

УДК 004.946 + 629.576

ИССЛЕДОВАНИЕ ХАРАКТЕРИСТИК КРЫЛЬЕВ С ПОМОЩЬЮ CAE-СИСТЕМ

Румянцев Никита Евгеньевич^{1,2}, инженер-конструктор 3 категории, аспирант
e-mail: rnikita00@gmail.com

¹ Центральное конструкторское бюро по судам на подводных крыльях им. Р.Е. Алексеева, Нижний Новгород, Россия

² Нижегородский государственный технический университет им. Р.Е. Алексеева, Нижний Новгород, Россия

Аннотация. В настоящее время математические модели и способы автоматизации расчётов имеют важное значение. CAE-системы существенно ускоряют и удешевляют исследования спроектированного аппарата. Одной из наиболее сложных сфер расчёта является аэрогидродинамика. CAE-системы требовательны как к мощностям вычислительных центров или компьютеров, так и к знаниям эксплуатантов. С помощью CAE-систем можно рассчитывать характеристики многих моделей с погрешностями в пределах 3-10%. В данной статье рассказывается о расчёте аэродинамических крыльев - более требовательных к вычислительным ресурсам, чем гидродинамические.

Ключевые слова: математическая модель, валидация, крыло, аэродинамика.

INVESTIGATION OF WING CHARACTERISTICS USING CAE SYSTEMS

Nikita E. Rumyantsev^{1,2}, Design engineer of the 3rd category, Doctoral Student
e-mail: rnikita00@gmail.com

¹ R.E. Alekseev Central Hydrofoil Design Bureau, Nizhny Novgorod, Russia

² Nizhny Novgorod State Technical University named after R.E. Alekseev, Nizhny Novgorod, Russia

Abstract. Currently, mathematical models and methods of automating calculations are important. CAE systems significantly accelerate and reduce the cost of research on the designed device. One of the most difficult areas of calculation is aerohydrodynamics. CAE systems are demanding both on the capacities of computing centers or computers, and on the knowledge of the operators. Using CAE systems, it is possible to calculate the characteristics of many models with errors in the range of 3-10%. This article describes the calculation of aerodynamic wings, which are more demanding on computing resources than hydrodynamic ones.

Keywords: mathematical model, validation, wing, aerodynamics.

Для создания новых проектов инженеры пользуются различными теориями, которые зарекомендовали себя наиболее надёжные. Однако область применения теории может быть

весьма ограниченной, то есть вне этой области предсказательная способность выбранной теории может быть недостаточной. Как правило, усреднённая погрешность стандартного инженерного расчёта составляет примерно 10%.

Однако даже наиболее надёжные теории нередко дают погрешность, превышающую допустимый диапазон. На рисунке 1 представлены две кривые сопротивления судна на воздушной подушке: полученная экспериментально и рассчитанная по теоретической методике. На рисунке 2 погрешность в относительных числах.

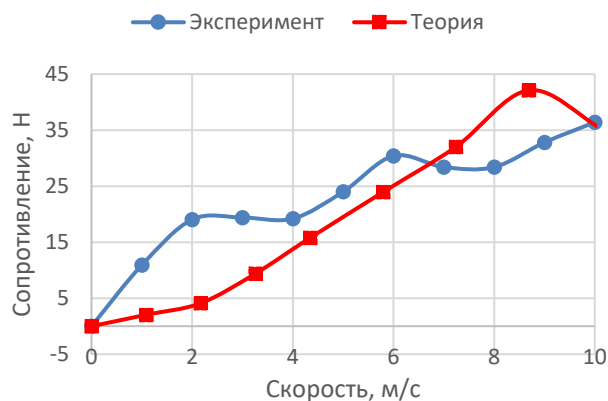


Рисунок 1 – Кривые зависимости коэффициента сопротивления от скорости, полученные экспериментально и теоретически



