

УДК 629.7.025.73

Я.С.Козей , Д.И.Туграк , В.В.Сухов

ОЦЕНКА АЭРОДИНАМИКИ ПРОФИЛЯ С ИЗМЕНЯЮЩЕЙСЯ КРИВИЗНОЙ

Введение

Применение адаптивного крыла (АК) в современных конструкциях самолета является одним из эффективных решений, позволяющих улучшить взлетно-посадочные характеристики летательного аппарата [1,2].

Существующие конструкции адаптивных крыльев достаточно сложны, что затрудняет их реализацию в малоразмерных беспилотных летательных аппаратах (БЛА) [4]. В тоже время тенденция развития беспилотной техники требует поиска новых технических решений, позволяющих реализовать преимущества адаптивного крыла.

Постановка задачи

Одним из вариантов реализации адаптивного крыла является крыло с изменяемой кривизной профиля. Изменение кривизны профиля позволяет изменять картину распределения давления по крылу, а значит регулировать значения аэродинамических сил и моментов. Предлагается изменять кривизну профиля путем механической деформации нижней поверхности.

Целью работы является оценка характера изменений аэродинамических параметров профиля в зависимости от кривизны нижней поверхности и точности ее формирования.

Результаты исследования

Исследование влияния кривизны профиля. Исследования проведены при следующих условиях: скорость полета аппарата $V = 20$ м/с, высота полета $H = 100$ м, хорда крыла $b = 20$ см, базовый профиль НАСА69 (рис. 1).

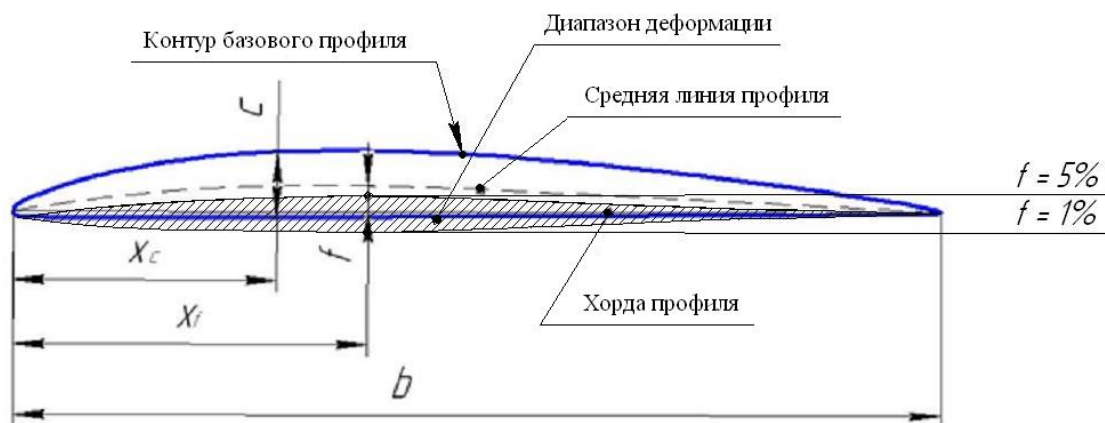


Рис. 1. Аэродинамический профиль НАСА69:

\tilde{N} – максимальная относительная толщина ($C = 7,5\%$);

f – относительная вогнутость ($f = 3\%$);

X_c – координата относительной толщины ($X_c = 30\%$);

X_f – координата относительной вогнутости ($X_f = 40\%$)

Путем изменения относительной вогнутости профиля в диапазоне от 1% до 5%(с шагом 0,4%) и используя программную среду Profili2.30aPro

[<http://www.profil2.com>] были получены одиннадцать расчетных профилей, параметры которых приведены в табл. 1.

Таблица 1

Основные характеристики расчетных профилей

Расчетный номер профиля	Относительная вогнутость профиля, %	Относительная толщина профиля, %
1	5	3,5
2	4,6	4,3
3	4,2	5,1
4	3,8	5,9
5	3,4	6,7
6(базовый)	3	7,5
7	2,6	8,3
8	2,2	9,1
9	1,8	9,9
10	1,4	10,7
11	1	11,5

$X_{\bar{f}}$ и X_c^- , а также верхняя образующая профиля оставались неизменными.

Эффективность полученных профилей (табл. 1) оценивалась по величине коэффициента подъемной силы в зависимости от угла атаки. Расчет проведен с использованием программной среды XFOIL5.94. (виртуальная аэродинамическая труба) [<http://www.xflr5.com>]. Результаты исследования представлены на рис. 2. ,

Путем преобразования данных (рис.2) по зависимости $\Delta C_y(\alpha_i) = (C_{y.B}(\alpha_i) - C_{y.H}(\alpha_i)) \cdot 100\%$ были получены значения диапазона изменения подъемной силы от угла атаки (рис. 3).

