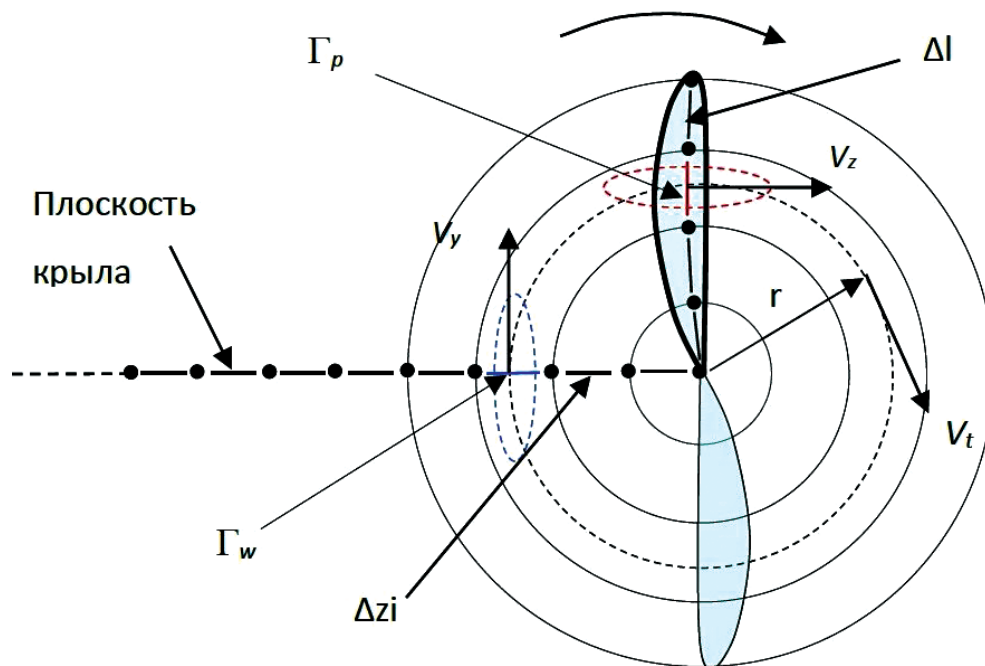


Рис. 2. Взаимодействие вихревых систем крыла и винта

сопротивления. Разместим воздушный винт за задней кромкой крыла. В такой конфигурации свободные вихри, индуцированные крылом, создают дополнительную возмущенную скорость V_z , увеличивающую тягу и, как следствие, КПД винта [1].

На рис. 3 показан пример расчетного относительного перераспределения циркуляции вдоль размаха крыла под влиянием закрученных струй винтов. Как правило, у двухдвигательных компоновок оба винта вращаются в одну сторону по требованиям взаимозаменяемости деталей двигателей. Винты вращаются по часовой стрелке. В результате правый винт повышает подъемную силу в бортовых сечениях крыла и понижает в концевых. Левый винт – наоборот. Такое перераспределение циркуляции на крейсерском режиме полета вызывает появления момента крену,

который необходимо парировать органами управления самолета.

Рассмотренную в примере интерференцию закрученных струй от воздушных винтов и крыла самолета нельзя признать полезной по причине того, что неравномерное распределение аэродинамической нагрузки по размаху крыла увеличивает индуктивное сопротивление. Интерференция может оказаться полезной, если изменить положение и направление вращения винтов. На рис. 4 показан вариант расположения винта на концах крыла, направление вращения винтов обеспечивает симметричное увеличение местных углов атаки в обдуваемых сечениях. Отрицательные скосы потока, закрученного струями винтов, оказываются при этом вне размаха крыла.

Исследования взаимодействия закрученных струй с крылом самолета проводились ранее эк-

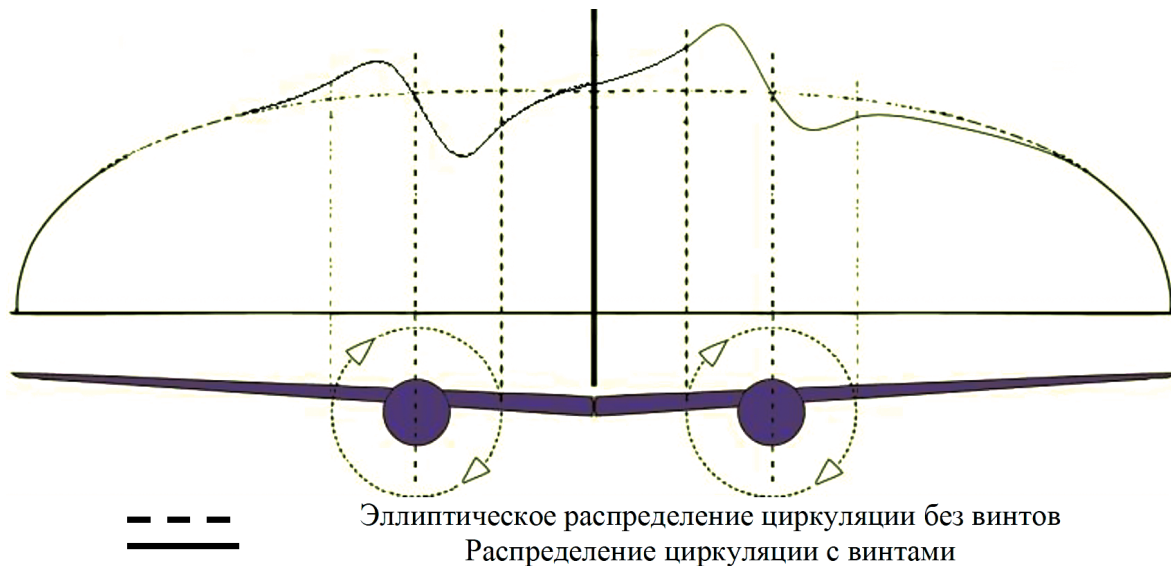


Рис. 3. Распределение относительной циркуляции вдоль размаха крыла под влиянием закрутки потока за двумя однорядными винтами [1]

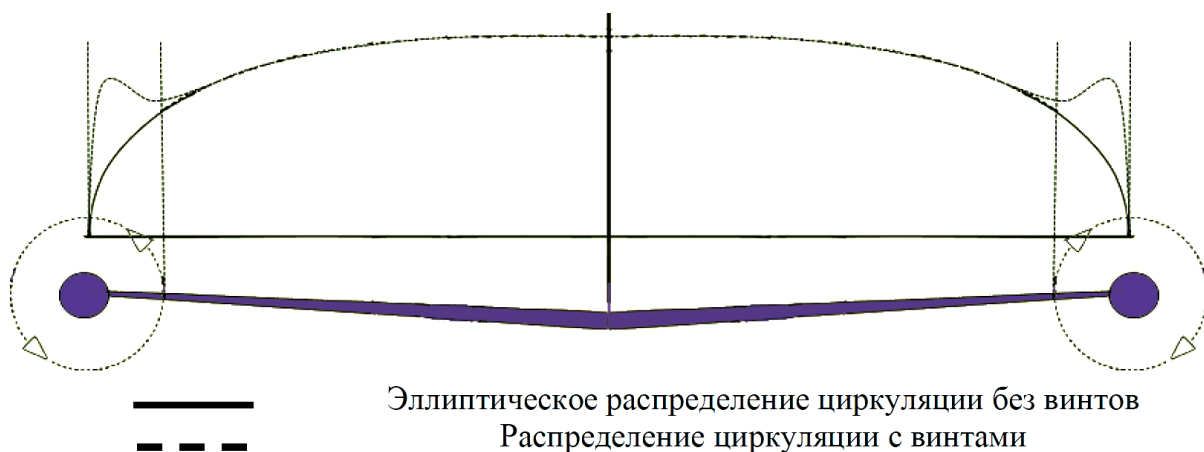


Рис. 4. Распределение относительной циркуляции при полезной интерференции закрученных струй ВВ и крыла

спериментально. Так, в работе [4] исследовались в аэродинамической трубе винты, установленные на концах крыла с удлинением 8 в тянущей конфигурации. Были получены экспериментальные данные о влиянии положения винтов по размаху крыла на подъемную силу и аэродинамическое качество, которые подтвердили теоретические предпосылки возможной полезной интерференции.

