

УДК 533.64

О. Л. Лемко, И. В. Король

МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ И АЭРОСТАТИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА СХЕМЫ «ЛЕТАЮЩЕЕ КРЫЛО» С АЭРОСТАТИЧЕСКОЙ ПОДДЕРЖКОЙ

Вступление

В последние годы ученые ведущих стран мира, конструкторы, специалисты различных отраслей уделяют пристальное внимание летательным аппаратам (ЛА) легче воздуха [1]. Эти ЛА потребляют гораздо меньше топлива, чем самолеты и вертолеты одинаковой с ними грузоподъемности. Они 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, эти аппараты обеспечивают существенное повышение безопасности полета при их эксплуатации. 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].

Наиболее перспективным типом 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, вертолета и дирижабля:

- скорость;
- большую грузоподъемность и дальность полета;
- 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» [3]. Такая схема наиболее рациональна для использования аэростатической силы подъемного газа, расположенного внутри крыла.

Очевидно, что при создании дополнительной аэростатической силы ЛА с аэростатической поддержкой следует, что при одинаковом размахе крыла, чем больше относительная толщина сечений крыла, а, следовательно, и объем подъемного газа внутри оболочки, тем больше аэростатическая

подъемная сила. Однако при увеличении относительных толщин сечений крыла будет возрастать и аэродинамическое сопротивление. Поэтому возникает необходимость проведения параметрических исследований по определению влияния изменения геометрических форм ЛА с аэростатической поддержкой (удлинения, сужения, набора профилей, а также формы в плане) на его аэродинамические характеристики и определение их оптимальных значений.

Постановка задачи

Для решения поставленной задачи в работе использована методика расчета аэродинамических характеристик ЛА в параметрах подобия [4], 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 расчетных моделей ЛА

За основу расчетных моделей было выбрано трапециевидное крыло [6]. Изменение площади, удлинения и сужения крыла осуществлялось за счет центропланнх вставок (рис. 1). Целью исследований является получение оптимальных аэродинамических и аэростатических характеристик ЛА путем использования сложных в плане трапециевидных крыльев с определенным сочетанием геометрических параметров [3].

В работе предложена такая форма крыла в плане, которая позволит увеличить внутренние объемы подъемного газа, а также уменьшить потери аэродинамического качества на продольную балансировку путем выноса органов продольного и путевого управления назад по потоку [3].

За основу ЛА взято трапециевидное крыло, которое было исследовано в процессе работы по созданию аэродинамического облика ЛА с аэростатической поддержкой.

На рис. 2 показана расчетная модель ЛА.

Во всех расчетных моделях использовались крыловые профили серии D-2 ЦАГИ [5] с относительной толщиной: $\bar{c} = 30\%$.

Данный ЛА имеет корневой (передний и задний) наплыв (рис. 3), который оказывает влияние на геометрические параметры крыла и его аэродинамические характеристики.

Основные геометрические параметры ЛА можно найти по формулам, приведенным в методике [6].

Относительные площади наплывов определяются как:

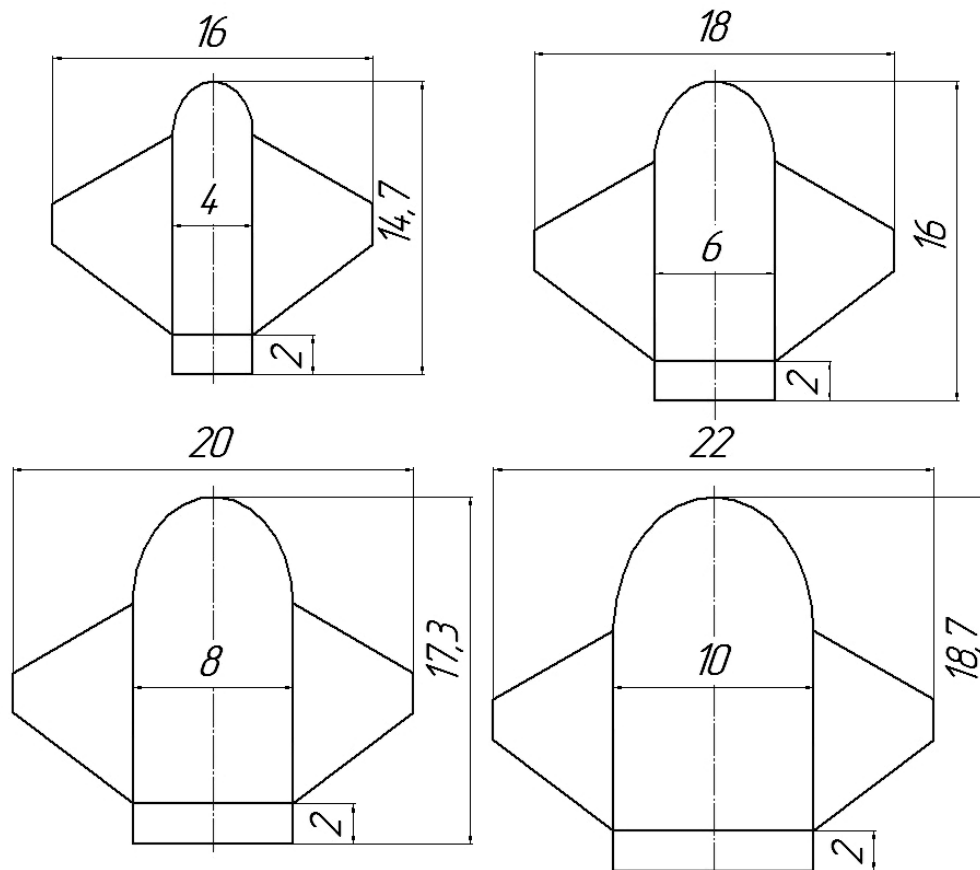


Рис. 1. Расчетные модели ЛА (вид в плане)

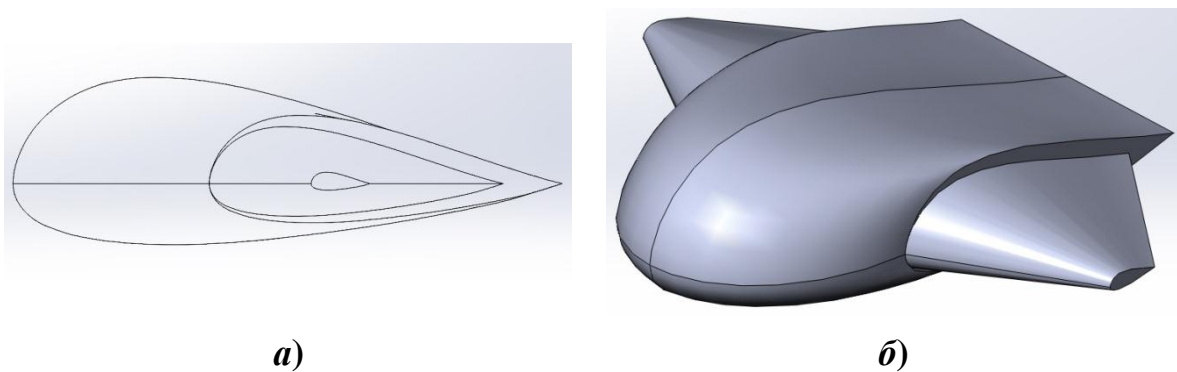


Рис. 2. Расчетная модель 4 (а – вид с боку; б – изометрический вид)

$$\bar{S}_{nn} = \frac{S_{nn}}{S_{\bar{o}}} = \bar{z}_{nn}^2 \frac{\lambda_{\bar{o}}}{4} (\operatorname{tg} \chi_{nn} - \operatorname{tg} \chi_n),$$

$$\bar{S}_{zn} = \frac{S_{zn}}{S_{\bar{o}}} = \bar{z}_{zn}^2 \frac{\lambda_{\bar{o}}}{4} (\operatorname{tg} \chi_z - \operatorname{tg} \chi_{zn}),$$

где $S_{\bar{o}}$, $\lambda_{\bar{o}}$ – площадь и удлинение базового крыла; S_{nn} , \bar{z}_{nn} , χ_{nn} – площадь, относительный размах и угол стреловидности переднего наплыва; S_{zn} , \bar{z}_{zn} , χ_{zn} – площадь, относительный размах и угол стреловидности заднего

напльва; χ_n, χ_3 – углы стреловидности базового крыла по передней и задней кромкам.

Средний угол стреловидности по передней кромке χ_{cp} для крыла с учетом подфюзеляжной части определяется следующим соотношением:

$$\chi_{cp} = \frac{\chi_1 S_1 + \chi_2 S_2}{S},$$

где χ_1, χ_2 – углы стреловидности центропланной и консольной частей крыла;

S_1, S_2 – площади центропланной и консольной частей крыла (рис. 3).