Полученные данные показывают, что с изменением относительной вогнутости от 1% до 5% можно добиться вариации коэффициента подъемной силы в диапазоне от 0 до 30% на углах атаки от -5^0 до 5^0 .

Исследование точности выполнения контура профиля. Оценка влияния степени точности выполнения контура на изменение аэродинамических характеристик проведена на примере двух профилей, представленных на рис. 4, с использованием программной среды XFOIL5.94.

Зависимость $\Delta C_y(\alpha)$ для рассматриваемых профилей представлена на рис. 5.

Полученные данные свидетельствуют, что имея всего три точки излома нижней поверхности при хорде $b = 200$ мм можно получить максимальное изменение подъемной силы ($\Delta C_y = 30\%$), отличающееся от теоре-

тического на (8–10)%. Данная точность является приемлемой величиной при практической реализации предложенного метода изменения кривизны.

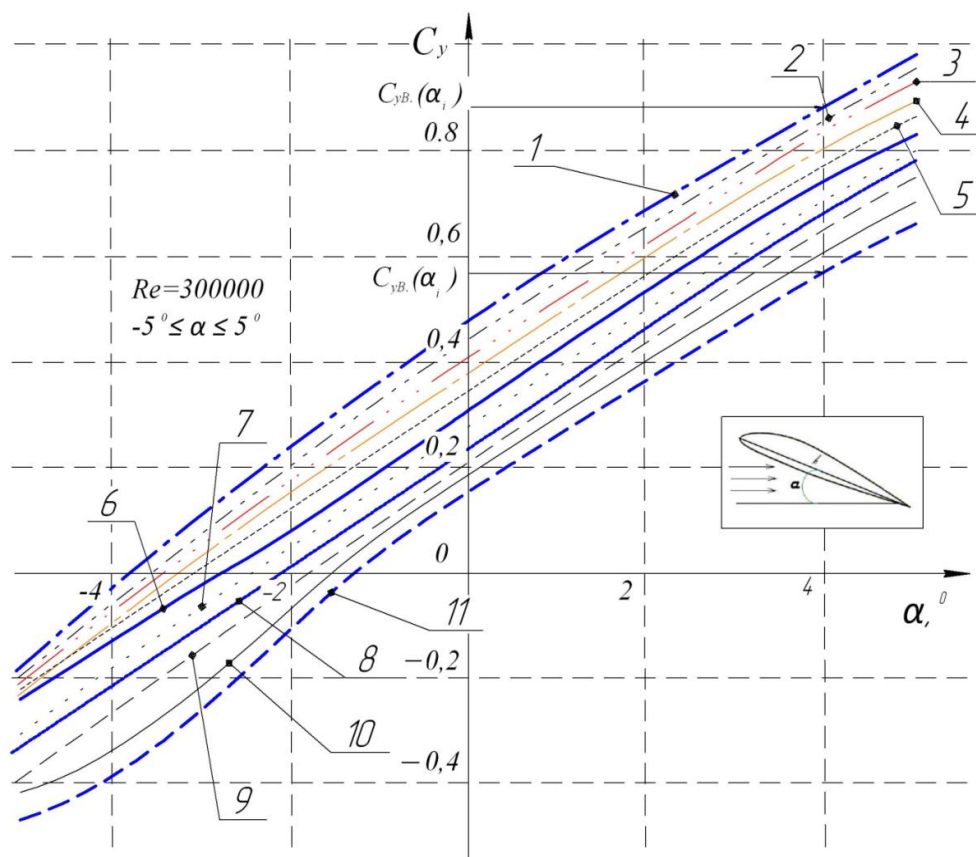


Рис. 2. Зависимость $C_y(\alpha)$ для расчетных профилей

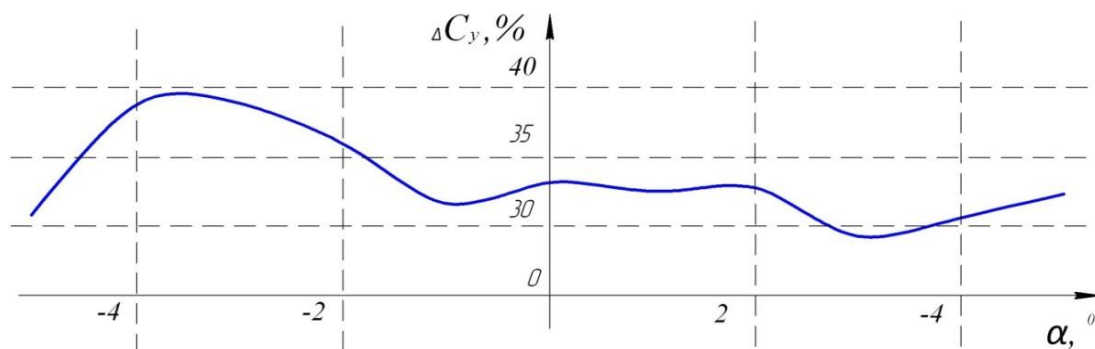


Рис. 3. График зависимости $\Delta C_y(\alpha)$

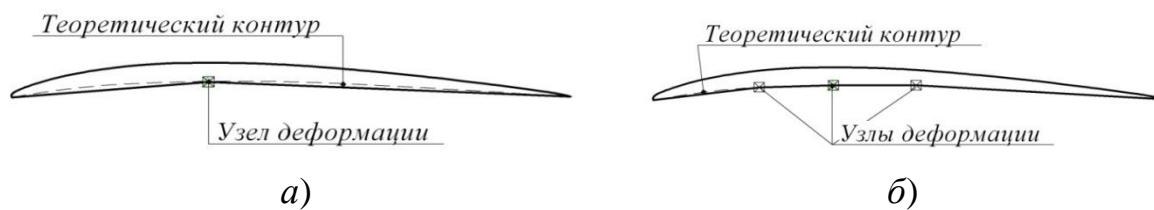


Рис. 4. Варианты практической реализации деформируемой нижней поверхности: а) с одним узлом изменения контура; б) с тремя узлами изменения контура

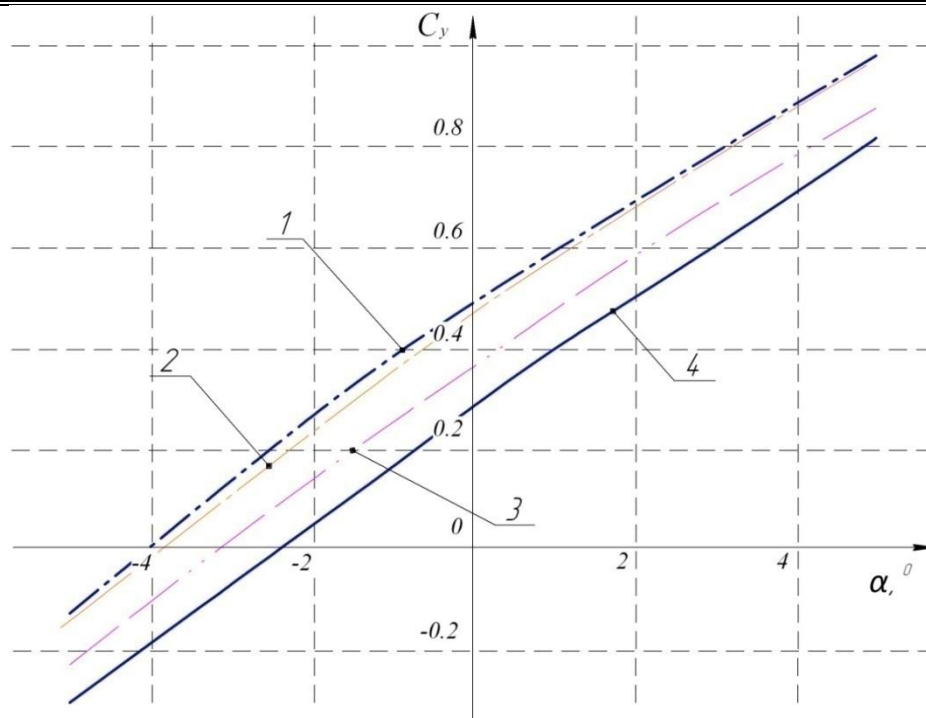