Рисунок 2 – Кривые зависимости коэффициента сопротивления от скорости, полученные экспериментально и теоретически

На рисунке 2 ось X соответствует значениям скорости в метрах в секунду, а ось Y соответствует погрешности в %. Погрешность рассчитывалась по формуле ниже, где $X_{\text{эксп}}$ – значения сопротивления, полученные экспериментально, $X_{\text{теор}}$ – значения сопротивления, полученные с помощью теоретического расчёта, ΔX – погрешность в процентах:

$$\Delta X = \frac{X_{\text{эксп}} - X_{\text{теор}}}{X_{\text{эксп}}} * 100\% \quad (1)$$

Поскольку экранопланы являются новым видом транспорта с менее проработанной теорией, было решено изучать аэрогидродинамические характеристики данных аппаратов

в САЕ-системах, проведя предварительно валидацию. Для решения задачи валидации был выбран эксперимент *NACA* [1, с. 30-32], в котором проводились продувки крыльев при различных числах Рейнольдса.

Было выбрано крыло *NACA4418*, удлинение крыла $\lambda=6$ (хорда 250 мм, размах 1500 мм), числа Рейнольдса составляли $Re = 250\,000$ ($\vartheta \approx 15,15 \frac{м}{с}$) и $Re = 1\,000\,000$ ($\vartheta \approx 60,6 \frac{м}{с}$), воздушная среда ($\rho = 1,225 \frac{кг}{м^3}$, $t = 15^\circ C$, $\nu = 1,506 \cdot 10^{-5} \frac{м^2}{с}$), стационарное расчёт без псевдовремени, модель турбулентности *k-w SST*.

Расчётная область имела размеры 32м x 16м x 12м (длина, ширина, высота), максимальный размер ячеек составлял 512 мм (внешняя область), а минимальная 0,0006 мм (пограничный слой вблизи модели), обеспечивая значение $y^+ \approx 1$. В таблице 1 представлены результаты расчётов САЕ-системы.

Таблица 1. Результаты расчётов САЕ-системы крыла при различных числах Рейнольдса и углов атаки

Параметры	-10	-5	0	5	10	20
<i>Re = 250 000</i>						
C_x	0,046	0,023	0,018	0,033	0,078	-
$C_{x_{CAE}}$	0,036	0,020	0,019	0,035	0,081	-
$\Delta C_x, \%$	-21,24	-12,58	4,749	5,880	3,598	-
C_y	-0,45	-0,16	0,2	0,39	0,79	-
$C_{y_{CAE}}$	-0,453	-0,137	0,216	0,547	0,904	-
$\Delta C_y, \%$	0,829	-14,55	8,254	40,37	14,48	-
C_m	-0,045	-0,15	-0,05	-0,05	-0,15	-
$C_{m_{CAE}}$	-0,081	-0,074	-0,064	-0,053	-0,136	-
$\Delta C_m, \%$	81,09	-50,93	28,38	-20,95	-8,950	-
<i>Re = 1 000 000</i>						
C_x	0,046	0,023	0,018	0,032	0,076	0,185
$C_{x_{CAE}}$	0,027	0,016	0,018	0,034	0,065	0,190
$\Delta C_x, \%$	-41,31	-28,03	1,677	7,520	-14,60	2,731
C_y	-0,45	-0,148	0,12	0,4	0,755	1,147
$C_{y_{CAE}}$	-0,416	-0,124	0,188	0,502	0,912	0,925
$\Delta C_y, \%$	-7,571	-15,86	56,88	25,50	20,84	-19,38
C_m	-0,076	-0,081	-0,085	-0,068	-0,066	-0,055
$C_{m_{CAE}}$	-0,094	-0,044	-0,055	-0,037	-0,055	-0,057
$\Delta C_m, \%$	24,08	-45,14	35,28	-45,12	-16,76	4,909

