

АВИАЦИОННАЯ И РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКАЯ ТЕХНИКА

АЭРОДИНАМИКА И ПРОЦЕССЫ ТЕПЛООБМЕНА ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

УДК 629.735.33.015.4:539.43

DOI:10.34759/vst-2020-4-7-20

ИССЛЕДОВАНИЯ ОБТЕКАНИЯ ВЫСОКОНЕСУЩЕГО КРЫЛОВОГО ПРОФИЛЯ С КОМБИНИРОВАННОЙ ЭНЕРГЕТИЧЕСКОЙ СИСТЕМОЙ УВЕЛИЧЕНИЯ ПОДЪЕМНОЙ СИЛЫ КРЫЛА

Павленко О.В.* , Петров А.В., Пигусов Е.А.

*Центральный аэрогидродинамический институт
им. профессора Н.Е. Жуковского (ЦАГИ),
ул. Жуковского, 1, Жуковский, Московская область, 140180, Россия
* e-mail: olga.v.pavlenko@yandex.ru*

Статья поступила в редакцию 03.09.2020

С целью оценки влияния некоторых параметров на эффективность комбинированной энергетической системы увеличения подъемной силы (КСУПС) были проведены расчеты профиля крыла (2D RANS) по программе, основанной на численном решении осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье – Стокса. Рассмотрена схематизированная КСУПС, состоящая из активного диска, моделирующего воздушный винт (ВВ), и простого поворотного закрылка с управлением пограничным слоем (УПС). Кроме основного варианта, рассмотрено влияние обдува струями ВВ на аэродинамические характеристики профиля с выдвижным щелевым закрылком, а также с системой управления циркуляцией путем тангенциального выдува струи на скругленную заднюю кромку профиля. Рассмотрено воздействие изменения диаметра и тяги винта, его положения по длине и по высоте относительно хорды профиля при различных углах отклонения закрылка и интенсивности выдува на него.

Ключевые слова: воздушный винт, тангенциальный выдув струи, энергетическая система увеличения подъемной силы, управление пограничным слоем, управление циркуляцией.

Введение

Рост коммерческих авиаперевозок и ужесточение экологических требований стимулируют разработчиков перспективной авиационной техники разрабатывать и исследовать инновационные технические решения и технологии для повышения эксплуатационных характеристик при

одновременном снижении выбросов [1–3]. Одно из возможных решений поставленных задач — переход на альтернативные виды топлива, такие как криогенный жидкий водород и сжиженный природный газ [4], однако переход на эти виды топлива существенно влияет на облик и эксплуатацию воздушного судна [5]. Другим решением

является концепция «полностью электрического» или «более электрического» самолета [6]. В последние годы повышенное внимание обращено к исследованию применения на самолетах распределенной электрической силовой установки (РЭСУ), которая, по оценкам исследователей, позволит снизить затраты на топливо более чем на 50% при одновременном сокращении выбросов диоксида углерода приблизительно на 50% [7, 8]. При разработке летательного аппарата (ЛА) с РЭСУ необходимо решить множество научных и инженерных задач [9, 10]. Одной из таких задач, которой посвящена значительная часть современных исследований [11–14], является обеспечение высоких взлетно-посадочных характеристик.

В данной статье рассматривается возможность применения КСУПС для увеличения подъемной силы крыла на взлетно-посадочных режимах полета. На основании анализа существующих результатов экспериментальных исследований различных типов энергетических систем увеличения подъемной силы крыла установлено, что наиболее эффективной является система управления пограничным слоем (УПС) путем тангенциального выдува струи сжатого воздуха на верхнюю поверхность простого нещелевого поворотного закрылка в сочетании с обдувом крыла струями от воздушных винтов (ОВВ) [16, 17]. Система УПС может быть использована, в частности, на самолете с распределенной силовой установкой; отбор сжатого воздуха для нее осуществляется от работающего двигателя или вспомогательной силовой установки (ВСУ) [16, 17]. Применение распределенной силовой установки, состоящей из ряда воздушных винтов, расположенных по всему размаху крыла, в сочетании с системой УПС на закрылках и зависающих элеронах может обеспечить более высокий уровень несущих свойств крыла по сравнению с известными способами.

В данной работе приведены результаты расчетов двумерного обтекания крылового профиля (2D RANS) со схематизированной комбинированной системой, состоящей из активного диска, моделирующего ВВ, и системы УПС на закрылке. Ранее в [18–20] была отработана методика расчета подобных задач и получена удовлетворительная сходимость результатов расчетов с экспериментальными данными испытаний крылового профиля с системой тангенциального выдува на простой поворотный закрылок.

Целью данной расчетной работы является оценка влияния различных параметров на эффек-

тивность комбинированной системы: диаметра и тяги винта, его положения по длине и по высоте относительно хорды профиля при различных углах отклонения закрылка и интенсивности выдува на него. Наряду с этим основным вариантом расчета было рассмотрено влияние обдува струями от ВВ на аэродинамические характеристики профиля с выдвигаемым щелевым закрылком, а также с системой управления циркуляцией путем тангенциального выдува струи на скругленную заднюю кромку профиля.

1. Постановка задачи

В качестве основного параметра, характеризующего влияние обдува на обтекание профиля, принят коэффициент нагрузки на винт (активный диск)

$$B = T / q_{\infty} F,$$

где $F = \pi D_1^2 / 4$ – площадь диска винта диаметром D_1 ; T – тяга винта; q_{∞} – скоростной напор набегающего потока.

Расчеты выполнены при $B = 0.5$; 1 и 2.

В плоскости активных дисков задавалась постоянная скорость течения, определяемая согласно теории идеального винта по формуле:

$$V = \frac{V_{\infty}}{2} (1 + \sqrt{1 + B}), \quad (1)$$

где V_{∞} – скорость внешнего невозмущенного потока.

Схема размещения вариантов активного диска с относительными диаметрами $\bar{D}_1 = D_1 / b = 1,2$, $\bar{D}_2 = 0,6$ и $\bar{D}_3 = 0,3$ вдоль хорды профиля на относительном расстоянии от его передней кромки $\bar{l}_1 = l_1 / b = 0,6$ и $\bar{l}_2 = 0,3$ (для $\bar{D}_3 = 0,3$) показана на рис. 1,а, положения аналогичных активных дисков при их размещении ниже хорды профиля на относительном расстоянии $\bar{h} = h / b = 0,2$ – на рис. 1,б.

При постоянной скорости V , определяемой по формуле (1), уменьшение диаметра струи приводит к соответствующему уменьшению тяги струи при сохранении заданной нагрузки на винт B .

Коэффициент импульса струи, выдуваемой из щелевого сопла на верхнюю поверхность отклоненного закрылка, определялся по формуле:

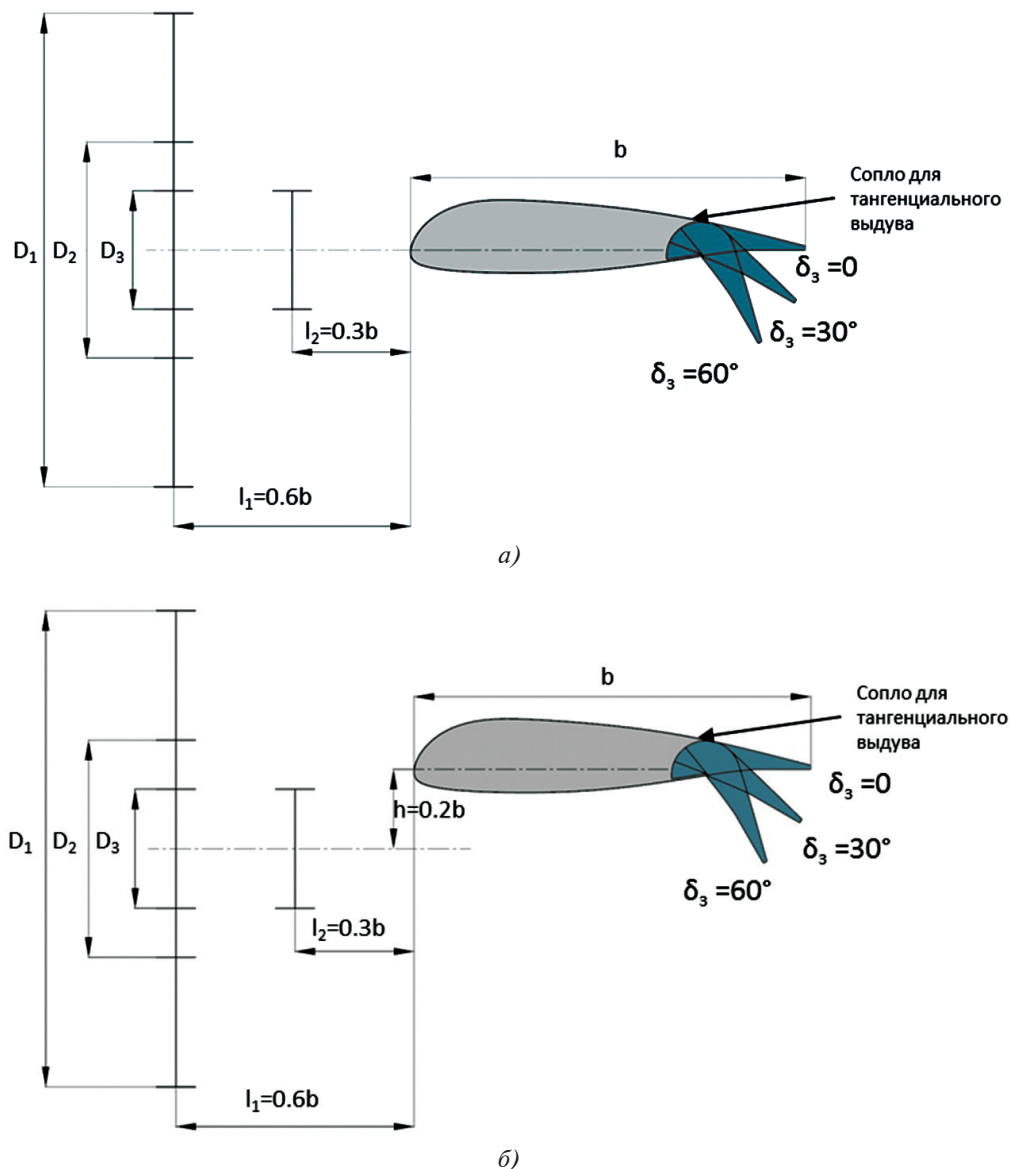


Рис. 1. Схемы размещения активных дисков относительно профиля крыла: *a* — ось вращения активного диска совпадает с хордой профиля крыла; *b* — ось вращения активного диска ниже хорды профиля крыла $\bar{h}=0,2$

$$C_{\mu} = J_c / q_{\infty} b, \tag{2}$$

где J_c — импульс струи.

Расчеты проведены в диапазоне $C_{\mu} = 0 \div 0,1$ при углах отклонения закрылка $\delta_3 = 30^\circ$ и 60° . Сопло для тангенциального выдува струи воздуха с относительной высотой $h_c/b = 0,001$ располагается на 74% хорды профиля крыла (рис. 1).

Расчетное исследование обтекания потоком вязкого газа профилей проведено при числе $M = 0,13$ и $Re = 7,2 \cdot 10^6$ по программе FLUENT, основанной на численном решении осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье—Стокса. Расчеты влияния обдува профиля струями при различных величинах диаметра и положения активного

сечения ВВ выполнены при угле атаки $\alpha = 0$. Расчетная сетка показана на рис. 2.

2. Результаты расчета КСУПС

2.1. Влияние положения воздушного винта и его относительного диаметра на подъемную силу крылового профиля

Расчеты показали, что при расположении оси винта вдоль хорды профиля (рис. 1, *a*) происходит увеличение подъемной силы профиля, которая слабо зависит от диаметра винта при одинаковых значениях коэффициента B (рис. 3, *a*). Однако при размещении оси винта ниже хорды профиля на относительном расстоянии $\bar{h} = h/b = 0,2$ приращение коэффициента подъемной силы профиля от обдува уменьшается при уменьшении диамет-

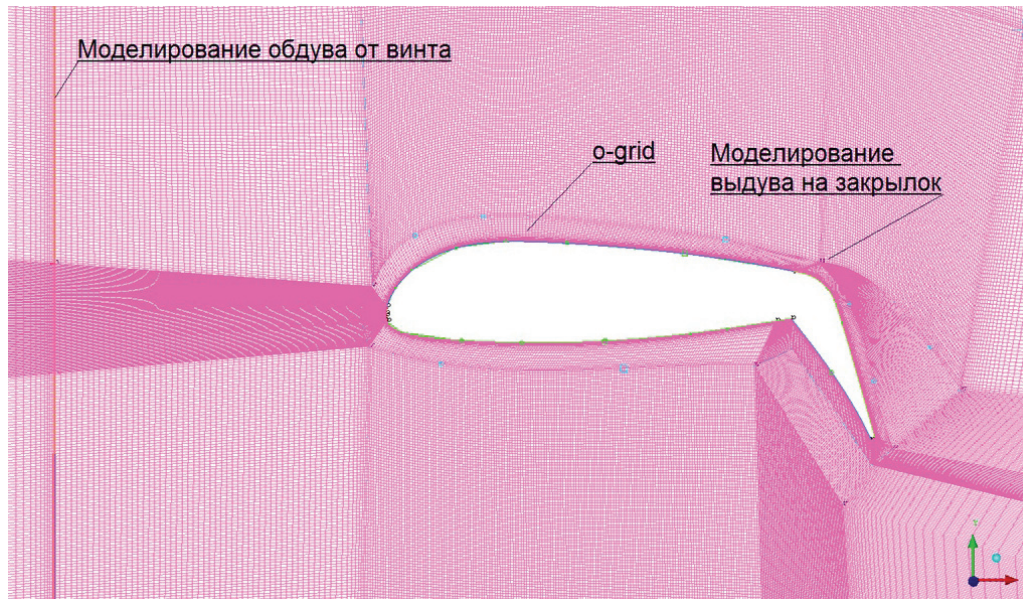


Рис. 2. Расчетная сетка

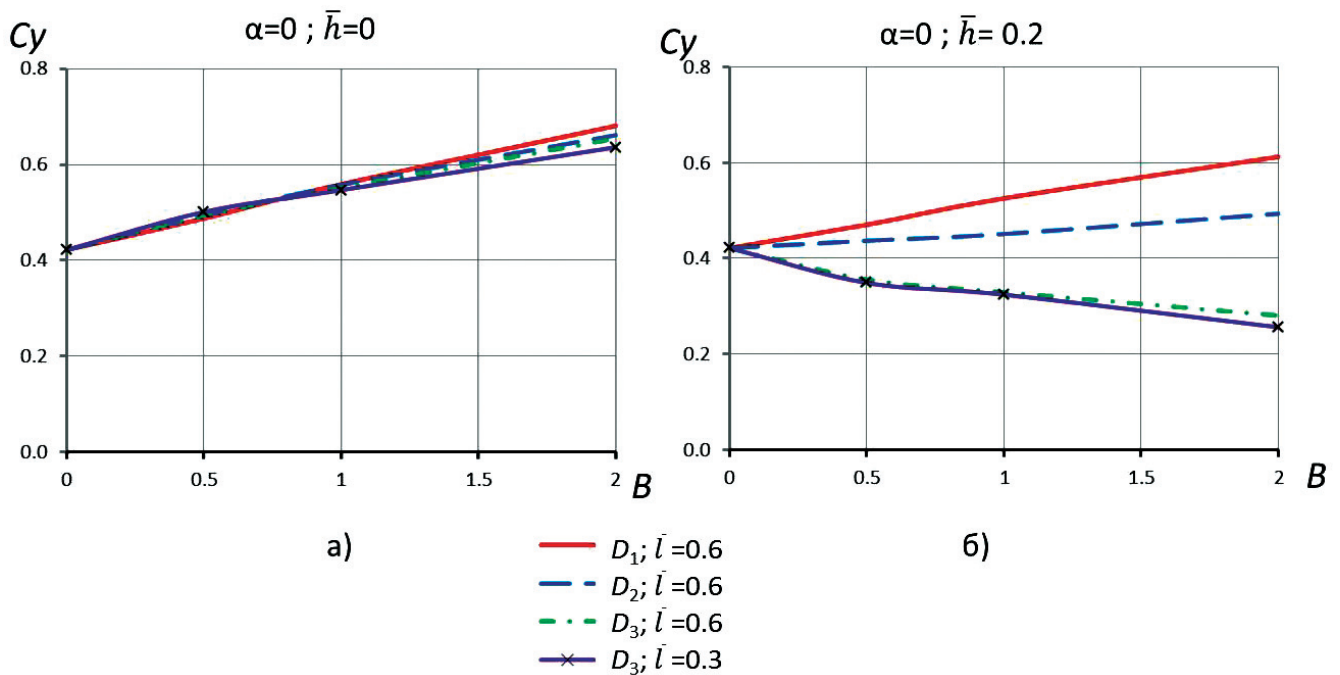


Рис. 3. Влияние размеров и положения активного сечения на аэродинамические характеристики профиля: а — положение активных дисков относительно профиля крыла на $\bar{h}=0$; б — положение активных дисков относительно профиля крыла на $\bar{h}=0,2$

ра винта от $\bar{D}_1 = 1,2$ до $\bar{D}_2 = 0,6$ вследствие уменьшения влияния струи на обтекание верхней поверхности профиля. При уменьшении относительного диаметра до $\bar{D}_3 = 0,3$ происходит падение C_y по сравнению с профилем без обдува, независимо от удаления диска от его передней кромки (рис. 3,б) вследствие эжектирующего воздействия

струи, проходящей ниже профиля, и уменьшающего давления на его нижней поверхности.

2.2. Комбинированная система увеличения подъемной силы с тангенциальным выдувом струи на закрылок

Расчет аэродинамических характеристик профиля с комбинированной системой увеличения

подъемной силы, сочетающей управление пограничным слоем на закрылке путем тангенциального выдува струи из щелевого сопла и обдув профиля струей от винта, выполнен при углах отклонения закрылка $\delta_3 = 30^\circ$ и 60° . На рис. 4,а показано влияние системы УПС на зависимости коэффициента подъемной силы профиля от коэффициента импульса выдуваемой струи C_μ при отсутствии обдува струей от винта, а на рис. 4,б – зависимости $C_y(B)$ для профиля без системы УПС

при обдуве струей от воздушного винта (ОВВ) диаметром $\overline{D}_1 = 1,2$. На рис. 5 показано совместное воздействие УПС и ОВВ на коэффициент подъемной силы профиля с закрылком, отклоненным во взлетное ($\delta_3 = 30^\circ$) и посадочное ($\delta_3 = 60^\circ$) положения при различных диаметрах и расположении винта относительно профиля.

