

РАСЧЕТ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК КРЫЛА МЕТОДОМ ОСОБЕННОСТЕЙ

А.В. Чеснаков

Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королева, Самара, Россия

Обоснование. Экспериментальное нахождение аэродинамических характеристик — сложный и затратный, как в плане времени, так и финансов. Поэтому актуален — поиск рациональных расчетных методов.

Моделирование обтекания тел воздухом для расчета аэродинамических характеристик является весьма сложной задачей, поэтому и программное обеспечение, применяемое для этих целей, оказывается зачастую крайне сложным и комплексным продуктом, некоторые разновидности которого не находятся в свободном доступе. Несмотря на это, в сфере данного программного обеспечения существует выбор среди доступных инструментов, как например ANSYS, XFOIL, XFLR5, AirShaper, FlowVision и т. д. Однако у всего данного программного обеспечения есть свои специфические особенности.

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 расчетов, основанных на методе особенностей.

Известно множество статей, посвященных теме использования XFLR5 в целях выбора лучшего профиля, для различных задач и нахождения аэродинамических характеристик [1, 2]. Однако крайне малое количество статей, в которых присутствует сравнение с экспериментом и косвенное упоминание о верификации расчетных методов [3].

Цель — исследование разновидностей метода особенностей для расчета аэродинамических характеристик крыла.

Методы. Программный пакет XFLR5 имеет в своем распоряжении 4 метода расчета аэродинамических характеристик. Теорию несущей линии (LLT-метод) применяют только для расчетов аэродинамических характеристик крыла. Методы вихревой решетки (VLM-1 и VLM-2), используют для расчета характеристик летательного аппарата П-образные и круговые вихри, распределенные по средней поверхности крыла. Метод 3D-панелей (3D panels) моделирует обтекание тела суммой источников и стоков, распределенных по верхней и нижней поверхностям крыла [4]. Поскольку все методы используют разные способы расчета аэродинамических характеристик, то и результаты получаются различными.

В данной работе была проведена верификация всех предлагаемых XFLR5 методов, посредством сравнения полученных в расчетах результатов с экспериментальными данными из справочника ЦАГИ [5]. Расчеты 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 метра и хорда 0,5 метра. В результате сравнения экспериментальных данных с расчетными получилось, что подъемная 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 принято решение взять значения коэффициента подъемной силы из VLM-2, а коэффициент лобового сопротивления из метода 3D panels. В результате была получена поляра с наименьшей погрешностью коэффициента отвала поляры, по сравнению с полярами, построенными только в рамках отдельно взятых методов, предлагаемых программой XFLR5. Далее будем называть данную методику смешанной методикой расчета.

Результаты. Полученная методика апробировалась на двух моделях крыльев, экспериментальные характеристики которых были получены в результате исследования физических моделей этих крыльев в аэродинамической трубе ТЗ Самарского университета. Первая исследованная модель — это составное крыло с размахом 0,24 метра. Хорда центроплана составляет 0,144 метра, консолей 0,058 метра, средняя аэродинамическая хорда 0,094 метра. Удлинение 2,5. Вторая модель — это прямоугольное крыло с размахом 0,45 метра и хордой 0,15 метра. Удлинение 3. Характеристики этих моделей также были рассчитаны в XFLR5 всеми предлагаемыми методиками. После обработки экспериментальных данных и получения расчетных данных из XFLR5 наименьшая погрешность была получена по смешанной методике.

Выводы. В результате проведенной работы предложена так называемая смешанная методика расчета аэродинамических характеристик крыла с использованием программного пакета XFLR5, которая позволяет получить лучшее согласование расчетных результатов с экспериментальными данными, чем отдельно взятые методы, предлагаемые пакетом XFLR5. Таким образом, выбранная методика расчета, условно названная смешанной, дает наименьшую погрешность расчетов, что позволяет использовать ее для проведения предварительных расчетов в процессе аэродинамического проектирования ЛА летательного аппарата.

Ключевые слова: XFLR5; верификация; метод особенностей; эксперимент; аэродинамика.

Список литературы

1. Daniel J.S. Performance Analysis of Asymmetrical airfoil for Subsonic flight using XFLR5 software // Int J Progressive Res Sci Eng. 2020. Vol. 1, No. 8. P. 8–11.
2. Marten D., Pechlivanoglou G., Nayeri C.N., Paschereit C.O. Integration of a WT Blade Design Tool in XFOil/XFLR5. Berlin: TU-Berlin HFI, 2010.
3. Kim D.-H., Lee J.-H., Hwang H.-Y. Aerodynamic Analysis, Required Power and Weight Estimation of a Compound (Tilt rotor + Lift + Cruise) Type eVTOL for Urban AirMobility using Reverse Engineering Techniques // J Adv Navig Technol. 2021. Vol. 25, No. 1. P. 17–28.
4. paul.chavent.free.fr [Электронный ресурс]. Xflr5. Analysis of foils and wings operating at low Reynolds numbers. Доступ по ссылке: http://paul.chavent.free.fr/xflr5/Guidelines_v604_en.pdf
5. Ушаков Б.А., Красильщиков П.П., Волков А.К., Гржегоржевский А.Н. Атлас аэродинамических характеристик профилей крыльев. Москва: БНТ НКАП при ЦАГИ, 1940. 340 с.

Сведения об авторе:

Андрей Вениаминович Чеснаков — студент, группа 3112-240304D, институт авиационной и ракетно-космической техники; Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королева, Самара, Россия. E-mail: cva-8888@mail.ru