

УДК 533.64

О. Л. Лемко, И. В. Король

## МЕТОДИКА ПАРАМЕТРИЧЕСКИХ ИССЛЕДОВАНИЙ РАСЧЕТНОЙ МОДЕЛИ ПЕРВОГО ПРИБЛИЖЕНИЯ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА С АЭРОСТАТИЧЕСКОЙ ПОДДЕРЖКОЙ

### Вступление

На фоне ухудшения экологического состояния планеты и исчерпания ресурсов нефти, необходимости увеличения объема транспортных перевозок, содержания дорогой инфраструктуры для обеспечения полетов классической авиации [1], ученые ведущих стран мира, конструкторы, специалисты различных отраслей уделяют пристальное внимание летательным аппаратам (ЛА) легче воздуха. Эти ЛА потребляют гораздо меньше топлива, чем самолеты и вертолеты одинаковой с ними грузоподъемности, способны транспортировать тяжелые крупногабаритные грузы на тысячи километров, совершать посадки на неподготовленные площадки или зависать на длительное время с грузом при проведении строительно-монтажных работ. Кроме того, они обеспечивают существенное повышение безопасности полета при их эксплуатации. Классические аэростаты и дирижабли, использующие только аэростатическую подъемную силу, в настоящее время применяются в различных областях техники довольно ограниченно, однако область их использования постоянно расширяется [2].

Одним из перспективных типов развития дирижаблей являются ЛА с аэростатической поддержкой (гибридные дирижабли) [2], использующие два принципа создания подъемной силы: аэродинамическую и аэростатическую. Они смогут вобрать в себя самые лучшие качества самолета (скорость), дирижабля (большую грузоподъемность и дальность полета), и вертолета (возможность осуществления короткого или вертикального взлета и посадки).

Для образования аэродинамической подъемной силы ЛА необходимо только крыло. Все другие агрегаты ЛА, не участвующие в создании подъемной силы желательно располагать внутри крыла. Поэтому для дальнейших исследований была выбрана аэродинамическая схема «летающее крыло». Такая схема наиболее рациональна для использования аэростатической силы подъемного газа, расположенного внутри крыла [3].

Очевидно, что при создании дополнительной аэростатической силы таких ЛА, чем больше относительная толщина сечений крыла, а, следовательно, и объем подъемного газа внутри оболочки, тем больше суммарная подъемная сила. Однако при увеличении относительных толщин сечений крыла будут возрастать и аэродинамические силы сопротивления. Поэтому возникает необходимость в проведении параметрических исследований по определению влияния увеличения относительной толщины профиля ЛА с

аэростатической поддержкой на его аэродинамические характеристики и выбору оптимальных значений относительной толщины профилей крыла.

### Постановка задачи

Для решения поставленной задачи в работе использована методика расчета аэродинамических характеристик ЛА в параметрах подобия [3], которая позволяет оценить изменение аэродинамических характеристик крыла произвольной формы в плане с линейными кромками. Необходимо определить оптимальную компоновку крыла и его аэродинамические характеристики с точки зрения использования дополнительной аэростатической силы подъемного газа, заключенного во внутреннем объеме крыла.

### Геометрические и аэродинамические характеристики расчетной модели крыла первого приближения

За основу модели выбрано трапецевидное крыло, три проекции и внешний вид которого показаны на рис. 1.