В работах [5–7] проведены экспериментальные исследования винтов, установленных на концах крыла в толкающей схеме. Было определено благоприятное влияние концевых вихрей крыла на суммарные аэродинамические характеристики моделей. Направление вращения винта на конце крыла значительно влияет на сопротивление системы; так, при вращении тянущего винта по направлению закрутки струи сопротивление выше, чем в противоположном случае [8]. Можно предположить, что влияние обдува крыла винтом с повышенной осевой скоростью на изменение сопротивления не зависит от направления вращения тянущих винтов. Тогда выигрыш в сопротивлении от закрутки потока является выигрышем в индуктивном сопротивлении и равен проигрышу в индуктивном сопротивлении при противоположном направлении вращения винта.

Современные тенденции развития авиационной техники характеризуются появлением гибридных или полностью электрических двигателей. Если воздушные винты на самолете приводятся во вращение электромоторами, то в этом случае, во-первых, легко решается проблема

обеспечения нужного направления вращения винтов и, во-вторых, число электромоторов и, соответственно, число винтов может варьироваться в более широких пределах, чем в традиционных компоновках [9].

На рис. 5 показан проект NASA легкого пассажирского самолета с распределенной силовой установкой на электрических двигателях [10]. На передней кромке крыла установлено большое количество электродвигателей с убираемыми в крейсерском режиме лопастями винтов. Эти двигатели используются на взлетном режиме для увеличения тяги и повышения коэффициента подъемной силы за счет обдувки крыла [11]. На крейсерском режиме полета эти двигатели не работают, а тягу создают два винта, расположенные на концах крыла. Благодаря вращению винтов в разных направлениях на консолях крыла, эта компоновка не создает проблем с моментом крена, в отличие от классического ТВД, в котором винты вращаются в одном направлении, и получает дополнительное преимущество в снижении индуктивного сопротивления.

На рис. 6 показан экспериментальный пассажирский самолет Alice с тремя электродвигателями израильского разработчика Eviation [12]. Два электродвигателя установлены на концах крыла и один – в корме фюзеляжа. Электродвигатели приводят во вращение воздушные винты. Те из них, что расположены на концах крыла, вращаются в направлении, противоположном скосам потока, индуцированным вихревой пеленой, сбегаящей с задней кромки крыла. При виде сзади на самолет правый винт вращается по



Рис. 5. Проект NASA легкого самолета с распределенной силовой установкой и маршевыми концевыми винтами



Рис. 6. Экспериментальный пассажирский самолет с электродвигателями и концевыми винтами в толкающей схеме

часовой стрелке, левый — против часовой стрелки. Такое направление вращения в тянущей схеме (когда винты установлены перед передней кромкой крыла) обеспечивает снижение индуктивного сопротивления.

В толкающей схеме винты не закручивают поток в сечениях крыла, а сами подвергаются обдувке закрученным потоком вихревой пелены. При выбранном направлении вращения — против закрутки потока вихревой пеленой — КПД винтов будет расти. В работе [5] получена экспериментальная оценка влияния закрутки потока вихревой пеленой крыла на КПД винта, расположенного за задней кромкой. В соответствии с обобщенной теоремой Мунка [3] при правильном выборе направления вращения выигрыш в индуктивном сопротивлении тянущей схемы равен выигрышу в КПД толкающей схемы.

Метод исследования и возможные проектные решения

Описанные в литературе методологические подходы к определению аэродинамического взаимодействия винта и крыла [13, 14] реализованы в расчетной программе, разработанной в ЦАГИ [1]. Она предназначена для определения аэродинамических характеристик планера и интерференционного взаимодействия в системе «винт—крыло». В программе используется модифицированный панельный метод с большим быстродействием за счет того, что на одной панели расположена одна дискретная гидродинамическая особенность, вместо сложного распределения. В этом случае значительно облегчается проблема определения аэродинамических сил, особенно индуктивного сопротивления, так как появляется возможность использовать теорему

Н.Е. Жуковского «в малом» [17]. Согласно этой теореме аэродинамическая сила \vec{F} , возникающая на присоединенной части несущего элемента, пропорциональна векторному произведению вихревого отрезка \vec{l} и скорости \vec{V} в центре присоединенной части отрезка:

$$\vec{F} = \rho \Gamma [\vec{V} \times \vec{l}].$$

Программа позволяет определить профильное сопротивление, состоящее из сопротивления трения и сопротивления давления. Сопротивление трения находится как интеграл от сил трения, а сопротивление давления — как взаимодействие источников, моделирующих толщину вытеснения, с источниками, описывающими обтекание профиля крыла при нулевом угле атаки [15, 16].

На рис. 7 показано, как в результате численного расчета закрученная струя от воздушного винта влияет на распределение коэффициента сопротивления давления C_p по размаху крыла.

В качестве расчетной модели рассматривалось прямое крыло с двумя концевыми ВВ в тянущей схеме (табл. 1).

Выбиралось определенное удлинение крыла (при фиксированной площади), по нему формировалась геометрия крыла, и далее определялись аэродинамические силы и распределение давления для каждой пары (D, B) . При вычислении профильного сопротивления полагалось, что в характерных сечениях крыла установлены профили, соответствующие исследованной в ЦАГИ компоновке легкомоторного самолета [18]. Принято, что относительная толщина профиля составляет 18% в бортовом сечении и 14% — в концевом сечении.

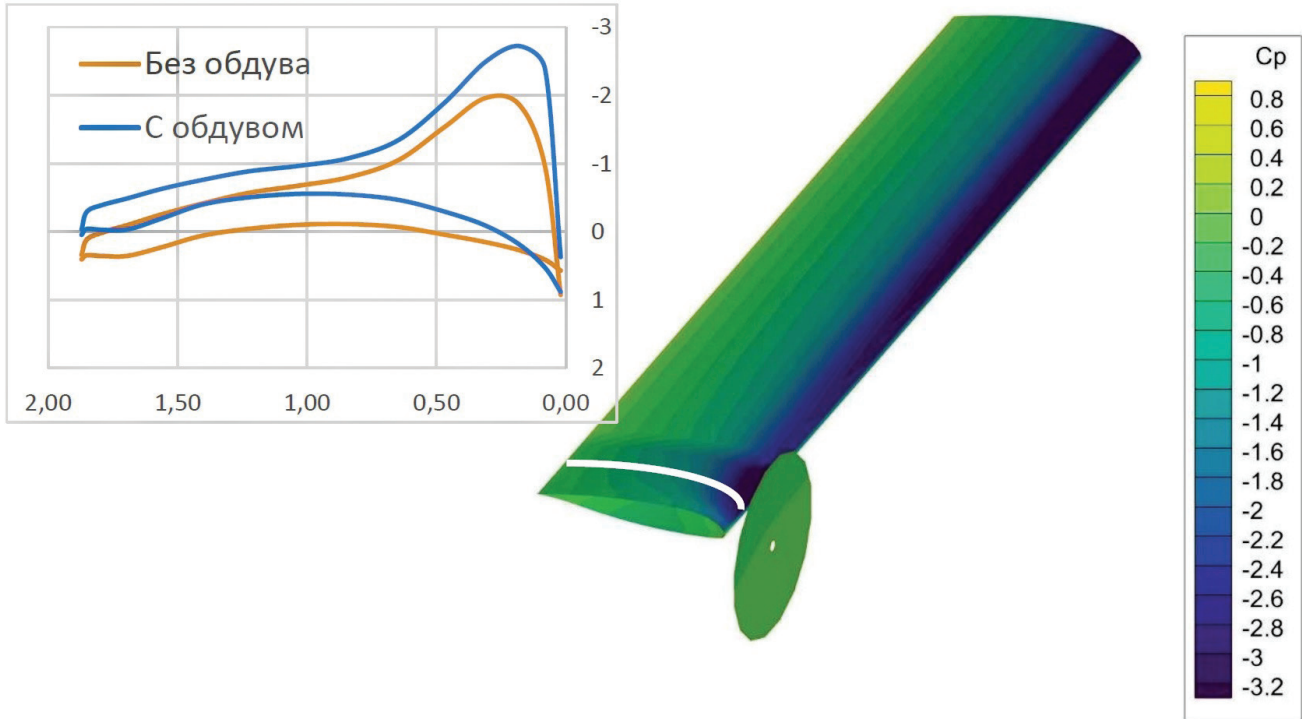


Рис. 7. Распределения коэффициента сопротивления давления C_p при обдуве крыла концевым воздушным винтом

Таблица 1

Исходные данные

Фиксированные параметры	Значения			
Площадь крыла $S_{кр}$, м ²	35			
Крейсерское число M	0,4 (на высоте $H_{кр} = 7,6$ км)			
Поступь винта	1,824			
Вынос винта Δx , м	0,5D			
Диапазон углов атаки α , °	(-1; 8)			
Варьируемые параметры крыла	Значения			
Удлинение крыла λ	6	8	10	
Хорда крыла b , м	2,415	2,092	1,871	
Варьируемые параметры винта	Значения			
Диаметр винта D , м	0,25 b	0,5 b	0,75 b	b
Относительная нагрузка на винт B	0,1	0,2	0,3	0,4

Аэродинамическое влияние при варьировании основных параметров

Первый этап расчетов заключался в определении прироста аэродинамического качества с удлинением крыла $\lambda = 10$. Сопротивление фюзеляжа и оперения учитывалось добавлением в коэффициент лобового сопротивления $C_{x0} = 0,02$ для получения приближенных к полетным значениям аэродинамического качества.

