

Шахов М.С.

ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ОБТЕКАНИЯ КРЫЛА ЗАМКНУТОГО ТИПА

Рассматривается задача численного моделирования обтекания трёх типов изолированного крыла самолёта на основе профиля Clark YH (12%): монопланное, бипланное и замкнутое. Сужение и угол стреловидности для всех трёх моделей крыла одинаковы. CAD модели были построены в графическом модуле программы ANSYS 17.2. Геометрические параметры крыльев представлены в таблице 1.

Таблица 1 – Геометрические характеристики крыльев

Параметр	Тип крыла самолёта				
	Моноплан	Биплан		Замкнутое крыло	
		Нижнее крыло	Верхнее крыло	Нижняя часть	Верхняя часть
$l/2$, м	0,77	0,54	0,54	0,69	0,69
b , м	0,26	0,18	0,18	0,18	0,18
S , м ²	0,2	0,098	0,098	0,13	0,13
λ , для крыла	6	6		7,6	
η	1	1		1	
χ , °	0	0		0	

Расстояние между крыльями выбрано равным $1,5b$, следуя [1] и статистическим данным.

Замкнутое крыло отличается от бипланного тем, что у него есть элемент конструкции, который соединяет верхнее и нижнее крыло. Эта часть крыла выполнена на основе симметричного профиля NASA-0012 с небольшой переходной зоной к основной части крыла.

Численное моделирование производилось в пакете ANSYS Fluent. Для каждого крыла была создана расчетная сетка в программе ANSYS Meshing с общим количеством ячеек:

- моноплан – 2 509 683;
- биплан – 2 483 792;
- замкнутое крыло – 3 206 660.

Поскольку расчёты производились в условиях ограниченных компьютерных ресурсов (оперативная память позволяет проводить моделирование для сеток с общим количеством ячеек около 4 миллионов), то минимальные размеры ячеек брались одинаковыми для всех расчётных случаев.

Для расчётной области приняты следующие начальные условия:

- скорость набегающего потока – 30 м/с;
- плотность воздуха – 1,225 кг/м³;
- температура – 288,16° К.

Результаты численного моделирования представлены в таблице 2 для значений коэффициентов подъёмной силы C_{ya} , лобового сопротивления C_{xa} и аэродинамического качества крыла K . Из представленных результатов следует, что для замкнутого крыла значение производной C_{ya}^α значительно выше, в сравнении с крылом моноплана и биплана. Вместе с тем, для замкнутого крыла практически для всех углов атаки значение C_{xa} выше, что приводит к падению аэродинамического качества.

Таблица 2 – Значения аэродинамических коэффициентов

α , град	Моноплан			Биплан			Замкнутое крыло		
	C_{ya}	C_{xa}	K	C_{ya}	C_{xa}	K	C_{ya}	C_{xa}	K
-5	-0,157	0,0201	-7,79	-0,125	0,0227	-5,52	-0,207	0,0326	-6,36
0	0,209	0,0182	11,49	0,186	0,0232	8	0,213	0,028	7,62
5	0,585	0,0342	17,1	0,509	0,0368	13,8	0,641	0,046	13,9
10	0,914	0,0687	13,3	0,79	0,0708	11,1	1,02	0,0844	12,03
15	1,0016	0,148	6,79	0,892	0,134	6,64	1,16	0,161	7,2
20	0,923	0,264	3,49	0,95	0,249	3,82	0,885	0,232	3,81
25	–	–	–	0,91	0,371	2,45	–	–	–

Бипланное крыло имеет более плавную и затяжную область срыва потока (рис. 1). Максимальное значение коэффициента подъёмной силы бипланного крыла несколько ниже, чем у монопланного, и значительно ниже (на 22%), чем у замкнутого крыла.