В таблице 1 C_x , C_y , C_m – коэффициенты сопротивления, подъёмной силы и момента, полученные из эксперимента [1, с. 30-32], $C_{x_{CAE}}$, $C_{y_{CAE}}$, $C_{m_{CAE}}$ – коэффициенты, полученные с помощью расчётов в САЕ-системе, ΔC_x , ΔC_y , ΔC_m – погрешности относительно эксперимента в %. Погрешности считались по следующей формуле:

$$\Delta C_x = \frac{C_{x_{CAE}} - C_x}{C_x} * 100\% \quad (2)$$

Согласно результатам других исследований тип среды расчёта влияет на точность расчёта, поскольку для разных сред требуется различная степень детализации сетки. Например, в материалах компании *Boeing* сетка для расчёта воздушных крыльев с $y^+ \approx 1$ классифицируется как грубая, расчёты выполняются на $y^+ \approx 0,2-0,3$. В таблице 2 представлен пример расчёта водного крыла *NACA 64(1)A412* при числе Рейнольдса $\approx 1\,060\,060$.



На рисунке 3 представлены сетки для воздушного крыла и для водного, результаты расчётов которых представлены в таблице 1 и таблице 2.

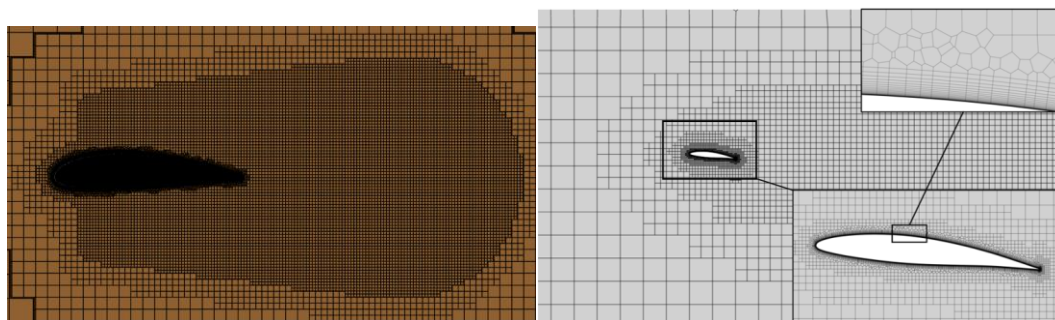


Рисунок 3 – Сетки для воздушного и водного крыла:

а) Воздушное крыло NACA4418;

б) Водное крыло NACA 64(1)A412

Таблица 2. Относительное расхождение данных при скорости 9,1 м/с в САЕ-системе крыла NACA 64(1)A412

$\alpha, ^\circ$	Подъемная сила, %	Сила сопротивления, %
6	0,94	9,77
5	2,95	7,70
4	4,96	9,70
3	3,88	0,02
2	2,47	5,87
1	1,90	12,98
0	2,56	19,65
-1	7,69	23,91
-2	7,51	16,11
-3	2,89	14,42

На основании источника [2], о эксперименте и расчётах в САЕ-системе были сделаны следующие выводы:

1) Числа Рейнольдса не превышали 1 000 000, что в [2, с. 131] классифицируется как ненадёжные опыты, так как, например, коэффициент, полученный при числах Рейнольдса при 150 000 и при 6 000 000 может различаться в 3 раза;

2) В связи с тем, что расчёты и продувки проводились на низких числах Рейнольдса, шероховатость не оказывала влияния на аэродинамику, так как над неровностями находится ламинарный слой, который предотвращает срывы потока;

3) При малых числах Рейнольдса получаются весьма разнообразные результаты [2, с. 132]: «При малых числах Рейнольдса, как показал впервые Никурадзе (в Геттингене), трение ламинарного слоя не зависит от шероховатости поверхности пока бугорки полностью погружены в ламинарный слой. По этой причине, по примеру проф. Юнкера, долгое время во всех странах строили самолёты с гофрированным покрытием. В старых трубах не обнаруживалось заметной разницы между крылом гладким и крылом с мелким гофром, выполненным достаточно точно, например из гипса, из-за малых чисел Рейнольдса»;