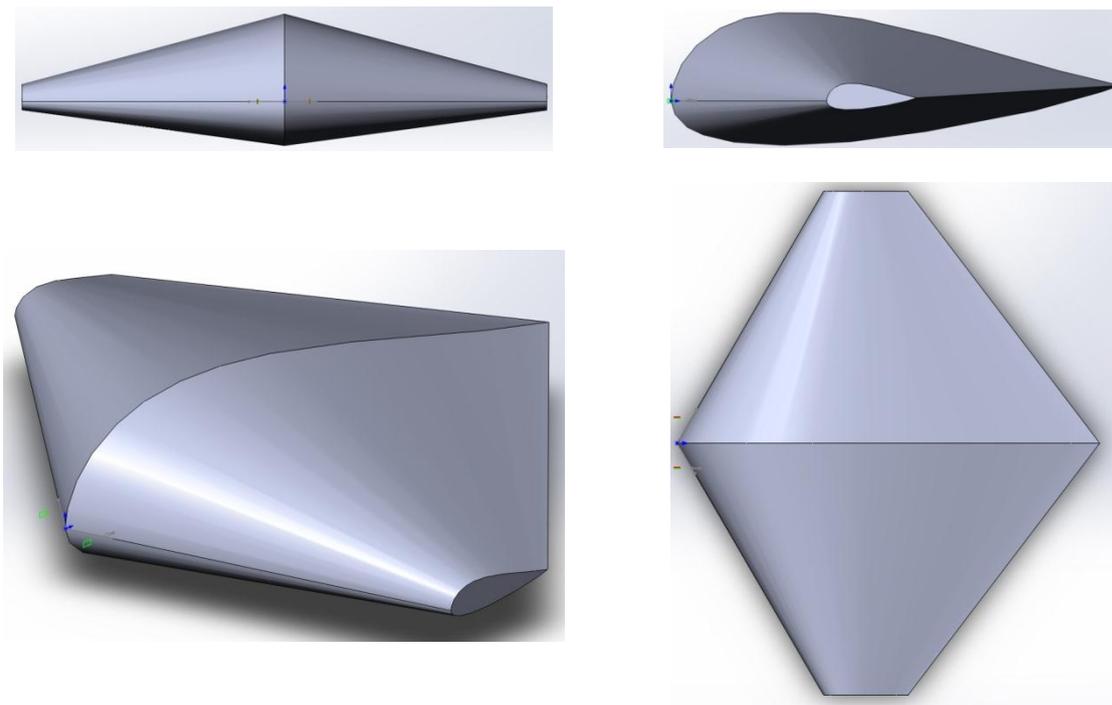


Рис. 1. Расчетная модель крыла

В расчетной модели изменялась только относительная толщина профилей, из которых набрано крыло, причем для каждого конкретного крыла использовалась серия профилей *D-2* ЦАГИ [4] различной относительной толщины:  $\bar{c} = 8\%$ ,  $11\%$ ,  $14\%$ ,  $20\%$ ,  $23\%$ ,  $25\%$  и  $30\%$ .

Размах крыла, его площадь и сужение оставались постоянными. Габаритные размеры и относительные толщины продольных сечений расчетной модели приведены на рис. 2.

