

Параметрические исследования взлетно-посадочной механизации магистрального самолета на маломасштабной полумодели

© Е.А. Пигусов, А.И. Волков, А.А. Крутов, С.А. Кузин

Центральный аэрогидродинамический институт им. проф. Н.Е. Жуковского,
140180 Жуковский, Московская обл., Россия
e-mail: pigusoff@gmail.com

Поступило в Редакцию 5 мая 2025 г.

В окончательной редакции 5 мая 2025 г.

Принято к публикации 19 августа 2025 г.

Представлены результаты параметрических экспериментальных исследований взлетно-посадочной механизации магистрального самолета на маломасштабной полумодели. Для испытанной модели получена степенная зависимость максимального коэффициента подъемной силы от числа Рэйнольдса, что позволяет оценить возможные значения этого параметра при натурных условиях. Показано влияние параметров взлетно-посадочной механизации на коэффициент подъемной силы.

Ключевые слова: магистральный самолет, механизация крыла, аэродинамическая труба, аэродинамические характеристики.

DOI: 10.61011/JTF.2025.12.61804.242-25

Разработка и совершенствование взлетно-посадочной механизации крыла магистрального самолета (МС) является сложной и ресурсоемкой задачей аэродинамического проектирования. При аэродинамическом проектировании механизации крыла требуется проводить большой объем исследований по выбору рациональных параметров предкрылков и закрылков [1]. Получившие в настоящее время распространение CFD (computational fluid dynamics) методы не позволяют проводить параметрические исследования в широких диапазонах ввиду высоких требований к качеству расчетных сеток и большой продолжительности численного моделирования. В свою очередь, проведение параметрических исследований в промышленных аэродинамических трубах (АДТ) часто недоступно ввиду высокой стоимости аэродинамической модели и испытаний. С целью повышения доступности использования АДТ для параметрических исследований в рамках проектирования взлетно-посадочной механизации и отработки местной аэродинамики перспективного МС, отличающегося овальным поперечным сечением фюзеляжа и средним расположением крыла с развитым наплывом, предложено использование маломасштабной полумодели, выполненной с широким применением аддитивных технологий.

Особенностью компоновки МС, имеющей развитый корневой наплыв, является уменьшенный размах взлетно-посадочной механизации относительно классических пассажирских самолетов, и как следствие, снижение несущих свойств на режимах взлета и посадки, что негативно отражается на потребной длине взлетно-посадочной полосы.

Обеспечение потребного значения максимального коэффициента подъемной силы в посадочной конфигурации $C_{ya \max landing} \geq 2.8$ с учетом конструктивных ограничений и аэродинамических характеристик компоновки МС, а также с учетом приращения максимальной

подъемной силы от предкрылка $\Delta C_{ya \text{ slat max}} \approx 0.78-0.8$, возможно при применении двухщелевой механизации задней кромки при суммарном угле отклонения двухщелевого закрылка $\delta_{flap} \approx 50^\circ$ и при значении величины перекрытия закрылка основным профилем в убранном положении $d \geq 0.6$ (в долях хорды закрылка). Для обеспечения потребного значения максимального коэффициента подъемной силы на взлетном режиме $C_{ya \max take off} = 2.4-2.45$ закрылок должен быть отклонен на угол $\delta_{flap} \approx 25^\circ$ в однощелевом положении.

Для компоновки МС (рис. 1, а) было проведено аэродинамическое проектирование механизации крыла (рис. 1, б), со следующими решениями:

- взлетное положение: предкрылок бесщелевой, что должно благоприятно отразиться на уровне его шума, а закрылок во взлетном положении — однощелевой;

- посадочное положение: предкрылок выдвигается с образованием щели для повышения критического угла атаки, а закрылок разделяется на два звена с образованием второй щели, при этом первое звено остается во взлетном положении.

Решение с бесщелевым предкрылком во взлетном положении применено, например, на А350XWB [2]. Формирование обводов механизации крыла выполнялось в соответствии с рекомендациями, изложенными в [3].