Результаты расчетов при фиксированных значениях $D_{ВВ}$ и при варьировании параметра B (рис. 8–11) свидетельствуют о том, что при малом диаметре винта аэродинамическое качество практически не увеличивается, но по мере увеличения диаметра винта до значений, равных хорде крыла, увеличение K_{max} составляет 19% при максимальной относительной нагрузке на винт $B = 0,4$ по сравнению с изолированным крылом.

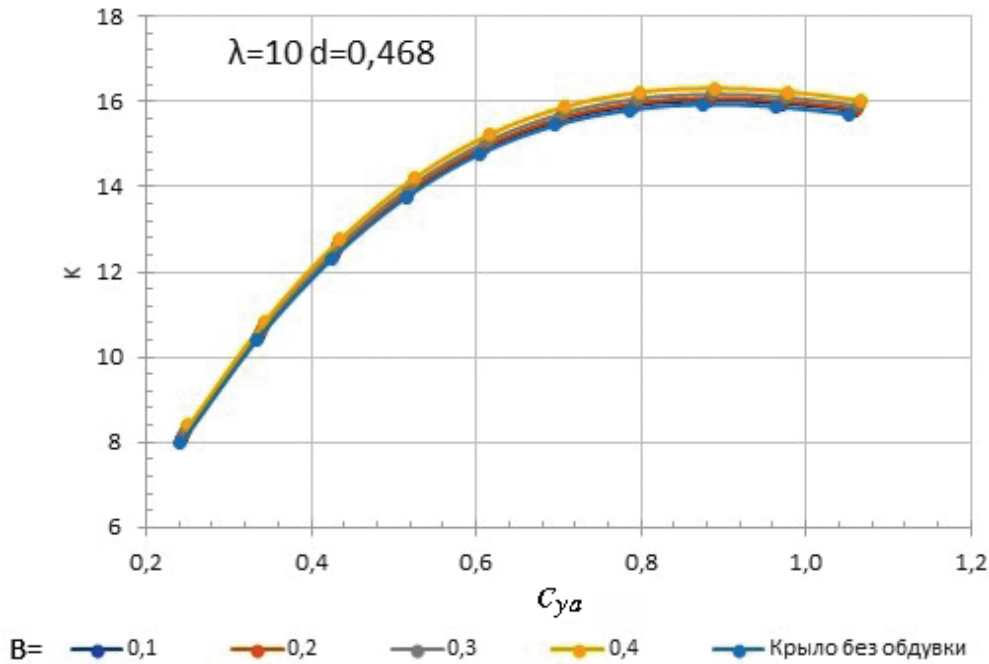


Рис. 8. Зависимость $K(C_{ya})$ при $\lambda = 10$, $D/b = 0,25$ и варьируемой B

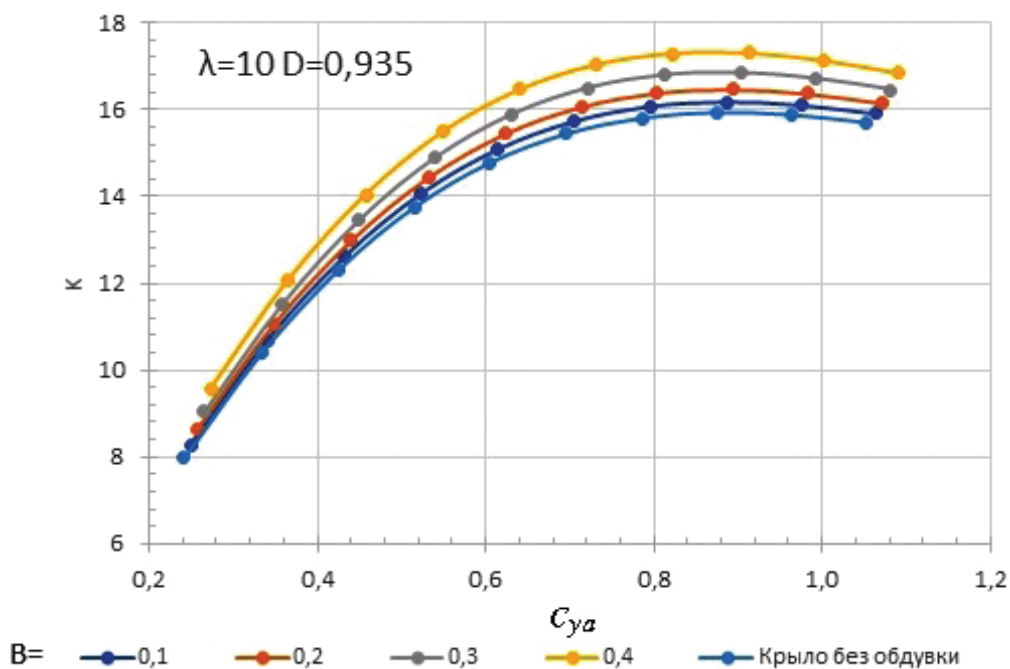


Рис. 9. Зависимость $K(C_{ya})$ при $\lambda = 10$, $D/b = 0,5$ и варьируемой B

Далее были выполнены аналогичные расчеты и получены зависимости $K(C_{ya})$ при удлинении крыла $\lambda = 8$ (рис. 12–15), где увеличение K_{max} при наибольшем диаметре составило 24%; при удлинении $\lambda = 6$ (рис. 16–19) этот прирост составил уже 33%.

Полученные данные обобщены в табл. 2 и представлены в виде прироста K_{max} системы “тя-

нущий винт–крыло” по сравнению с K_{max} изолированного крыла.

Результаты свидетельствуют о том, что за счет обдувки тянущими однорядными винтами на концах крыла наибольшее аэродинамическое качество достигается при большем удлинении [19], а относительный прирост K_{max} реализуется при меньшем удлинении крыла.

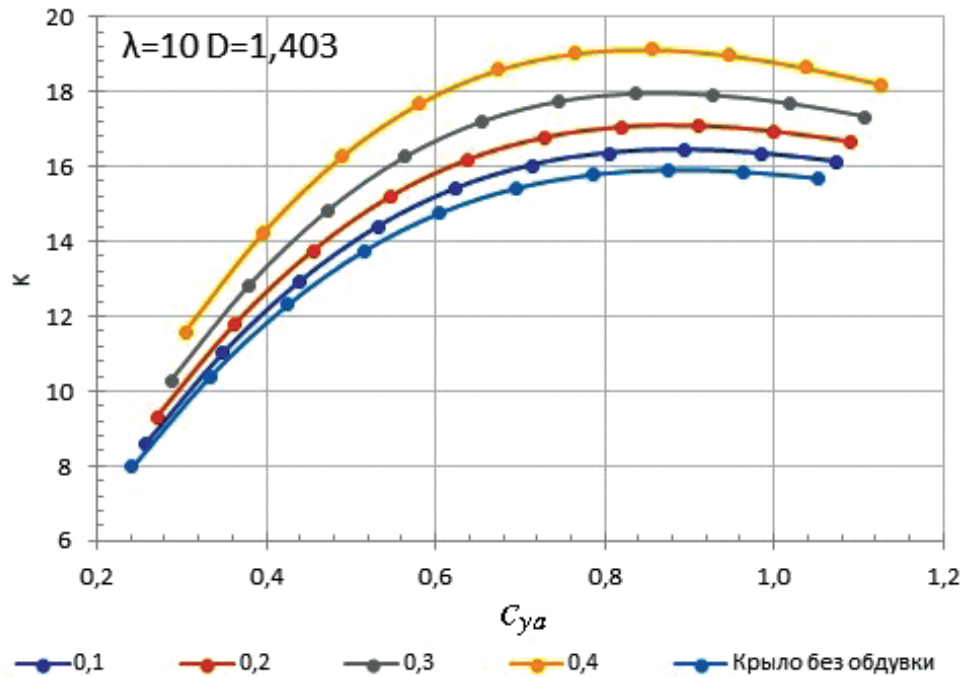


Рис. 10. Зависимость $K(C_{ya})$ при $\lambda = 10$, $D/b = 0,75$ и варьируемой V