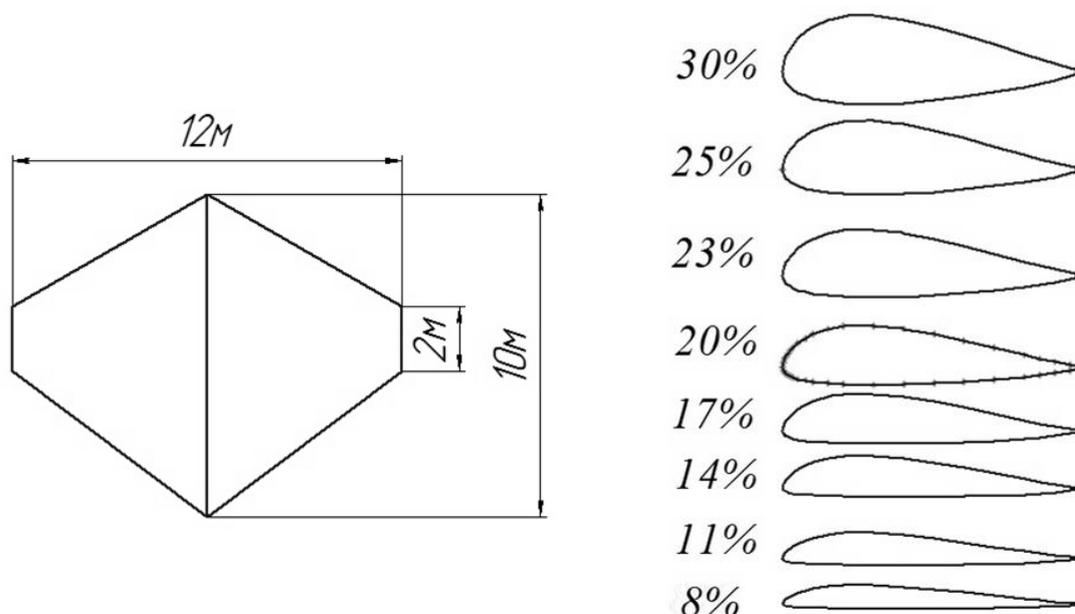


Рис. 2. Габаритные размеры и относительные толщины профилей расчетной модели крыла

Расчет производился по методике [5], которая позволяет получить следующие аэродинамические характеристики:

- производную коэффициента подъемной силы по углу атаки  $c_y^\alpha$  ЛА;
- зависимость коэффициента подъемной силы от угла атаки  $c_y(\alpha)$  ЛА;
- зависимость коэффициента лобового сопротивления от подъемной силы  $c_x = f(c_y)$  (полюру ЛА);
- величину максимального аэродинамического качества  $K_{\max.}$ ;
- величину наивыгоднейшего угла атаки  $\alpha_{\text{нв}}$ ;
- значение наивыгоднейшего коэффициента подъемной силы  $c_{y\text{нв}}$ ;
- значение наивыгоднейшего коэффициента лобового сопротивления  $c_{x\text{нв}}$ .

Расчет аэростатической силы проводился по известному выражению [2]:

$$F = V(\rho_{\hat{a}\hat{i}\hat{c}\hat{a}} - \rho_{\hat{a}\hat{i}\hat{c}\hat{a}}), \quad (1)$$

где  $V_{\text{об}}$  – объем оболочки,  $\rho_{\text{возд}}$  – плотность воздуха,  $\rho_{\text{вод}}$  – плотность подъемного газа (водорода).

Коэффициенты аэродинамических сил определялись по выражениям, приведенным ниже:

$$c_y = c_y^\alpha (\alpha - \alpha_0), \quad (2)$$

где  $c_y^\alpha$  – производная подъемной силы по углу атаки;  $\alpha$  – угол атаки крыла, град;  $\alpha_0$  – кут атаки нулевой подъёмной силы, град.

Производная  $c_y^\alpha$  крыла в полетном диапазоне углов атаки рассчитывалась в зависимости от геометрических параметров крыла и числа  $M$  полета по следующей формуле:

$$c_{y \delta}^\alpha = \frac{4\pi\lambda'}{\left\{ \left[ \sqrt{D^2 + (\lambda'\sqrt{1-M^2})^2} + \sqrt{D^2\xi^2 + (\lambda'\sqrt{1-M^2})^2} + \frac{4}{\eta'+1} \right] + 4 \right\}^{57,3}}, \quad (3)$$

где:  $D = \frac{4(\eta'-1)}{(\eta'+1)(1-\xi)}$ ;  $\xi = \frac{\text{tg}\chi_{\text{зг}}}{\text{tg}\chi_{\text{п}}}$ ;  $\chi_{\text{зг}}$  – угол стреловидности крыла

по задней кромки;  $\chi_{\text{п}}$  – угол стреловидности по передней кромке.

$$c_{x0} = 2c_f \cdot \eta_c, \quad (4)$$

где  $\eta_c = 1 + 3.5\bar{c}_{cp}$ ;  $c_f$  – коэффициент трения плоской пластинки.