Сопоставление приведенных расчетных данных свидетельствует о существенно большем повышении несущих свойств профиля с отклонен-

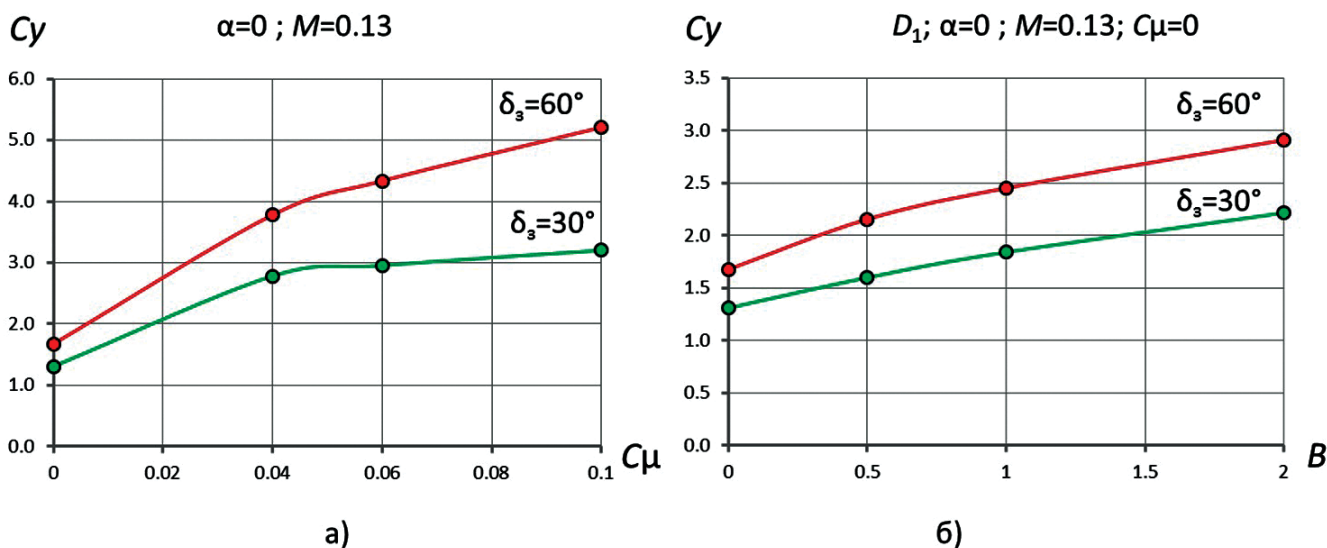


Рис. 4. Влияние системы УПС (а) и обдува струей от винта (б) на коэффициент подъемной силы профиля

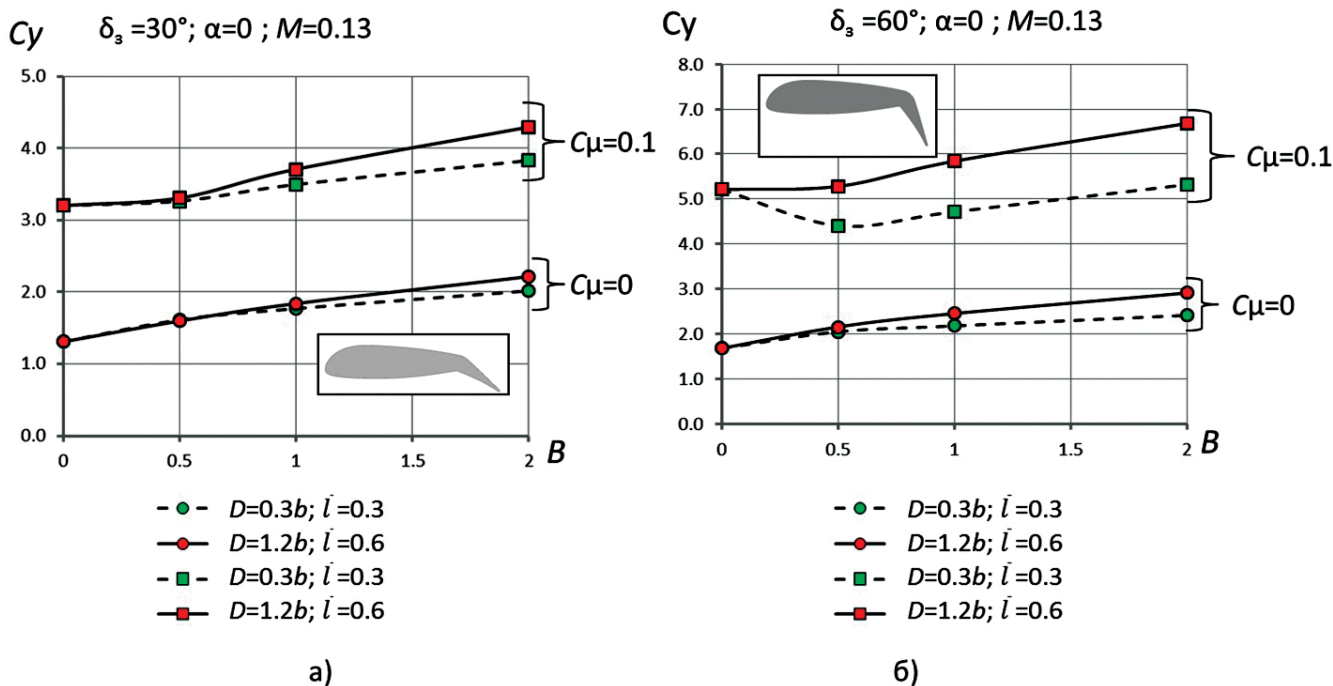


Рис. 5. Влияние комбинированной системы увеличения подъемной силы (УПС/ ОВВ) на коэффициент подъемной силы профиля при взлетном (а) и посадочном (б) положениях закрылка

ными закрылками за счет применения системы УПС по сравнению с обдувом струей от воздушного винта (ОВВ). Это связано с более эффективным воздействием системы УПС на восстановление безотрывного обтекания закрылка, особенно при отклонении его на большой угол ($\delta_3 = 60^\circ$). Этот вывод подтверждают результаты расчета полей скоростей для различных вариантов воздействия на обтекание профиля. Обдув профиля струей от винта большого диаметра $\overline{D}_1 = 1,2$ при максимальном коэффициенте нагрузки $B = 2$ оказывает сравнительно слабое влияние на отрыв потока на закрылке (рис. 6,а). Значительно более эффективным является использование системы УПС, которая обеспечивает безотрывное обтекание профиля с отклоненным на большой угол закрылком при сравнительно малой величине коэффициента импульса струи $C_\mu = 0,1$ (рис. 6,б).

В случае совместного использования системы УПС и ОВВ величины приращений коэффициента подъемной силы практически суммируются, за исключением обдува профиля струей малой интенсивности $B < 0,5$, которая мало влияет на величину C_y профиля при интенсивном выдуве на закрылок с коэффициентом импульса $C_\mu = 0,1$ (см. рис. 5,б). При $B > 0,5$ подъемная сила растет, однако относительная величина приращения коэффициента подъемной силы C_y от обдува снижа-

ется приблизительно от 60% при $B = 2$ и $C_\mu = 0,1$.

Приращение C_y при фиксированном коэффициенте B снижается с уменьшением диаметра винта и зависит от взаимного положения винта и профиля. Например, согласно расчетам, при расположении винта диаметром $\overline{D}_3 = 0,3$ на относительном расстоянии от профиля $\overline{l}_2 = 0,3$ происходит уменьшение коэффициента C_y при увеличении интенсивности обдува.

Расчеты показали, что при расположении винта вблизи передней кромки профиля происходит существенное отклонение струи вверх вследствие большой величины схода потока перед профилем, и струя обдувает лишь верхнюю половину профиля (рис. 7,б). Следовательно, для повышения эффективности обдува в этом случае необходимо сместить ось винта ниже хорды профиля. Такой вариант расположения винта показан на рис. 1,б.

На рис. 8 приведены результаты расчетов, иллюстрирующие влияние воздействия комбинированной энергетической системы увеличения подъемной силы на коэффициент подъемной силы профиля при максимальной исследованной интенсивности обдува струей от винта и выдува струи на закрылок.