4) При расчёте коэффициента k_s^+ (безразмерная высота шероховатости) получаются аналогичные выводы – коэффициент меньше 2,25, то есть шероховатость не влияет на характеристики крыла и крыло ведёт себя как гидравлически гладкая поверхность;

5) При малых числах Рейнольдса высота вязкого подслоя оказывается выше пиков шероховатости, вследствие чего преобладает вязкое трение, вызванное не формой шероховатости. При больших скоростях происходит уменьшение пограничного слоя, а вместе с ним и вязкого подслоя, то есть форма шероховатости начинает оказывать влияние;

6) Было выявлено, что при малых числах Рейнольдса профиль, которые рассчитывался в САЕ-системе, подвергался принудительной ламинаризации, что повышало коэффициент подъёмной силы и снижало коэффициент сопротивления;

Ниже представлены рисунки из [2, с. 134 – 135].

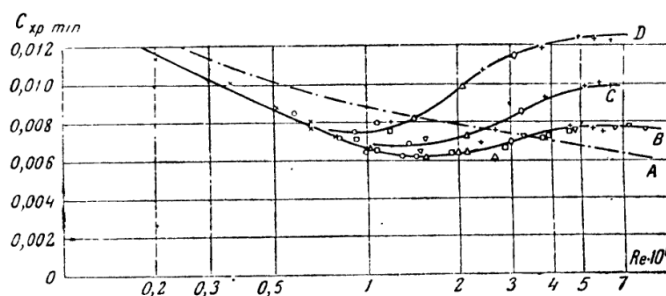


Рисунок 4 – Изменение $C_{xp min}$ в зависимости от Re и шероховатости профиля

На Рис. 14 $C_{xp min}$ – коэффициент сопротивления, Re – число Рейнольдса, **кривая A** – коэффициент сопротивления крыла с хромированной зеркальной поверхностью, **кривая B** – коэффициент сопротивление крыла с отполированной вручную поверхностью, **кривая C** – коэффициент сопротивление крыла, нижняя поверхность которого покрытая карборундовыми зёрнами диаметром 0,0025 мм, **кривая D** – коэффициент сопротивление крыла, вся поверхность которого покрытая карборундовыми зёрнами диаметром 0,0025 мм.

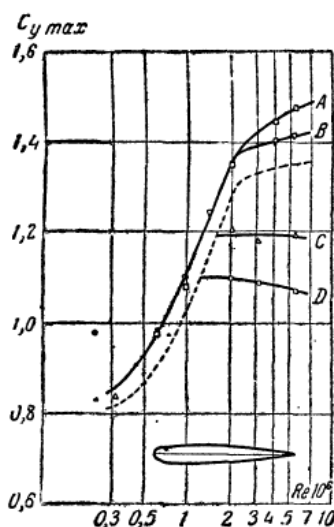


Рисунок 5 – Изменение $C_{y max}$ в зависимости от Re и шероховатости профиля

Рисунки 3 и 4 демонстрируют, что до определённых чисел Рейнольдса шероховатость крыла не влияет на лётные характеристики. В [3] более подробно описывается методики расчёта аэрогидродинамики различных объектов.

Список литературы:

1. Ostowari C., Naik D. Post-Stall Wind Tunnel Data for NACA 44XX Series Airfoil Sections. - Colorado: U.S. Department of Energy , 1985. - 172 с.
2. Юрьев Б.Н. Экспериментальная аэродинамика. - Москва: Киевская типография Оборонгиза, 1938. - 274 с;
3. Гарбарук А.В., Стрелец М.Х., Травин А.К., Шур М.Л. Современные подходы к моделированию турбулентности. - Санкт-Петербург: Издательство Политехнического университета, 2016. - 234 с.