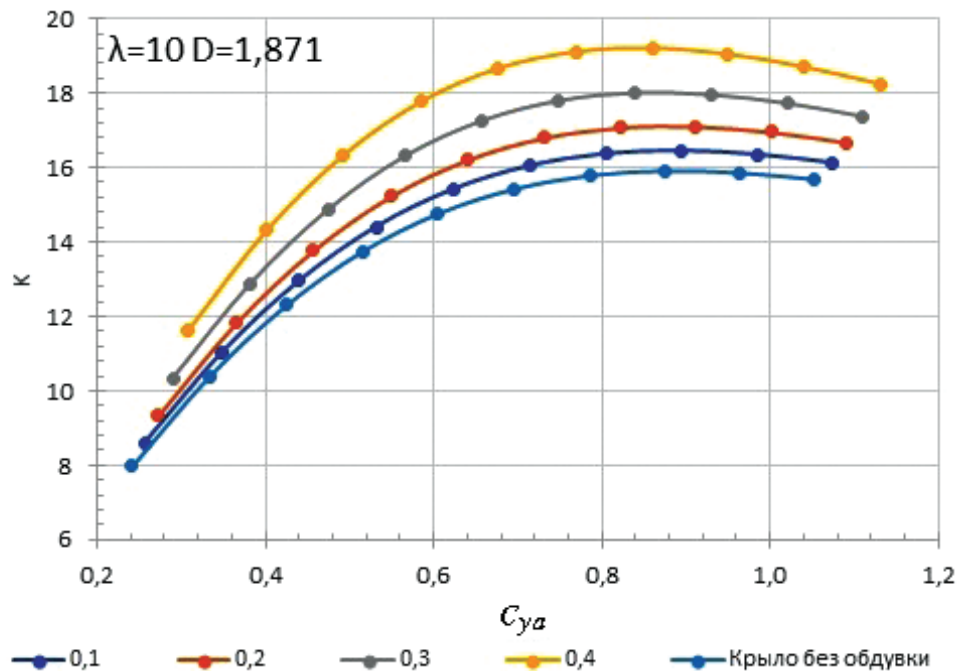


Рис. 11. Зависимость $K(C_{ya})$ при $\lambda = 10$, $D/b = 1$ и варьируемой V

Используя полученные данные, можно определить оптимальное удлинение крыла из условия рационального баланса между снижением массы крыла и приростом аэродинамического качества при размещении винтов на концах крыла [20].

На рис. 20 представлено распределении относительной циркуляции изолированного крыла с удлинением $\lambda = 10$ и при обдувке крыла концевыми винтами в диапазоне углов атаки от -1° до

8° при диаметре винта, равном хорде крыла. Характерно, что эллиптическое распределение циркуляции по размаху изолированного крыла практически не зависит от угла атаки. При установке концевых воздушных винтов имеет место существенный всплеск циркуляции на конце крыла, причем по мере увеличения угла атаки (затемнение линий) относительное значение этого всплеска уменьшается.

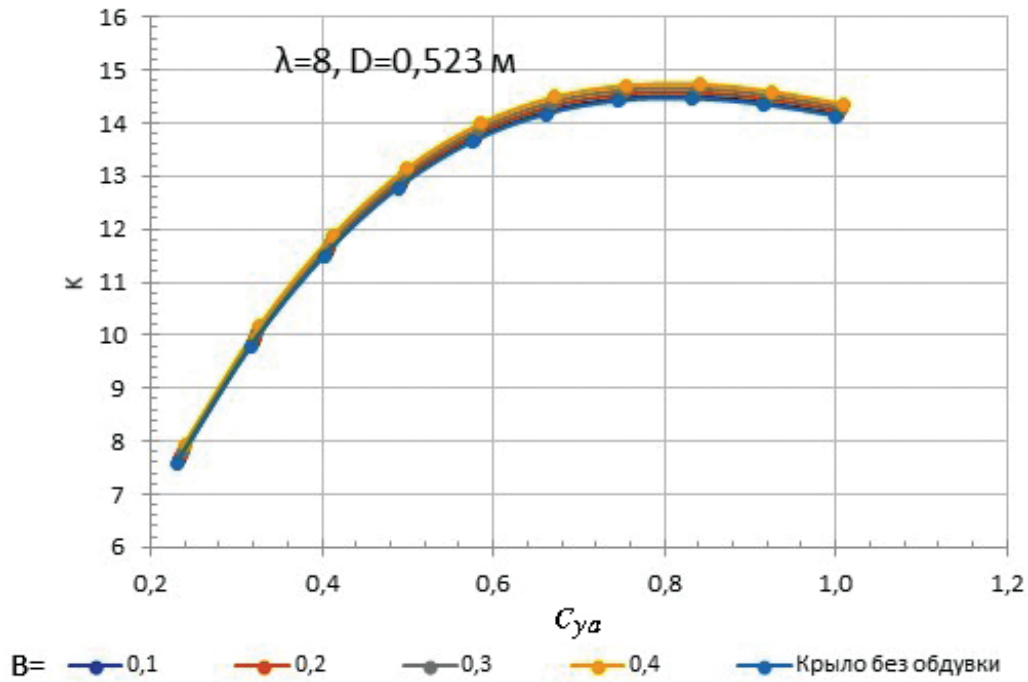


Рис. 12. Зависимость $K(C_{ya})$ при $\lambda = 8, D/b = 0,25$ и варьируемой B

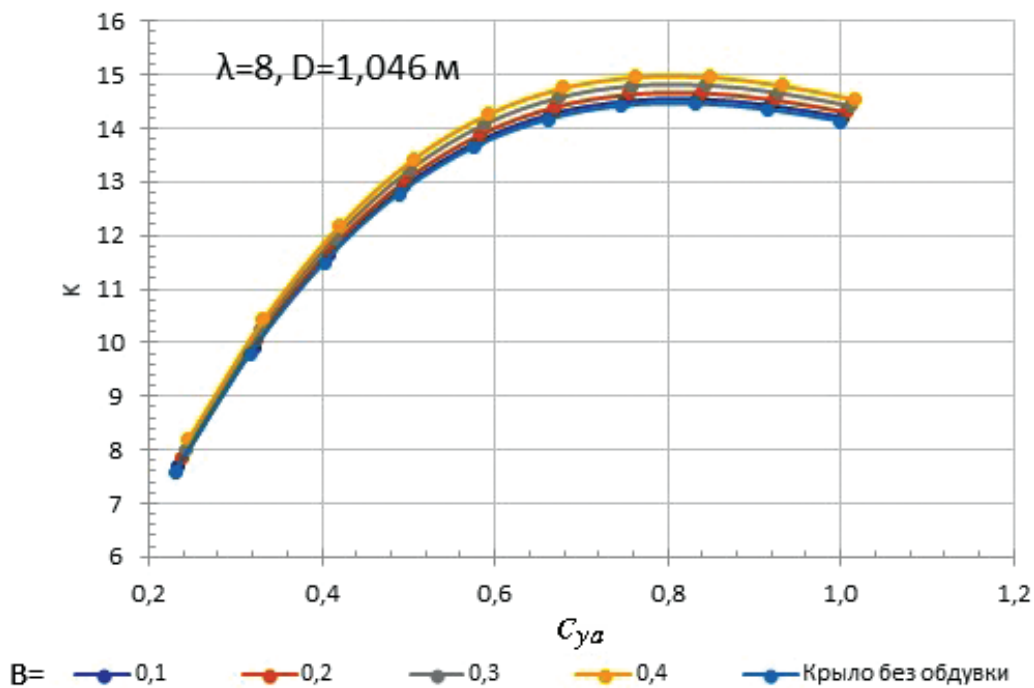


Рис. 13. Зависимость $K(C_{ya})$ при $\lambda = 8, D/b = 0,5$ и варьируемой B

Полученные графики на рис. 20 соответствуют распределению относительной циркуляции, представленной в работе [1], где экспериментально доказан выигрыш в аэродинамическом качестве.

При установке концевого воздушного винта имеет место существенный всплеск циркуляции на конце крыла, причем по мере увеличения угла

атаки относительное значение этого всплеска уменьшается.