Важной задачей при разработке комбинированной системы обдува крыла струями воздушных винтов (ОВВ) с управлением пограничным сло-

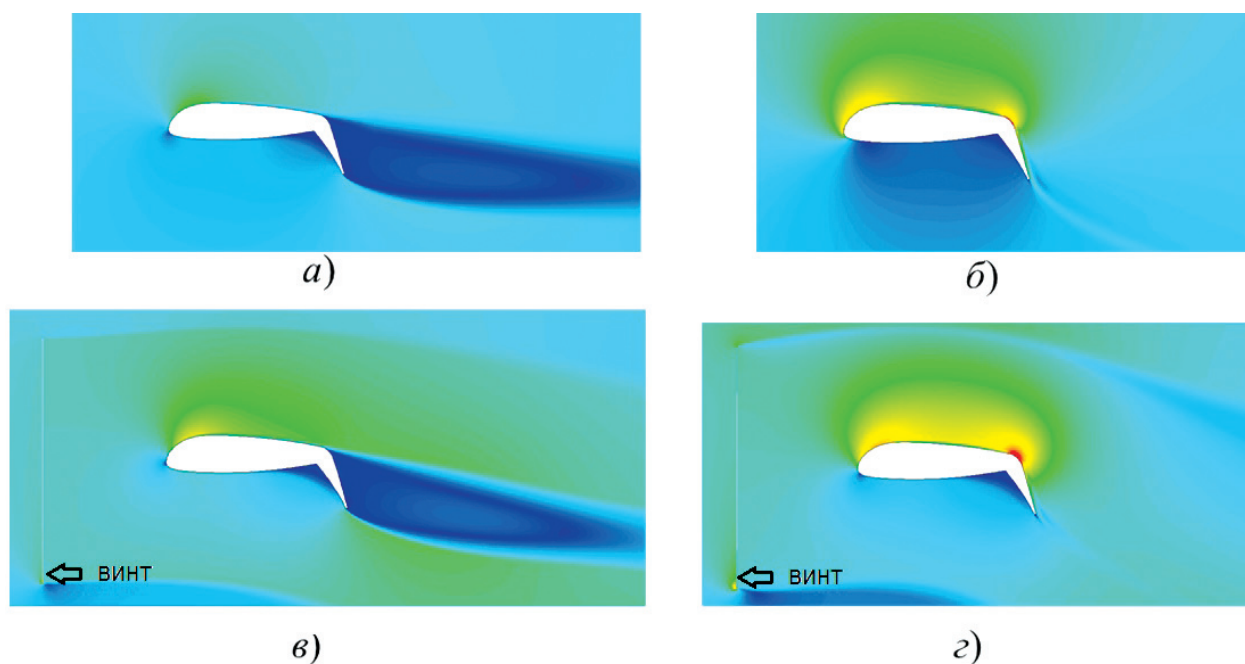
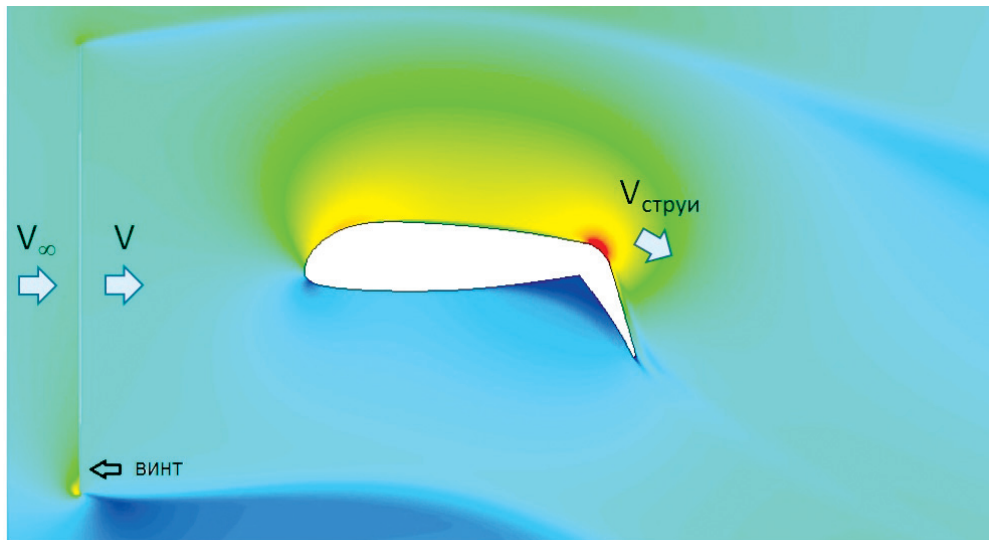
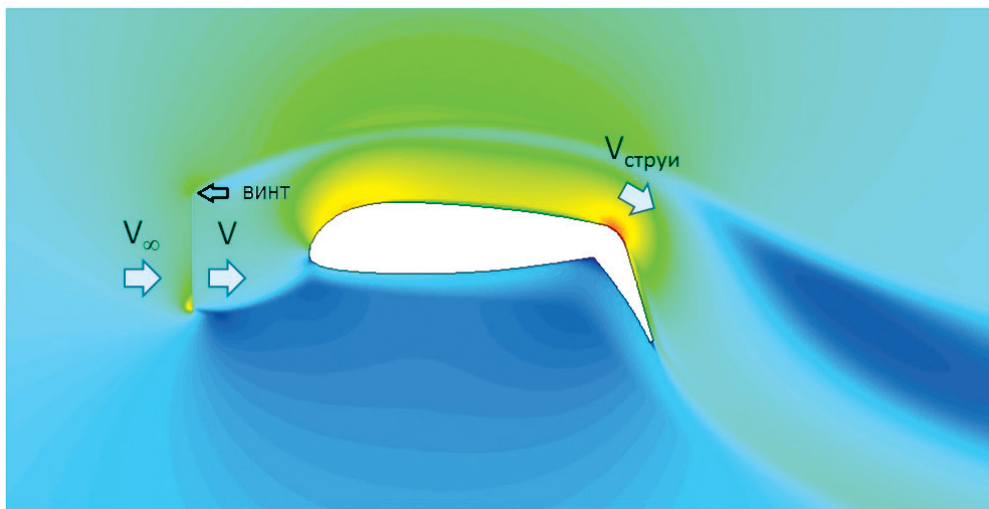


Рис. 6. Влияние выдува струй на обтекание профиля с нещелевым закрылком: а — $\delta_3 = 60^\circ$; $C_\mu = 0$; $B = 0$; б — $\delta_3 = 60^\circ$; $C_\mu = 0,1$; $B = 0$; в — $\delta_3 = 60^\circ$; $C_\mu = 0$; винт $\overline{D}_1 = 1,2$; $B = 2$; г — $\delta_3 = 60^\circ$; $C_\mu = 0,1$; $B = 2$



а)



б)

Рис. 7. Влияние диаметра и положения винта на обтекание профиля; $\delta_3 = 60^\circ$; $C_\mu = 0,1$; $B = 2$: а — $\overline{D}_1 = 1,2$; $\overline{l}_1 = 1,2$; б — $\overline{D}_3 = 0,3$; $\overline{l}_3 = 0,3$

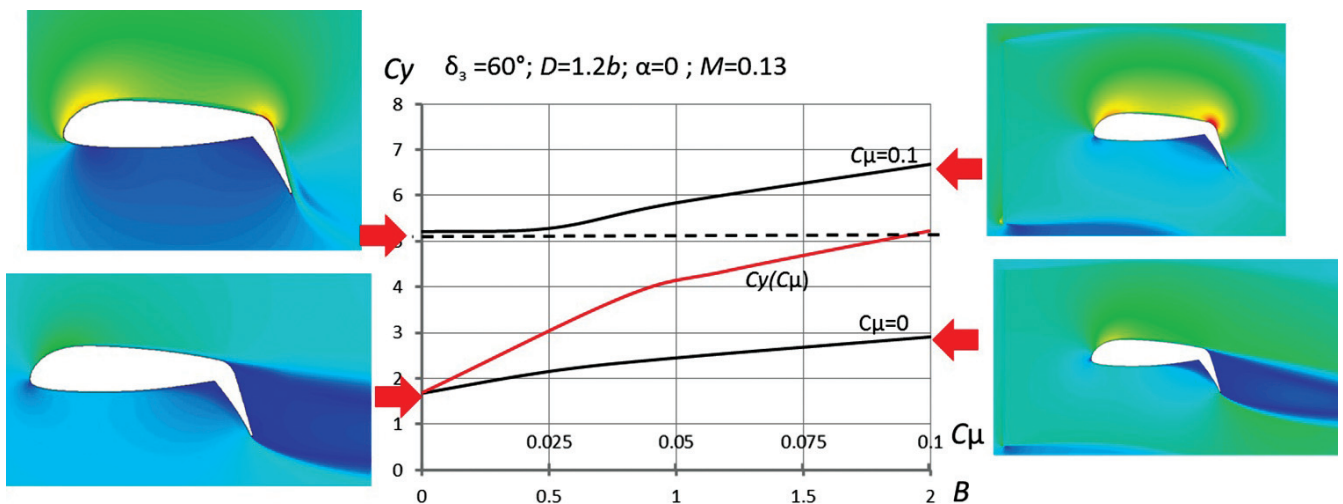


Рис. 8. Влияние комбинированной энергетической системы УПС/ ОВВ на подъемную силу профиля

ем на закрылках (УПС) является выбор интенсивности выдува на закрылок. Например, расчеты показали, что при обдуве профиля струей винта с относительным диаметром $\overline{D}_3 = 0,3$ с тягой, равной тяге, создаваемой винтом диаметром $\overline{D}_1 = 1,2$, интенсивность выдува струи на закрылок, равная $C_\mu = 0,1$, недостаточна для обеспечения безотрывного обтекания закрылка, отклоненного на угол $\delta_3 = 60^\circ$ (рис. 9). В этом случае скорость струи за винтом, обдувающей профиль, составляет 143 м/с ($M = 0,43$) при скорости струи, выдуваемой на закрылок, равной 300 м/с.