Рис. 5. Залежність коефіцієнта підйомної сили від кута атаки і форми нижньої поверхності: 1 – теоретичний профіль; 2 – профіля з одним вузлом зміни контура; 3 – профіля з трьома вузлами зміни контура; 4 – базовий профіль

Выводы

Результаты работы:

1. Предложен принцип реализации адаптивного крыла с изменяемой кривизной профиля путем деформации нижней поверхности.
2. Определено, что с изменением относительной вогнутости профиля в диапазоне от 1% до 5% можно повысить значение коэффициента подъемной силы на 30-40%.
3. Для практической реализации предложенного принципа достаточно иметь три точки излома нижней поверхности. При этих условиях значения диапазона изменения коэффициента подъемной силы отличаются от теоретического контура в пределах удовлетворительной для практики точности (8-10%).

Дальнейшие работы по данной теме следует проводить в направлении исследования возможности применения данного принципа для поперечного управления самолетом.

Список использованной литературы

1. Колесников Г. А. Аэродинамика летательных аппаратов [Текст] // Г. А. Колесников /– М. : Машиностроение, 1969. – 224 с.

2. *Торенбик Э.* Проектирование дозвуковых самолетов [Текст] //Э. Торенбик / – М. : Машиностроение, 1983. – 648 с.
3. *Щуп Т.* Решение инженерных задач на ЭВМ [Текст] // Т. Щуп/ – М. : Мир, 1985. – 235 с.
4. *Лебедев А. А.* Аэромеханика самолета [Текст] // А. А. Лебедев/ – М. : Государственное издательство оборонной промышленности, 1955 – 471 с.