



ФЕДЕРАЛЬНОЕ АВТОНОМНОЕ УЧРЕЖДЕНИЕ
«СИБИРСКИЙ НАУЧНО-ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЙ ИНСТИТУТ АВИАЦИИ
ИМЕНИ С. А. ЧАПЛЫГИНА»

**АЭРОДИНАМИКА И ДИНАМИКА ПОЛЁТА
ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ**

XXI ВСЕРОССИЙСКАЯ ШКОЛА-СЕМИНАР СибНИА

(Седова заимка, 15-18 марта 2023 г.)

МАТЕРИАЛЫ ШКОЛЫ-СЕМИНАРА

Новосибирск — 2023

УДК 629.7.015.3

ББК 39.5+30.124

А 992

А 992 **Аэродинамика и динамика полёта летательных аппаратов:** Материалы XXI Всероссийской школы-семинара СибНИА (Седова заимка, 15–18 марта 2023 г.). — Новосибирск: Изд-во ФАУ «СибНИА им. С. А. Чаплыгина», 2023. — 52 с.

ISBN 978-5-6043216-5-2

УДК 629.7.015.3

ББК 39.5+30.124

ISBN 978-5-6043216-5-2

© ФАУ «Сибирский научно-исследовательский институт авиации имени С. А. Чаплыгина», 2023

СОДЕРЖАНИЕ

1. **Акимов М. А., Поливанов П. А.** Численное исследование динамического срыва потока при малых числах Рейнольдса на профиле НАСА-35136
2. **Бабулин А. А., Войтишина М. С., Долотовский А. В.** Цифровая трансформация процесса создания авиационной техники — основные направления развития инструментов.....7
3. **Бабулин А. А., Поляков В. М., Шевяков В. И.** О возможностях улучшения местной аэродинамики транспортных самолётов с помощью вихрегенераторов.....8
4. **Бардаев П. П., Никитин М. Г., Оревков П. П.** Предложение по конструкции экспериментальной установки для исследования аэродинамических характеристик отсека крыла в Т-2039
5. **Болсуновский А. Л., Брагин Н. Н., Бузоверя Н. П., Заварзина Е. А., Чернышёв И. Л.** Сравнение аэродинамических характеристик модели магистрального самолёта с ламинарным крылом и различным расположением двигателей10
6. **Болсуновский А. Л., Бузоверя Н. П., Гаджиев Г. Г., Мошаров В. Е., Радченко В. Н., Сенюев И. В., Устинов М. В., Чернышёв И. Л.** Исследование ламинарно-турбулентного перехода пограничного слоя на тематической полумодели сверхкритического крыла при больших числах Рейнольдса11
7. **Борисова В. Г., Силантьев В. А., Шемякин А. П.** Разработка формулы аэродинамических весов для малоскоростной аэродинамической трубы Т-20312
8. **Бочкарёв Н. А., Зайцев В. Ю., Мымрин В. А., Шишков И. Н.** Проведение экспериментальных исследований модели самолёта Л-410УВП-Е20-Д в том числе с моделированием работы силовой установки. Испытания модели с различными типами шасси14
9. **Брагин Н. Н., Гарифуллин М. Ф., Заварзина Е. А., Слитинская А. Ю.** Об особенностях влияния тормозных щитков и интерцепторов на модели магистрального самолёта на обтекание за крылом и в области ГО на режиме пробеге15
10. **Браилко И. А., Варюхин А. Н., Власов А. В., Лебедев А. О., Овдиенко М. А.** Аэродинамическое проектирование электроприводного импеллера17
11. **Вождаев В. В., Волков А. И., Крутов А. А., Пигусов Е. А., Черноусов В. И.** Формирование аэродинамической компоновки магистрального самолёта в схеме среднеплан.....19

12. **Гильманов А. М., Зайцев В. Ю., Мымрин В. А., Петошин В. И., Скворцова В. Д., Чуфистов А. П.** Результаты испытаний динамически подобной свободнолетающей модели самолёта короткого взлёта и посадки в свободном полёте и на шарнирном подвесе в аэродинамической трубе 20
13. **Гильманов А. М., Морозов А. Л., Морозов М. В., Мымрин В. А., Полищук П. В., Скворцова В. Д.** Развитие концепции лёгкого самолёта-амфибии с гибридной распределённой силовой установкой . 21
14. **Гостеев Ю. А., Красноруцкий А. Д., Обуховский А. Д., Саленко С. Д.** Динамика движения геофизической капсулы на тросовой подвеске 23
15. **Гулидова Ю. С., Зайцев В. Ю., Лукьянов А. И., Мымрин В. А., Петошин В. И., Чуфистов А. П.** Расчётные исследования взлёта самолёта с активной обдувкой 25
16. **Гулидова Ю. С., Зайцев В. Ю., Мымрин В. А.** Влияние модифицированного профиля консолей крыла на аэродинамические характеристики параметрической модели 26
17. **Гулидова Ю. С., Зайцев В. Ю., Мымрин В. А., Чуфистов А. П.** Некоторые особенности влияния работы гибридной силовой установки на аэродинамические характеристики модели самолёта с активным обдувом 27
18. **Гурьянов М. С., Морковкин Б. М., Мымрин В. А., Тонкопий Ю. А.** Аэродинамическая компоновка составного крыла для лёгкого скоростного самолёта МВЛ следующего поколения 27
19. **Зайцев В. Ю., Лукьянов А. И., Мымрин В. А., Петошин В. И., Чуфистов А. П.** Оценка эффективности применения различных средств с целью предельного сокращения посадочной дистанции беспилотного самолёта 29
20. **Запрягаев В. И., Кавун И. Н., Меньщикова И. В.** Влияние струйного обдува лобовой части летательного аппарата на его аэродинамические характеристики 29
21. **Запрягаев В. И., Кавун И. Н., Трубицына Л. П.** Высоконапорный слой в сверхзвуковых отрывных течениях в угле сжатия различных конфигураций 32
22. **Зверков И. Д., Крюков А. В., Мешков А. А., Мохов Ю. В.** Повышение безопасности полёта малоразмерных летательных аппаратов путём применения обшивки с волнистой поверхностью 34
23. **Коновалов И. С.** К методике осреднения результатов весовых экспериментов в условиях повышенных вибраций 36

24. **Лопатин А. Н.** Применение аддитивных технологий для изготовления летающих моделей.....38
25. **Румянцев А. Г.** Исследование обтекания системы крыло-винт в крейсерской и взлётно-посадочной конфигурациях с обдувкой РСУ 41
26. **Румянцев А. Г.** Исследования по формированию конфигурации винтовых движителей в зоне закрылка для установки на летающую лабораторию42
27. **Румянцев А. Г.** Расчётные исследования влияния активного управления обтеканием на аэродинамические характеристики профиля самолёта МВЛ.....43
28. **Телкова Ю. В.** Обзор способов моделирования приземного пограничного слоя в аэродинамических трубах с короткой рабочей частью.....43
29. **Гагаркина Е. С., Ершов А. О., Смирнов Д. Н., Чемезов В. Л.** Участие СибНИА им. С. А. Чаплыгина в исследованиях перспективных сверхзвуковых гражданских самолётов (СГС).....437
30. **Гагаркина Е. С., Смирнов Д. Н., Чемезов В. Л., Шейфер С. В.** Перспективные исследования авиационной техники в ФАУ «СибНИА им. С. А. Чаплыгина».....43

ЧИСЛЕННОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ДИНАМИЧЕСКОГО СРЫВА ПОТОКА ПРИ МАЛЫХ ЧИСЛАХ РЕЙНОЛЬДСА НА ПРОФИЛЕ НАСА-3513

Акимов М. А., Поливанов П. А.
¹ИТПМ СО РАН, ²НГТУ

Для исследования динамики полёта малоразмерных беспилотных летательных аппаратов (БПЛА), улучшения устойчивости и управляемости и оптимизации их программ управления [1] на околокритических углах атаки необходимо знать нестационарные аэродинамические характеристики [2]. Числа Рейнольдса на несущих поверхностях малых БПЛА, в основном, имеют $Re \sim 10^5$. При этих числах Рейнольдса на крыле может формироваться ламинарный отрывной пузырь, который оказывает существенное влияние на развитие отрывного течения [3]. В настоящей работе исследуется влияние разрушения ламинарного отрывного пузыря на динамический срыв потока на прямом крыле с профилем НАСА-3513.

Рассмотрена численная задача обтекания секции крыла при его вращении по тангажу на околокритических углах атаки при числе Рейнольдса $Re = 1,16 \cdot 10^5$. Расчёт выполнен неявным методом крупных вихрей (ILES), который позволяет корректно разрешать ламинарный отрывной пузырь и отрывные явления [4].

Численный расчёт начинался с установившегося режима при угле атаки 10 градусов. Далее крыло вращалось до угла атаки 15° (выше критического угла атаки). При повороте крыла использовался синусоидальный закон изменения скорости вращения с максимальной амплитудой 25 град/с.

При начале движения коэффициенты подъёмной силы (c_{y_a}), лобового сопротивления (c_{x_a}) и продольного момента (относительно середины профиля) (m_z) меняются слабо. В районе линейного роста угла атаки c_{y_a} растёт линейно, c_{x_a} — по степенному закону, m_z убывает. При остановке вращения наблюдается существенное (в 1,5...2,0 раза) падение c_{y_a} , снижение c_{x_a} , а m_z резко увеличивается — сопротивление увеличению углу атаки уменьшается. После остановки течение вокруг профиля продолжает перестраиваться примерно в течении 200 мс.

Для определения режима обтекания использовались показания виртуального нестационарного датчика давления на поверхности крыла и спектр записанного им сигнала. По изменению спектра пульсаций также можно косвенно определять режим обтекания профиля.

ЛИТЕРАТУРА

1. Raza A., Malik F. M., Mazhar N., Khan R. Two-time-scale robust output feedback control for aircraft longitudinal dynamics via sliding mode control and high-gain observer // Alexandria Engineering Journal, — 2022 Jun 1. — 61(6):4573-83.
2. Dickinson M. H., Gotz K. G. Unsteady aerodynamic performance of model wings at low Reynolds numbers // Journal of experimental biology, — 1993 Jan. — 174(1):45-64.
3. Акимов М. А., Поливанов П. А. Исследование скачкообразного изменения подъёмной силы на толстом каплевидном профиле при малых числах Рейнольдса // Теплофизика и аэромеханика, — 2021. — № 6. — С. 849–853.
4. Puri K., Laufer M., Müller-Vahl H., Greenblatt D., Frankel S. H. Computations of active flow control via steady blowing over a NACA-0018 airfoil: implicit LES and RANS validated against experimental data // AIAA Aerospace sciences meeting, — 2018. — 792 p.

ЦИФРОВАЯ ТРАНСФОРМАЦИЯ ПРОЦЕССА СОЗДАНИЯ АВИАЦИОННОЙ ТЕХНИКИ — ОСНОВНЫЕ НАПРАВЛЕНИЯ РАЗВИТИЯ ИНСТРУМЕНТОВ

*Бабулин А. А., Войтишина М. С., Долотовский А. В.
Филиал «Региональные самолёты» ПАО «Корпорация «Иркут»*

Из современных политических вызовов, таких как санкционные ограничения на поставку импортной техники и программного обеспечения, следуют поставленные перед промышленностью амбициозные планы импортозамещения всей линейки гражданских воздушных судов (ВС) до уровня комплектующих. Сжатые целевые сроки разработки ВС при безусловном сохранении качества делают необходимым внедрение перспективных методов управления проектами и новых высокоэффективных инструментов разработки. Ответом на эти вызовы может стать цифровая трансформация процессов разработки и поддержки жизненного цикла ВС.

Основная цель цифровой трансформации — сокращение сроков разработки ВС до 5–7 лет от формирования облика ВС до передачи в эксплуатацию. Предлагаемый метод сокращения сроков разработки — применение модели ориентированного (MBSE — Model-Based-System-Engineering) подхода в масштабах всего процесса проектирования, что означает изменение основного принципа разработки от реактивного, где модель появляется после объекта, на предиктивный, при котором модель является требованиями к объекту и появляется до него. При этом основная масса итеративных изменений конструкции, обеспечивающих выполнение требований заказчика, смещается на ранние этапы жизненного цикла за счёт свойства цифровых экспериментов обеспечивать большую вариативность как условий, так и объектов испытаний.

Этого невозможно достичь без развития и внедрения в практику соответствующих инструментов — цифровых двойников, отвечающих целям и задачам этапов жизненного цикла (от цифровых двойников этапа разработки — виртуальных прототипов, до цифровых двойников изделий в эксплуатации).

Программные инструменты, используемые в цикле модели ориентированной разработки, должны обеспечивать предварительную реализацию требуемых характеристик в цифровом прототипе, то есть решать обратную задачу. Поскольку численные методы аналитически необратимы, при разработке модели под требуемые характеристики широко применяется многокритериальная оптимизация. Высокая интенсивность обрабатываемых в процессе проектирования изменений вносит ограничения на время расчёта применяемых в цикле оптимизации инструментов моделирования.

Таким образом, в текущей ситуации отечественная авиапромышленность серьёзно заинтересована в развитии отечественных программных продуктов аэродинамического расчёта, реализующих широкий спектр методов, от быстрых полуэмпирических до точных численных.

О ВОЗМОЖНОСТЯХ УЛУЧШЕНИЯ МЕСТНОЙ АЭРОДИНАМИКИ ТРАНСПОРТНЫХ САМОЛЁТОВ С ПОМОЩЬЮ ВИХРЕГЕНЕРАТОРОВ

Бабулин А. А., Поляков В. М., Шевяков В. И.

Филиал «Региональные самолёты» ПАО «Корпорация «Иркут»

Устранение отрывных явлений на внешней поверхности самолёта или их затягивание по углу атаки или скорости позволяет улучшить аэродинамические характеристики (АДХ) самолёта. Одним из способов достижения этого является применение специальных устройств — вихрегенераторов (ВГ).

В авиации исследования ВГ впервые выполнены Тейлором в 1947 году [1]. С тех пор известно достаточно много работ по этой теме, однако, общая теория использования ВГ проработана недостаточно глубоко и чётких рекомендаций по выбору их геометрии и параметров установки для получения требуемого эффекта не разработано.

Наиболее распространённым способом применения ВГ является их установка на мотогондолах маршевых двигателей. Такие ВГ позволяют ограничить распространение области отрыва на верхней поверхности крыла и повысить максимальную подъёмную силу самолёта на посадочных режимах.

Установка ВГ на кессонной части крыла может использоваться для устранения несимметрии обтекания из-за производственных дефектов внешней поверхности крыла, а в некоторых случаях — и для улучшения характеристик бафтинга.

Имеется опыт установки ВГ на верхней поверхности закрылков, что может повышать их несущие свойства [2]. Улучшение несущих свойств крыла приводит к возможности снижения взлётно-посадочных скоростей, однако и здесь существуют ограничения — по эволютивным скоростям, связанным с эффективностью органов управления. Установка ВГ на хвостовой оперении может повысить эффективности руля высоты и руля направления.

Для правильного использования возможностей ВГ необходимо понимать физику явления. Эффективность ВГ зависит от многих факторов: формы и высоты ВГ, места их расположения, угла установки, расстояния между ВГ. Общепринятое объяснение механизма работы ВГ — перенос энергии набегающего потока вглубь пограничного слоя и увеличение его устойчивости.

Менее изучено применение мини-ВГ [3]. Они отличаются существенно меньшими размерами, что позволяет применять их для случаев сверхзвуковых скоростей без существенного увеличения лобового сопротивления.

При проведении исследовательских работ по совершенствованию местной аэродинамики самолётов транспортной категории в Филиале «Региональные самолёты» ПАО «Корпорация «Иркут» рассматриваются случаи применения как ВГ, так и мини-ВГ. Имеются первые положительные результаты.

ЛИТЕРАТУРА

1. Taylor H. D. The Elimination of Diffuser Separation by Vortex Generators // United Aircraft Corporation. — Report No. R-4012-3, — June 1947.
2. Долотовский А. В., Терехин В. А., Шевяков В. И., Бабулин А. А., Чернов Ю. П. Методы увеличения максимальной подъёмной силы крыла самолёта на взлётно-посадочных режимах при помощи специальных устройств // Материалы XXXI научно-технической конференции по аэродинамике. — ЦАГИ, — 2020. — С. 92–93.
3. Lin J. C. Control of turbulent boundary-layer separation using micro-vortex generators // AIAA paper, — 1999. — 3404.

ПРЕДЛОЖЕНИЕ ПО КОНСТРУКЦИИ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЙ УСТАНОВКИ ДЛЯ ИССЛЕДОВАНИЯ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК ОТСЕКА КРЫЛА В Т-203

*Бардаев П. П., Никитин М. Г., Оревков П. П.
СибНИА им. С. А. Чаплыгина*

Экспериментальные исследования характеристик крыльевых профилей выполняются при продувках отсеков крыла в специализированных аэродинамических трубах. Для этих целей используются трубы с малой турбулентностью потока и закрытой рабочей частью, где отсек крыла располагается между стенками трубы для моделирования плоско-параллельного обтекания крыла бесконечного размаха.