2.3. Комбинированная система увеличения подъемной силы с тангенциальным выдувом струи на скругленную заднюю кромку профиля

Управление циркуляцией скорости (УЦ) путем тангенциального выдува на скругленную заднюю кромку крыла (СЗКК) является эффективным способом повышения несущих свойств крыла, не требующим дополнительных механических устройств. Согласно выполненным расчетам обтекания профиля с относительным радиусом скругления задней кромки $r/b = 0,03$, выдув струи с интенсивностью $C_\mu = 0,1$ приводит к смещению задней критической точки на нижнюю поверхность профиля и к существенному изменению картины обтекания (рис. 10), вследствие чего возрастает

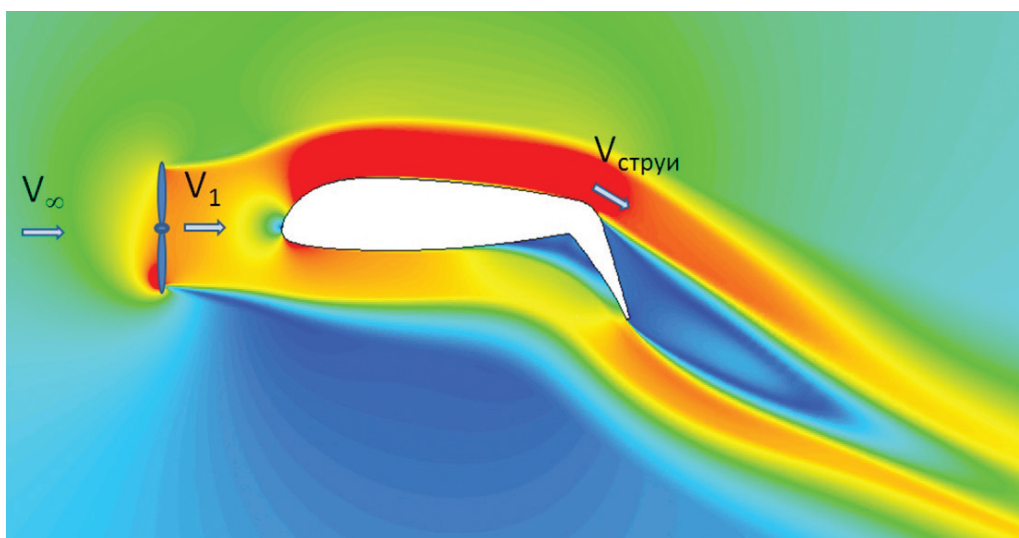


Рис. 9. Обтекание профиля при интенсивном обдуве профиля струей от винта и выдуве на закрылок: $\delta_3 = 60^\circ$; $C_\mu = 0,1$; $B = 2$

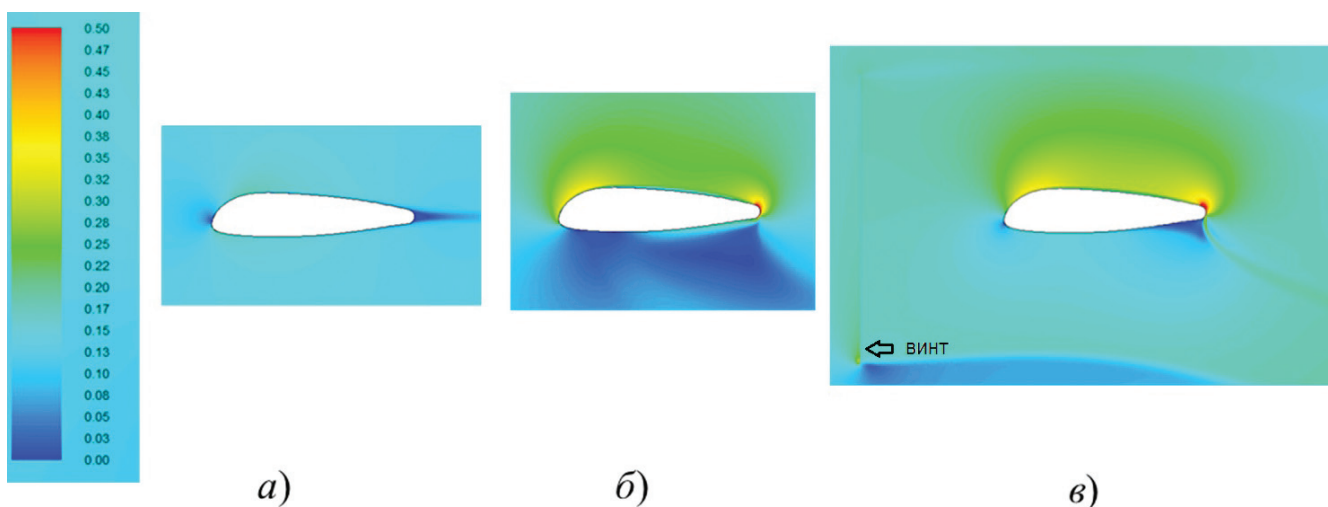


Рис. 10. Влияние системы ОВВ/УЦ на обтекание профиля: а — $B = 0$, $C_\mu = 0$; б — $B = 0$, $C_\mu = 0,1$; в — $B = 2$, $C_\mu = 0,1$

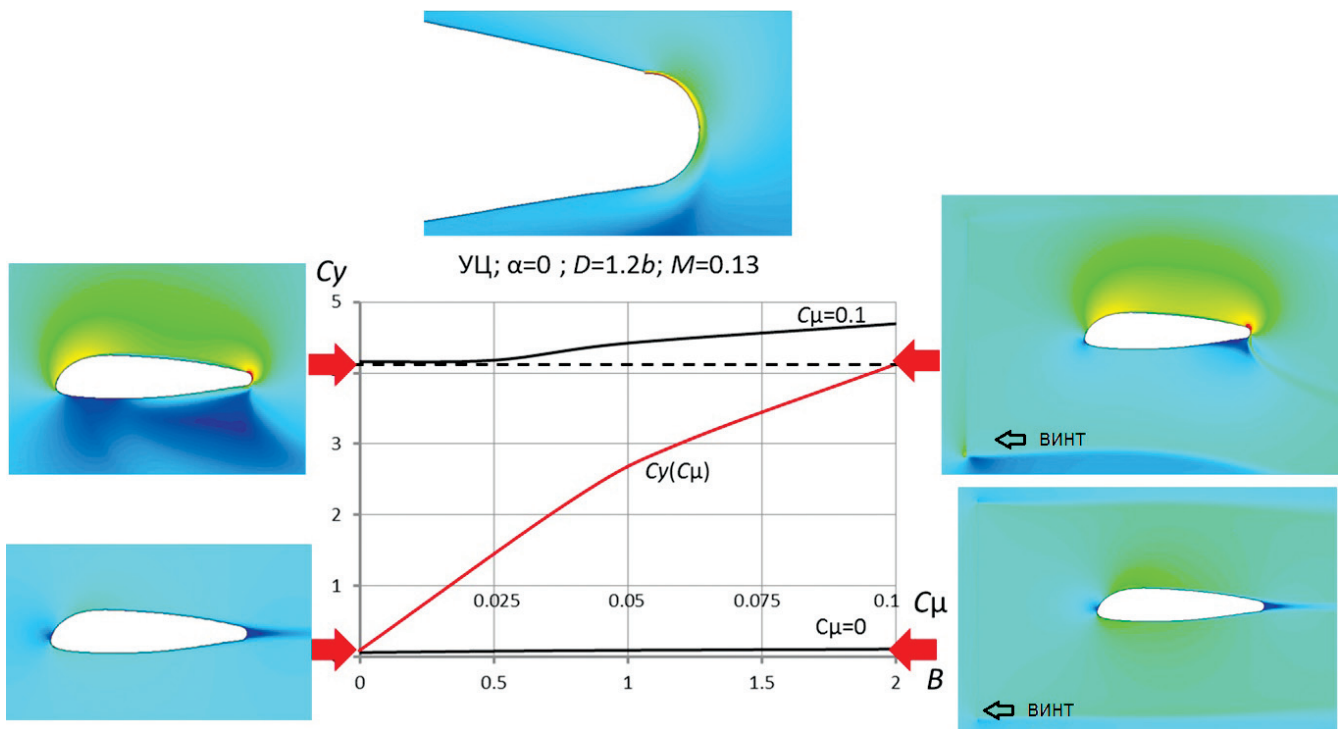


Рис. 11. Влияние комбинированной энергетической системы ОВВ/УЦ на подъемную силу профиля

коэффициент подъемной силы (рис. 11). Увеличение коэффициента импульса струи, выдуваемой на СЗКК, от $C_\mu = 0$ до $C_\mu = 0,1$ приводит к повышению коэффициента подъемной силы от $C_y \approx 0$ до 4. Обдув профиля струей от винта практически не влияет на подъемную силу профиля при $C_\mu = 0$ и приводит к сравнительно небольшому приращению подъемной силы при $C_\mu = 0,1$.