Также была рассмотрена схема с тандемным расположением винтов. Получено, что добавление толкающего винта сзади в тандемную схему, незначительно снижает аэродинамическое качество относительно толкающей схемы, но при этом аэродинамическое качество выше по срав-

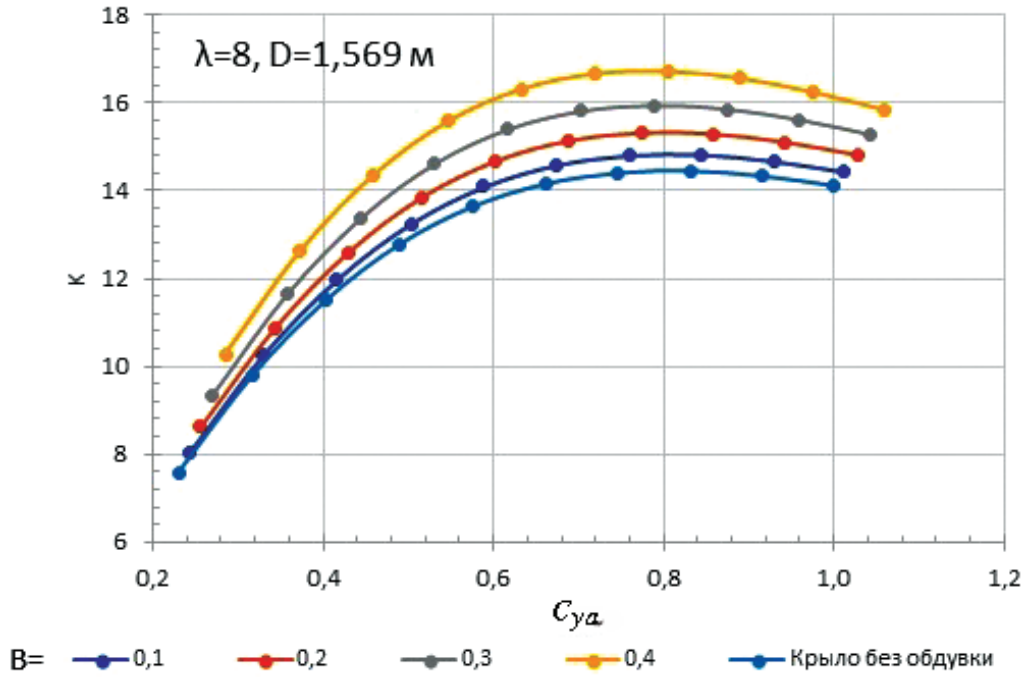


Рис. 14. Зависимость $K(C_{ya})$ при $\lambda = 8, D/b = 0,75$ и варьируемой V

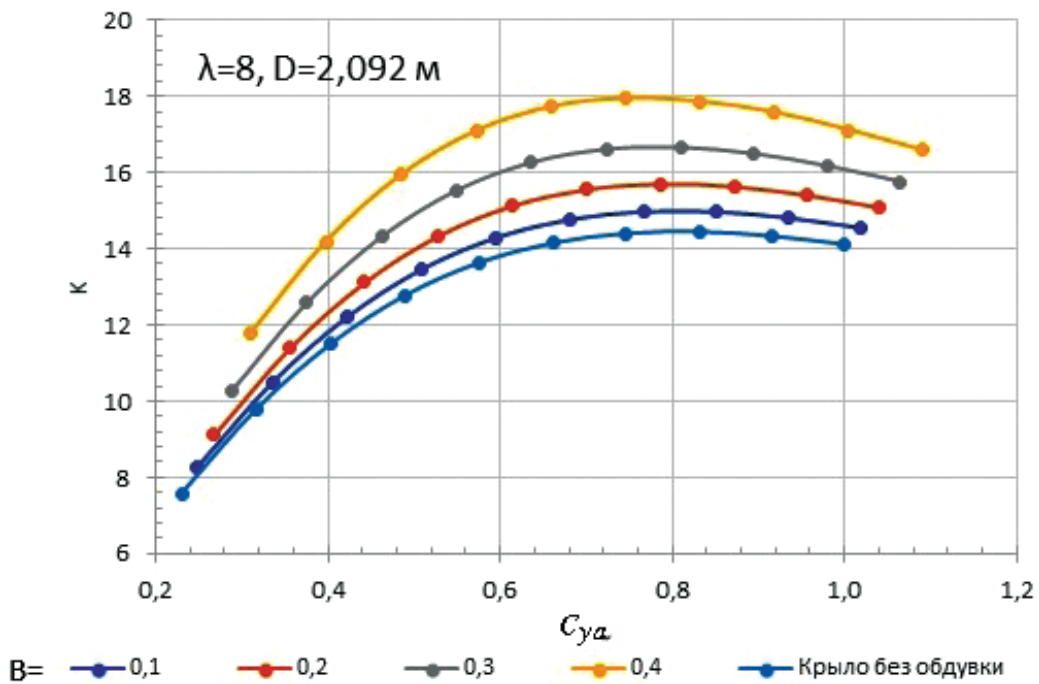


Рис. 15. Зависимость $K(C_{ya})$ при $\lambda = 8, D/b = 1$ и варьируемой V

нению с изолированным крылом. Изменение положение толкающего винта относительно задней кромки крыла и его диаметра практически не влияет на зависимость $K(C_y)$ (рис. 21).

Выводы

Показано, что относительное приращение максимального аэродинамического качества K_{max} за счет установки концевых ВВ возрастает при уменьшении удлинения крыла λ . В свою очередь, абсолютное значение K_{max} выше при увеличении диаметра ВВ и при увеличении парамет-