В связи с отсутствием специализированной трубы в СибНИА им. С. А. Чаплыгина для этих исследований используется аэродинамическая труба Т-203 с рычажными модельными тензовесами АВМ-203. При этом отсек крыла устанавливается в открытой рабочей части на подвеске весов как стандартная модель, а краевые эффекты компенсируются развитыми концевыми шайбами. Влияние этих шайб на результат эксперимента учитывается в отдельном исследовании.

При размахе отсека крыла $l = 0,8$ м и хорде $b = 0,5$ м, участок плоско-

параллельного потока между шайбами имеет площадь $S_{\text{пот}} = 0,8 \times 1,92 = 1,536 \text{ м}^2$, что составляет 25 % от общей площади воздушного потока в рабочей части трубы (при этом 75 % всего потока трубы не используются). Отношение толщины потока к хорде отсека крыла составляет $H_{\text{пот}} = 3,84 \times b$.

Поскольку сопло трубы Т-203 эллиптическое, то высота воздушного потока в рабочей части трубы $H = 1,92 \text{ м}$, а ширина $B = 3,96 \text{ м}$. Поэтому предлагается шайбы, ограничивающие зону плоско-параллельного потока, размещать горизонтально. Тогда появляется возможность варьировать размах отсека крыла (например, от 0,8 м до 1,4 м) и полнее использовать мощность потока трубы.

Например, при размахе отсека крыла $l = 1,4 \text{ м}$, площадь плоско-параллельного потока составит $S_{\text{пот}} = 1,4 \times 3,2 = 4,48 \text{ м}^2$ — 75 % от потока в рабочей части трубы, а при размахе $l = 0,8 \text{ м}$ — $S_{\text{пот}} = 0,8 \times 3,6 = 2,88 \text{ м}^2$ — 48 % (при $l = 1,2 \text{ м}$ — $S_{\text{пот}} = 1,2 \times 3,4 = 4,08 \text{ м}^2$ — 68 % и при размахе $l = 1,0 \text{ м}$ — $S_{\text{пот}} = 1,0 \times 3,6 = 3,6 \text{ м}^2$ — 60 % потока трубы, соответственно).

Отношение ширины потока к хорде отсека крыла также почти вдвое больше. Так, для размаха $l = 1,4 \text{ м}$ толщина потока $H_{\text{пот}} = 3,2 \text{ м}$, что составляет $K = 6,4$ от b отсека крыла, а для размаха в $l = 1,2 \text{ м}$ и $l = 1,0 \text{ м}$ (толщина потока $H_{\text{пот}} = 3,4 \text{ м}$ и $H_{\text{пот}} = 3,6 \text{ м}$) — составит $K = 6,8$ и $K = 7,24$ от b отсека крыла, соответственно.

Из сказанного следует, что горизонтальное расположение концевых шайб для ограничения плоско-параллельного потока позволяет в 2–3 раза эффективнее использовать энергию потока трубы Т-203 и иметь вдвое большую относительную толщину плоско-параллельного потока. Это положительно скажется на точности эксперимента, а создание специализированной экспериментальной установки с встроенными тензовесами упростит подготовку и проведение трубного эксперимента.

Кроме того, освободятся модельные весы АВМ-203 для других работ и уменьшится их износ.

СРАВНЕНИЕ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК МОДЕЛИ МАГИСТРАЛЬНОГО САМОЛЁТА С ЛАМИНАРНЫМ КРЫЛОМ И РАЗЛИЧНЫМ РАСПОЛОЖЕНИЕМ ДВИГАТЕЛЕЙ

*Болсуновский А. Л., Брагин Н. Н., Бузоверя Н. П., Заварзина Е. А.,
Чернышёв И. Л.
ЦАГИ*

В настоящее время основной и часто реализуемой схемой магистральных самолётов является классическая схема. Проработанность всех особенностей аэродинамического проектирования и многолетней методики объясняет популярность её использования. Но, несмотря на это, ведущие авиационные центры проводят исследования по внедрению новых, перспективных

10

компоновок. Одной из таких схем является крыло с расположением двигателей над передней кромкой. Считается, что такая компоновка позволяет получить выигрыш в топливной эффективности и снизить уровень шума на местности, который является доминирующим у региональных самолётов.

В ходе работы были проведены испытания малошумного регионального самолёта с ламинарным крылом и расположением двигателей над задней (LSW-4) и передней кромкой крыла (LSW-5). Было установлено, что расположение двигателей над передней кромкой позволяет уменьшить размеры и вес пилона, экранирует шум струи и снижает риск попадания посторонних предметов в двигатели. Но аэродинамическая интерференция крыла и двигателей носит, в данном случае, негативный оттенок из-за повышенных местных скоростей потока над крылом вблизи передней кромки.

Скоростные свойства нового крыла сопоставимы со свойствами крыла LSW-4 и обеспечивают крейсерский полёт с $M = 0,78$. У крыльев LSW-4 и LSW-5 сопоставимы и несущие характеристики $c_{y_{\max}} = 1,6$ при $Re = 3,2$ млн. В целом, значение аэродинамического качества осталось на том же высоком уровне. Из отрицательных особенностей следует отметить раннее наступление бафтинга на больших скоростях из-за более сильного скачка уплотнения вблизи передней кромки крыла.

ИССЛЕДОВАНИЕ ЛАМИНАРНО-ТУРБУЛЕНТНОГО ПЕРЕХОДА ПОГРАНИЧНОГО СЛОЯ НА ТЕМАТИЧЕСКОЙ ПОЛУМОДЕЛИ СВЕРХКРИТИЧЕСКОГО КРЫЛА ПРИ БОЛЬШИХ ЧИСЛАХ РЕЙНОЛЬДСА

*Болсуновский А. Л., Бузоверя Н. П., Гаджиев Г. Г., Мошаров В. Е.,
Радченко В. Н., Сенюев И. В., Устинов М. В., Чернышёв И. Л.*
ЦАГИ

Ламинаризация обтекания считается одной из наиболее перспективных технологий улучшения топливной эффективности самолётов следующих поколений. В зависимости от числа Маха, числа Рейнольдса и стреловидности крыла ламинарное обтекание может быть реализовано как пассивным путём (естественная ламинаризация обтекания, сокращённо ЕЛО или NLF — в англоязычной литературе, Natural Laminar Flow), так и путём активного управления при помощи отсоса на перфорированных стенках (системы УЛО/LFC и КУЛО/HLFC).

Для изучения данного вопроса была спроектирована и изготовлена тематическая полумоделль со средней аэродинамической хордой $b_a = 0,742$ м, рассчитанная на достижение числа Рейнольдса до $Re \approx 20$ млн. Полумоделль имеет сменные хвостовые части и предназначена, в первую очередь, для исследования концепции адаптивной задней кромки. Верхняя поверхность полумоделли — стальная, снизу на фиксированной части выполнено

тепловизионное покрытие, которое позволяет определять положение перехода пограничного слоя при помощи тепловизора.

В данной работе выполнены расчётно-экспериментальные исследования обтекания тематической полумодели в рабочей части № 2 аэродинамической трубы Т-128. Исследование ламинарно-турбулентного перехода на нижней поверхности крыла производилось путём визуализации линии перехода с помощью тепловизора и жидких кристаллов (ЖК). Результаты этих методов качественно согласуются между собой, но более детальная картина перехода получается при помощи тепловизора.

Визуализация обтекания показала наличие протяжённых ламинарных участков вплоть до местных чисел Рейнольдса $Re \sim 11$ млн. Это рекордное число для отечественных исследований, причём при открытой перфорации в рабочей части промышленной трубы Т-128, которая обычно генерирует повышенные пульсации набегающего потока.

Для проведения расчётов и оценки АДХ применялся отечественный код BLWF-56, разработанный и широко используемый в ЦАГИ и в других мировых центрах авиации. Расчётное распределение давления на базовом режиме $M = 0,8$ $c_y = 0,45$, практически бескачковое на верхней поверхности. Нижняя поверхность крыла дозвуковая, на ней реализуется типичное распределение давления для сверхкритических крыльев с подрезкой. Оно слабее изменяется по числу Маха, чем на верхней поверхности, и монотонно реагирует на угол атаки.

РАЗРАБОТКА ФОРМУЛЫ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ВЕСОВ ДЛЯ МАЛОСКОРОСТНОЙ АЭРОДИНАМИЧЕСКОЙ ТРУБЫ Т-203

*Борисова В. Г., Силантьев В. А., Шемякин А. П.
СибНИА им. С. А. Чаплыгина*

В работе рассмотрен один из методов вычисления коэффициентов весовой формулы n -компонентных аэродинамических весов:

$$X^i = \sum_{j=1}^n A_j^i N^j + \sum_{p=1}^n \sum_{q=1}^n A_{pq}^i N^p N^q .$$

Здесь X^i — нагрузки i -го компонента весов, $i = 1 \dots n$ ($n \leq 6$) (кгс и кгс*м); N^j — сигналы i -го компонента в мВ, $j = 1 \dots n$ ($n \leq 6$); A_j^i , A_{pq}^i — весовые коэффициенты; n — количество компонентов тензовесов.

В дальнейшем удобно использовать одномерную форму записи для весовых коэффициентов. Тогда для 6-ти компонентных весов имеем:

$$X^i = a_1^i N^1 + a_2^i N^2 + a_3^i N^3 + a_4^i N^4 + a_5^i N^5 + a_6^i N^6 + a_7^i N^1 N^1 + \dots + a_{27}^i N^6 N^6 .$$

При этом 27-кратное нагружение весов при тарировке позволяет сформировать шесть систем из линейных уравнений, состоящих из 27-ми уравнений для 27 неизвестных весовых уравнений для каждой из 6-ти

компонент весов.

Показано, что возможны некорректные варианты нагружения, которые не согласуются с формулой весов. Тогда системы уравнений вырождаются. Предлагается тестовый вариант нагружений, который может служить базой и для других вариантов нагружений.

Рассмотрены недостатки формулы весов с квадратичными членами и предложены варианты их компенсации.

Проведена калибровка 6-ти компонентных весов с предложенной формулой весов и дано сравнение (Таблицы 1 и 2) с вариантом формулы весов ЦАГИ (программы *formrabf* и *grdtv*), полученной итерационным методом.

Таблица 1 — Результаты сравнения среднего квадратического отклонения нагрузок для формулы весов ЦАГИ и СибНИА

<i>Sko</i>	X, кг	Y, кг	Z, кг	M_x , кг*м	M_y , кг*м	M_z , кг*м
ЦАГИ	0,0160	0,0250	0,1030	0,0210	0,0560	0,0090
СибНИА	0,0154	0,0302	0,0271	0,0108	0,0148	0,0132

Таблица 2 — Результаты сравнения среднего квадратического отклонения нагрузок, отнесенного к диапазону нагрузок и выраженное в процентах, для формулы весов ЦАГИ и СибНИА

<i>Sko</i> , %	X	Y	Z	M_x	M_y	M_z
Мах нагрузка, кг	140	600	80	40	35	120
ЦАГИ	0,011	0,004	0,129	0,053	0,160	0,008
СибНИА	0,010	0,005	0,034	0,027	0,042	0,011

Предложенный в работе подход позволяет рассматривать четыре варианта аэродинамических весов: 6-ти, 5-ти, 4-х и 3-х компонентные тензовесы. Для каждого из вариантов была разработана методика и алгоритм расчёта, а также приведен пример вычисления весовых коэффициентов. В ходе вычисления последних учитываются линейные и квадратичные члены и взаимное влияние каналов нагружения и регистрации.

Вычисления проводились в разработанной программе расчёта на языке программирования FORTRAN. Основное ядро программы включает в себя непосредственно вычисление формулы весов и восстановление нагрузок, дополнительные блоки программы — предварительную обработку входных данных (полуавтоматическая выборка из протоколов нагружений, отсеивающая протоколы с грубыми ошибками) и заключительную обработку (оценка точности восстановленных нагрузок в соответствии с ГОСТ Р 8.736-2011 «Измерения прямые многократные»).

На данном этапе работ полностью реализовано и проверено ядро программы, дополнительные блоки — на стадии доработки удобного интерфейса для конечного пользователя. Также для наибольшей автоматизации работы рассматривается возможность дальнейшего внедрения расчётной программы в аппаратно-программный комплекс «Поток-Н», используемый при работе в аэродинамической трубе Т-203 СибНИА.

ЛИТЕРАТУРА

1. Jewel B. Barlow, William H. Rae, Jr. and Alan Pope Low-speed wind tunnel testing // A Wiley-interscience Publication. — John Wiley & Sons, Inc. — Third Edition, — 1999. — P. 713.
2. David L. Smith An efficient algorithm using matrix methods to solve wind-tunnel force-balance equations // NASA Langley Research Center. — NASA TN D-6860, — August 1972. — P. 43.

ПРОВЕДЕНИЕ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫХ ИССЛЕДОВАНИЙ МОДЕЛИ САМОЛЁТА Л-410УВП-Е20-Д В ТОМ ЧИСЛЕ С МОДЕЛИРОВАНИЕМ РАБОТЫ СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ. ИСПЫТАНИЯ МОДЕЛИ С РАЗЛИЧНЫМИ ТИПАМИ ШАССИ

*Бочкарёв Н. А.¹, Зайцев В. Ю.¹, Мырнин В. А.¹, Шшиков И. Н.²
¹СибНИА им. С. А. Чаплыгина, ²УЗГА*

Лёгкий многоцелевой самолёт Л-410УВП-Е20-Д, техническая документация которого предоставлена АО «УЗГА», представляет собой верхнеплан с прямым крылом, однокилевым вертикальным и горизонтальным оперением (рисунок 1). Имеет возможность установки 3-х типов шасси: базовое, шасси повышенной проходимости (ШПП) и поплавковое шасси (ПШ) (рисунок 2), что позволяет эксплуатировать его в широком диапазоне базирования.



Рисунок 1 — Самолёт Л-410УВП-Е20-Д



Рисунок 2 — Самолёт Л-410УВП-Е20-Д с поплавковым шасси

Для исследования аэродинамических характеристик этого самолёта в ФАУ «СибНИА им. С. А. Чаплыгина» по математической модели, представленной АО «УЗГА» спроектирована и изготовлена модель самолёта

Л-410УВП-Е20-Д, которая была испытана в аэродинамической трубе Т-203 СибНИА малых скоростей.



Рисунок 3 — Модель самолёта с моделированием СУ



Рисунок 4 — Модель самолёта с ПШ (поплавковым шасси)

Цель работы — анализ аэродинамических характеристик модели самолёта в том числе с моделированием работы силовой установки и 3-мя типами шасси.

Для этого решались следующие задачи:

- спроектирована и изготовлена модель самолёта Л-410УВП-Е20-Д с воздушными винтами;
- изготовлены 3 типа шасси: базовое, шасси повышенной проходимости (ШПП) и поплавковое шасси (ПШ);
- проведены весовые испытания модели самолёта Л-410УВП-Е20-Д в аэродинамической трубе Т-203 СибНИА, в том числе с работающей СУ;
- проведено исследование спектров аэродинамического обтекания модели;
- выполнен анализ результатов испытаний модели.

ОБ ОСОБЕННОСТЯХ ВЛИЯНИЯ ТОРМОЗНЫХ ЩИТКОВ И ИНТЕРЦЕПТОРОВ НА МОДЕЛИ МАГИСТРАЛЬНОГО САМОЛЁТА НА ОБТЕКАНИЕ ЗА КРЫЛОМ И В ОБЛАСТИ ГО НА РЕЖИМЕ ПРОБЕГА

*Брагин Н. Н., Гарифуллин М. Ф., Заварзина Е. А., Слитинская А. Ю.
ЦАГИ*

Особенности конструкции современных магистральных самолётов предусматривают наличие отклоняемых многосекционных интерцепторов, которые используются для управления самолётом в полёте по каналу крена, а также для его торможения. Отклонение секции интерцептора ведет к срыву потока, что и обеспечивает снижение подъёмной силы и увеличение сопротивления этой части крыла. Побочным результатом является увеличение амплитуд пульсаций потока в следе крыла. Для самолёта нормальной схемы эти пульсации воздействуют не только на само крыло, но и на хвостовую часть самолёта, в первую очередь на горизонтальное оперение (ГО) [1]. При создании магистральных самолётов также необходимо учитывать длину взлётно-посадочной полосы (ВПП). На режиме посадки, после касания земли основных стоек шасси, на самолёте в целях уменьшения длины ВПП

отклоняются интерцепторы и тормозные щитки. Появляющийся вследствие этого отрыв с крыла приводит к необходимому уменьшению подъемной силы и возрастанию лобового сопротивления.

В представленной работе выполнены исследования тематической модели магистрального самолёта в посадочной конфигурации в присутствии экрана (имитирующего влияние земли) в аэродинамической трубе АДТ Т-103 ЦАГИ и АДТ Т-102 ЦАГИ. Нестационарные характеристики измерялись с помощью пятиточечного насадка, который оборудован датчиками измерения пульсаций давления. Основные испытания проводились при скорости потока $V = 50$ м/с, что соответствует числу Маха $M = 0,15$ и числу Рейнольдса $Re = 0,65 \cdot 10^6$. Было показано, что при отклонении двух секций тормозного щитка на максимальный угол ($\delta_{т.щ.} = 55^\circ$) на фоне широкополосной структуры спектра появлялся ярко выраженный пик амплитуды [2]. Влияние скорости потока на частоту амплитудного пика соответствует закону подобия по числу Струхалия.