2.4. Система обдува профиля с выдвижным закрылком

Расчетная схема расположения активного диска ВВ диаметром $\overline{D}_1 = 1,2$ относительно профиля крыла с закрылком Фаулера показана на рис. 12.

Расчеты показали, что при малых углах отклонения закрылка $\delta_3 = 18^\circ$ обдув крыла при сравнительно слабом отрыве потока на закрылке повышает подъемную силу главным образом за счет создания дополнительной нагрузки на профиле. При большом угле отклонения закрылка $\delta_3 = 35^\circ$ обдув профиля даже с большой интенсивностью ($B = 2$) практически не ослабляет развитый отрыв потока (рис. 13). Вследствие этого величина приращения коэффициента подъемной силы профиля с закрылком, отклоненным на угол $\delta_3 = 35^\circ$, оказывается меньше, чем при $\delta_3 = 18^\circ$ (рис. 14). Полученный результат свидетельствует о необходи-

мости оптимизации параметров щелевой механизации при обдуве струями двигателей.

2.5. Сравнительная оценка результатов расчета различных КСУПС

На рис. 15 дано сопоставление зависимостей коэффициента подъемной силы профиля от коэффициента нагрузки на винт диаметром $\overline{D}_1 = 1,2$ при различных вариантах механизации на задней кромке. Согласно расчетным данным, наиболее эффективным является использование системы УПС на простом поворотном закрылке в сочетании с интенсивным обдувом от винта. Обдув профиля с системой управления циркуляцией путем тангенциального выдува струи на скругленную заднюю кромку малоэффективен. Следует отметить, что обдув профилей со струйной механизацией (УПС, УЦ) с малой интенсивностью ($B < 0,5$), соответствующей режиму полета самолета при заходе на посадку, практически не влияет на подъемную силу. Обдув профиля с исследованным вариантом закрылка Фаулера повышает подъемную силу, но до уровня ниже, чем со струйной механизацией, вследствие неполного восстановления безотрывного обтекания при больших углах его отклонения. Для повышения эффективности обдува крыла со щелевой механизацией необходимо проведение исследований по выбору ее

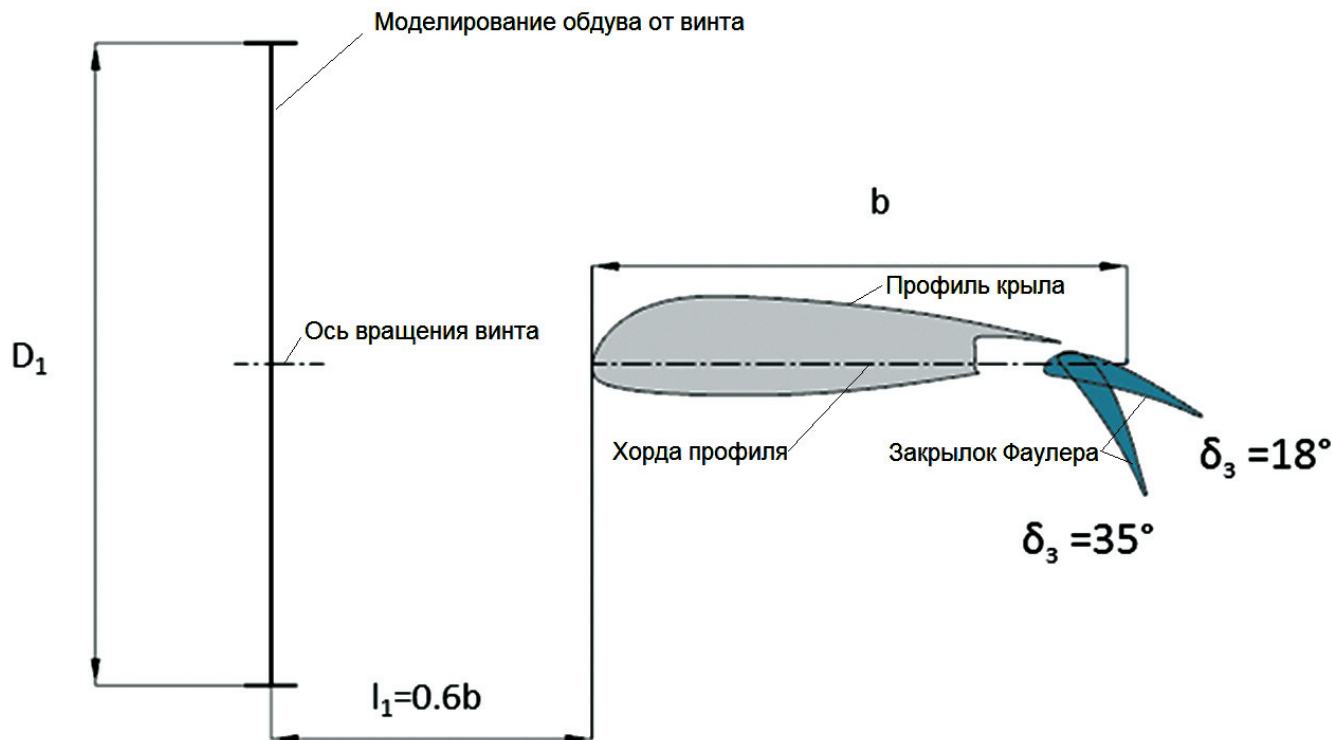


Рис. 12. Расчетная схема расположения винта и крылового профиля с закрылком Фаулера

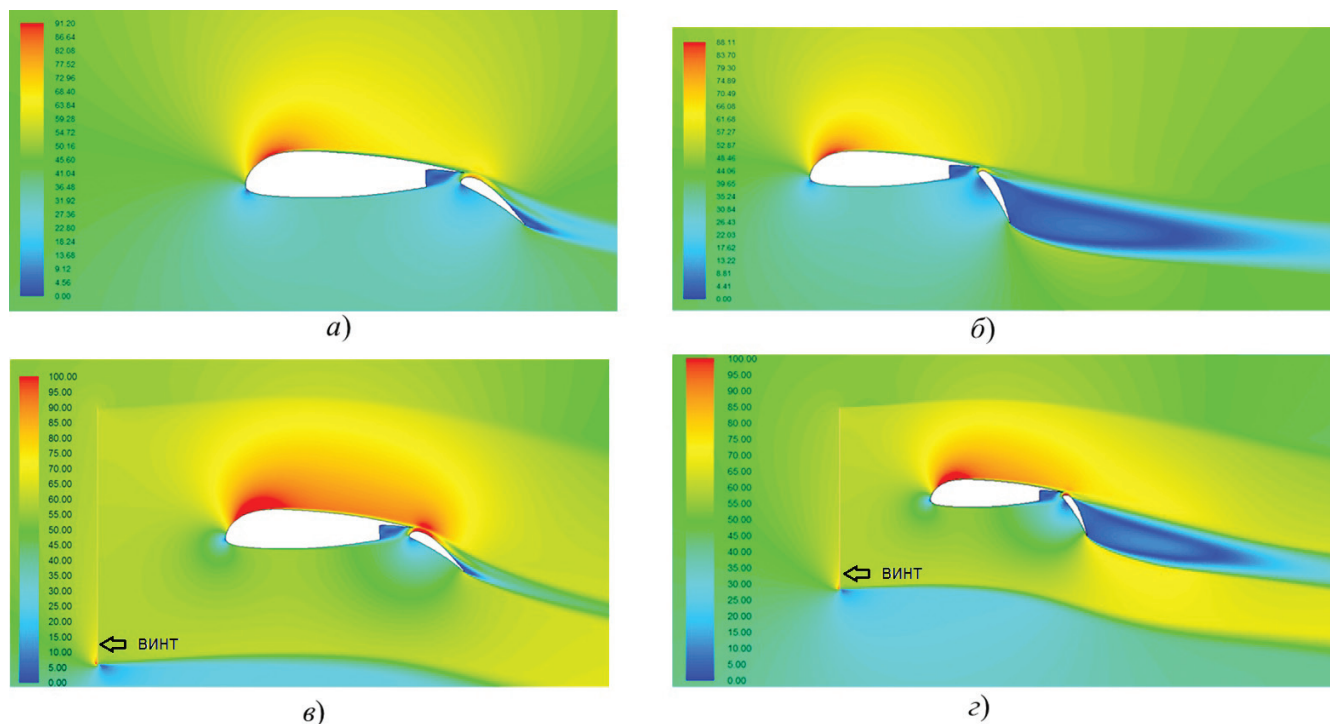


Рис. 13. Влияние обдува струей от винта на обтекание профиля с закрылком Фаулера при $\alpha = 0$, $M = 0,13$:
 а — $\delta_3 = 18^\circ$, $B = 0$; б — $\delta_3 = 35^\circ$, $B = 0$; в — $\delta_3 = 18^\circ$, $B = 2$; г — $\delta_3 = 35^\circ$, $B = 2$

типа и оптимизации параметров (количество элементов механизации, ширины щелей, углов отклонения и др.).