Коэффициент индуктивности  $A$  определялся по выражению

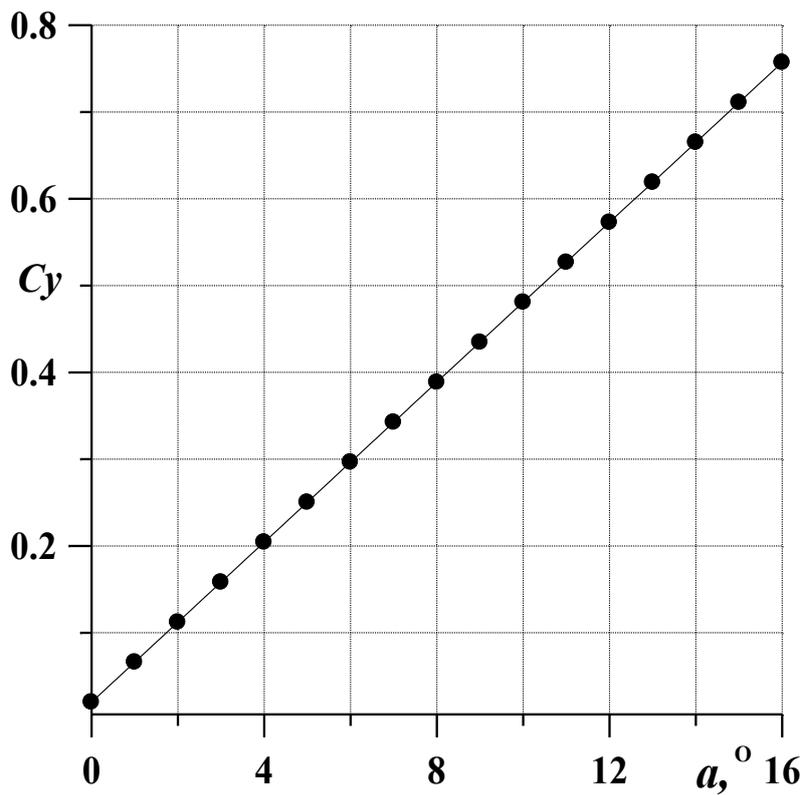
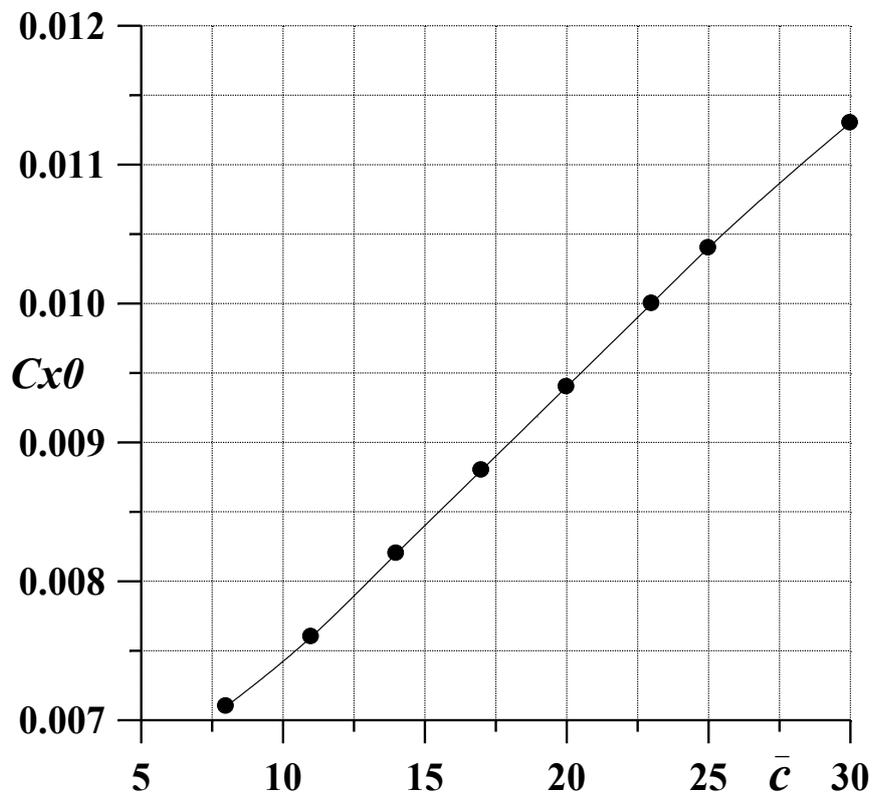
$$A = \frac{1}{\pi\lambda}. \quad (5)$$