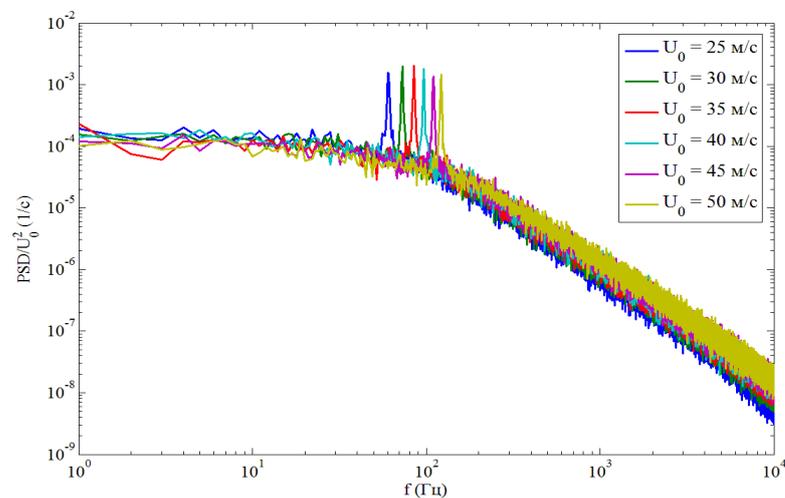


Рисунок 1 — Амплитудно-частотные спектры при разной скорости потока

Рассмотрено влияние углов отклонения секций тормозных щитков и интерцепторов на характер течения в следе в области расположения ГО. С увеличением угла отклонения тормозного щитка амплитуда пульсаций скоростного напора в области ГО возрастает при углах отклонения выше $\delta_{т.щ.} = 20^\circ$. Отклонение внешней секции тормозного щитка до углов не более $\delta_{т.щ.} = 20^\circ$ позволяет заметно уменьшить пик амплитуды скоростного напора, но при этом происходит изменение аэродинамических характеристик, что приводит к увеличению длины ВПП на 2 %. Наибольший вклад в сокращения ВПП оказывает отклонение интерцепторов на 60° . При типичном посадочном весе длина ВПП сокращается на 19 %. Дополнительное отклонение двух секций тормозных щитков на 55° приводит к дополнительному уменьшению длины ВПП на 9 %. Рассмотрено влияние отклонения интерцепторов и тормозных щитков на режиме пробега по полосе на нестационарные характеристики в области ГО при изменении угла скольжения в допустимых пределах по авиационным правилам [3]. Полученные данные могут быть использованы при исследовании течений в области горизонтального оперения.

Авторы выражают глубокую благодарность Сергею Ивановичу Скоморохову и Дмитрию Сергеевичу Сбоеву за ценные указания в ходе выполнения данной работы.

ЛИТЕРАТУРА

1. Bragin N. N., Garifullin M. F., Korneeva D. B., Skomorokhov S. I. and Slitinskaia A. Yu. About the Influence of Deflected Wing Surfaces on Flow Parameters in the Tail Area // International Conference on the Methods of Aerophysical Research (ICMAR 2020). — AIP Conference Proceedings 2351. — 030034, — 2021. — 10.1063/5.0052086.
2. Бородина Ю. Н., Брагин Н. Н., Гарифуллин М. Ф., Корнеева Д. Б., Слитинская А. Ю. Выбор конфигурации тормозных щитков крыла пассажирского самолета // Ученые записки ЦАГИ. — Том LII, № 6, — 2022. — С. 35.
3. Авиационные правила «Нормы лётной годности самолётов транспортной категории». Часть 25. Утвержден и введен в действие Межгосударственным авиационным комитетом в 2009 / ред. 3 с поправками 1–6, ОАО «Авиаиздат». — Зак. 3080/4.

АЭРОДИНАМИЧЕСКОЕ ПРОЕКТИРОВАНИЕ ЭЛЕКТРОПРИВОДНОГО ИМПЕЛЛЕРА

*Браилко И. А., Варюхин А. Н., Власов А. В., Лебедев А. О., Овдиенко М. А.
ЦИАМ им. П. И. Баранова*

Актуальным направлением развития гражданской авиационной техники является улучшение взлётно-посадочных характеристик летательных аппаратов и повышение безопасности полётов. Одним из перспективных подходов, позволяющим обеспечить решение данной задачи является применение распределённых силовых установок (PCY). Как правило, PCY состоит из большого количества движителей, распределённых вдоль крыла самолета, с целью создания тяги и дополнительной подъёмной силы за счёт обдува крыла на взлётно-посадочных режимах. На самолётах с крейсерской скоростью до 550 км/ч, в качестве движителя применяется винт, а на более высоких скоростях целесообразно использовать импеллер. В данной работе проводится аэродинамическое проектирование и расчёт основных характеристик электроприводного импеллера, являющегося составной частью PCY перспективного регионального самолёта.

Для расчёта применяется стационарная постановка. Проведены расчёты для трёх значений числа Маха ($M = 0,1, 0,3$ и $0,6$) при постоянных значениях полных параметров набегающего потока ($P_0 = 101325$ Па, $T_0 = 288,15$ К). Частота вращения рабочего колеса вентилятора во всех расчётах сохранялась равной 18000 об/мин.

На рисунке 1 показаны поля течения в окрестности СУ и импеллера, поля коэффициента восстановления полного давления на выходе из ВЗУ.

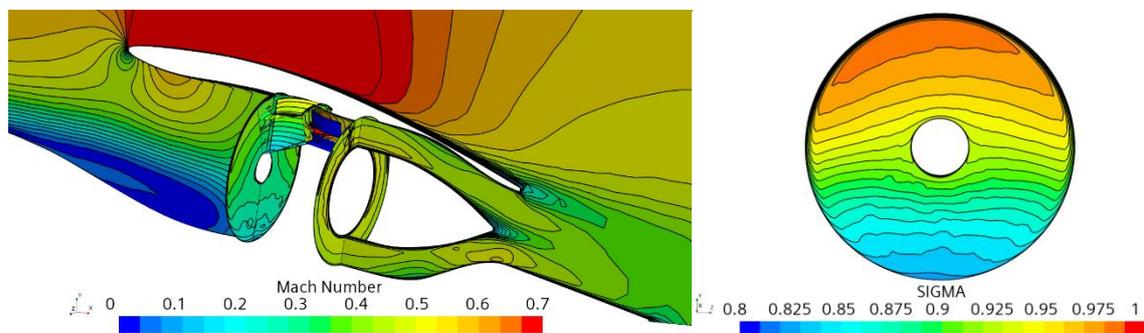


Рисунок 1 — Поля течения в окрестности СУ и импеллера и поля коэффициента восстановления полного давления на выходе из ВЗУ

На режиме с $M_{п} = 0,6$ в воздухозаборном устройстве (ВЗУ) выявлена существенная неоднородность потока и потери полного давления в нижней части ВЗУ $\sigma_{VZ} = 0,921$, число Маха на входе в вентилятор повышено относительно рассчитанных точек в случае однородных условий, степень повышения полного давления уменьшается до 1,054, а КПД до 0,532. Сравнение данной расчётной точки с характеристикой вентилятора для «чистого» входа приведено на рисунке 2 (отмечено маркером).

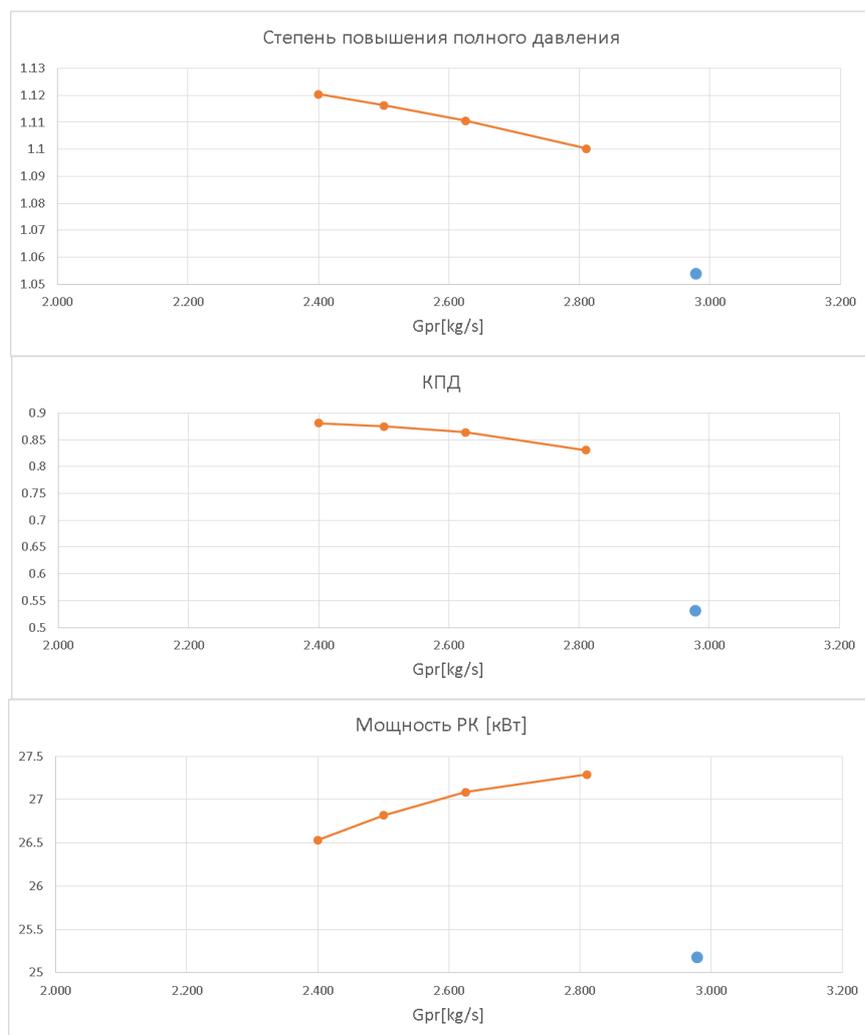


Рисунок 2 — Характеристика импеллера с чистым входом и расчётная точка импеллера в системе СУ при $M_{п} = 0,6$

Результаты расчёта характеристик импеллера в стандартной постановке для $N_{пр} = 16500, 18000$ и 19500 об/мин показали, что импеллер обеспечивает:

- приведённый расход через импеллер варьируется в диапазоне 2,09–3,04 кг/с;
- степень повышения давления 1,08–1,14;
- адиабатический КПД в диапазоне 0,88–0,83;
- отбираемая мощность в диапазоне 20–35 кВт;
- тяга в диапазоне 19–42 кгс.

ФОРМИРОВАНИЕ АЭРОДИНАМИЧЕСКОЙ КОМПОНОВКИ МАГИСТРАЛЬНОГО САМОЛЁТА В СХЕМЕ СРЕДНЕПЛАН

Вождаев В. В., Волков А. И., Крутов А. А., Пигусов Е. А., Черноусов В. И.
ЦАГИ

В работе представлены результаты исследований по формированию аэродинамической компоновки магистрального самолёта в схеме «среднеплан» (рисунок 1), предназначенного для перевозки 250 пассажиров на дальность 8500 км с крейсерским числом Маха $M = 0,82$. Рассмотрен вариант самолёта, выполненный по нормальной схеме с овальным фюзеляжем (степень овальности 1,2), стреловидным среднерасположенным крылом большого удлинения и однокильевым палубным оперением.

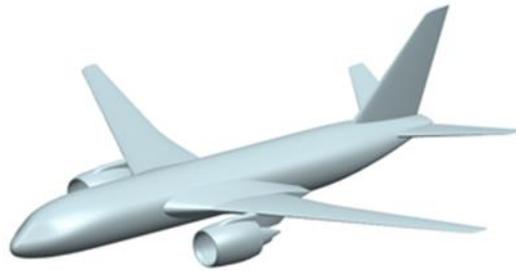


Рисунок 1 — Магистральный самолёт в схеме «среднеплан»

Двигатели сверхбольшой степени двухконтурности ($m = 15 \dots 17$) установлены под крылом на пилонах. Представлены результаты расчёта аэродинамических характеристик с применением программы, основанной на решении осреднённых по Рейнольдсу уравнений Навье-Стокса по методологии, описанной в работе [1]. Приведено сравнение аэродинамических характеристик среднеплана с вариантами самолёта с низкорасположенным крылом.

ЛИТЕРАТУРА

1. Вождаев В. В., Крутов А. А., Пигусов Е. А. Расчётные исследования характеристик обтекания модели тяжелого транспортного самолёта на базе численных решений уравнений Навье-Стокса / Журнал «Полёт». — Вып. № 8-9.2022, — 2013. — С. 83–89.

РЕЗУЛЬТАТЫ ИСПЫТАНИЙ ДИНАМИЧЕСКИ ПОДОБНОЙ СВОБОДНОЛЕТАЮЩЕЙ МОДЕЛИ САМОЛЁТА КОРОТКОГО ВЗЛЁТА И ПОСАДКИ В СВОБОДНОМ ПОЛЁТЕ И НА ШАРНИРНОМ ПОДВЕСЕ В АЭРОДИНАМИЧЕСКОЙ ТРУБЕ

*Гильманов А. М., Зайцев В. Ю., Мырзин В. А., Петошин В. И., Скворцова В. Д.,
Чуфистов А. П.*

СибНИА им. С. А. Чаплыгина

Для выполнения взлёта и посадки на ограниченную площадку необходимо сократить как длину разбега/пробега, так и длину воздушного участка. Это достигается увеличением угла наклона траектории, что на взлёте требует повышения тяговооружённости и аэродинамического качества, а на посадке — снижения аэродинамического качества (увеличения сопротивления). Увеличение сопротивления (без применения массивных средств торможения) обеспечивается выходом самолёта на большие углы атаки, вплоть до режима «парашютирования». Движение самолёта на закритических углах атаки сопряжено со сложностью обеспечения устойчивости и управляемости. Моделирование движения самолёта на больших углах атаки, в том числе с моделированием работы силовых установок (СУ) в аэродинамической трубе (АДТ) сложно реализуемо, отсюда возникла необходимость проведения исследования свободнолетающей модели.

В работе исследованы характеристики самолёта короткого взлёта и посадки (КВП) методом испытания свободнолетающей динамически подобной летающей модели (ДПЛМ) [1, 2].

Целью ДПЛМ является исследование характеристик самолёта КВП на больших углах атаки и отработка рациональной траектории на взлёте и посадке.

Результаты испытаний ДПЛМ в свободном полёте:

- скорость отрыва (взлёт) ДПЛМ соответствует расчётной;
- модель показала хорошую управляемость в горизонтальном полёте на малых углах атаки;
- при переходе к большим углам атаки подтверждены особенности поведения исследуемой компоновки самолёта КВП — локальная неустойчивость и общая сложность пилотирования;
- установлены предварительные лётные и эксплуатационные ограничения для следующих этапов испытаний.

В ходе испытаний ДПЛМ в АДТ:

- определён характер срыва в зависимости от работы маршевой силовой установки;
- рассмотрено влияние режима работы МСУ на управляемость по тангажу и максимальный балансировочный угол;
- спектры обтекания (визуализация методом шелковинок) показали зоны развития отрыва течения от несущих поверхностей;
- полученный характер поведения модели на трёхступенном шарнире

согласуется с экспериментальными данными весовых испытаний модели самолёта КВП в АДТ (весовые испытания проводились до углов атаки 30...35 °);

– опробованы доработки планера, такие как: корневые наплывы несущих поверхностей, концевые шайбы, винглеты, выдув струи вдоль несущей поверхности, дефлекторы и интерцепторы.

В результате работы предложена комбинация доработок планера ДПЛМ, позволившая значительно улучшить управляемость и устойчивость модели, а также провести тренировку пилота ДПЛМ в ходе которой был выполнен управляемый выход модели в АДТ на угол атаки 60...65 °.

ЛИТЕРАТУРА

1. Седов Л. И. Методы подобия и размерности в механике. Изд. 8-е, переработанное / Главная редакция физико-математической литературы издательства «Наука». — М., — 1977. — 440 с.
2. Миронов А. Д., Владычин Г. П., Кондратов А. А. и др. Методы исследования на летающих моделях / Под ред. А. Д. Миронова. — М.: Машиностроение, — 1988. — 144 с.

