

Proc. of the European Congress on Computational Methods in Applied Sciences and Engineering ECCOMAS, July 24–28, 2004, Jyväskylä, Finland. P. 83-89.

3. Долотовский, А.В. Методы увеличения максимальной подъемной силы крыла самолета на взлетно-посадочных режимах при помощи специальных устройств / Долотовский А.В., Терехин В.А., Шевяков В.И., Бабулин А.А., Чернов Ю.П. // Материалы 31-й Науч.-техн. конф. по аэродинамике, 29–30 окт. 2020, Парк-отель «Яхонты», ЦАГИ. 2020. С. 92–93.

УДК 533.69.048

**Чеснаков А.В.**

## **МЕТОДИКА РАСЧЕТА ПОЛЯРЫ КРЫЛА НА БАЗЕ ПРОГРАММНОГО ПАКЕТА XFLR5**

Экспериментальное нахождение аэродинамических характеристик является затратным процессом. Поэтому актуальным является поиск рациональных расчётных методов.

Моделирование обтекания тел воздухом для расчёта аэродинамических характеристик использует разнообразное программное обеспечение, некоторые разновидности которого отсутствуют в свободном доступе. На сегодняшний день наиболее распространёнными являются такие программы как ANSYS, XFOIL, XFLR5, AirShaper, FlowVision и другие.

В данной работе использовался свободно распространяемый программный пакет XFLR5, в котором присутствует функционал работы с профилями, моделями и нахождение их аэродинамических характеристик с помощью методов особенностей.

Известно множество статей, посвящённых использованию XFLR5 для выбора лучшего профиля и нахождения его аэродинамических характеристик [1, 2]. Однако крайне малое количество статей, в которых присутствует сравнение с экспериментом и косвенное упоминание о верификации расчётных методов [3].

Целью данной работы является исследование представленных в программном пакете XFLR5 разновидностей метода особенностей для расчёта аэродинамических характеристик крыла.

Программный пакет XFLR5 имеет в своём распоряжении 4 метода расчёта аэродинамических характеристик. Теория несущей линии (LLT – метод) используется только для расчётов аэродинамических характеристик крыла. Методы вихревой решётки VLM-1 и VLM-2 используют для расчёта характеристик летательных аппаратов П-образные и круговые вихри, распределённые по средней поверхности крыла. Метод 3D панелей (3D panels) моделирует обтекание тела

суммой источников и стоков, распределённых по верхней и нижней поверхностям крыла [4]. Так как все методы используют разные способы расчёта аэродинамических характеристик, то и результаты получаются различными.

В данной работе проведена верификация всех предлагаемых XFLR5 методов посредством сравнения полученных в расчётах результатов с экспериментальными данными из справочника ЦАГИ [5]. Расчёты проводились на 3D модели крыла, созданной в XFLR5, с профилем Clark-YH 11%, параметры которого были взяты из справочника [5]. Размах крыла составлял 2,5 м и хорда 0,5 м, скорость потока также соответствовала условиям эксперимента. Таким образом обеспечивалось соответствие чисел  $Re = 1.7 \cdot 10^6$ .

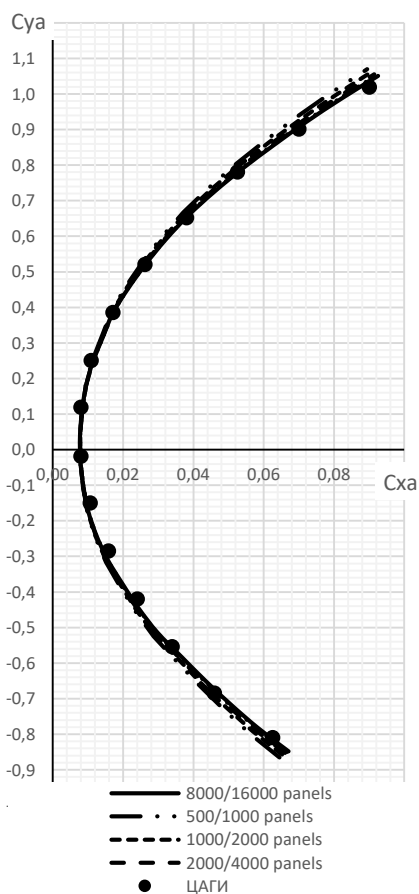


Рис. 1. Влияние количества панелей сетки на результаты расчета поляры

В результате сравнения экспериментальных и расчётных данных оказалось, что подъёмная сила наиболее точно согласуется с экспериментальными данными в методе VLM-2, а сила лобового сопротивления в методе 3D panels. Исходя из этого, для построения поляры было решено брать значения коэффициента подъемной силы из VLM-2, а коэффициент лобового сопротивления из метода 3D panels. В итоге была получена поляра с наименьшей погрешностью коэффициента отвала поляры по сравнению с полярами, построенными только в рамках отдельно взятых методов, предлагаемых программой XFLR5. Это можно увидеть на рис. 1. Далее будем называть данную методику смешанной методикой расчёта.