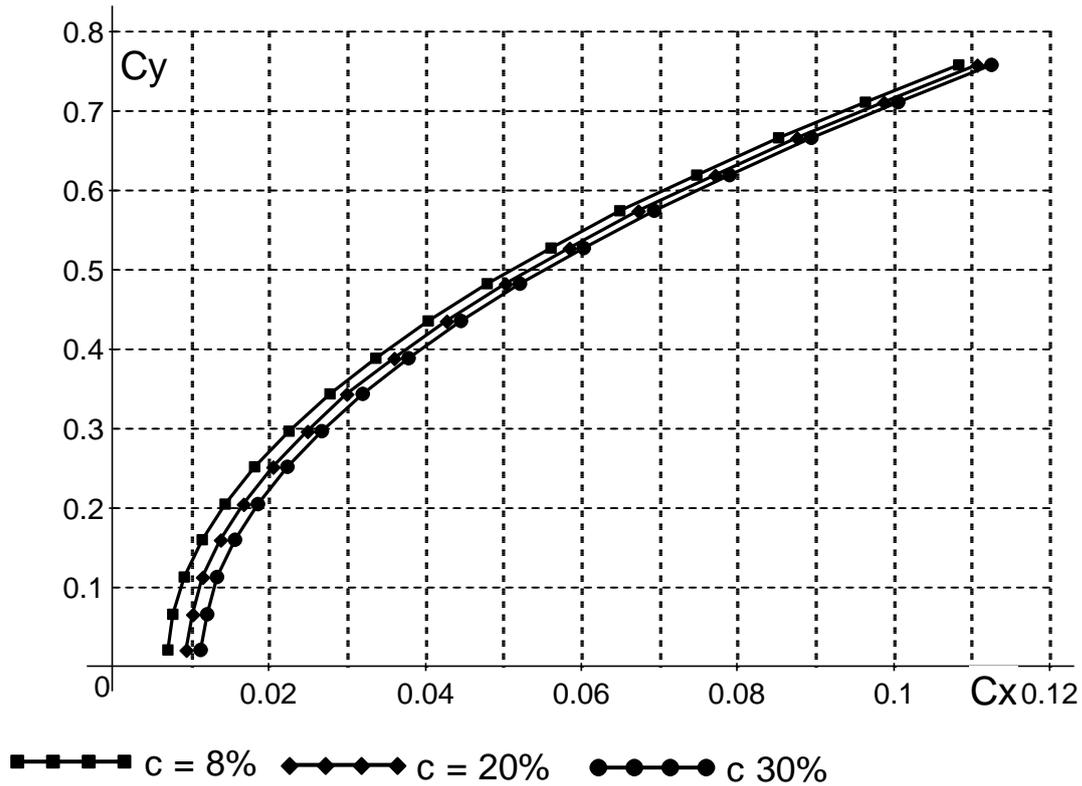
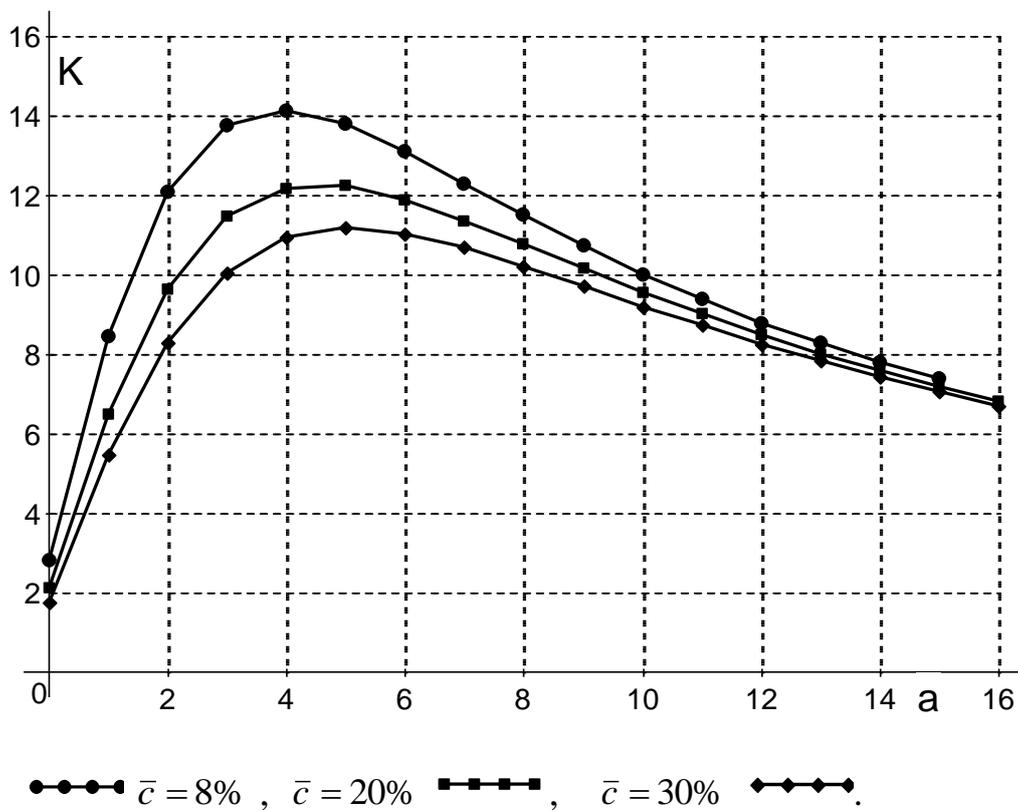
Максимальное значение аэродинамического качества характеризует аэродинамическое совершенство летательного аппарата и определяется известным соотношением [5]