РАЗВИТИЕ КОНЦЕПЦИИ ЛЁГКОГО САМОЛЁТА-АМФИБИИ С ГИБРИДНОЙ РАСПРЕДЕЛЁННОЙ СИЛОВОЙ УСТАНОВКОЙ

*Гильманов А. М.¹, Морозов А. Л.², Морозов М. В.¹, Мымрин В. А.¹,
Полищук П. В.², Скворцова В. Д.¹*

¹СибНИА им. С. А. Чаплыгина, ²КнААПО им. Ю. А. Гагарина

В 2020 году начальником Департамента авиационной промышленности России, во время его посещения СибНИА, была высказана мысль о возможности ремоторизации самолёта-амфибии Бе-103 под установку одного отечественного турбовинтового двигателя с толкающим воздушным винтом и сохранением возможности водного базирования. Практически одновременно с этим к СибНИА обратилось двигателестроительное конструкторское бюро «ОДК-Климов» с вопросом о поиске отечественного лёгкого самолёта для использования в качестве летающей лаборатории с целью исследования характеристик гибридной силовой установки, создаваемой на базе газотурбинного двигателя ВК-650В.

Одним из возможных вариантов было предложено рассмотреть в этом качестве лёгкий самолёт-амфибию Бе-103 или его однодвигательную модификацию — самолёт СА-20П [1]. Аэродинамические характеристики моделей этих самолётов ранее подробно исследовались в АДТ Т-203 СибНИА [2]. Лётные испытания самолёта СА-20П также были проведены специалистами СибНИА.

Ранее проведенные в ОАО «КнААПО им. Ю. А. Гагарина» оценки показывают, что переход к применению газотурбинного двигателя взамен поршневого двигателя М-14П позволяет уменьшить массу пустого самолёта СА-20П на 200...250 кг. При этом ожидается возрастание скорости полёта до 300 км/ч за счёт снижения аэродинамического сопротивления и увеличение

пассажировместимости до 8 человек. Высота полёта при этом может быть увеличена до 8000 м [3].

Переход к применению гибридной силовой установки позволит расположить ГТД ВК-650 с электрогенератором внутри хвостовой части фюзеляжа. Это может привести к возрастанию максимального значения аэродинамического качества на 3 единицы и дополнительно снизит массу пустого самолёта ещё на 80...100 кг.

Одним из недостатков аэрогидродинамической схемы самолётов Бе-103 и СА-20П является отсутствие механизации задней кромки крыла и, соответственно, увеличенные взлётно-посадочные скорости до $V_{взл} = 135$ км/ч. Это приводит при взлёте-посадке с взволнованной поверхности к увеличенным гидродинамическим нагрузкам на нижней поверхности лодки-фюзеляжа и заметному снижению ресурса планера. Это обстоятельство и явилось основной причиной прекращения эксплуатации самолётов Бе-103, в том числе и за рубежом.

Для повышения несущих свойств самолёта Бе-103 (СА-20П) на взлётно-посадочных режимах можно использовать идею комбинированного арочного крыла. Результаты трубных испытаний модели самолёта с таким крылом, проведенные в ОКБ им. О. К. Антонова, и модели, испытанной в исследовательском центре Лэнгли NASA, показывают принципиальную возможность даже без отклоненных закрылков на взлётных режимах работы винтомоторной силовой установки реализовать значение суммарного коэффициента подъёмной силы $c_{R_{ya}} = 3,5...4,0$ ($B_{отр} = 7,5$) [4, 5].

Тангенциальный выдув струи на скруглённую заднюю кромку крыла, аналогичного крылу Бе-103, может обеспечить дополнительное приращение коэффициента подъёмной силы на единицу [6]. Отклонение закрылков, расположенных внутри канальной секции крыла, на посадочных режимах приводит к возрастанию суммарного коэффициента подъёмной силы до значения $c_{R_{ya}} = 9...10$ ($B_{пос} = 7,5$) [4].

Использование идеи комбинированного арочного крыла для улучшения аэродинамических характеристик было апробировано главным авиаконструктором Р. Л. Бартини при создании уникального самолёта-амфибии ДАР (Дальний Арктический Разведчик) ещё в 1935 г. [7]. Интеграция предлагаемых эффектов в компоновке лёгкого самолёта-амфибии, близкого по облику самолёту Бе-103 (СА-20П), но с гибридной распределённой силовой установкой, позволит существенно повысить привлекательность отечественного лёгкого самолёта-амфибии с пассажировместимостью 6–9 человек, как для России, так и на международном рынке, особенно в странах Юго-Восточной Азии.

ЛИТЕРАТУРА

1. Писарев В. В., Кучумов Г. Т. и др. Разработка технических обликов перспективных летательных аппаратов с гибридной силовой установкой. Оценка возможности применения гибридных силовых установок на существующих и разрабатываемых летательных аппаратах / Отчёт СибНИА № 45-21. — Новосибирск, — 2022.
2. Rogozin Yu. A., Myrmin V. A. Результаты исследований эффективности предкрылка на исполнительную модель самолёта Бе-103 / Отчёт СибНИА № 44-99. — Новосибирск, — 1999.
3. Бе-103/Многоцелевой самолет-амфибия [Электронный ресурс] URL: <https://www.aviaport.ru/directory/aviation/be103/> (дата обращения: 10.12.2021 г.).
4. Орлов Н. А. Экспериментальный самолёт с комбинированным крылом // Авиация общего назначения, — 2010. — № 10. — С. 34–42.
5. Englar R. J., Campbell B. A. Development of pneumatic channel wing powered-lift advanced super-STOL aircraft // AIAA 2002-2929.
6. Петров А. В. Аэродинамика манёвренных самолётов короткого взлёта и посадки с энергетическими системами увеличения подъёмной силы // Инновационное машиностроение. — Москва, — 2021. — С. 186–213.
7. Шавров В. Б. История конструкций самолётов в СССР до 1938 г. // «Машиностроение». — Москва, — 1978. — С. 553–555.

ДИНАМИКА ДВИЖЕНИЯ ГЕОФИЗИЧЕСКОЙ КАПСУЛЫ НА ТРОСОВОЙ ПОДВЕСКЕ

*Гостеев Ю. А., Красноруцкий А. Д., Обуховский А. Д., Саленко С. Д.
НГТУ*

При проведении аэрогеофизических исследований часто возникает необходимость выноса датчиков из зоны сильного электромагнитного влияния самолёта или вертолёта-носителя. Для этого используют капсулы в виде оперённого тела вращения, подвешенные под носителем на тросе. Такие системы подвержены автоколебаниям при неблагоприятных комбинациях геометрических, аэродинамических и массовых параметров [1–3].

В работе приводятся результаты экспериментов со схематизированной моделью капсулы в аэродинамической трубе Т-503 кафедры аэрогидродинамики НГТУ, сравнение расчётных и экспериментальных данных.

Модель капсулы (рисунок 1) имела длину 920 мм, диаметр 80 мм, массу 1,65 кг. Испытывалась модель с тремя вариантами вертикального оперения — прямоугольная в плане консоль с хордой 40 мм, 60 мм и 80 мм. Модель подвешивалась в центре рабочей части (РЧ) трубы на тросе длиной 0,6...1,8 м и могла совершать колебания под воздействием внешних начальных возмущений и потока. Колебания модели фиксировались кинокамерой и подвергались цифровой обработке.



Рисунок 1 — Общий вид модели капсулы в РЧ трубы Т-503

По результатам цифровой обработки видеоэкспериментов была построена математическая модель капсулы, в которой все массовые и аэродинамические характеристики приведены к центру тяжести. Расчёт динамики капсулы, подвешенной на тросе в потоке воздуха, производился с помощью дифференциальной модели стержневой системы [4]. Эта модель позволяет рассчитывать, как непосредственное развитие колебаний модели капсулы при больших перемещениях и поворотах в пространстве, так и проводить анализ устойчивости с помощью оценки частот малых колебаний относительно достигнутых равновесных конфигураций системы «капсула-трос» в потоке воздуха. По результатам анализа были найдены скорости потока, при которых движение устойчиво и неустойчиво. На рисунке 2 приведены рассчитанные зоны скоростей и нанесены точки, обозначающие устойчивость и неустойчивость движения, наблюдаемые в эксперименте.

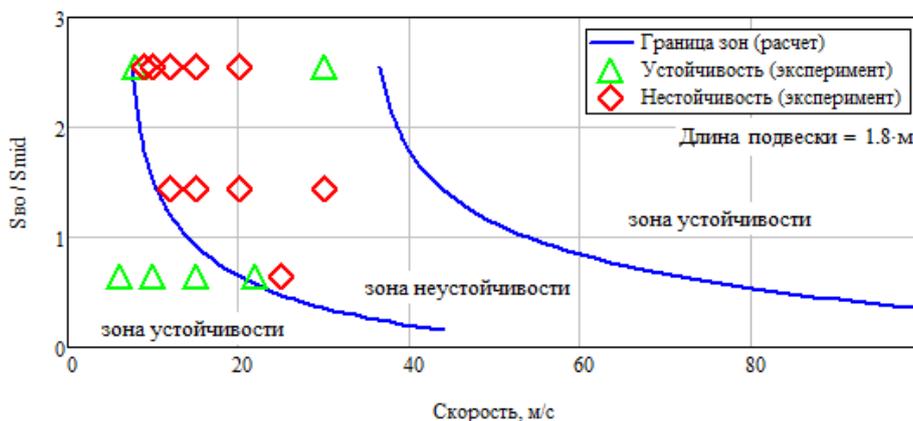


Рисунок 2 — Зоны устойчивости и неустойчивости капсулы в потоке

Из рисунка 2 видно, что для исследуемой системы характерно наличие области неустойчивости по скорости потока, которая сужается при увеличении площади оперения. С уменьшением площади оперения область неустойчивости расширяется, но критическая скорость растёт.

Таким образом, разработанная модель позволяет проводить анализ устойчивости движения капсулы в потоке воздуха, что позволит выбирать безопасные скорости, либо подбирать длину буксировочного троса, геометрические и массовые параметры капсулы под требуемые режимы полёта.

ЛИТЕРАТУРА

1. Володко А. М., Серов А. Я. Движение несущего тела с грузом на внешней подвеске // Известия АН СССР, Механика твёрдого тела. — № 1, — 1988. — С. 12–15.
2. Козловский В. Б., Кубланов М. С. Математическая модель полёта вертолёта с грузом на внешней подвеске // Научный вестник МГТУ ГА., Сер. Аэромеханика и прочность. — М., — 2004. — № 72. — С. 5–9.
3. Козловский В. Б., Паршенцев С. А., Ефимов В. В. Вертолёт с грузом на внешней подвеске // Научное издание «Полёт». — М.: Машиностроение, — 2008. — 304 с.
4. Пустовой Н. В., Левин В. Е., Саленко С. Д., Красноручский Д. А. О задаче устойчивости движения капсулы магнитометра на тросе в потоке воздуха // Решетнёвские чтения: материалы 15-й междунар. науч. конф., посвящ. памяти генер. конструктора ракет.-косм. систем акад. М. Ф. Решетникова (Красноярск, 10–12 нояб. 2011 г.): в 2 ч. — Красноярск: Сиб. гос. аэрокосм. ун-т им. М. Ф. Решетнёва, — 2011. — Ч. 1. — С. 244–245.

РАСЧЁТНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ ВЗЛЁТА САМОЛЁТА С АКТИВНОЙ ОБДУВКОЙ

*Гулидова Ю. С., Зайцев В. Ю., Лукьянов А. И., Мымрин В. А.,
Петошин В. И., Чуфистов А. П.
СибНИА им. С. А. Чаплыгина*

В докладе представлены результаты расчёта динамики взлёта лёгкого самолёта, использующего интенсивную обдувку планера от маршевой силовой (МСУ) и распределённой силовой установки (РСУ). Исходные аэродинамические характеристики формировались только на основе экспериментальных исследований в аэродинамической трубе Т-203 СибНИА [1] с моделированием работающих силовых установок, в отличие от предыдущей работы [2], где в основном использовались расчётные данные [3] и материалы ЦАГИ [4]. Геометрия взлётно-посадочной механизации модели самолёта была спроектирована с учётом влияния активной обдувки [1, 3].

В уравнениях движения материальной точки реализована простейшая схема взлёта: разбег с постоянным, как правило, минимальным углом атаки до оптимальной скорости отрыва, на которой угол атаки увеличивался до оптимального значения и оставался постоянным до конечной высоты $H = 15$ м.

Проведён анализ влияния различных факторов на длину разбега и взлётную дистанцию: веса самолёта, коэффициента трения на разбеге, тяговооружённости МСУ и РСУ, угла отклонения взлётной механизации крыла.

ЛИТЕРАТУРА

1. Мымрин В. А., Гулидова Ю. С., Зайцев В. Ю. и др. Влияние работы комбинированной силовой установки на несущие свойства модели самолёта с активным обдувом струями от воздушных винтов // XX Всероссийская школа-семинар СибНИА «Аэродинамика и динамика полёта летательных аппаратов»: Тезисы докладов. — Новосибирск, СибНИА, — 2022. — С. 29–30.

2. Петошин В. И., Зайцев В. Ю., Мыррин В. А. и др. Расчёт взлётно-посадочных характеристик самолёта при наличии интенсивной обдувки крыла струями воздушных винтов // XIX Всероссийская школа-семинар СибНИА «Аэродинамика и динамика полёта летательных аппаратов»: Тезисы докладов. — Новосибирск, СибНИА, — 2021. — С. 25–26.
3. Румянцев А. Г. Исследование влияния работы винтомоторной установки на аэродинамические характеристики системы крыльев // XX Всероссийская школа-семинар СибНИА «Аэродинамика и динамика полёта летательных аппаратов»: Тезисы докладов. — Новосибирск, СибНИА, — 2022. — С. 40.
4. Петров А. В. Аэродинамика транспортных самолётов короткого взлёта и посадки с энергетическими системами увеличения подъёмной силы / Изд-во: ЦАГИ. — Москва, — 2018 — 731 с.

ВЛИЯНИЕ МОДИФИЦИРОВАННОГО ПРОФИЛЯ КОНСОЛЕЙ КРЫЛА НА АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ПАРАМЕТРИЧЕСКОЙ МОДЕЛИ

*Гулидова Ю. С., Зайцев В. Ю., Мыррин В. А.
СибНИА им. С. А. Чаплыгина*

С целью формирования аэродинамической компоновки крыла перспективного лёгкого скоростного самолёта МВЛ в СибНИА была спроектирована, изготовлена и испытана в аэродинамической трубе малых дозвуковых скоростей параметрическая модель летающей лаборатории на базе учебно-тренировочного самолёта Л-29 с двумя вариантами консолей крыла — базовым и модифицированным. В процессе испытаний определены аэродинамические характеристики модели в широком диапазоне углов атаки и скольжения. Определена эффективность органов управления при различном положении механизации крыла.

На основании полученных материалов можно сделать вывод, что использование модифицированного профиля крыла позволяет получить более высокие несущие свойства на модели летающей лаборатории по сравнению с базовым крылом.

В связи с возникновением дополнительного момента тангажа на пикирование у модели с модифицированным крылом для балансировки на взлётно-посадочных углах атаки может потребоваться отклонение руля высоты на кабрирование, либо изменение угла установки горизонтального оперения.

ЛИТЕРАТУРА

1. Горлин С. М., Слезингер И. И. Аэродинамические измерения (Методы и приборы) / С. М. Горлин, И. И. Слезингер. — М.: Наука, — 1964. — 720 с.
2. Усик В. Т., Кузнецов Л. Н. Аэродинамика и динамика полёта учебного реактивного самолёта Л-29 / М.: Наука, — 1970.
3. Пособие по практической аэродинамике самолёта Л-29 / Армавирское высшее военное авиационное Краснознаменное училище лётчиков, — 1984.

НЕКОТОРЫЕ ОСОБЕННОСТИ ВЛИЯНИЯ РАБОТЫ ГИБРИДНОЙ СИЛОВОЙ УСТАНОВКИ НА АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ МОДЕЛИ САМОЛЁТА С АКТИВНЫМ ОБДУВОМ

*Гулидова Ю. С., Зайцев В. Ю., Мылрин В. А., Чуфистов А. П.
СибНИА им. С. А. Чаплыгина*

Реалии настоящего времени наглядно демонстрируют настоятельную необходимость создания лёгких многоцелевых малозаметных самолётов с ультракоротким взлётом и посадкой для базирования на неподготовленных площадках.

Одним из возможных путей решения указанной задачи является использование активного обдува струями от воздушных винтов распределённой гибридной силовой установки элементов несущей системы летательного аппарата.

В докладе представлены некоторые результаты экспериментальных исследований модели самолёта-биплана с работающей силовой установкой. Показаны особенности изменения аэродинамических характеристик модели при различных режимах работы маршевой и распределённой силовых установок.

ЛИТЕРАТУРА

1. Петров А. В. Аэродинамика транспортных самолётов короткого взлёта и посадки с энергетическими системами увеличения подъёмной силы / М.: Инновационное машиностроение, — 2018.

АЭРОДИНАМИЧЕСКАЯ КОМПОНОВКА СОСТАВНОГО КРЫЛА ДЛЯ ЛЁГКОГО СКОРОСТНОГО САМОЛЁТА МВЛ СЛЕДУЮЩЕГО ПОКОЛЕНИЯ

*Гурьянов М. С.², Морковкин Б. М.², Мылрин В. А.¹, Тонкопий Ю. А.¹
¹СибНИА им. С. А. Чаплыгина, ²ЭМЗ им. В. М. Мясищева*

В настоящее время отмечается устойчивая тенденция всё более широкого применения интегральных аэродинамических компоновок в конструкциях современных и перспективных ЛА. Примерами могут служить отечественные серийные самолёты: Су-27, МиГ-29, Ту-160, Су-57, а также проекты: М-60 (ЭМЗ им. В. М. Мясищева), «Фрегат Экоджет» (Росавиаконсорциум), «Витязь-2000» (ОКБ Мухамедова). К зарубежным проектам можно отнести самолёт EcoJet фирмы Bombardier (Канада) и другие.