Выводы

Параметрические расчетные исследования обтекания высоконесущего крылового профиля, проведенные при различных значениях относи-

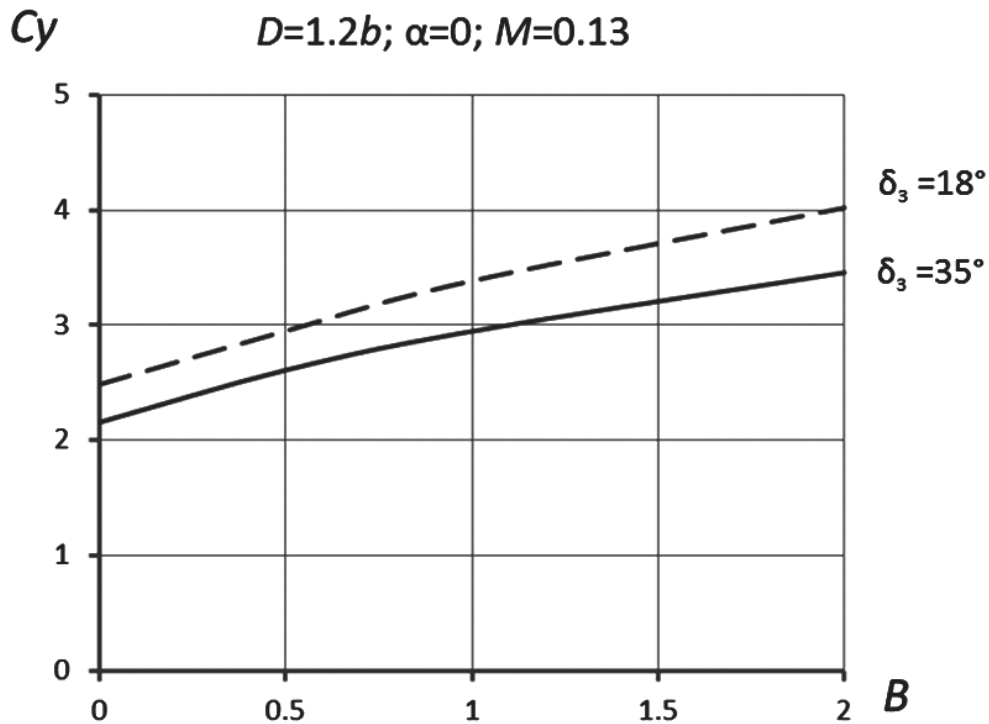


Рис. 14. Влияние обдува струей от винта на коэффициент подъемной силы профиля с закрылком Фаулера

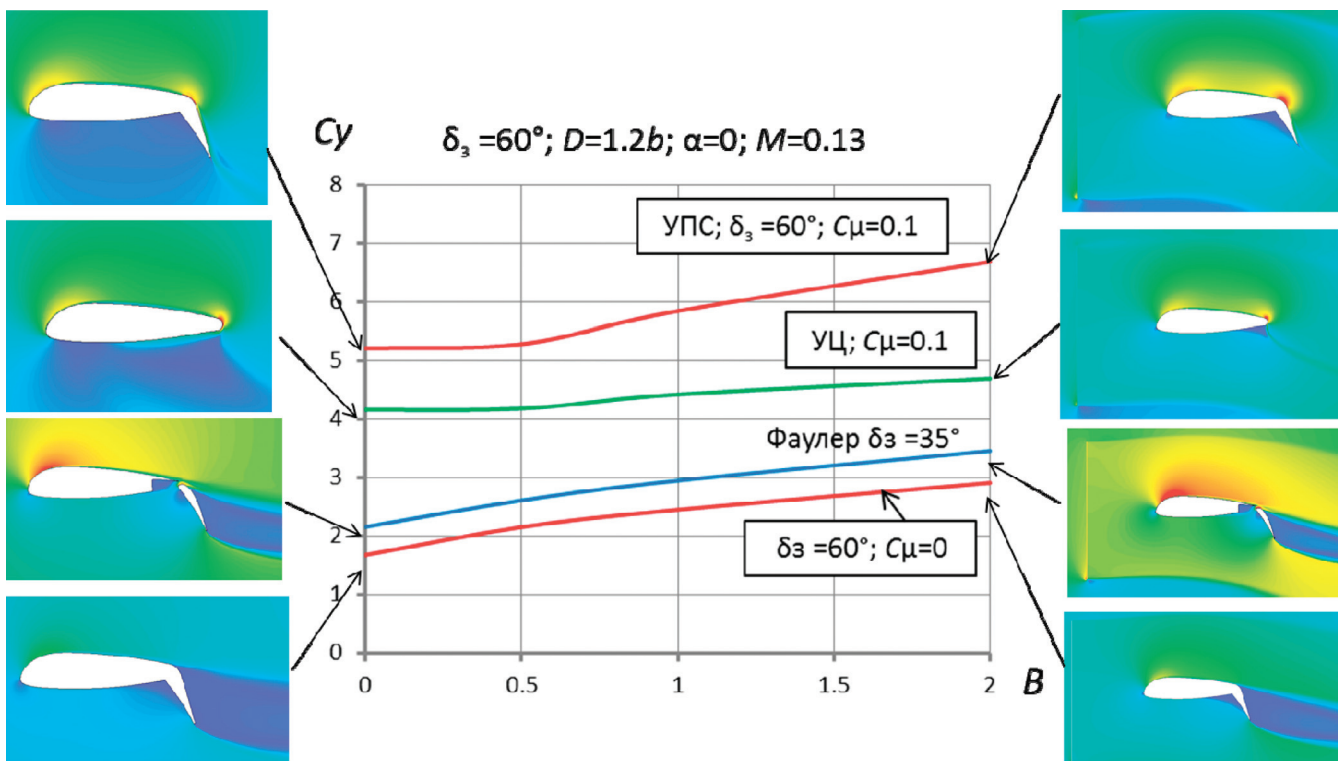


Рис. 15. Сравнение эффективности обдува профиля струей от винта с различными вариантами механизации

тельного диаметра воздушного винта, моделируемого «активным» диском, и его положения относительно профиля, подтвердили эффективность комбинированной системы увеличения подъемной силы, сочетающей УПС и ОВВ, по сравнению

с обдувом профиля с управлением циркуляцией скорости путем тангенциального выдува струи на его скругленную заднюю кромку, а также с обдувом профиля со щелевым выдвижным закрылком типа Фаулера.

Целесообразно продолжить исследования по оптимизации параметров комбинированной системы УПС/ОВВ, а также по разработке типа и параметров щелевой механизации крыла, обеспечивающей эффективное отклонение струи от винта с целью существенного повышения подъемной силы.

Библиографический список

1. NASA. Aeronautics Research: Strategic Implementation Plan. — Washington, DC, United States, Technical Reporth, 2017.
2. AIRBUS S.A.S. Global market forecast: Cities, Airports & Aircraft 2019 — 2038, 2018, <https://www.airbus.com/content/dam/corporate-topics/strategy/global-market-forecast/GMF-2019-2038-Airbus-Commercial-Aircraft-book.pdf>
3. BOEING. Commercial market outlook 2019–2038, 2018, <https://www.boeing.com/commercial/market/commercial-market-outlook/>
4. Alternative Jet Fuels. Chevron Corporation, 2006, <https://www.chevron.com/-/media/chevron/operations/documents/chevron-alternative-jet-fuels.pdf>
5. *Chernousov V.I., Krutov A.A., Pigusov E.A.* Containerized Air Freight System Powered by Cryogenic Fuel // 31st Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences — ICAS'2018 (9–14 September 2018; Belo Horizonte, Brazil).
6. *Bowman C.L., Felder J.L., Marien T.V.* Turbo- and hybrid-electrified aircraft propulsion concepts for commercial transport // AIAA/IEEE Electric Aircraft Technologies Symposium — EATS'2018 (12–14 July 2018; Cincinnati, OH, United States). AIAA 2018-4984. DOI: 10.2514/6.2018-4984
7. *Kim H.D.* Distributed propulsion vehicles // 27th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences (19-24 September 2010; Nice, France). URL: 20100036222.pdf
8. *Stoll A.M., Mikić G.V.* Design Studies of Thin-Haul Commuter Aircraft with Distributed Electric Propulsion // 16th AIAA Aviation Technology, Integration, and Operations Conference (13–17 June 2016; Washington, D.C.). AIAA Paper 2016-3765. DOI: 10.2514/6.2016-3765
9. *Moore K.R., Ning A.* Distributed Electric Propulsion Effects on Existing Aircraft Through Multidisciplinary Optimization // IAA Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference (8–12 January 2018; Kissimmee, Florida, USA). AIAA Paper 2018-1652. DOI: 10.2514/6.2018-1652
10. *Stoll A.M., Bervit J.B., Moore M.D., Fredericks W.J., Borer N.K.* Drag Reduction Through Distributed Electric Propulsion // 14th AIAA Aviation Technology, Integration, and Operations Conference (16–20 June 2014; Atlanta, GA). AIAA Paper 2014-2851. DOI: 10.2514/6.2014-2851
11. *Stoll A.M.* Comparison of CFD and Experimental Results of the LEAPTech Distributed Electric Propulsion Blown Wing // Aviation Technology, Integration, and Operations Conference (22–26 June 2015; Dallas, Texas). AIAA Paper 2015-3188. DOI: 10.2514/6.2015-3188
12. *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
13. *Дунаевский А.И., Чернавских Ю.Н.* Сравнительная оценка эффективности регионального самолета КВП с вспомогательной распределенной электрической силовой установкой // XXVIII Научно-техническая конференция по аэродинамике (20–21 апреля 2017; п. Володарского). — Жуковский: ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского, 2017. С. 120.
14. *Егошин С.Ф.* Оценка влияния многовинтовой системы обдувки крыла на характеристики транспортной работы самолета короткого взлета и посадки // Вестник Московского авиационного института. 2018. Т. 25. № 4. С. 64–76.
15. *Petrov A.V.* Aerodynamics of STOL airplanes with powered high-lift systems // 28th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences (23–28 September 2012; Brisbane, Australia). ICAS 2012-9.5.2.
16. *Петров А.В.* Аэродинамика транспортных самолетов короткого взлета и посадки с энергетическими системами увеличения подъемной силы. — М.: Инновационное машиностроение, 2018. — 736 с.
17. *Петров А.В.* Энергетические методы увеличения подъемной силы крыла: Монография. — М.: Физматлит, 2011. — 404 с.
18. *Павленко О.В., Пигусов Е.А.* Численное исследование особенностей обтекания отсека крыла с системой тангенциального выдува струи на закрылок // Автоматизация. Современные технологии. 2018. Т. 72. № 4. С. 166–171.
19. *Павленко О.В., Пигусов Е.А.* Валидация численных исследований отсека крыла со струйной механизацией // Модели и методы аэродинамики: Тезисы докладов XVIII Международной школы-семинара (4–11 июня 2018; Евпатория). — Жуковский: Изд-во ЦАГИ, 2018. С. 113–114.
20. *Pavlenko O.V., Pigusov E.A.* Numerical investigation of the aerodynamic loads and hinge moments of the flap with boundary layer control // AIP Conference Proceedings. 1959, p. 050024. DOI: 10.1063/1.5034652