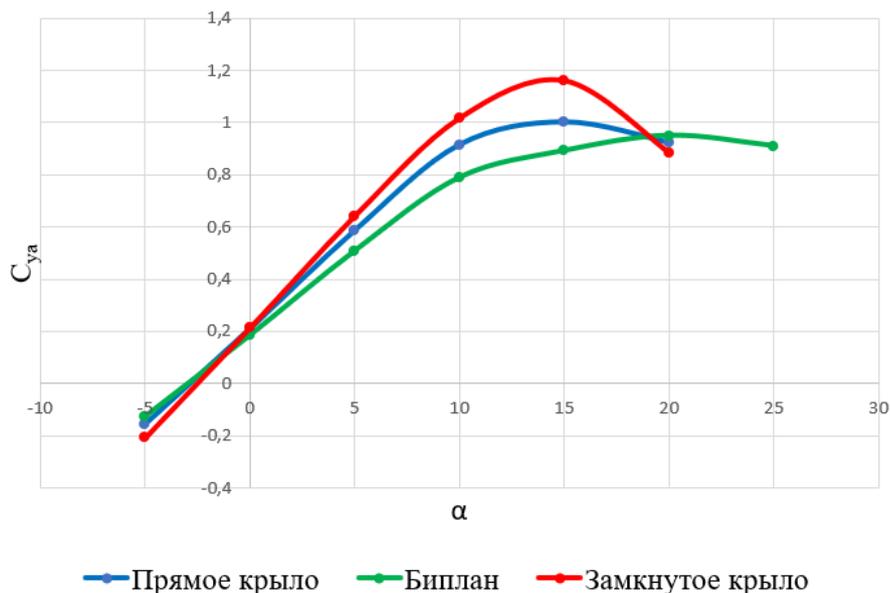


Рис. 1. Зависимость коэффициента подъемной силы крыла от угла атаки α (град)

На рис. 2 показана зависимость аэродинамического качества крыла от угла атаки. Как видно из рисунка, самым высоким качеством обладает моноплан

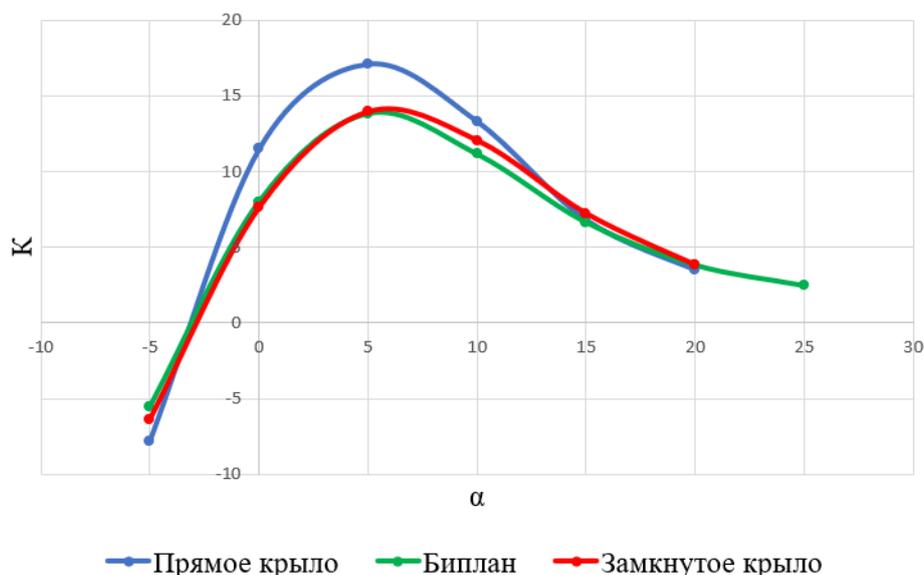


Рис. 2. Зависимость аэродинамического качества крыла от угла атаки α (град)

Из сравнения результатов для биплана и замкнутого крыла, следует, что их аэродинамическое качество практически одинаково. Различия появляются только на углах атаки более 10° – в области окончания линейного участка зависимости $C_{ya}(\alpha)$.

По результатам данной работы можно сделать несколько выводов. Замкнутое крыло имеет определённые преимущества в сравнении с монопланом. В частности, крыло данного типа имеет более высокое значение производной C_{ya}^α . При этом, в сравнении с монопланом, замкнутое крыло имеет более высокий коэффициент лобового сопротивления и меньшее значение максимального аэродинамического качества. Крыло данного типа также сложнее в изготовлении, как с конструктивной точки зрения, так и с технологической. Остаётся неясным вопрос по выбору оптимальной формы переходной области, соединяющей нижнюю и верхнюю части крыла. Существует также вариант соединения крыла с оперением (при виде сверху конструкция крыла будет напоминать ромб).

Библиографический список

1. Салманов Э.Г. Исследование подъемной силы двойного крыла бесконечного размаха с профилем NASA-0012 в зависимости от хорды и вертикального интервала в пакете ANSYS CFX // Современные научные исследования и инновации. – 2016. – № 8 (64).