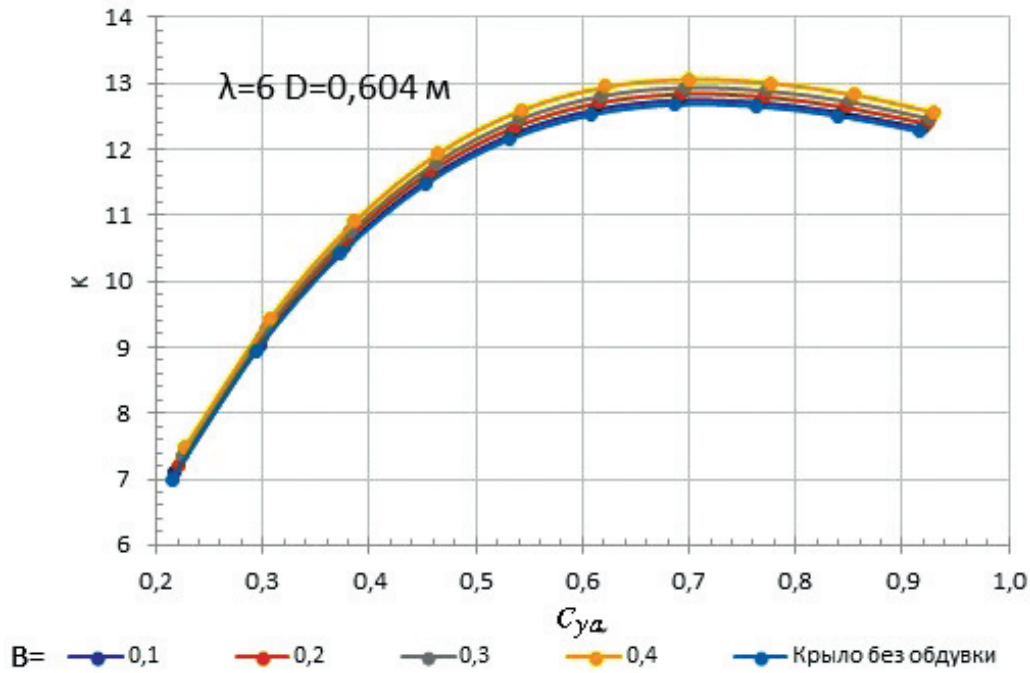


Рис. 16. Зависимость $K(C_{ya})$ при $\lambda = 6$, $D/b = 0,25$ и варьируемой B

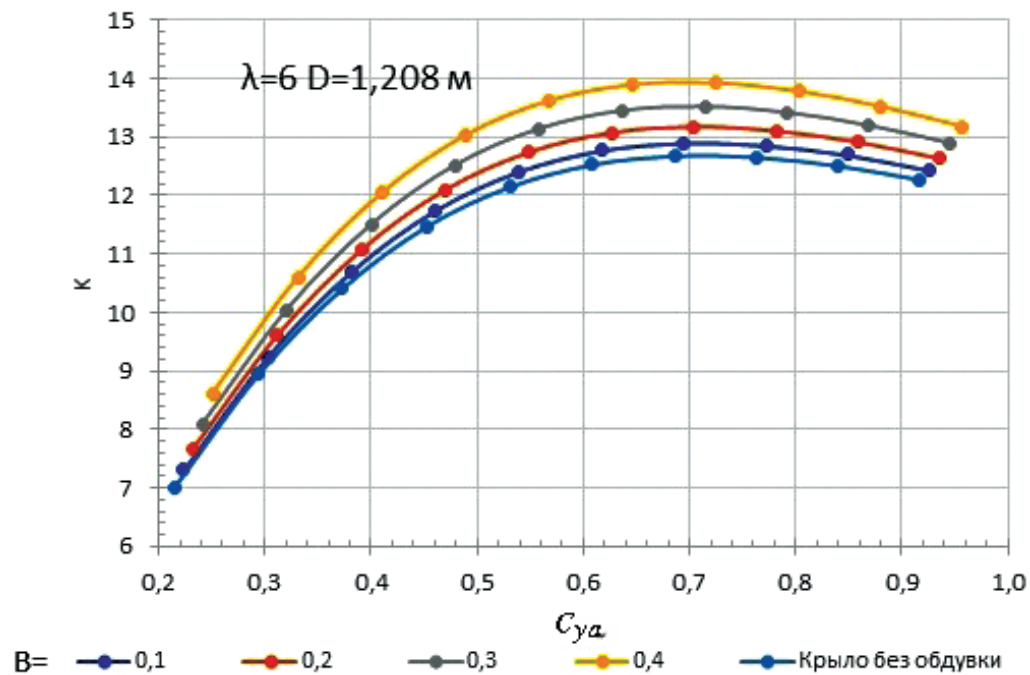


Рис. 17. Зависимость $K(C_{ya})$ при $\lambda = 6$, $D/b = 0,5$ и варьируемой B

ра B . Так, при $\lambda = 10$, $D_B/b = 1,0$, при значении $B = 0,4$ прирост аэродинамического качества ΔK_{\max} достигает 19,5%. Максимальный прирост аэродинамического качества при $\lambda = 6$, $B = 0,4$ и $D_B/b_{\text{кон}} = 1,0$ достигает 33% от K_{\max} самолета без концевых воздушных винтов.

При условиях, близких к реальному крейсерскому полету ($M = 0,4$; $B = 0,2$), в случае удлинения крыла $\lambda = 10$ и $D_B/b = 1,0$ можно получить прирост $\Delta K_{\max} \sim 6,4\%$. При уменьшении удлинения крыла до $\lambda = 6$ прирост ΔK_{\max} увеличивается до 11%, однако уровень абсолютных значе-

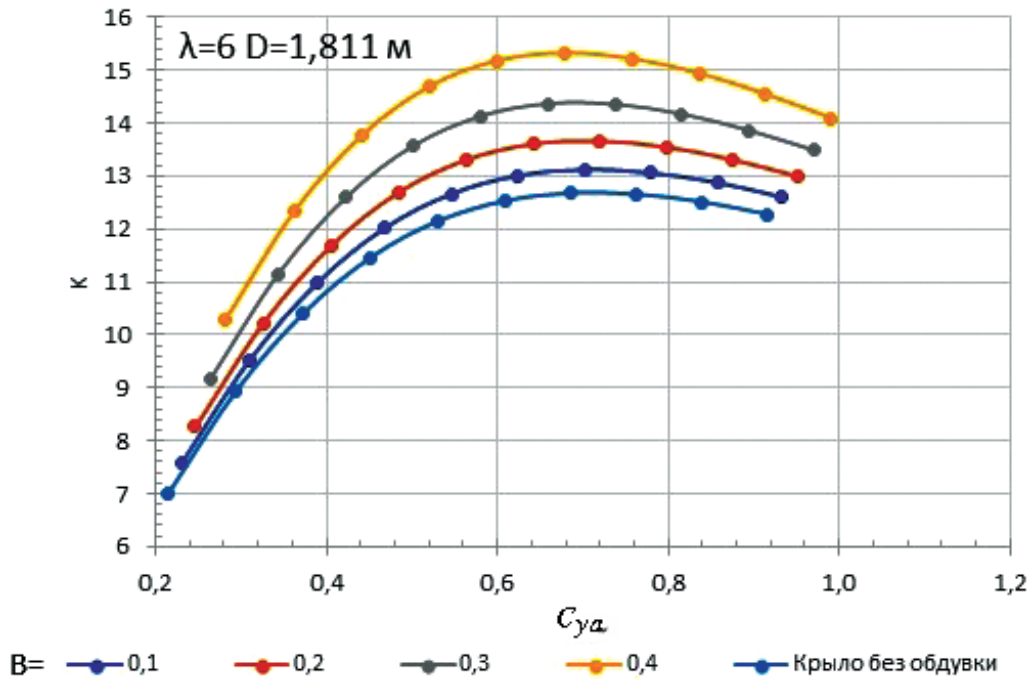


Рис. 18. Зависимость $K(C_{ya})$ при $\lambda = 6$, $D/b = 0,75$ и варьируемой B

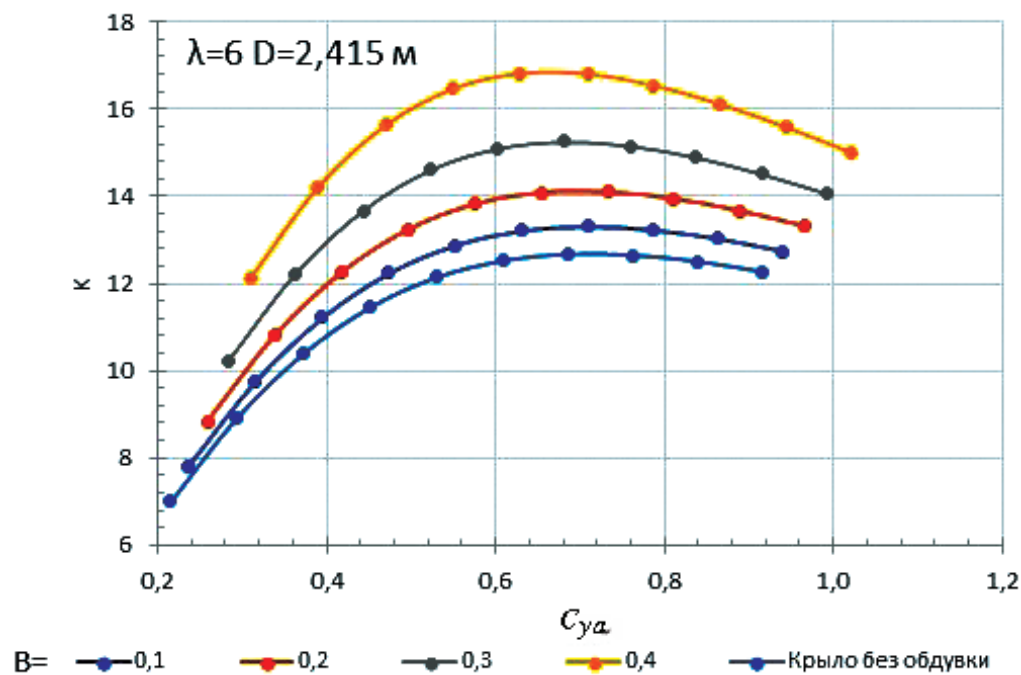


Рис. 19. Зависимость $K(C_{ya})$ при $\lambda = 6$, $D/b = 1$ и варьируемой B

ний K_{max} по сравнению с его значением при $\lambda = 10$ снижается с 17,1 до 14,1. Установка ВВ за задней кромкой слабо влияет на изменение аэродинамических характеристик.

Также рассмотрена возможность установки на концах крыла тандемных ВВ – один впереди передней кромки крыла, другой за задней кром-

кой крыла. Так, при $\lambda = 10$, $B = 0,2$, $D_b/b_{кон} = 1,0$ установка только переднего ВВ приводит к увеличению K_{max} на 6,4%; дополнительная установка заднего ВВ приводит к некоторому снижению K_{max} – до 5%. Варьирование диаметра заднего ВВ при тандемном расположении винтов практически не влияет на значение K_{max} самолета.