STUDIES OF FLOW-AROUND OF HIGH-LIFT WING AIRFOIL WITH COMBINED ENERGY SYSTEM FOR THE WING LIFTING FORCE INCREASING

Pavlenko O.V.*, Petrov A.V., Pigusov E.A.

Central Aerohydrodynamic Institute named after N.E. Zhukovsky (TsAGI),
1, Zhukovsky str., Zhukovsky, Moscow Region, 140180, Russia

* e-mail: olga.v.pavlenko@yandex.ru

Abstract

Commercial air transportation growth and environmental requirements toughening encourage designers of prospective aviation to develop and research innovative technical solutions and technologies to improve performance while conjoined emissions reduction. In recent years, increased attention has been paid to the study of the Distributed Electric Propulsion (DEP) application, which implementation onboard aircraft, according to researchers, will allow fuel costs cutting by more than 50% with conjoined carbon dioxide emissions reduction by approximately 50%. Many scientific and engineering problems should be solved while the aircraft with DER development. One of such problems, to which solution a great number of today's studies is devoted, consists in ensuring high takeoff-landing performances. The presented work considers the possibility of employing combined lift force increasing power system (CLFIPS) for the wing lift force improving at the takeoff-landing modes. Evaluation of various factors impact, such as the propeller diameter and thrust; its position along the length and height relative to the airfoil chord at various angles of the flap deflection and blowout intensity on it, on the CLFIPS effectiveness. Along with the basic calculation option, the slipstream effect of the propeller on the aerodynamic characteristics of the airfoil with slotted flap, as well as with the system of circulation control by tangential blowout of the jet on the rounded rear edge of the airfoil are considered.

Computational study of the airfoils flow-around by the viscous gas flow was performed at the numbers of $M = 0.13$ $Re = 7.2 \cdot 10^6$ employing the FLUENT software based on the numerical solution of the Reynolds-averaged Navier—Stokes equations. The blow-off calculations at various values of the propeller active section diameter and its position were performed at the zero angle of attack.

Parametric studies of the high-lift airfoil flow-around were performed at various values of the propeller relative diameter, being modelled by the

“active” disk, and its position relative to the airfoil. The studies confirmed the effectiveness of the combined lift force increasing system conjoining boundary layer control (BLC) system and propeller blow-off (PBO), compared to the speed circulation control by tangential blowout of the jet on the rounded rear edge of the airfoil, as well as the blow-off of the airfoil with the Fowler flap type.

It is advisable to go on with the studies on parameters optimization of the combined BLC/PBO system as well as the type and parameters development of the wing slot mechanics, which ensures effective jet deflection from the wing for the purpose of significant lift force increase.

Keywords: propeller, tangential jet blow-off, power system for lift force increasing, boundary layer control, circulation control.

References

1. NASA. *Aeronautics Research: Strategic Implementation Plan*. Washington, DC, United States, Technical Reporth, 2017.
2. AIRBUS S.A.S. *Global market forecast: Cities, Airports & Aircraft 2019 - 2038*, 2018, <https://www.airbus.com/content/dam/corporate-topics/strategy/global-market-forecast/GMF-2019-2038-Airbus-Commercial-Aircraft-book.pdf>
3. BOEING. *Commercial market outlook 2019–2038*, 2018, <https://www.boeing.com/commercial/market/commercial-market-outlook/>
4. *Alternative Jet Fuels*. Chevron Corporation, 2006, <https://www.chevron.com/-/media/chevron/operations/documents/chevron-alternative-jet-fuels.pdf>
5. Chernousov V.I., Krutov A.A., Pigusov E.A. Containerized Air Freight System Powered by Cryogenic Fuel. *31st Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences – ICAS'2018 (09-14 September 2018; Belo Horizonte, Brazil)*.
6. Bowman C.L., Felder J.L., Marien T.V. Turbo- and hybrid-electric aircraft propulsion concepts for commercial transport. *AIAA/IEEE Electric Aircraft Technologies Symposium – EATS'2018 (12-14 July 2018;*

- Cincinnati, OH, United States). AIAA 2018-4984. DOI: 10.2514/6.2018-4984
7. Kim H.D. Distributed propulsion vehicles. *27th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences (19–24 September 2010; Nice, France)*. URL: 20100036222.pdf
 8. Stoll A.M., Mikic G.V. Design Studies of Thin-Haul Commuter Aircraft with Distributed Electric Propulsion. *16th AIAA Aviation Technology, Integration, and Operations Conference (13–17 June 2016; Washington, D.C.)*. AIAA Paper 2016-3765. DOI: 10.2514/6.2016-3765
 9. Moore K.R., Ning A. Distributed Electric Propulsion Effects on Existing Aircraft Through Multidisciplinary Optimization. *IAA Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference (08–12 January 2018; Kissimmee, Florida, USA)*. AIAA Paper 2018-1652. DOI: 10.2514/6.2018-1652
 10. Stoll A.M., Bevirt J.B., Moore M.D., Fredericks W.J., Borer N.K. Drag Reduction Through Distributed Electric Propulsion. *14th AIAA Aviation Technology, Integration, and Operations Conference (16–20 June 2014; Atlanta, GA)*. AIAA Paper 2014-2851. DOI: 10.2514/6.2014-2851
 11. Stoll A.M. Comparison of CFD and Experimental Results of the LEAPTech Distributed Electric Propulsion Blown Wing. *Aviation Technology, Integration, and Operations Conference (22–26 June 2015; Dallas, Texas)*. AIAA Paper 2015-3188. DOI: 10.2514/6.2015-3188
 12. Dunaevskii A.I., Perchenkov E.S., Chernavskikh Yu.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
 13. Dunaevskii A.I., Chernavskikh Yu.N. *Materialy XXVIII Nauchno-tekhnicheskoi konferentsii po aerodinamike (20–21 April 2017; p. Volodarskogo)*. Zhukovskii, TsAGI im. prof. N.E. Zhukovskogo, 2017, p. 120.
 14. Egoshin S.F. Impact evaluation of multi-propeller wing blow-over system on the STOL aircraft characteristics. *Aerospace MAI Journal*, 2018, vol. 25, no. 4, pp. 64-76.
 15. Petrov A.V. Aerodynamics of STOL airplanes with powered high-lift systems. *28th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences (23-28 September 2012; Brisbane, Australia)*. ICAS 2012-9.5.2.
 16. Petrov A.V. *Aerodinamika transportnykh samoletov korotkogo vzleta i posadki s energeticheskimi sistemami uvelicheniya pod'emnoi sily* (Aerodynamics of short take-off and landing transport airplanes with power systems for the lifting force increasing), Moscow, Innovatsionnoe mashinostroenie, 2018, 736 p.
 17. Petrov A.V. *Energeticheskie metody uvelicheniya pod'emnoi sily kryla* (Energy methods for increasing the wing lift), Moscow, Fizmatlit, 2011, 404 p.
 18. Pavlenko O.V., Pigusov E.A. *Avtomatizatsiya. Sovremennye tekhnologii*, 2018. vol. 72, no. 4, pp. 166-171.
 19. Pavlenko O.V., Pigusov E.A. *Materialy XVIII Mezhdunarodnoi shkoly-seminara "Modeli i metody aerodinamiki" (04-11 June 2018; Evpatoriya)*, Zhukovskii, TsAGI, 2018, pp. 113-114.
 20. Pavlenko O.V., Pigusov E.A. Numerical investigation of the aerodynamic loads and hinge moments of the flap with boundary layer control. *AIP Conference Proceedings*, 1959, p. 050024. DOI: 10.1063/1.5034652