Проведены расчетные исследования обтекания компоновки МС с выпущенной механизацией крыла по методике, изложенной в [4]. В результате CFD-моделирования получены значения максимальных коэффициентов подъемной силы, близкие к проектным (рис. 1, в). Приращение максимального коэффициента подъемной силы составляет $\Delta C_{ya \max take off} \approx 1.28$ во взлетной конфигурации и $\Delta C_{ya \max landing} \approx 1.74$ в посадочной конфигурации. Критический угол атаки во взлетной конфигурации имеет значение $\alpha_{\max take off} \approx 16^\circ$, в посадочной конфигурации — $\alpha_{\max landing} \approx 18^\circ$.

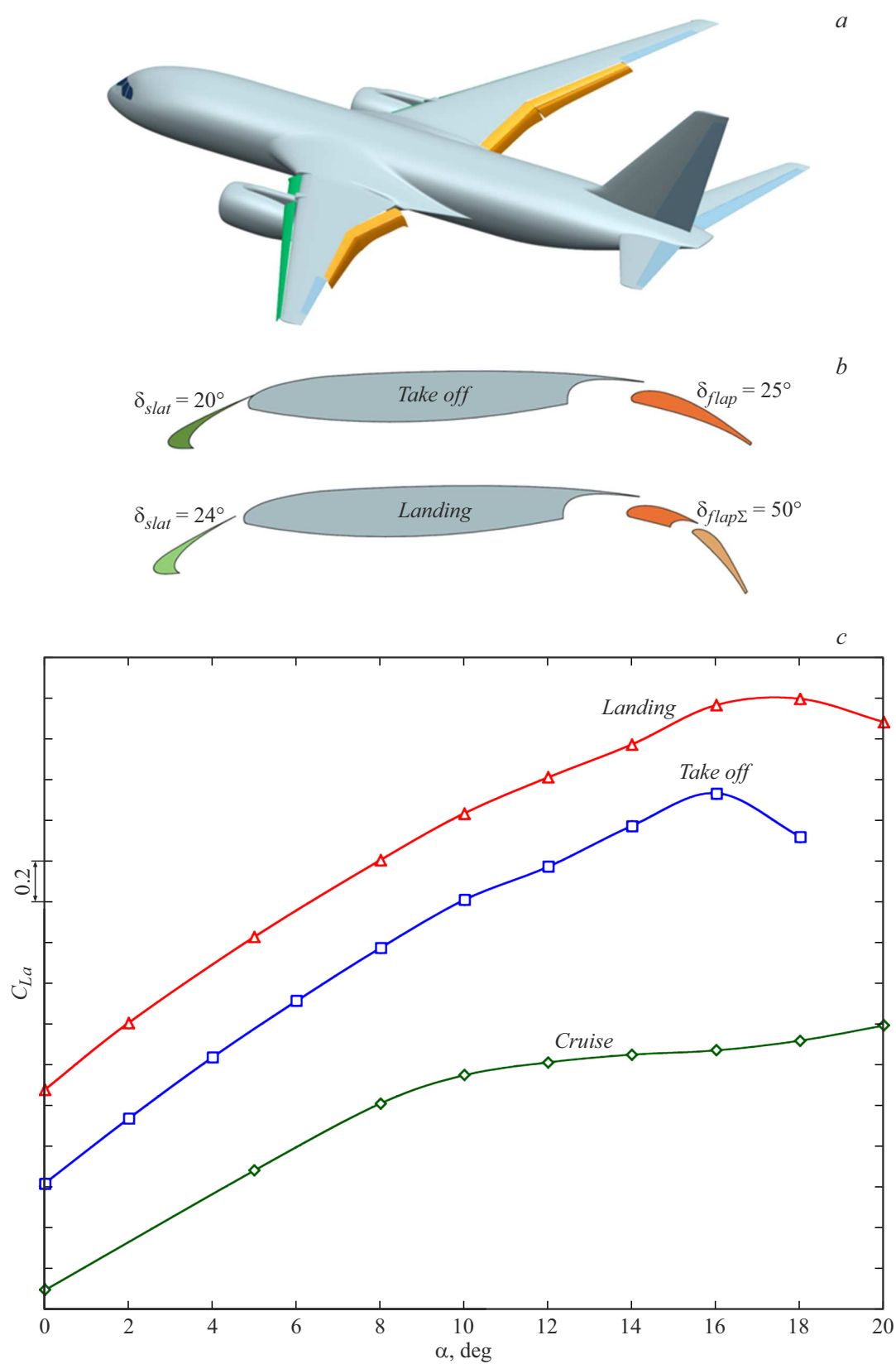


Рис. 1. Результаты аэродинамического проектирования механизации: *a* — компоновка МС с взлетно-посадочной механизацией, *b* — сечения крыла с взлетным и посадочным положением механизации, *c* — расчетные зависимости $C_{ya}(\alpha)$ в крейсерской, взлетной и посадочной конфигурациях.