По оценкам специалистов ЦАГИ интегральные компоновки обладают следующими серьёзными преимуществами:

- поверхности: более высокое аэродинамическое качество за счёт уменьшенной оmyваемой площади;
- сохранение несущих свойств на больших углах атаки;
- при расположении двигателей над центропланом возможно

значительное снижения шума на местности и защита воздухозаборников от попадания посторонних предметов на земле, что обеспечивает высокую безопасность и возможность базирования на малоподготовленных и грунтовых ВПП.

Практическое подтверждение этих преимуществ было продемонстрировано в процессе проведения лётных испытаний самолёта-амфибии ВВА-14, созданного под руководством главного конструктора Р. Л. Бартини в 1972 г.

В начале 80-х годов ученик Р. Л. Бартини — М. А. Гурьянов, принимавший участие в разработке ВВА-14 и ставший, впоследствии, главным конструктором самолёта М-55 «Геофизика», смог убедить руководство ЭМЗ им. В. М. Мясищева в целесообразности применения интегральной схемы составного крыла в компоновке многоцелевого дозвукового высотного самолёта. Модель этого самолёта, получившая обозначение ШФ-203, была впервые испытана в аэродинамической трубе Т-203 СибНИА. Значение максимального аэродинамического качества модели составило $K_{\max} = 23$ ($c_{y_a} K_{\max} = 0,65$; $\alpha = 4^\circ$). Модель обладала приемлемыми характеристиками продольной, путевой и поперечной устойчивости и управляемости [1].

После проведения контрольных продувок этой модели в аэродинамических трубах Т-102 и Т-103, а также подобной модели в АДТ Т-106 в ЦАГИ было принято решение о развёртывании теоретических и экспериментальных исследований по прочности, аэродинамике, весовым и радиолокационным характеристикам этой компоновки.

В процессе проведения НИОКР в ЭМЗ были разработаны проекты летательных аппаратов различного назначения: от малого административного самолёта до магистрального лайнера и стратегического ракетносца. Большое ожидаемое значение натурального сбалансированного аэродинамического качества $K_{\text{крейс}} = 23 \dots 25$ единиц позволяло рассчитывать на достижение высоких лётно-технических характеристик.

Так, для лёгкого многоцелевого самолёта 60ГП-3, снабжённого двумя турбовинтовыми двигателями Arrius 1D (420 л. с.), рассчитанного на перевозку 10 пассажиров, проектными параметрами являлись: полёт со скоростью $V = 400 \dots 600$ км/ч на дальность 2100...2300 км ($H_{\text{пол}} = 8 \dots 11$ км). Взлётная тяговооружённость, равная 0,3, обеспечивала длину разбега по грунту 300 м. Скорость взлёта-посадки составляла 150 км/ч ($c_{y_{\text{отр}}} = 1,4$; $c_{y_{\text{свал}}} = 2,0$). Взлётная масса оценивалась в 3000 кг при массе пустого самолёта 1550 кг. Габаритные размеры самолёта: размах крыла — 16 м, площадь крыла — 20 м², длина самолёта — 8,5 м. Объём пассажирской кабины, приходящийся на одного пассажира, составлял величину 1,4 м³/чел, что на 50 % превышает аналогичный показатель для магистральных самолётов.

Ранее проведённые в АДТ Т-203 испытания модели ШФ-203 показали, что

из-за использования спаренных мотогондол двигателей, расположенных над верхней поверхностью центроплана и затрат на продольную балансировку происходит снижение величины максимального аэродинамического качества на 2...3 единицы.

Для уменьшения этих потерь целесообразно применение однодвигательной маршевой силовой установки на базе современного турбовинтового двигателя ВК-650В или АИ-450С-2 (650 л.с.), а также использования небольшой ВСУ тягой 300 кг, являющейся и энергомодулем в наземных условиях [2]. С целью исключения потерь аэродинамического качества на балансировку можно использовать предложение бывшего сотрудника СибНИА к.т.н. Ю. Н. Темлякова о применении перебалансированного по углу атаки автоматического закрылка [3].

С целью дальнейшего повышения несущих свойств и аэродинамического качества возможно увеличение удлинения базового крыла до значения близкого к оптимальному для крыльев из композиционных полимеров $\lambda = 16...20$ [4].

ЛИТЕРАТУРА

1. Малюшко Н. П., Гурьянов М. А., Морковкин Б. М. Результаты параметрических исследований модифицированной модели самолёта ШФ-203 / Отчёт СибНИА №117-84, — 1984.
2. Богданов В. И. Концепция бустерного двигателя с функцией ВСУ для перспективной силовой установки пассажирского самолета.
3. Темляков Ю. Н. Продольная устойчивость, аэродинамическая компоновка и выбор параметров бесхвостого планера с автоматическим закрылком / Исследования в области планерной техники: Сб. статей. — М.: Машиностроение, — 1973.
4. Кошечев А. Б. Современное состояние и перспектива развития аэродинамики // Научный вестник МГТУ ГА №138. — 2009.

ОЦЕНКА ЭФФЕКТИВНОСТИ ПРИМЕНЕНИЯ РАЗЛИЧНЫХ СРЕДСТВ С ЦЕЛЬЮ ПРЕДЕЛЬНОГО СОКРАЩЕНИЯ ПОСАДОЧНОЙ ДИСТАНЦИИ БЕСПИЛОТНОГО САМОЛЁТА

*Зайцев В. Ю., Лукьянов А. И., Мымрин В. А., Петошин В. И., Чуфистов А. П.
СибНИА им. С. А. Чаплыгина*

В работе рассматривается возможность уменьшения посадочной дистанции самолёта-биплана при помощи энергетических средств — обдувки самолёта маршевым двигателем и обдувки нижнего крыла распределённой силовой установкой, а также аэродинамических средств — повышения углов атаки, реализуемых за счёт ликвидации срыва при наличии обдува; применения щитков Гарни, расположенных на задней кромке закрылков верхнего и нижнего крыла; установки подфюзеляжных и боковых щитков.

Использовались аэродинамические характеристики, полученные в аэродинамической трубе Т-203 СибНИА с моделированием работающих силовых установок. Геометрия посадочной механизации модели самолёта

была спроектирована с учётом влияния активной обдувки. Исследованы следующие посадочные конфигурации самолёта с отклонённой механизацией крыла: без обдувки; с обдувкой только от маршевой силовой установки; с обдувкой от маршевой и распределённой силовых установок; то же со щитками Гарни; то же с подфюзеляжным щитком; то же с боковыми щитками на фюзеляже. Расчёты проведены по уравнениям движения центра масс самолёта с разбиением траектории на три участка. Первый соответствует установившемуся снижению самолёта с 15 метров до высоты начала выравнивания. На втором участке происходит выравнивание с приращением нормальной перегрузки $\Delta n_y \approx 0,2$ и касание ВПП. Третий участок соответствует пробегу самолёта.

В результате расчётов получено:

– наибольшее сокращение посадочной дистанции, примерно в 2 раза, можно получить за счёт повышения углов атаки и соответствующего увеличения углов наклона траектории. При этом в интервале углов атаки 15...25 градусов эффективны варианты с малой тягой, а на углах атаки 25...30 градусов варианты с высокой тягой;

– за счёт обдувки от маршевой или распределённой силовой установки посадочная дистанция уменьшается примерно на 20...25 %;

– примерно такое же влияние оказывает установка щитков Гарни, тогда как применение боковых и подфюзеляжных щитков менее эффективно;

– в итоге при интенсивной обдувке от обеих силовых установок, наличии щитков Гарни и использовании угла атаки 25...30 градусов на снижении можно сократить посадочную дистанцию примерно в 4 раза по сравнению с традиционной посадкой со стандартным углом глиссады $\theta = -3^\circ$ и на режиме двигателя «малый газ».

ВЛИЯНИЕ СТРУЙНОГО ОБДУВА ЛОБОВОЙ ЧАСТИ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА НА ЕГО АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ

*Запругаев В. И., Кавун И. Н., Меньщикова И. В.
ИТПМ СО РАН*

Один из перспективных методов снижения лобового сопротивления сверхзвукового летательного аппарата (ЛА) был обнаружен в [1, 2] при изучении аэродинамических характеристик модели космического корабля «Орёл». Было установлено, что при включении двигательной установки системы аварийного спасения (рисунок 1, а) при различных параметрах набегающего потока может происходить как увеличение, так и уменьшение величины лобового сопротивления аппарата. Здесь 1 — летательный аппарат, 2 — истекающие из двигательной установки системы спасения струи, 3, 4 — скачки уплотнения, формируемые элементами конструкции ЛА. Однако, ударно-волновая структура течения вблизи корабля и физический механизм

изменения сопротивления детально не изучались.

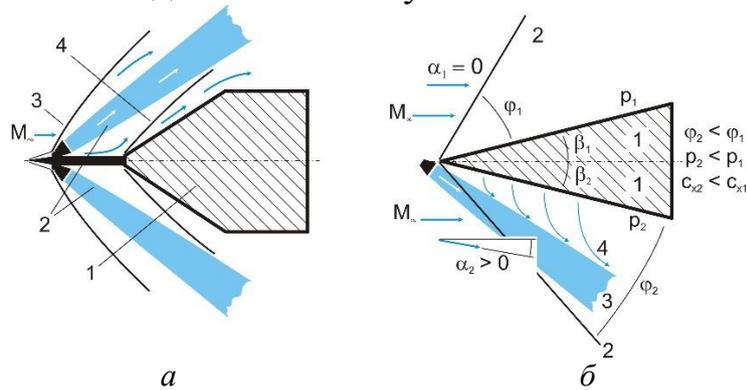


Рисунок 1 — Картина обтекания сверхзвукового ЛА с работающей двигательной установкой, расположенной перед его лобовой поверхностью (а), и физический механизм уменьшения лобового сопротивления ЛА при наличии струй вблизи его головной части (б)

В представленной работе предложена гипотеза, объясняющая причину уменьшения сопротивления (рисунок 1, б). Вверху показана схема обтекания при отсутствии струй вблизи поверхности ЛА (1 — модель осесимметричного ЛА с полууглом раствора конуса β , 2 — формируемый им головной скачок, отклоняющийся от поверхности ЛА на угол φ), внизу — при наличии струй. Проходящая вблизи поверхности ЛА струя 3 создаёт зону пониженного давления, в которую эжектируется газ из пристенной области. Формируется восходящий поток 4 от поверхности летательного аппарата в область струйного течения, что эквивалентно уменьшению угла носового конуса ЛА. В этом случае головной скачок уплотнения 2 прижимается к поверхности, давление уменьшается, сопротивление c_x такого аппарата становится меньше.

Цель работы — изучить структуру течения, которая формируется при взаимодействии пристенной струи со скачком уплотнения от поверхности ЛА, что в дальнейшем позволит оценить степень влияния струйного обдува на его аэродинамические характеристики.

На рисунке 2 представлены картины взаимодействия свободной струи с набегающим потоком (рисунок 2, а) и поверхностью модели (рисунок 2, б), а также распределение предельных линий тока на ней (рисунок 2, в). Вверху — данные численного расчёта, внизу — эксперимента. Число Маха истечения струи $M_a = 3$ при $N_{pr} \sim 1000$ (отношение полного давления струи к давлению в окружающей среде), число Маха набегающего потока $M_\infty = 6$, угол между направлением набегающего потока и направлением истечения струи 30° . Модель имеет форму клина с углом 30° . Направление набегающего потока слева направо.

Работа выполнена по теме государственного задания ИТПМ СО РАН (номер гос. Регистрации № 121030500158–0) с использованием оборудования ЦКП «Механика».

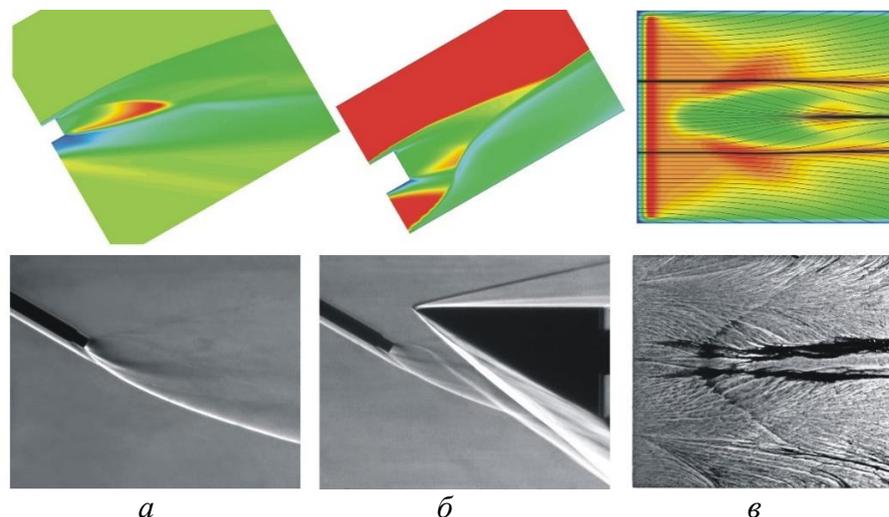


Рисунок 2 — Результаты численного расчёта и эксперимента:

a — свободная струя, истекающая под углом 30° к набегающему потоку; *б* — взаимодействие струи со скачком уплотнения, формируемым моделью (клин с углом 30°); *в* — масло-сажевая картина предельных линий тока на поверхности модели

ЛИТЕРАТУРА

1. Андреев В. Н., Боровков А. И., Войнов И. Б., Дроздов С. М., Дядькин А. А., Казаков М. И., Казаков М. Н., Михайлов М. В. Особенности аэрогазодинамики отделяемого головного блока системы аварийного спасения с работающими двигательными установками // *Космическая техника и технологии.* — № 4 (7), — 2014. — С. 10–20.
2. Дядькин А. А., Казаков М. И., Михайлов М. В., Андреев В. Н., Козловский В. А. Исследование влияния струй двигателей ракетного блока аварийного спасения на аэродинамические характеристики отделяемого головного блока // *Космическая техника и технологии.* — № 4 (19), — 2017. — С. 16–28.

ВЫСОКОНАПОРНЫЙ СЛОЙ В СВЕРХЗВУКОВЫХ ОТРЫВНЫХ ТЕЧЕНИЯХ В УГЛЕ СЖАТИЯ РАЗЛИЧНЫХ КОНФИГУРАЦИЙ

Запругаев В. И., Кавун И. Н., Трубицына Л. П.
ИТПМ СО РАН

Проектирование летательных аппаратов требует проведения фундаментальных исследований в области высокоскоростной аэродинамики. Одним из элементов конструкции сверхзвукового летательного аппарата является угол сжатия, образуемый двумя установленными под некоторым углом друг к другу поверхностями. Существует множество теоретических и экспериментальных работ, в которых представлены данные о структуре и особенностях такого течения [1, 2].

Однако из-за сложности задачи некоторые особенности обтекания угла сжатия всё ещё требуют исследования. Так, в высокоскоростном сверхзвуковом потоке был обнаружен новый, ранее не описанный в литературе элемент структуры течения — «высоконапорный» слой [3]. Это слой с высоким значением полного давления (до 90 % от полного давления в набегающем потоке). Он образуется в области присоединения сверхзвукового отрывного течения и расположен над пограничным слоем.

Данная работа посвящена исследованию параметров высоконапорного слоя в осесимметричном и пространственном течении в угле сжатия.

Проведено экспериментальное исследование в высокоскоростной сверхзвуковой аэродинамической трубе Т-326 ИТПМ СО РАН при $M_\infty = 6$ и $Re_L = 6 \cdot 10^5$. Исследовались три экспериментальные модели: модель с углом наклона поверхности уступа 30° , позволяющая реализовать трёхмерное течение с вытеканием газа из отрывной области через её боковые зоны; эта же модель с установленными боковыми стенками, позволяющая получить квазидвумерное течение вблизи срединной плоскости модели; и конус с острой иглой, позволяющий изучать осесимметричный вариант обтекания. Проведена шлирен-визуализация течения и зондирование потока за линией присоединения при помощи малоразмерного зонда измерения полного давления (зонда Пито).

На рисунке 1 приведены шлирен-фотографии течения для всех трёх рассматриваемых конфигураций угла сжатия. Показаны основные структурные элементы отрывного течения: скачки уплотнения C_1, C_2, C_3 , область возвратного течения (RF), сдвиговый слой (SL), область присоединения (RZ), веер волн сжатия (CF). Высокonaпорный слой (HPL) отображён на шлирен-фотографиях течения в виде узкой полосы над пограничным слоем за линией присоединения. В случае угла сжатия с боковыми стенками высоконапорный слой на приведённой фотографии не виден, что может объясняться искажением, вносимым стенками, выполненными из оргстекла.