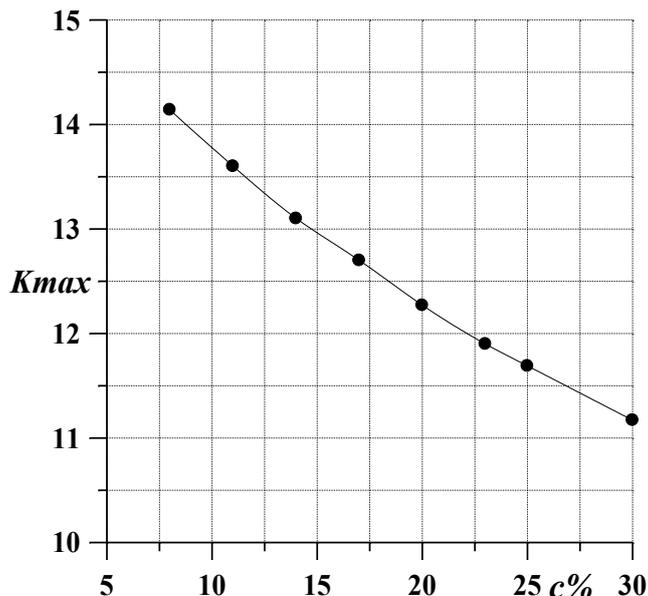
$$K_{\max} = \frac{1}{2\sqrt{c_{x0} \cdot A}}. \quad (6)$$

### Аэродинамические характеристики расчетных моделей крыла

На рис. 3...8 приведены основные результаты расчетов аэродинамических характеристик исследуемых крыльев.