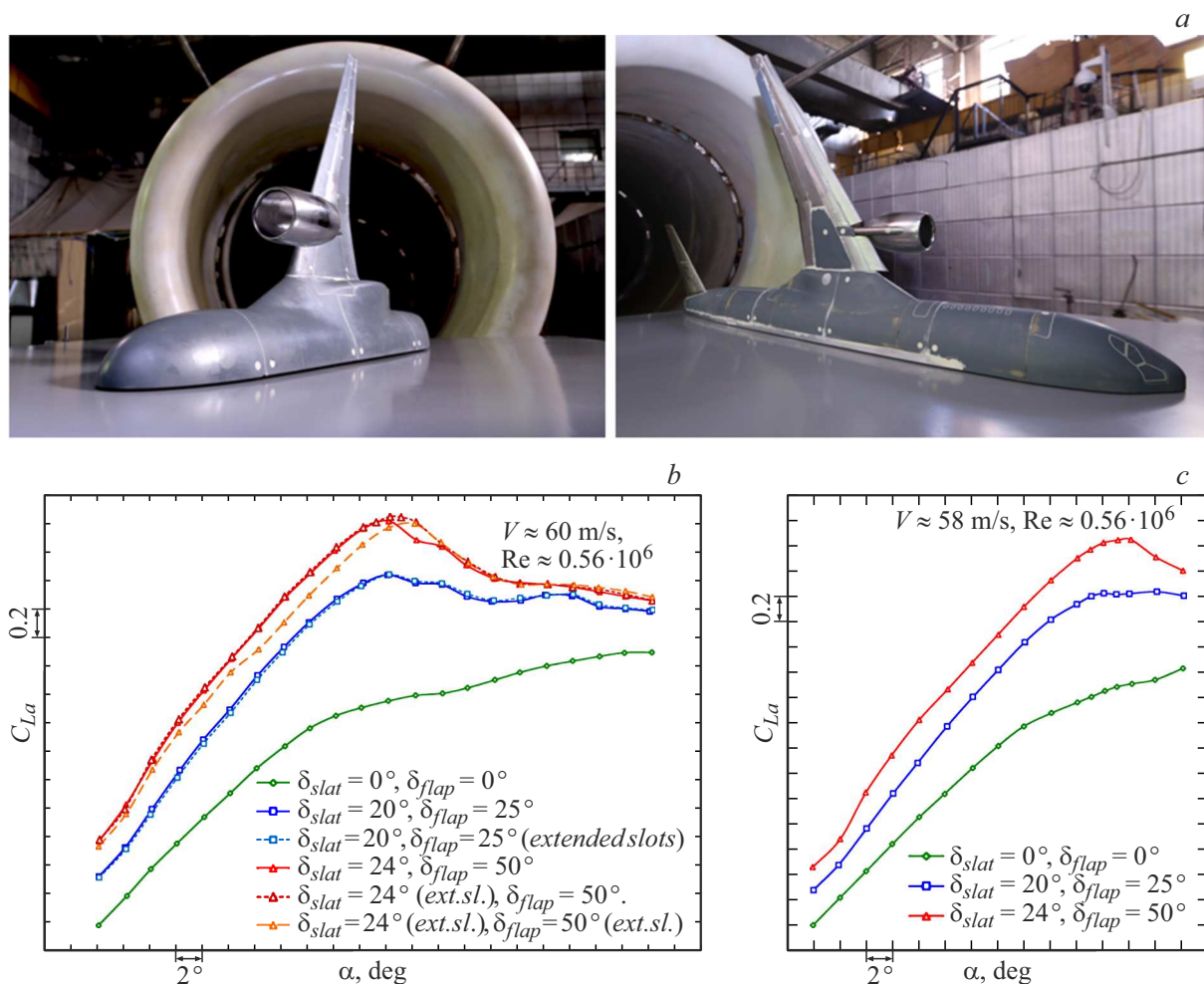


Рис. 2. Экспериментальные исследования механизации крыла МС на полумодели: *a* — варианты полумодели в рабочей части АДТ, *b* — зависимости $C_{ya}(\alpha)$ для полумодели со схематизированным фюзеляжем, *c* — зависимости $C_{ya}(\alpha)$ для полумодели с полноразмерным фюзеляжем и ГО.

С целью экспериментального подтверждения результатов аэродинамического проектирования была разработана и изготовлена маломасштабная полумодель МС с механизацией крыла для испытаний в АДТ. Полумодель позволяет проводить испытания со схематизированным (укороченным) и полноразмерным фюзеляжем с горизонтальным оперением (ГО) (рис. 2, *a*). Испытания проводились при скоростях набегающего потока $V = 20\text{--}60\text{ м/с}$, соответствующих числам Рэйнольдса Re от $0.19 \cdot 10^6$ до $0.56 \cdot 10^6$, в диапазоне углов атаки α от -6 до 36° для схематизированного фюзеляжа и от -6 до 22° для полноразмерного фюзеляжа. Разница в исследуемых диапазонах углов атаки связана с необходимостью обеспечения нахождения модели внутри ядра потока в рабочей части АДТ.