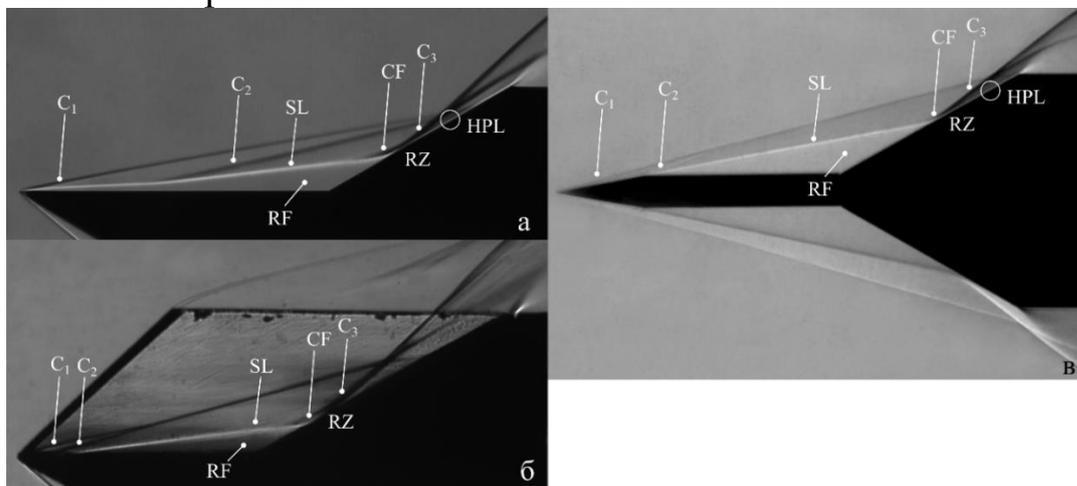


Рисунок 1 — Шлирен-визуализация течения в пространственном угле сжатия (а), угле сжатия с боковыми стенками (б) и осесимметричном угле сжатия (в)

На рисунке 2 приведены графики распределения давления Пито за область присоединения потока для всех рассматриваемых моделей. Видно, что для всех случаев распределение давления Пито имеет характерный пик HPL , регистрируемый зондом на одной и той же высоте над поверхностью модели. Показано, что высоконапорный слой присутствует в течении в угле сжатия независимо от того, осесимметричное течение или пространственное.

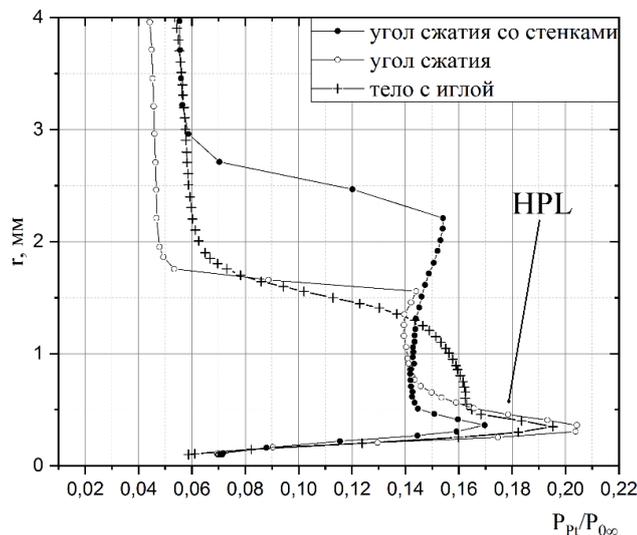


Рисунок 2 — Распределение давления Пито в течении за линией присоединения для всех рассматриваемых конфигураций угла сжатия

Работа выполнена по теме государственного задания ИТПМ СО РАН (номер гос. регистрации № 121030500158–0) с использованием оборудования ЦКП «Механика».

ЛИТЕРАТУРА

1. Боровой В. Я. Течение газа и теплообмен в зонах взаимодействия ударных волн с пограничным слоем / М.: Машиностроение, — 1983.
2. Babinsky H., Harvey J. K. Shock wave-boundary-layer interactions // New York: Cambridge University Press, — 2011.
3. Запрягаев В. И., Кавун И. Н., Трубицына Л. П. Особенности присоединения ламинарного отрывного течения при гиперзвуковой скорости потока // Прикладная механика и техническая физика, — 2020. — Т. 61, № 5 (363).

ПОВЫШЕНИЕ БЕЗОПАСНОСТИ ПОЛЁТА МАЛОРАЗМЕРНЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ ПУТЕМ ПРИМЕНЕНИЯ ОБШИВКИ С ВОЛНИСТОЙ ПОВЕРХНОСТЬЮ

Зверков И. Д.^{1,2}, Крюков А. В.^{1,2}, Мешков А. А.¹, Мохов Ю. В.¹
¹НГТУ, ²ИТПМ СО РАН

В настоящей работе представлен способ борьбы с отрывом и срывом потока с аэродинамических поверхностей летательного аппарата на основе известного эффекта волнистого крыла с определенными параметрами [2–4]. Внедрение нового типа обшивки в конструкцию планера начато с хвостового оперения, которое выполнено по стандартной конструктивной схеме с отклоняемыми управляющими поверхностями. Продольный силовой набор представляет собой коробчатый лонжерон из Д16Т. Нервюры и волнистая обшивки изготавливаются методом термо-вакуумной формовки из ПЭТГ. На комплекте хвостового оперения отработан техпроцесс изготовления всех элементов конструкции и сборки их в единый узел. Проведенная работа является апробацией технологии перед изготовлением волнистого крыла.



Рисунок 1 — Хвостовое оперение мотопланера

Способ формирования обшивок такого типа хорошо себя зарекомендовал с технологической стороны при изготовлении хвостового оперения. Он не требует дорогостоящих материалов и оснастки, а также сложного оборудования и не сопряжен с вредностью и опасностью.

На образце с волнистой ПЭТ обшивкой была проведена саже-масляная визуализация, в результате которой были получены картины обтекания, аналогичные ранним исследованиям [4]. Этот факт позволяет предположить наличие положительных свойств волнистой поверхности у изготовленных образцов и их работоспособность.

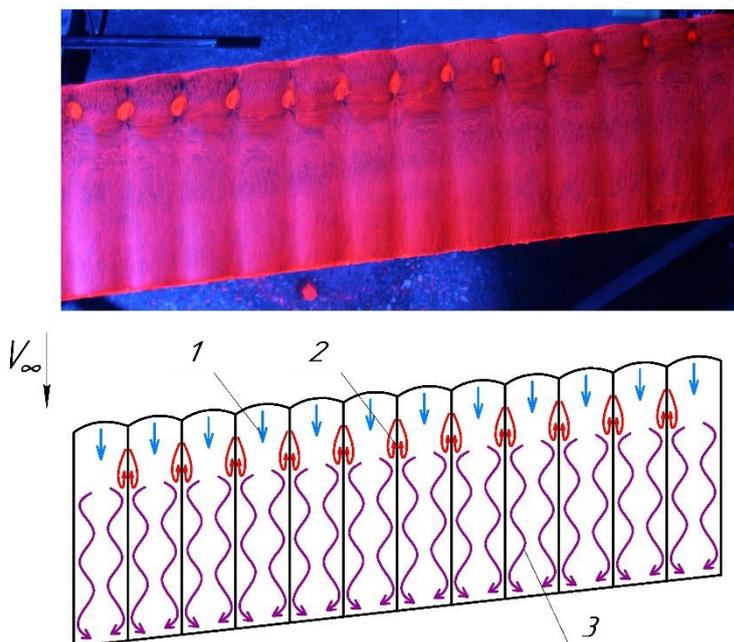


Рисунок 2 — Визуализация обтекания и его трактовка $\alpha = 10^\circ$:

1 — область ламинарного ПС; 2 — область отрывных пузырей; 3 — область присоединённого турбулентного ПС

В настоящее время ведется работа по изготовлению дополнительных комплектов хвостового оперения с дальнейшим испытанием его на прочность, а также работа по проектированию и изготовлению крыла, поверхность которого будет оснащена волнистой обшивкой.

После изготовления планера с волнистой аэродинамической поверхностью будут проведены его лётные испытания и дана оценка

применимости волнистой обшивки в реальных условиях полёта и её полезности на критических режимах полёта на летательных аппаратах подобного типа.

ЛИТЕРАТУРА

1. Чернигин К. О., Кубаков И. А. Особенности полёта воздушных судов на больших углах атаки // Научный вестник МГТУ ГА, — 2006. — № 110. — С. 12–15.
2. Занин Б. Ю., Зверков И. Д., Козлов В. В., Павленко А. М. О новых методах управления дозвуковыми отрывными течениями // Вестник НГУ. Серия: Физика, — 2007. — Том 2, вып. 1. — С. 10–18.
3. Зверков И. Д., Крюков А. В., Грек Г. Р., Коновалов И. С., Евтушок Г. Ю. Определение параметров волнистости поверхности для крыла малоразмерного летательного аппарата // Вестник НГУ. Серия: Физика, — 2015. — Т. 10, вып. 3. — С. 5–18.
4. Zverkov I. D., Kryukov A. V. Impact onto the boundary layer on the airfoil of a small-sized flying vehicles with the use of a wavy surface. Problems and prospects (review) // Journal of Applied Mechanics and Technical Physics, — 2021. — Vol. 62, No. 3.

К МЕТОДИКЕ ОСРЕДНЕНИЯ РЕЗУЛЬТАТОВ ВЕСОВЫХ ЭКСПЕРИМЕНТОВ В УСЛОВИЯХ ПОВЫШЕННЫХ ВИБРАЦИЙ

*Коновалов И. С.
НГТУ*

Одной из задач промышленной аэродинамики является обеспечение устойчивости к ветровым нагрузкам мостовых сооружений и их элементов. Как правило, такие тела имеют неудобообтекаемую форму и подвержены аэроупругим колебаниям, таким как вихревой резонанс, галопирование и др. Основным способом прогнозирования, исследования и обеспечения устойчивости к аэроупругим колебаниям являются эксперименты в аэродинамической трубе. Испытуемые секционные модели, закреплённые на аэродинамических весах, также испытывают знакопеременную нагрузку, чаще всего связанную с образованием вихревой дорожки Кармана. Сигнал отклика аэродинамических весов в таких экспериментах имеет не постоянную величину, а сильно пульсирует. Величина амплитуды электрического сигнала отклика аэродинамических весов может значительно превышать среднюю величину сигнала, но чаще стоит задача в определении именно усреднённых величин. Например, для призмы квадратного сечения с удлинением 7,8 и концевыми шайбами с отношением диаметра к габаритам сечения призмы 3,85, в условиях вибраций, индуцируемых вихревой дорожкой, осциллограммы отклика весов при угле атаки набегающего потока $\alpha = 10^\circ$, имеют следующий вид (рисунок 1).

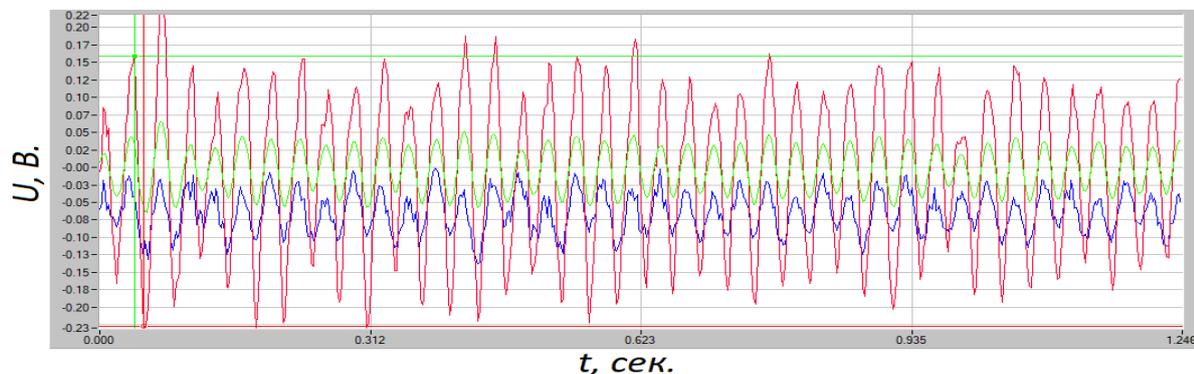


Рисунок 1 — Пример оциллограммы отклика весов при $\alpha = 10^\circ$

Здесь, частота оцифровки 500 Гц, частота вибраций модели по Y и по X (красный и синий цвет линий, соответственно) — 30,4 Гц, что соответствует плотности записи сигнала 16–17 точек на один период колебаний. При среднем значении напряжения по каналу $Y = -0,007845$ В (красный) наименьшие значения достигали величин $-0,2$ В, что превышает среднее значение в 25 раз.

Изначально, проводя весовые испытания моделей, измерительная аппаратура была настроена на запись 2048 точек оциллограммы с частотой 1600 Гц, что соответствует периоду записи 1,28 секунд. Однако полученные после обработки результаты выглядели неудовлетворительно из-за большого разброса в повторяющихся опытах, полученных в эксперименте осреднённых значений. Авторы [1] в подобных экспериментах использовали период записи в 50 секунд, что навело на идею увеличить продолжительность записи оциллограмм в наших экспериментах.

Оценка влияния продолжительности записи оциллограмм на погрешность обработки проведена следующим образом: на определённой продолжительности периода записи 7 раз были записаны оциллограммы сигнала с аэродинамических весов. Далее, для каждой оциллограммы была найдена средняя величина полученного сигнала, затем среди полученных семи средних величин найдено среднеквадратичное отклонение. Такая процедура проведена на каждый период записи от 10 до 80 с интервалом 10 секунд. Результаты отображены на рисунке 2.

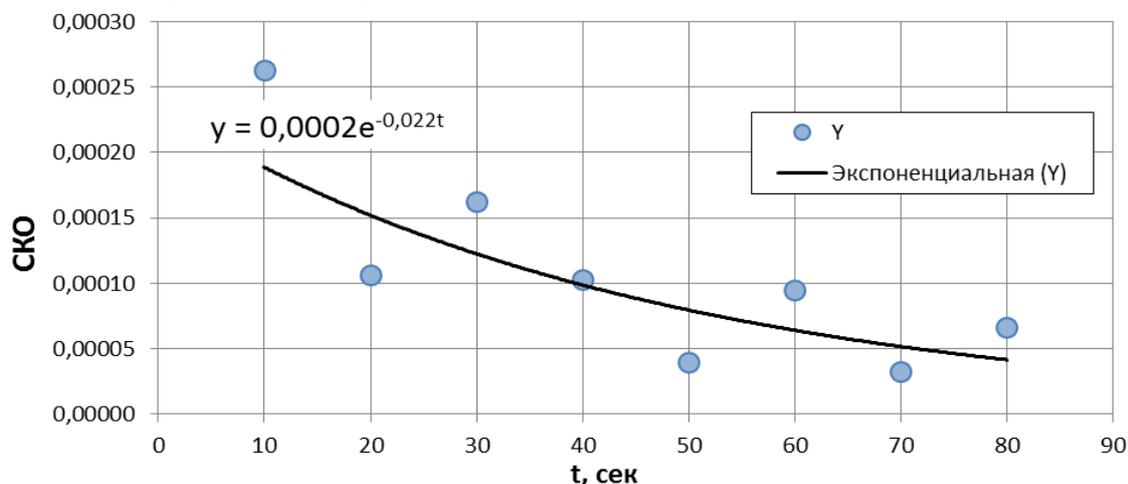


Рисунок 2 — Зависимость среднеквадратичного отклонения средней величины сигнала от периода записи оциллограмм

Для проведения экспериментов по построению осреднённых аэродинамических характеристик призмы квадратного сечения был выбран период записи в 30 секунд. Среднеквадратичное отклонение, составляющее величину 0,00012 В, для случая положения призмы с углом атаки 10° даёт погрешность 1,5 % относительно полученной средней величины сигнала $Y = -0,007845$ В. Полученные таким образом кривые и максимальные величины аэродинамических характеристик квадратной призмы (рисунок 3) хорошо совпадают с данными, полученными ранее в различных источниках [2, 3].