Рис. 3. Зависимости  $c_y = f(\alpha)$ Рис. 4. Зависимости  $c_{x0} = f(\bar{c})$

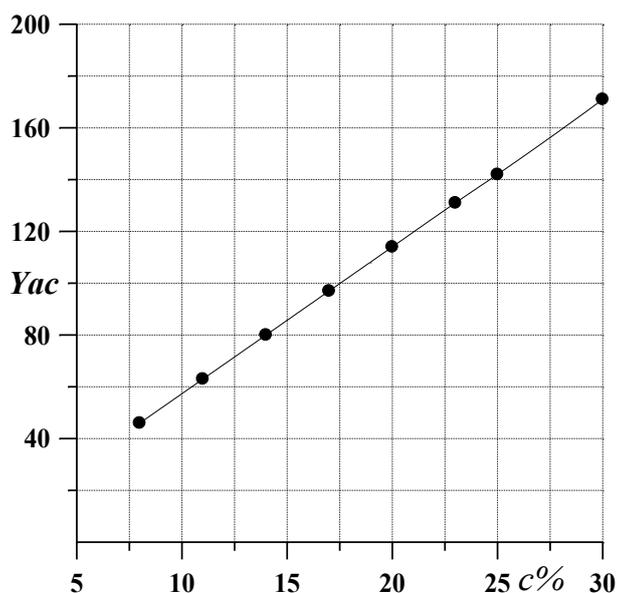
Рис. 5. Поляри крыла (зависимости  $c_y = f(c_x)$ )Рис. 6. Зависимости  $K_{max} = f(\alpha)$

Рис. 7. Залежності  $K_{max} = f(\bar{c})$ 

Аналіз результатів розрахунків показав, що характер змінення максимального аеродинамічного числа  $K_{max} = f(\bar{c})$  носить близький до лінійного характер і зменшується з збільшенням  $\bar{c}$ .

#### Аэростатические характеристики расчетных моделей крыла

На рис. 8 показана залежність  $Y_{AC} = f(\bar{c})$ . Як видно з рисунка, при збільшенні відносної товщини сечення крила, об'єм оболонки крила росте, аэростатическая підйомна сила також зростає.

Рис. 8. Залежність аэростатической сили  $Y_{AC} = f(\bar{c})$ 

Змінення коефіцієнта сумарної підйомної сили  $c_{y_{AD+AC}}$  в залежності від кута атаки приведено на рис. 9, а на рис. 10 показано, як

изменится суммарное аэродинамическое качество при относительной толщине профилей  $\bar{c} = 30\%$ .