Таблица 2

Приращение K_{max} системы “тянущий винт—крыло” в сравнении с изолированным крылом

$\lambda_{крыла} = 10$		$D_{винта}, м$			
		0,468	0,935	1,403	1,871
В винта	0,1	-0,5%	0,5%	2,2%	2,3%
	0,2	0,0%	2,4%	6,1%	6,4%
	0,3	0,6%	4,7%	11,5%	12,0%
	0,4	1,3%	7,5%	18,9%	19,4%
$\lambda_{крыла} = 8$		$D_{винта}, м$			
		0,523	1,046	1,569	2,092
В винта	0,1	0,4%	0,7%	2,6%	3,7%
	0,2	0,8%	1,5%	5,9%	8,7%
	0,3	1,3%	2,5%	10,3%	15,2%
	0,4	1,9%	3,6%	15,7%	24,1%
$\lambda_{крыла} = 6$		$D_{винта}, м$			
		0,604	1,208	1,811	2,415
В винта	0,1	0,6%	1,8%	3,5%	5,0%
	0,2	1,3%	4,0%	7,7%	11,3%
	0,3	2,1%	6,6%	13,2%	20,3%
	0,4	3,0%	9,8%	20,8%	32,7%

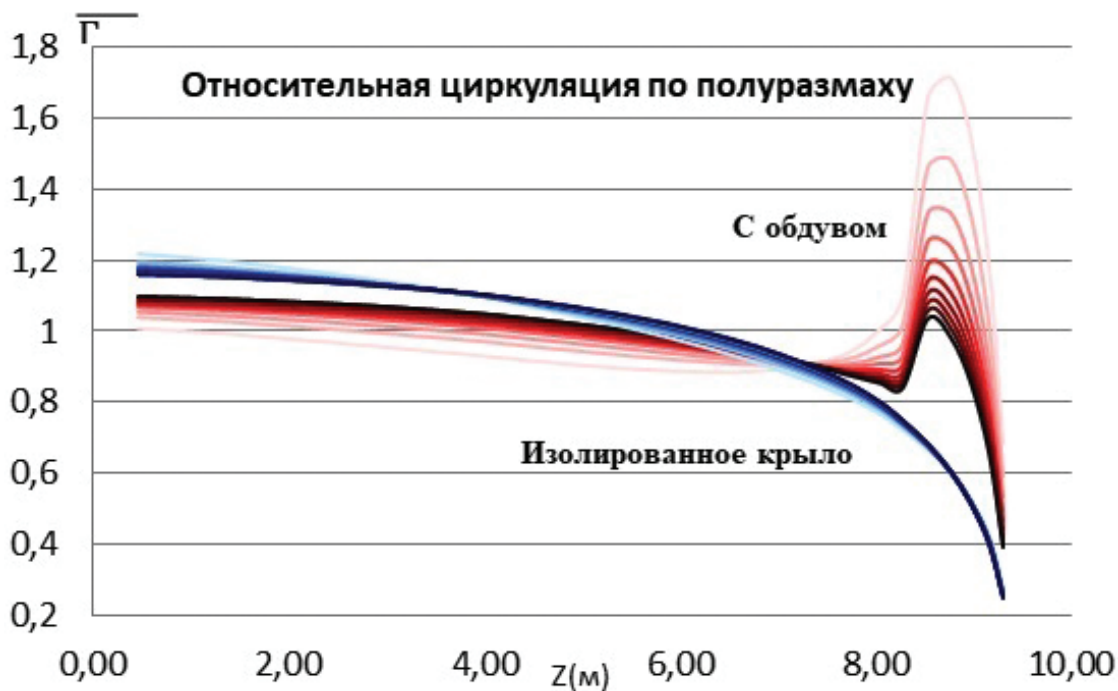


Рис. 20. Распределение относительной циркуляции по полуразмаху изолированного крыла и крыла с концевым винтом в зависимости от угла атаки

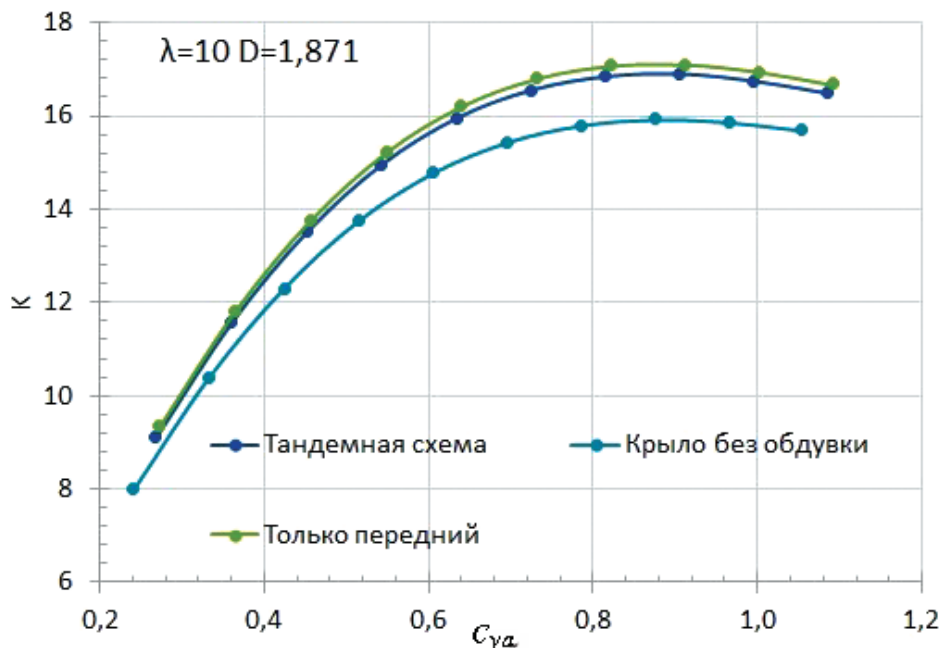


Рис. 21. Зависимость $K(C_{ya})$ тандемной схемы в сравнении с толкающей схемой и изолированным крылом

Основное преимущество тандемных винтов по сравнению с одиночными заключается в повышении безопасности самолета, так как в случае отказа переднего или заднего ВВ тяга концевого движителя уменьшается не до нуля, а примерно в два раза.

Послесловие

Настоящая статья подготовлена по материалам исследований ЦАГИ, в том числе работ, выполненных по тематическим направлениям в экспериментальной части, и подготавливаемых для будущих исследований в рамках действующих НИР. Актуальность данных работ подтверждена многочисленными программами министерства по внедрению различных технологий улучшения летно-технических характеристик самолетов малой и региональной авиации и международными проектами по данной тематике, такими как FUTPRINT50 и IMOTNER, в которых ЦАГИ и смежные научные учреждения РФ участвовали до недавнего времени.

Особенностью представляемых результатов является рассмотрение эффектов от взаимодействия концевого винта и крыла в широком диапазоне варьируемых параметров, позволяющих определить влияние их изменения на прирост аэродинамического качества. В ближайшем будущем планируется валидация расчетных данных с экспериментом.

Список источников

1. Корнушенко А.В., Кудрявцев О.В., Теперин Л.Л. и др. Использование принципа полезной интерференции для повышения аэродинамического совершенства компоновки воздушного винта и крыла // Ученые записки ЦАГИ. 2016. Т. 47. № 8. С. 42–49.
2. Munk M.M. The Minimum Induced Drag of Airfoils. NACA Technical Report No. 121, 1979. URL: 19930091456.pdf
3. Miranda L.R., Brennan J.E. Aerodynamic effects of wingtip-mounted propellers and turbines. AIAA Paper 86-1802. 1986, pp. 221–228. DOI: 10.2514/6.1986-1802
4. Snyder M.H., Zumwalt G.W. Effects of Wingtip-Mounted Propellers on Wing Lift, Induced Drag, and Shed Vortex Pattern // Journal of Aircraft. 1969. Vol. 6. No. 5, pp. 392-397. URL: https://hdl.handle.net/11244/27415
5. Patterson J.C., Bartlett G.R. Effect of a Wing-Tip Mounted Pusher Turboprop on the Aerodynamic Characteristics of a Semi-span Wing // 21st Joint Propulsion Conference (08 July 1985 - 11 July 1985; Monterey, California, USA). DOI: 10.2514/6.1985-1286
6. Patterson J.C., Bartlett G.R. Evaluation of installed performance of a wing-tip-mounted pusher turboprop on a semispan wing. NACA Technical Paper No. 2739, 1987. URL: 19870016608.pdf
7. Patterson J.C., Flechner S.G. An Exploratory Wind-Tunnel Investigation of the Wake Effect of a Panel Tip-Mounted Fan-Jet Engine on the Lift-Induced Vortex. NACA Technical Note TN D-5729, 1970.