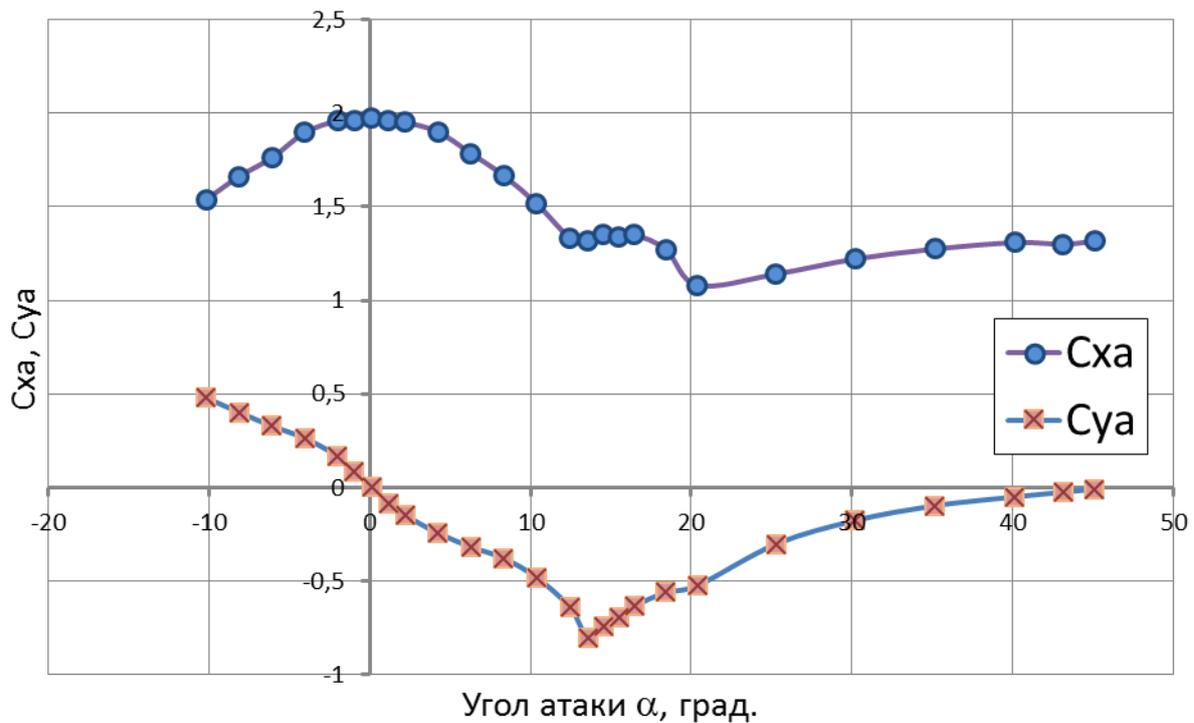


Рисунок 3 — Аэродинамические характеристики квадратной призмы

ЛИТЕРАТУРА

1. Shuai Z., Yunfeng Z., Xugang H., Zhipeng L. Comparison of Two-Dimensional and Three-Dimensional Responses for Vortex-Induced Vibrations of a Rectangular Prism // Applied Science, — 2020. — № 10. — pp. 6.
2. Noel K. Delany and Norman E. Sorensen Low-speed drag of cylinders of various shapes // NASA TN-3038.
3. Люсин В. Д., Рябинин А. Н., Исследование влияния удлинения призмы на её аэродинамические характеристики и амплитуду колебаний при галлопировании // Вестник СПбГУ. Сер. 1, — 2011. — Вып. 2. — С. 143.

ПРИМЕНЕНИЕ АДДИТИВНЫХ ТЕХНОЛОГИЙ ДЛЯ ИЗГОТОВЛЕНИЯ ЛЕТАЮЩИХ МОДЕЛЕЙ

Лопатин А. Н.

СибНИА им. С. А. Чаплыгина

Для определения поведения летательного аппарата на ранних этапах проектирования применяют изготовление летающих динамически подобных

моделей. Применение таких моделей обусловлено возможностью получения достоверных сведений об эффективности аэродинамической компоновки, характеристик сваливания и штопора, поведении летательного аппарата на режимах взлёта и посадки вблизи экрана. Применение аддитивных технологий может существенно упростить изготовление и модификацию летающих моделей.

В настоящее время аддитивные технологии получили широкое распространение, и в том числе нашли своё применение для изготовления различных моделей. Преимуществом аддитивных технологий является меньшее время на производство, высокая степень автоматизации, укороченный технологический путь.

Для изготовления летающих моделей целесообразно применять технологию 3D печати FDM (Fused Deposition Modelling). Технология FDM заключается в том, что деталь создаётся послойным добавлением расплавленного пластика с помощью сопла. Преимуществами технологии FDM являются возможность изготовления больших деталей (размерностью до 1 метра, в зависимости от модели 3D принтера), низкая стоимость изготавливаемых деталей. К недостаткам можно отнести шероховатость получаемых 3D печатью деталей.

Применение аддитивных технологий для изготовления летающих моделей описано в работах [1, 2, 3]. На данный момент в свободном доступе существует большое количество проектов моделей самолётов для 3D печати. Также есть опыт применения 3D печати для создания аэродинамических моделей, в том числе и дренированных [4, 5].

Конструкция самолёта, адаптированная для изготовления на 3D принтере, отличается от классических конструкций. В одной детали совмещаются обшивка, продольные элементы (лонжероны, стрингеры), а поперечные элементы (нервюры) ориентированы под углом от 45 до 60 градусов к оси этой детали. Аддитивная деталь может усиливаться прутками из углепластика. Для элементов усиления в напечатанных деталях предусматриваются закладные посадочные места или каналы. Усиливающие элементы клеиваются, как правило, на эпоксидный клей. Типичная конструкция самолёта, адаптированного под аддитивные технологии, показана на рисунке 1.

Имеющаяся производственная база в НИО-1 СибНИА позволяет изготавливать летающие модели с применением аддитивных технологий.

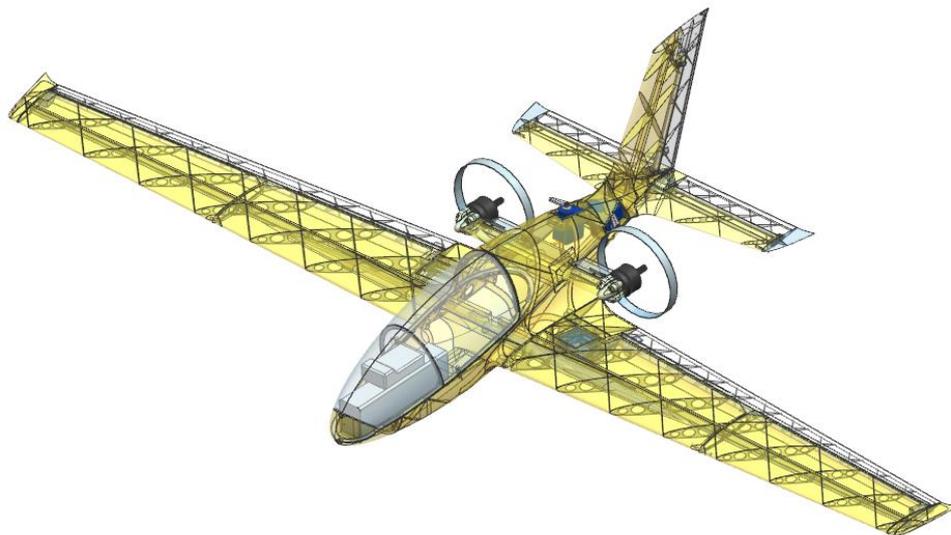


Рисунок 1 — Летающая модель самолёта, адаптированная для аддитивных технологий

Применение 3D печати для создания опытных образцов летательных аппаратов вполне оправдано за счёт сокращения стоимости, количества деталей и времени изготовления. К явным недостаткам аддитивных летающих моделей можно отнести неустойчивость к точечным ударам, больший вес по сравнению с композитными моделями из стекло- или углепластика.

ЛИТЕРАТУРА

1. Падалка М. А. Применение аддитивных технологий в производстве беспилотных летательных аппаратов / М. А. Падалка, А. С. Кохтырев, Г. Н. Кузьмин, Е. И. Соколов, А. В. Побелянский // *Материалы XI всероссийской студенческой научно-технической школы-семинара «Аэрокосмическая декада»*. — Москва: «Доброе слово», — 2018. — С. 35–37.
2. Родригуез П. Е. Разработка методики изготовления конструкций легких беспилотных летательных аппаратов с использованием аддитивных технологий: вып. квалификац. работа по направлению подгот. 24.04.04 «Авиастроение» (уровень магистратуры) / П. Е. Родригуез; рук. работы Е. И. Куркин ; нормоконтролер М. В. Павельчук; М-во науки и высш. образования Рос. Федерации, Самар. нац. исслед. ун-т им. С. П. Королева (Самар. ун-т), Ин-т авиац. и ра. — Самара, — 2022.
3. Хеук М. В., Гурский О. С., Онысько С. Р. Применение аддитивных технологий для создания беспилотного летательного аппарата / М. В. Хеук, О. С. Гурский, С. Р. Онысько // *Новая наука — новые возможности: Сборник статей IV Международного научно-исследовательского конкурса*. — Петрозаводск: МЦНП «Новая наука», — 2022. — С. 27–33.
4. Астапов В. Ю., Хорошко Л. Л., Дудков К. В. Оценка применения аддитивных технологий для создания аэродинамических моделей космических головных частей / В. Ю. Астапов, Л. Л. Хорошко, К. В. Дудков // *Труды МАИ*, — 2018. — № 101. — С. 30.
5. Азаров Ю. А., Черноволов Р. А. Применение полимерных композиционных материалов и аддитивных технологий для создания дренированных аэроупругих моделей ЛА / Ю. А. Азаров, Р. А. Черноволов // *Полимерные композиционные материалы и производственные технологии нового поколения: Материалы II Всероссийской научно-технической конференции*. — Москва: ВИАМ, — 2017. — С. 266–280.

ИССЛЕДОВАНИЕ ОБТЕКАНИЯ СИСТЕМЫ КРЫЛО-ВИНТ В КРЕЙСЕРСКОЙ И ВЗЛЁТНО-ПОСАДОЧНОЙ КОНФИГУРАЦИЯХ С ОБДУВКОЙ РСУ

*Румянцев А. Г.
СибНИА им. С. А. Чаплыгина*

В настоящее время в авиации широкое распространение получают распределённые силовые установки с электродвигателями, которые дают возможность повысить аэродинамические и лётно-технические характеристики летательного аппарата, учитывая, что возможности пассивного повышения ЛТХ и ВПХ на сегодняшний день практически исчерпаны и единственным способом улучшения указанных характеристик является активное воздействие на обтекание летательного аппарата.

В данной работе рассматриваются аспекты влияния работы винтомоторной установки (ВМУ) как элемента РСУ на аэродинамические характеристики крыла при различных её положениях и параметрах работы. Задача решалась в двухмерной постановке с моделированием работы винта активным диском. В процессе исследования варьировался также диаметр винта и, соответственно, его тяга.

Тяга винта на этом этапе выбиралась условно, исходя из статистики и формул тяги винта при нулевой скорости полёта. Данный подход не учитывает изменение тяги винта в присутствии профиля.

Наибольший интерес вызывает обтекание механизированного крыла на взлётно-посадочных режимах.

Показано, что при нулевом угле атаки для положения оси воздушного винта с максимальным исследуемым диаметром в плоскости хорд достигается максимальное значение величины c_{y_a} , которое значительно превышает величину исходного коэффициента подъёмной силы профиля. При уменьшении диаметра винта положение, соответствующее максимальному приросту подъёмной силы, смещается несколько вниз.

Можно отметить близкие значения величин приростов подъёмной силы для заданных тяг и диаметров винтов.

Если же рассматривать предельное значение коэффициента подъёмной силы при изменении угла атаки, то оптимальное положение винта находится на расстоянии примерно радиуса винта и ниже плоскости хорд в зависимости от диаметра.

Следует отметить, что воздушные винты большого диаметра делают срыв потока с верхней поверхности крыла при больших углах атаки более плавным и растянутым, в то же время винты малого диаметра склонны вызывать резкий срыв потока, что надо учитывать при проектировании РСУ.

Если рассмотреть обтекание исходного аэродинамического профиля, обдуваемого воздушными винтами, то получаются следующие результаты — при нулевом угле атаки максимальный прирост коэффициента подъёмной

силы приходится на положение винта, когда струя от него движется вдоль поверхности и по большей части над профилем крыла. При этом прирост c_{y_a} значителен, и аэродинамическое сопротивление крыла в этом случае также возрастает, становясь заметно больше сопротивления исходного крыла без обдувки в 7–10 раз. При смещении оси воздушного винта по вертикали вверх и вниз сопротивление уменьшается до величины исходного профиля. При некоторых конфигурациях аэродинамическое сопротивление может стать даже меньше профильного сопротивления. Данный эффект требует дальнейшего исследования на следующем этапе на трёхмерных моделях активного диска и вращающихся винтах.

ИССЛЕДОВАНИЯ ПО ФОРМИРОВАНИЮ КОНФИГУРАЦИИ ВИНТОВЫХ ДВИЖИТЕЛЕЙ В ЗОНЕ ЗАКРЫЛКА ДЛЯ УСТАНОВКИ НА ЛЕТАЮЩУЮ ЛАБОРАТОРИЮ

*Румянцев А. Г.
СибНИА им. С. А. Чаплыгина*

Увеличение аэродинамического качества летательного аппарата с помощью ламинаризации его частей приводит к необходимости обеспечивать чистое обтекание крыла, что невозможно на самолётах с передним расположением винтомоторной установки, к тому же может негативно сказываться на максимальных несущих способностях крыла. Возможности пассивного повышения аэродинамических и лётно-технических характеристик на сегодняшний день практически исчерпаны. Единственным способом улучшения указанных характеристик является активное воздействие на обтекание летательного аппарата. Одним из способов воздействия может выступать винтовой движитель, в частности, распределённая силовая установка, расположенная в районе хвостовой части профиля для сохранения ламинарного обтекания крыла и фюзеляжа самолёта, дающих наибольший вклад в суммарное аэродинамическое сопротивление.

В работе рассматриваются аспекты влияния работы винтомоторной установки на различных режимах полёта на аэродинамические характеристики крыла при изменении её положения в хвостовой части профиля.

Проведённые в работе расчёты показывают, что существует заметное влияние работы воздушного винта, расположенного в районе закрылка, на аэродинамические характеристики, выражающееся в увеличении несущей способности чистого профиля. В то же время при малых смещениях винта в вертикальной плоскости возникает также заметный рост аэродинамического сопротивления в 2...3 раза, что является неблагоприятным фактором. Возможно, для каких-нибудь целей это будет полезным.

При большом смещении оси воздушного винта вверх (около половины хорды крыла) относительно верхней поверхности профиля в районе задней

кромки может заметно увеличиться величина аэродинамического качества профиля и коэффициента подъёмной силы относительно характеристик исходного профиля на исследуемых режимах. Но при этом вопрос, связанный с изменением коэффициента полезного действия винта и в совокупности его окончного влияния на аэродинамические характеристики профиля, остаётся на данном этапе нерешаемым.

Для механизированного профиля расчётные исследования показали, что существует заметный положительный эффект от присутствия воздушного винта позади закрылка над его верхней поверхностью по нормали к его хорде на некотором расстоянии от его хвостика — рост коэффициента подъёмной силы крыла составляет заметную величину. Данное расположение воздушного винта приводит также к снижению сопротивления механизированного профиля, что можно использовать на взлётном режиме, когда нужно минимальное сопротивление самолёта для быстрого разгона по ВПП.

Следует отметить, что наличие воздушного винта за крылом над закрылком в некоторых случаях способствует более резкому срыву потока на закритических углах атаки. Этот вопрос подлежит рассмотреть в дальнейшем более подробно, особенно в экспериментальных исследованиях.

РАСЧЁТНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ ВЛИЯНИЯ АКТИВНОГО УПРАВЛЕНИЯ ОБТЕКАНИЕМ НА АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ПРОФИЛЯ САМОЛЁТА МВЛ

*Румянцев А. Г.
СибНИА им. С. А. Чаплыгина*

В настоящее время возможности пассивного повышения аэродинамических и лётно-технических характеристик практически исчерпаны. Например, увеличение аэродинамического качества летательного аппарата с помощью ламинаризации его частей имеет свои пределы и ограничения, к тому же может негативно сказываться на максимальных несущих способностях крыла, особенно механизированного. По статистике, самолёты МВЛ имеют лишь механизацию задней кромки, в то время как передняя кромка остаётся чистой (для размещения ПОС, например), поэтому, максимальный коэффициент подъёмной силы крыла ограничен. Так, для механизированного профиля с выдвижным закрылком максимально достижимый коэффициент подъёмной силы лежит в районе 3,5...4 единиц в зависимости от вида механизации, соответственно, для крыла будет ещё меньше примерно на 30 %. Единственным способом улучшения указанных характеристик является активное воздействие на обтекание летательного аппарата.

В ходе работы выполнен анализ влияния систем активного обтекания на аэродинамические характеристики профиля/крыла для улучшения аэродинамического качества на крейсерском и заданном режиме полёта

и повышения несущей способности на взлётно-посадочном режиме.

Известно, что для снижения сопротивления и достижения высокого аэродинамического качества при заданной геометрии необходимо увеличивать ламинарную зону на профиле. Этого можно достичь отсосом пограничного слоя или акустическим воздействием. В данной работе рассматривается первый вариант активного управления обтеканием.

В работе рассмотрено влияние щелевого и распределённого отсоса для увеличения протяжённости ламинарной зоны на верхней поверхности и снижения сопротивления ламинаризованного профиля/крыла и увеличения, соответственно, аэродинамического качества. Показано, что без учёта затрат на реализацию наибольшей эффективностью, т. е. наибольшими приростами аэродинамического качества, обладает щелевой отсос.