В рамках экспериментальных исследований взлетно-посадочной механизации были рассмотрены варианты предкрылков и закрылков с щелями, соответствующими натурным, и увеличенными в 1.5 раза, с целью проверки работоспособности натурных щелей при малых чис-

лах Re . В результате испытаний полумодели со схематизированным фюзеляжем определено, что наибольшие приращения несущих свойств достигаются во взлетной конфигурации при натурных щелях на закрылках, а в посадочной — при увеличенных щелях на предкрылках и натурных щелях на закрылках (рис. 2, *b*). Данные конфигурации выбраны для последующих испытаний.

Далее полумодель была испытана с полноразмерным фюзеляжем и ГО. Полученные результаты имеют вид, характерный для современных магистральных самолетов (рис. 2, *c*). Приращение максимального коэффициента подъемной силы составляет $\Delta C_{ya \text{ max take off}} \approx 0.71$ во взлетной конфигурации и $\Delta C_{ya \text{ max landing}} \approx 1.13$ в посадочной конфигурации. Критические углы атаки близки к полученным в расчетных исследованиях.

Анализ результатов испытаний полумодели с механизацией при изменении числа Re от $0.19 \cdot 10^6$ до $0.56 \cdot 10^6$ демонстрирует степенную зависимость максимального коэффициента подъемной силы $C_{ya \text{ max}}$ от числа Re (рис. 3). Это позволяет оценить возможные значения