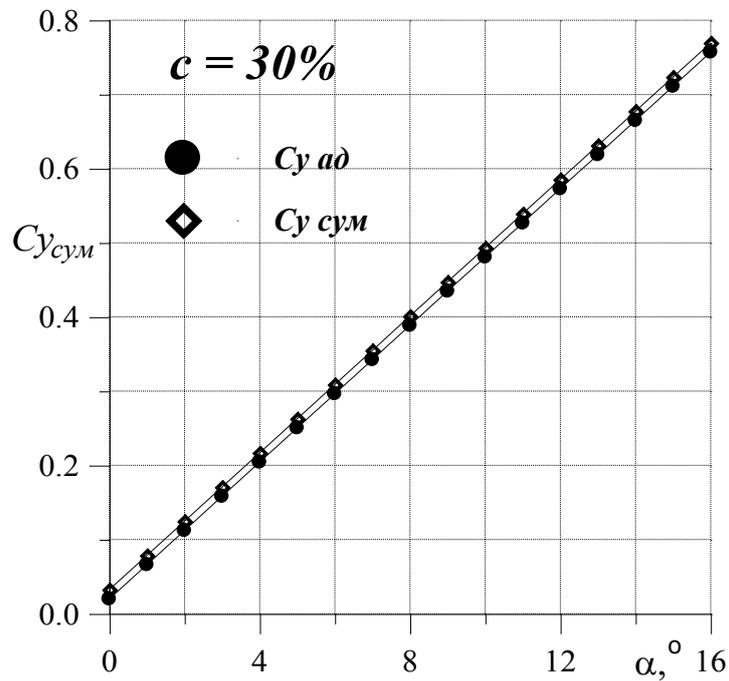


Рис. 9. Зависимость  $c_{y_{AD+AC}} = f(\alpha)$

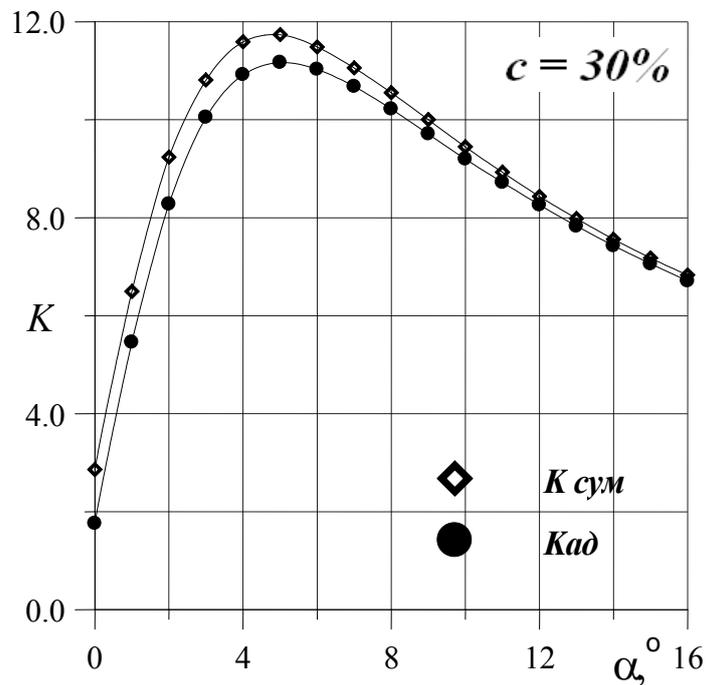


Рис. 10. Зависимость суммарного аэродинамического качества  $K_{\Sigma} = f(\alpha)$

Как показал анализ зависимостей  $K_{\Sigma} = f(\alpha)$  при  $\bar{c} = 30\%$ , максимальное аэродинамическое качество  $K_{\Sigma \max} = 12$  единицам, что соответствует такому же значению  $K_{\max}$  крыла без аэростатической поддержки при  $\bar{c} = 20\%$ .

**Выводы**

Проведен анализ изменения аэродинамических и аэростатических характеристик расчетной модели первого приближения летательного аппарата с аэростатической поддержкой от относительной толщины профиля  $\bar{c}$ . Показана целесообразность использования толстых профилей D-2 ЦАГИ для ЛА схемы «летающие крыло» с аэростатической поддержкой.

При увеличении относительной толщины профиля с 8% до 30% максимальное аэродинамическое качество уменьшается с 14 до 11 единиц, однако потери качества можно компенсировать, если заполнить внутреннюю полость крыла подъемным газом. Благодаря этому появляется дополнительная составляющая аэростатической силы. В рассмотренном примере в модели с относительной толщиной профиля 30%, аэростатическая подъемная сила составляет 171 кг.

Как показал анализ зависимостей  $K_{\Sigma} = f(\alpha)$  при относительной толщине профилей крыла  $\bar{c} = 30\%$ , максимальное аэродинамическое качество  $K_{\Sigma \max}$  соответствует 12 единицам. Такое же значение  $K_{\max}$  имеет крыло без аэростатической поддержки при относительной толщине профилей крыла  $\bar{c} = 20\%$ .

**Список использованных источников**

1. World Airways. «Read Travel Group» - New York: Wiley, 1994. — 325 p. — ISBN 0863800262
2. Броуде Б.Г. Воздухоплавательные летательные аппараты./ Б.Г. Броуде— М.: Машиностроение 1976. —137с.
3. Лемко О.Л. Аэродинамика и устойчивость летательных аппаратов схемы «Летающее крыло». Киев, НТУУ «КПИ» 2011. — 321с. — ISBN 9789666224142
4. Лемко О.Л. Аеродинамічні характеристики транспортних літаків та їх розрахунок. Навчальний посібник. К., НТУУ «КПІ» Електронне видання, 2012 р. -75 с.
5. Ушаков В.А. Атлас аэродинамических характеристик профилей крыльев. // В. А. Ушаков, П. П. Красильщиков, А. К. Волков, А. Н. Гржегоржевский/ М.: БНТ НКАП при ЦАГИ, 1940. — 339 с.