8. Dimchev M. Experimental and numerical study on wingtip mounted propellers for low aspect ratio UAV design. Master of Science thesis, Delft University of Technology, Faculty of Aerospace of Engineering, 30.03.2012, 128 p.
9. Deere K.A., Viken S.A., Carter M.B. et al. Computational Analysis of Powered Lift Augmentation for the LEAPTech Distributed Electric Propulsion Wing // 35th AIAA Applied Aerodynamics Conference (05–09 June 2017; Denver, Colorado). DOI: 10.2514/6.2017-3921
10. Yoo S., Duensing J. Computational Analysis of the External Aerodynamics of the Unpowered X-57 Mod-III Aircraft // AIAA Aviation (17–21 June 2019; Dallas, Texas, USA). DOI: 10.2514/6.2019-3698
11. Дунаевский А.И., Перченков Е.С., Чернавских Ю.Н. Взлетно-посадочные характеристики региональных самолетов с вспомогательной убираемой распределенной электрической силовой установкой // Вестник Московского авиационного института. 2020. Т. 27. № 1. С. 19–29. DOI: 10.34759/vst-2020-1-19-29
12. Electric Planes, Flying Taxis, Supersonic Jets: Paris Air Show Gives Us a Peek at the Future of Flight, <https://fortune.com/2019/06/22/2019-paris-air-show-tech/>
13. Воронцова Н.Б., Лянунов С.В. Влияние струи на околосзвуковое обтекание профиля // Ученые записки ЦАГИ. 1989. Т. XX. № 3. С. 1–9.
14. Kroo I. Propeller-Wing Integration for Minimum Induced Loss // Journal of Aircraft. 1986. Vol. 23. No. 7, pp. 561–565. DOI: 10.2514/3.45344
15. Бабкин В.И., Теперина Л.Н., Теперин Л.Л. Аэродинамическая интерференция крыла самолета и струи за винтовентиляторным движителем в потоке сжимаемого газа // Ученые записки ЦАГИ. 1991. Т. XXII. № 5. С. 118–126.
16. Теперин Л.Л., Уджуху А.Ю. Метод определения сопротивления давления в задачах аэродинамической интерференции // Ученые записки ЦАГИ. 1990. Т. XXI. № 3. С. 3–10.
17. Белоцерковский С.М. Тонкая несущая поверхность в дозвуковом потоке газа. — М.: Наука, 1965. — 242 с.
18. Чернышев С.Л., Дунаевский А.И., Редькин А.В., Михайлов Ю.С. Формирование облика семейства легких многоцелевых самолетов для местных воздушных линий России // Полет. Общероссийский научно-технический журнал. 2013. № 8. С. 72–79.
19. Павленко О.В., Петров А.В., Пигусов Е.А. Исследования обтекания высоконесущего крылового профиля с комбинированной энергетической системой увеличения подъемной силы крыла // Вестник Московского авиационного института. 2020. Т. 27. № 4. С. 7–20. DOI: 10.34759/vst-2020-4-7-20
20. Виноградов О.Н., Корнушенко А.В., Павленко О.В., Петров А.В., Пигусов Е.А., Чинь Т.Н. Особенности интерференции воздушного винта и крыла сверхбольшого удлинения в неоднородном потоке // Вестник Московского авиационного института. 2021. Т. 28. № 2. С. 7–19. DOI: 10.34759/vst-2021-2-7-19

References

1. Kornushenko A.V., Kudryavtsev O.V., Teperin L.L. et al. *Uchenye zapiski TsAGI*, 2016, vol. 47, no. 8, pp. 42–49.
2. Munk M.M. *The Minimum Induced Drag of Airfoils*. NACA Technical Report No. 121, 1979. URL: 19930091456.pdf
3. Miranda L.R., Brennan J.E. *Aerodynamic effects of wingtip-mounted propellers and turbines*. AIAA Paper 86-1802. 1986, pp. 221–228. DOI: 10.2514/6.1986-1802
4. Snyder M.H., Zumwalt G.W. Effects of Wingtip-Mounted Propellers on Wing Lift, Induced Drag, and Shed Vortex Pattern. *Journal of Aircraft*, 1969, vol. 6, no. 5, pp. 392–397. URL: <https://hdl.handle.net/11244/27415>
5. Patterson J.C., Barlett G.R. Effect of a Wing-Tip Mounted Pusher Turboprop on the Aerodynamic Characteristics of a Semi-span Wing. *21st Joint Propulsion Conference (08 July 1985 – 11 July 1985; Monterey, California, USA)*. DOI: 10.2514/6.1985-1286
6. Patterson J.C., Bartlett G.R. *Evaluation of installed performance of a wing-tip-mounted pusher turboprop on a semispan wing*. NACA Technical Paper No. 2739, 1987. URL: 19870016608.pdf
7. Patterson J.C., Flechner S.G. *An Exploratory Wind-Tunnel Investigation of the Wake Effect of a Panel Tip-Mounted Fan-Jet Engine on the Lift-Induced Vortex*. NACA Technical Note TN D-5729, 1970.
8. Dimchev M. *Experimental and numerical study on wingtip mounted propellers for low aspect ratio UAV design*. Master of Science thesis, Delft University of Technology, Faculty of Aerospace of Engineering, 30.03.2012, 128 p.
9. Deere K.A., Viken S.A., Carter M.B. et al. Computational Analysis of Powered Lift Augmentation for the LEAPTech Distributed Electric Propulsion Wing. *35th AIAA Applied Aerodynamics Conference (05–09 June 2017; Denver, Colorado)*. DOI: 10.2514/6.2017-3921
10. Yoo S., Duensing J. Computational Analysis of the External Aerodynamics of the Unpowered X-57 Mod-III Aircraft. *AIAA Aviation (17–21 June 2019; Dallas, Texas, USA)*. DOI: 10.2514/6.2019-3698
11. Dunaevskii A.I., Perchenkov E.S., Chernavskikh Y.N. Takeoff-landing characteristics of regional aircraft with auxiliary retractable distributed electric power

- installation. *Aerospace MAI Journal*, 2020, vol. 27, no. 1, pp. 19-29. DOI: 10.34759/vst-2020-1-19-29
12. *Electric Planes, Flying Taxis, Supersonic Jets: Paris Air Show Gives Us a Peek at the Future of Flight*, <https://fortune.com/2019/06/22/2019-paris-air-show-tech/>
 13. Vorontsova N.B., Lyapunov S.V. *Uchenye zapiski TsAGI*, 1989, vol. XX, no. 3, pp. 1–9.
 14. Kroo I. Propeller-Wing Integration for Minimum Induced Loss. *Journal of Aircraft*. 1986. vol. 23, no. 7, pp. 561–565. DOI: 10.2514/3.45344
 15. Babkin V.I., Tenerina L.N., Tenerin L.L. *Uchenye zapiski TsAGI*, 1991, vol. XXII, no. 5, pp. 118–126.
 16. Teperin L.L., Udzhukhu A.Yu. *Uchenye zapiski TsAGI*, 1990, vol. XXI, no. 3, pp. 3–10.
 17. Belotserkovskii S.M. *Tonkaya nesushchaya poverkhnost' v dozvukovom potoke gaza* (Thin bearing surface in subsonic gas flow), Moscow, Nauka, 1965, 242 p.
 18. Chernyshev S.L., Dunaevskii A.I., Red'kin A.V., Mikhailov Yu.S. *Polet. Obshcherossiiskii nauchno-tekhnicheskii zhurnal*, 2013, no. 8, pp. 72-79.
 19. Pavlenko O.V., Petrov A.V., Pigusov E.A. Studies of flow-around of high-lift wing airfoil with combined energy system for the wing lifting force increasing. *Aerospace MAI Journal*, 2020, vol. 27, no. 4, pp. 7-20. DOI: 10.34759/vst-2020-4-7-20
 20. Vinogradov O.N., Kornushenko A.V., Pavlenko O.V., Petrov A.V., Pigusov E.A., Trinh T.N. Specifics of propeller and super-high aspect ratio wing interference in non-uniform flow. *Aerospace MAI Journal*, 2021, vol. 28, no. 2, pp. 7-19. DOI: 10.34759/vst-2021-2-7-19

Статья поступила в редакцию 20.07.2022; одобрена после рецензирования 26.07.2022; принята к публикации 28.07.2022.

The article was submitted on 20.07.2022; approved after reviewing on 26.07.2022; accepted for publication on 28.07.2022.