Следующим шагом стал выбор оптимального количества панелей в XFLR 5 для этой же модели, так как оно влияет не только на точность расчётов, но и на время проведения этих расчётов. Результаты представлены на рис. 2. Полученная методика апробировалась на трёх сериях профилей: В, D-2 и RAF-38. Для каждого профиля были взяты по три толщины, аэродинамические характеристики которых приведены в [5]. Параметры крыльев, смоделированных в XFLR5, полностью идентичны параметрам крыльев в [5]. Наименьшая погрешность была получена по смешанной методике.

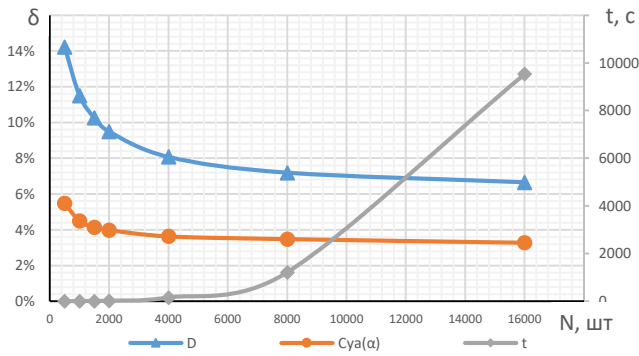


Рис. 2. Погрешность расчетов

$D$  – погрешность расчета коэффициента отвала поляры,  $C_{ya}(\alpha)$  – погрешность расчета производной  $C_{ya}^{\alpha}$ ,  $t$  – время расчета

физических моделей этих крыльев в аэродинамической трубе ТЗ Самарского университета. Первая исследованная модель – прямоугольное крыло с размахом 0,45 м и хордой 0,15 м, что соответствует удлинению, равному 3.

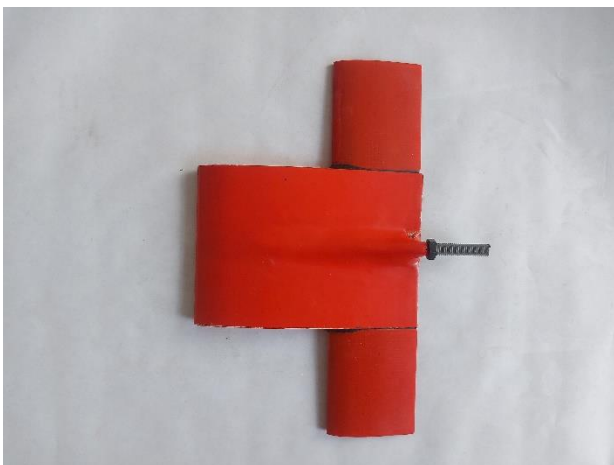


Рис. 3. Составное крыло

лось, что наименьшая погрешность была получена по смешанной методике.

Предложенная смешанная методика расчета аэродинамических характеристик крыла с использованием программного пакета XFLR5 позволяет получить лучшее согласование между расчетными и экспериментальными данными, чем отдельно взятые методы в пакете XFLR5. Эта методика расчета может использоваться для проведения предварительных расчетов в процессе аэродинамического проектирования ЛА.

Как видно из рисунка наиболее рационально использовать модели с 6000 панелей, так как это уже даёт вполне адекватные погрешности без сильного роста времени расчетов.

Следующим шагом изучалась работоспособность методики на примере сложного крыла в плане. Данная апробация методики проводилась для двух моделей крыльев, экспериментальные характеристики которых были получены в результате исследования физи-

Вторая модель – составное крыло с размахом 0,24 м. Хорда центроплана составляет 0,144 м, консолей – 0,058 м, средняя аэродинамическая хорда 0,094 м, удлинение 2,5. Форма крыла в плане представлена на рис. 3. Характеристики этой модели также были рассчитаны в XFLR5 всеми предлагаемыми методиками. После сравнения экспериментальных и расчетных данных оказа-

## Библиографический список

1. Joseph Daniel S. Performance Analysis of Asymmetrical airfoil for Subsonic flight using XFLR5 software // International Journal of Progressive Research in Science and Engineering 2020 Volume-1, Issue-8
2. D. Marten, G. Pechlivanoglou, C.N. Nayeri, C.O. Paschereit Integration of a WT blade design tool in XFOIL/XFLR5 M.: TU-Berlin HFI 2010
3. Dong-Hee Kim Joon-Hee Lee Ho-Yon Hwang. Aerodynamic Analysis, Required Power and Weight Estimation of a Compound (Tilt rotor + Lift + Cruise) Type eVTOL for Urban AirMobility using Reverse Engineering Techniques // Journal of Advanced Navigation Technology 2021 Vol. 25, No. 1. P. 17-28.
4. [http://paul.chavent.free.fr/xflr5/Guidelines\\_v604\\_en.pdf](http://paul.chavent.free.fr/xflr5/Guidelines_v604_en.pdf)
5. Б. А. Ушаков, П. П. Красильщиков, А. К. Волков, А. Н. Гржегоржевский Атлас аэродинамических характеристик профилей крыльев // Издание БНТ НКАП при ЦАГИ 1940.