Распределённый отсос, состоящий из расположенных в ряд поперёк потока трубочек обладает меньшей эффективностью, но и меньшими затратами энергии, что в итоге приводит в некоторых случаях к определённому положительному эффекту в плане снижения эффективного (суммарного) сопротивления и повышения аэродинамического качества.

Исследование влияния активного управления обтеканием на взлётно-посадочных режимах рассматривалось для двух конфигураций — чистого и механизированного профиля.

На чистом профиле/отсеке крыла исследовалось влияние струйных вихрегенераторов, размещённых на верхней поверхности, на несущие способности крыла на больших углах атаки. Струйные вихрегенераторы представляют собой отверстия, расположенные вдоль размаха крыла и наклонённые под определённым углом к поверхности профиля, в которые подаётся избыточное давление, в результате чего формируются струи, которые из-за влияния набегающего потока сворачиваются в продольные вихри, привнося в заторможенный пограничный слой дополнительную энергию из внешнего течения.

Результаты расчётов показали, что при определённых параметрах возможно затягивание отрыва потока на верхней поверхности крыла на 3...4 градуса при сохранении и даже некотором увеличении максимального коэффициента подъёмной силы. Это позволяет использовать струйные вихрегенераторы для повышения безопасности полёта самолётов на взлётно-посадочных режимах.

Для исследования влияния активного управления обтеканием на механизированном крыле была спроектирована посадочная механизация для ламинаризованного скоростного профиля. Сформирована профилировка элементов механизации — закрылка и дефлектора. Определён оптимальный угол поворота закрылка. Показано, что данный механизированный профиль обладает высокими несущими свойствами на режиме посадки.

В процессе исследования управления обтеканием высоконесущего

профиля рассматривался такой вариант управления обтеканием, как щелевой отсос с расположением щели на верхней поверхности основной части механизированного профиля. Данное расположение выбрано исходя из того, что на несущие свойства механизированного профиля заметное влияние оказывает зона торможения над закрылком. Она в свою очередь образуется в основном стекающим с верхней поверхности пограничным слоем с основной части механизированного профиля. И если уменьшить потери в пограничном слое за счёт отсоса, то можно уменьшить размеры зоны и увеличить несущие свойства крыла в целом.

Расчёты показали, что использование щелевого отсоса на механизированном профиле приводит к заметному повышению его несущих свойств во всём диапазоне углов атаки, что должно благоприятно сказаться на взлётно-посадочных характеристиках самолёта.

Поскольку на посадочном режиме существует избыток мощности маршевого двигателя для создания выдува/отсоса на крыле, то учитывать энергозатраты не имеет смысла.

ОБЗОР СПОСОБОВ МОДЕЛИРОВАНИЯ ПРИЗЕМНОГО ПОГРАНИЧНОГО СЛОЯ В АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ТРУБАХ С КОРОТКОЙ РАБОЧЕЙ ЧАСТЬЮ

*Телкова Ю. В.
НГТУ*

Экспериментальные исследования наземных строительных сооружений требуют моделирования в аэродинамических трубах приземного слоя атмосферы, соответствующего натурному ветру определённой местности. Чтобы структура набегающего потока в аэродинамической трубе соответствовала натурному ветру, должно быть соблюдено подобие вертикальных градиентов скорости, интенсивности и масштаба турбулентности.

В аэродинамических трубах с длинной рабочей частью (15...30 м) естественное нарастание пограничного слоя обеспечивает наиболее стабилизированный по длине пограничный слой. Обычно для ускорения роста пограничного слоя используют плохообтекаемые элементы и турбулизаторы (зубчатые барьеры, шпильки), устанавливаемые на экране в начале рабочей части трубы. Чтобы проводить исследования на моделях крупного масштаба с учётом окружающей застройки/рельефа местности и соблюдать подобие по числам Рейнольдса, рабочие части должны быть достаточно широкими. В ландшафтных аэродинамических трубах выполняются все требования, предъявляемые к параметрам воздушного потока и размерам рабочей части [1, 2].

Аэродинамические трубы, применяемые в авиационной отрасли, имеют короткие рабочие части с низким уровнем турбулентности. Для адаптации

таких труб к исследованиям строительных объектов необходимо применять специализированные устройства, позволяющие интенсивно наращивать пограничный слой на небольшом расстоянии. Причём параметры этих устройств должны изменяться в зависимости от типа местности, особенностей окружающей застройки и рельефа. Из представленных в литературе способов моделирования приземного пограничного слоя в аэродинамических трубах с короткими рабочими частями можно выделить несколько наиболее эффективных [2–5]:

- установка на срезе сопла решёток с горизонтальными стержнями;
- использование в рабочей части трубы горизонтального экрана с различными турбулизаторами;
- в качестве устройств, ускоряющих рост пограничного слоя, применение шпилей (вертикальных гребней), элементов шероховатости.

Решётка на срезе сопла позволяет сформировать вертикальные профили скорости, соответствующие атмосферному слою. Для этого расстояние между стержнями берётся переменное и увеличивается по мере удаления от экрана. Меняя расстояние между стержнями, можно получить много вертикальных профилей скоростного потока, отличающиеся друг от друга. Горизонтальный экран, устанавливаемый в рабочей части трубы, имитирует земную поверхность. Для быстрого роста пограничного слоя и обеспечения параметров турбулентности, приближенных к натурным, на экране перед моделью необходимо располагать генераторы вихрей и элементы, моделирующие шероховатость местности. Так, шпили (вертикальные гребни) создают вихревые структуры, которые накладываются на отрывные течения за рядами кубиков искусственной шероховатости и позволяют воспроизводить необходимые интенсивность и масштаб турбулентности. В статье [6] представлен способ моделирования приземного пограничного слоя атмосферы с помощью отклоняющихся генераторов вихрей. Автор статьи утверждает, что отклонение генераторов вихрей относительно экрана в диапазоне углов от 0 до 90 градусов позволит моделировать пограничный слой с разными параметрами, при этом решётки на срезе сопла не требуется.

Проведение исследований наземных строительных конструкций в аэродинамических трубах с короткими рабочими частями возможно. Подобные исследования требуют разработки специализированных устройств, подобранных в зависимости от характеристик моделируемого потока.

ЛИТЕРАТУРА

1. Симиу Э., Сканлан Р. Воздействие ветра на здания и сооружения / Перев. с англ. Б. Е. Маслова, А. В. Швецово́й; под ред. Б. Е. Маслова. — М.: Стройиздат, — 1984. — 360 с.
2. John D. Holmes Wind Loading of Structures / New York: Taylor & Francis e-Library, — 2007. — 433 p.
3. Саленко С. Д. Аэродинамика тел в потоке с вертикальным градиентом скорости над экраном: дис. канд. техн. наук: 01.02.05 / С. Д. Саленко. — Новосибирск, — 1987. — 165 с.

4. Телкова Ю. В., Писанова А. Л. Моделирование атмосферной турбулентности в аэродинамической трубе при помощи равномерной решётки // Аэродинамика и динамика полёта летательных аппаратов: тез. докл. X школы-семинара СибНИА / под ред. А. Г. Румянцева. — Новосибирск, — 2012. — С. 24–26.
5. Zhifu Gu, Yan Li, Minghui Cheg Wind loads on glass cladding of a tower building // Wind engineering into 21st Century. — Rotterdam: Larsen, Larose&Livesey, — 1999. — pp. 653–658.
6. Павловский Р. Н., Кузнецов С. Г. Моделирование приземного пограничного слоя атмосферы в аэродинамических трубах с короткой рабочей частью // Современное промышленное и гражданское строительство. — Т. 5, № 1, — 2009. — С. 15–22.

УЧАСТИЕ СИБНИА ИМ. С. А. ЧАПЛЫГИНА В ИССЛЕДОВАНИЯХ ПЕРСПЕКТИВНЫХ СВЕРХЗВУКОВЫХ ГРАЖДАНСКИХ САМОЛЁТОВ (СГС)

*Гагаркина Е. С.^{1,2}, Ершов А. О.^{1,2}, Смирнов Д. Н.^{1,2}, Чемезов В. Л.^{1,2}
¹СибНИА им. С. А. Чаплыгина, ²НГТУ*

Создание нового поколения сверхзвуковых гражданских самолётов (СГС) является одним из перспективных высокотехнологичных направлений во всём мире.

Актуальность создания такого типа самолётов обуславливается необходимостью повышения уровня мобильности экономических субъектов в условиях протяжённой территории и улучшения их связи с мировыми центрами.

Новый самолёт должен превзойти машины первого поколения — Ту-144 и Concorde, которые были выведены из эксплуатации в 1999 и 2003 годах, соответственно. Причинами отказа авиаперевозчиков от этих самолётов послужили аварии и крайне высокая стоимость эксплуатации.

Сегодня в мире исследованиями и разработкой демонстраторов СГС занимаются в США и России. Перспективными пассажирскими проектами сверхзвуковых самолётов можно считать — Overture (Компания Boom Technology, США) и его демонстратор ХВ-1 Baby Boom; Spike S-512 Supersonic Jet (Spike Aerospace, США); самолёт Х-59 (NASA, США), демонстратор «Стриж» (ЦАГИ, Россия).

В ЦАГИ проведены предварительные исследования по разработке и созданию летающего демонстратора технологий СГС под шифром «Стриж». Определён комплекс ключевых технологий и выполнен этап технического предложения.

ФАУ «СибНИА им. С. А. Чаплыгина» как один из ведущих научно-исследовательских отраслевых институтов совместно с другими институтами, входящими в состав «НИЦ “Институт им. Н. Е. Жуковского”», который руководит комплексным научно-технологическим проектом «СГС-Т», принимает участие в работах по исследованиям перспективных СГС по следующим направлениям:

1. Разработка комплексной системы бортовых измерений (КСБИ)

в составе системы измерения экспериментальных данных самолёта демонстратора технологий СГС «Стриж» (ДКТ), в том числе:

- разработка, изготовление и тестовые испытания КСБИ ДКТ «Стриж»;
- участие в разработке методик и программ стендовых, наземных и летных испытаний ДКТ «Стриж».

2. Прикладные научно-исследовательские работы в обеспечение развития технологий планера в части экспериментальной отработки интегральной компоновки составного крыла (ИКСК), в том числе:

- расчётно-экспериментальные исследования перспективных технологий планера;
- расчётно-конструкторские исследования для проведения лабораторных, стендовых, натурных и летных испытаний;
- подготовка исходных данных для разработки ключевых технологий и актуализация дорожной карты.

3. Проведение исследований лётного демонстратора элементов бортового радиоэлектронного оборудования сверхзвукового гражданского самолёта на летающей лаборатории на базе Як-40ЛЛ, в том числе:

- разработка конструкторской документации на установку лётного демонстратора элементов БРЭО на летающую лабораторию;
- изготовление и монтаж кабельной системы летающей лаборатории под установку на нее лётного демонстратора элементов БРЭО;
- проведение экспериментальных исследований лётного демонстратора элементов БРЭО перспективного СГС.

В целом проведённый анализ программ создания демонстраторов СГС показывает, что с использованием текущего уровня развития исследований аэродинамики, прочности и технологий создания конструкции из современных материалов возможно создание отечественных СГС нового поколения. При этом все разработчики, и в России, и за рубежом, идут по пути создания масштабных уменьшенных натурных летающих демонстраторов с целью снижения рисков и поэтапной отработки ключевых технологий СГС нового поколения.

ПЕРСПЕКТИВНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ АВИАЦИОННОЙ ТЕХНИКИ В ФАУ «СИБНИА ИМ. С. А. ЧАПЛЫГИНА»

Гагаркина Е. С.^{1,2}, Смирнов Д. Н.^{1,2}, Чемезов В. Л.^{1,2}, Шейфер С. В.^{1,2}

¹СибНИА им. С. А. Чаплыгина, ²НГТУ

В настоящий момент ФАУ «СибНИА им. С. А. Чаплыгина» (СибНИА) совместно с научно-исследовательскими организациями, входящими в ФАУ «НИЦ «Институт им. Н. Е. Жуковского», продолжает научно-исследовательские работы в рамках реализации проектов создания воздушных судов «малой авиации» согласно подпрограммы «Авиационная наука и технологии» Государственной программы Российской Федерации «Развитие

авиационной промышленности на 2021–2025 годы» [1]. На основании созданного ранее научно-технического задела по перспективным воздушным судам (ВС) для местных воздушных линий (МВЛ) СибНИА выполняет отработку новых технологических платформ самолётов малой авиации следующего поколения в обеспечение их создания, сертификации и передачи в серийное производство, в том числе в рамках следующих текущих НИР:

– «Расчётно-экспериментальные исследования в обеспечение создания демонстраторов технологий отечественных самолётов для скоростных перевозок на местных и внутрирегиональных воздушных линиях, качественно повышающих безопасность и эффективность функционирования перспективных транспортно-логистических систем», шифр «МА 21-23-Скорость» по заказу Минпромторга России;

– «Расчётно-исследовательские и проектно-конструкторские работы с целью подготовки ВС в качестве летающей лаборатории для установки АПД-А», шифр «Циркач-СибНИА» по заказу ФАУ «ЦИАМ им. П. И. Баранова»;

– «Повышение безопасности полётов, сокращение сроков проведения и объёмов испытаний по силовой установке на всех этапах создания ВС малой авиации за счёт научно-обоснованной разработки методического и технического обеспечения проведения наземных и лётных испытаний, расчётно-экспериментальных исследований», шифр «Норма-СибНИА» по заказу ФАУ «ЦАГИ»;

– «Разработка концепции лёгкого многоцелевого самолёта МА с укороченным и вертикальным взлётом и посадкой (УВВП), создание и проведение лётных испытаний дистанционно-пилотируемой модели демонстратора перспективного самолёта МВЛ с УВВП», шифр «MANGo-СибНИА» по заказу ФАУ «НИЦ «Институт им. Н. Е. Жуковского»;

– «Расчётно-экспериментальные исследования, разработка, постройка и испытания демонстраторов технологий с целью формирования облика регионального самолёта с энергетическим управлением обтеканием», шифр «Интеграл-РС-СибНИА» по заказу ФАУ «НИЦ «Институт им. Н. Е. Жуковского»;

– «Расчётно-экспериментальные исследования технологий повышения лётно-технических и аэродинамических характеристик, методов проектирования конструкций и разработка технологий обеспечения эксплуатации «по состоянию» перспективных самолётов транспортной категории», шифр «Интеграл-Т-СибНИА» по заказу ФАУ «НИЦ «Институт им. Н. Е. Жуковского».

При этом более ранние анализы российских и зарубежных стратегических документов и анализ текущих условий острой необходимости импортозамещения в условиях жёстких санкций западных стран в отношении авиационно-космического сектора РФ подтверждают, что до 2040 года главными технологическими вызовами для гражданской авиации нового

поколения являются [2]:

- необходимость почти 100 % импортозамещения ключевых компонентов всех типов ВС;
- радикальное снижение воздействия ВС на окружающую среду;
- снижение уровня шума на 15–20 EPNdB относительно существующих норм;
- сокращение выбросов CO₂ на 25–50 % (ежегодное снижение потребления топлива на 1,4–2 %);
- сокращение выбросов NO_x на 50–80 %;
- повышение безопасности полетов — цель ИКАО: «0 погибших к 2030 году и в последующие годы».

В связи с этим, а также в продолжение работ, выполняемых в настоящий момент в рамках Государственной программы сформированы предложения по реализации приоритетных проектов гражданской авиационной техники нового поколения в период до 2030 года. При этом СибНИА как ведущей организации Минпромторга России по малой авиации отводится роль решения научно-технических задач создания, наземных и лётных испытаний натуральных демонстраторов технологий по следующим комплексным научно-технологическим проектам (КНТП):

- сверхзвуковой гражданский самолёт с низким уровнем экологического воздействия (КНТП «СГС»);
- летательные аппараты вертикального взлёта и посадки с гибридными электрическими силовыми установками (КНТП «Вертикаль»).

Предложения по этим проектам были рассмотрены на заседании «Экспертного совета» авиационной отрасли, и в настоящее время они проходят согласование по объёмам и содержанию планируемых к выполнению работ между ключевыми организациями-исполнителями (ЦАГИ, ЦИАМ, СибНИА, ГосНИИАС и др.). По завершении данного согласования начнется реализация этих проектов под руководством ФАУ «НИЦ «Институт им. Н. Е. Жуковского».

ЛИТЕРАТУРА

1. Государственная программа Российской Федерации «Развитие авиационной промышленности на 2013–2025 годы», утвержденная Постановлением Правительства Российской Федерации от 15 апреля 2014 г. № 303. — Москва, — 2013.
2. План деятельности Федерального государственного бюджетного учреждения «Национальный исследовательский центр «Институт имени Н. Е. Жуковского», утверждён Правительством Российской Федерации 16 сентября 2016 года.

ДЛЯ ЗАМЕТОК

ДЛЯ ЗАМЕТОК

Технический редактор

Румянцев А. Г.

Вёрстка

Борисова В. Г.

Подписано в печать 13.03.2023

Формат 60×84/16. Усл. печ. л. 3,02.

Тираж 50 экз.

Заказ № 10–2023

Отпечатано в СибНИА