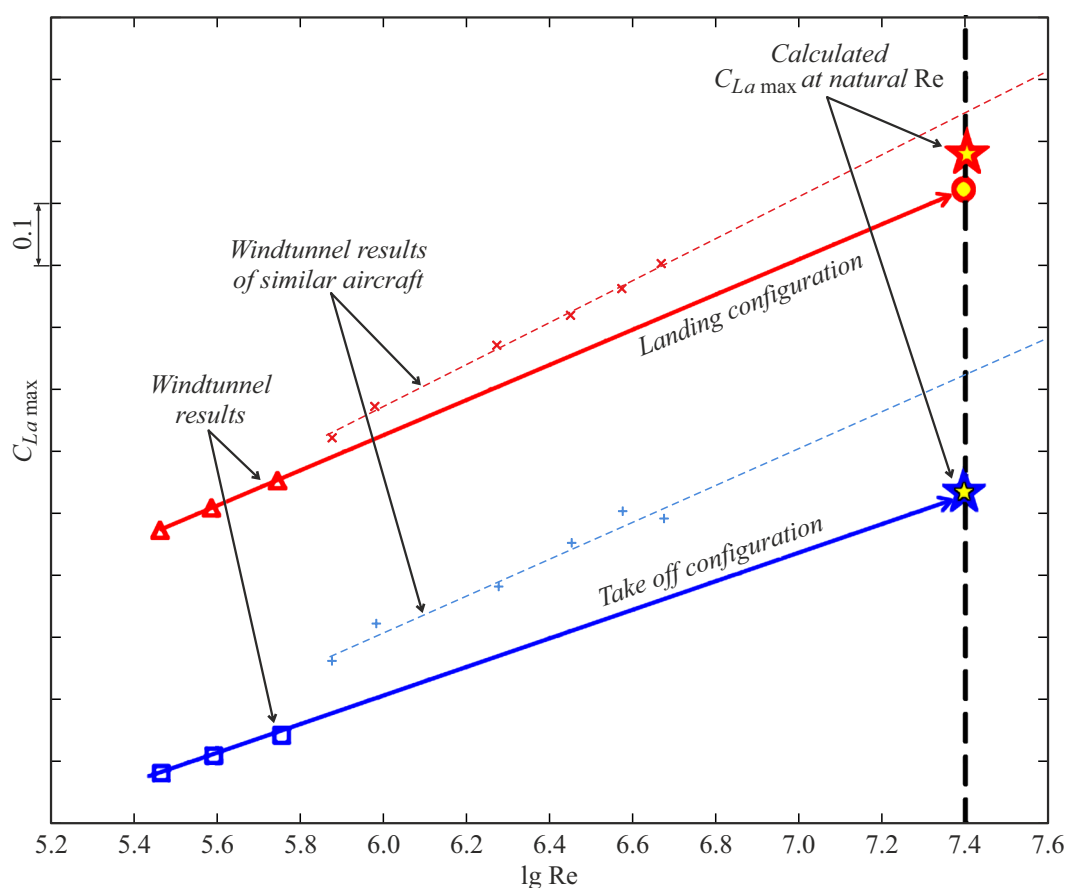


Рис. 3. Оценка натуральных значений $C_{ya \max}$ и сравнение с расчетом.

$C_{ya \max}$ при натурном числе $Re \approx 25 \cdot 10^6$. Данные результаты хорошо согласуются с расчетными значениями $C_{ya \max}$, полученными на спроектированной взлетно-посадочной механизации для компоновки МС.

Конфликт интересов

Авторы заявляют, что у них нет конфликта интересов.

Список литературы

- [1] H. Strüber. *The Aerodynamic Design of the A350 XWB-900 High Lift System*. 29th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences, International Council of the Aeronautical Sciences (ICAS) (St. Petersburg, Russia, 2014)
- [2] D. Reckzeh. *Multifunctional Wing Moveables: Design of the A350XWB and the Way to Future Concepts*. 29th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences, International Council of the Aeronautical Sciences (ICAS) (St. Petersburg, Russia, 2014)
- [3] К.П. Петров. *Аэродинамика элементов летательных аппаратов* (Машиностроение, М., 1985), с. 125.
- [4] В.В. Вожаев, А.И. Волков, А.А. Крутов, Е.А. Пигусов. Полет. Общероссийский научно-технический журнал, **1–2**, 43 (2023).