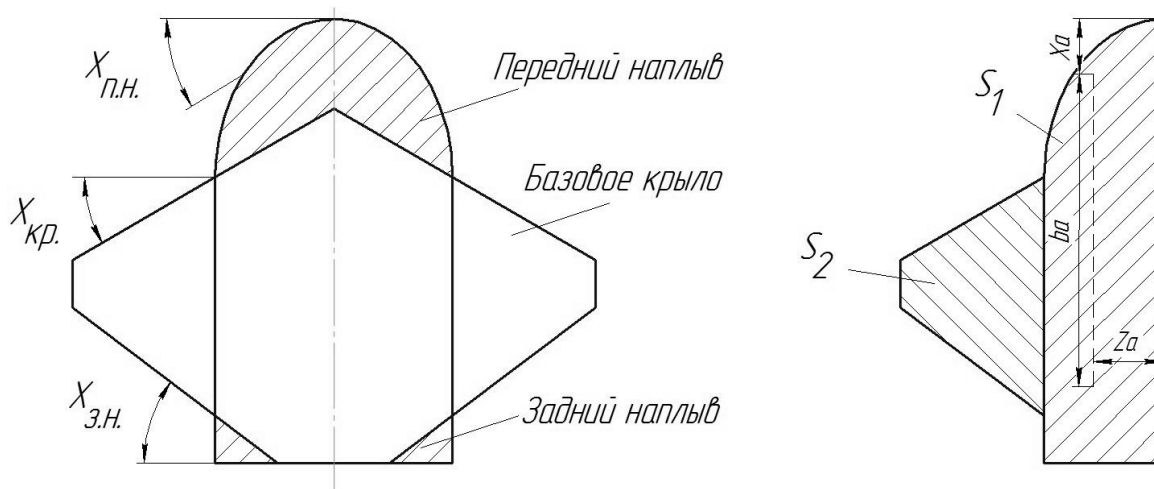


Рис. 3. Расчетные модели ЛА (вид сверху)

Средняя аэродинамическая хорда b_A крыла переменной стреловидности (рис. 3) рассчитывается по следующей формуле:

$$b_A = \frac{b_{A1} S_1 + b_{A2} S_2}{S}.$$

Координата z_A , определяющая положение средней аэродинамической хорды (САХ) крыла, вычисляется по формуле:

$$z_A = \frac{z_{A1} S_1 + z_{A2} S_2}{S},$$

координата носка САХ по оси Ox – соотношением

$$x_A = \frac{l}{6} \frac{\eta + 2}{\eta + 1} \operatorname{tg} \chi_n.$$

В аэродинамическом расчете используется также средняя геометрическая хорда

$$b_{cp} = b_{cp0} (1 + \bar{S}_{nn}).$$

Сужение центральной ходы ЛА

$$\eta = \eta_0 (1 + \bar{S}_{nn}) + \bar{S}_{nn}.$$

В табл. 1 приведены основные геометрические и объемные характеристики исследованных моделей крыльев.

Таблица 1.

параметры	модель 1	модель 2	модель 3	модель 4
Размах l , м	16	18	20	22
Площадь S , м ²	128,1	162,8	201,6	244,4
Удлинение λ	≈ 2	≈ 2	≈ 2	≈ 2
Сужение η	3,35	2,96	2,72	2,41
Объем V , м ³	248	355	484	582

Методика расчета аэродинамических и аэростатических характеристик ЛА

Расчет производился по методике [4], которая позволяет получить следующие аэродинамические характеристики:

- производную коэффициента подъемной силы по углу атаки c_y^α 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 α_{nv} ;
- значение наивыгоднейшего коэффициента подъемной силы C_{ynv} ;
- значение наивыгоднейшего коэффициента лобового сопротивления C_{xnv} .

Расчет аэростатической силы проводился по известному выражению [2]:

$$F = V_{об} (\rho_{возд} - \rho_{вод}),$$

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

Коэффициенты аэродинамических сил определялись по выражениям, приведенным ниже:

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

где c_y^α – производная подъемной силы по углу атаки; α – угол атаки крыла, град; α_0 – угол атаки нулевой подъемной силы, град.

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

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

где $D = \frac{4(\eta'-1)}{(\eta'+1)(1-\xi)}$; $\xi = \frac{\text{tg}\chi_3}{\text{tg}\chi_{II}}$; χ_3 – угол стреловидности крыла по задней кромке; χ_{II} – угол стреловидности по передней кромке.

$$c_{x0_{кр}} = 2c_f \cdot \eta_c,$$

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

Коэффициент индуктивности A определялся по выражению

$$A = \frac{1}{\pi\lambda_{эф}},$$

где: $\lambda_{эф}$ – эффективное удлинение ЛА.

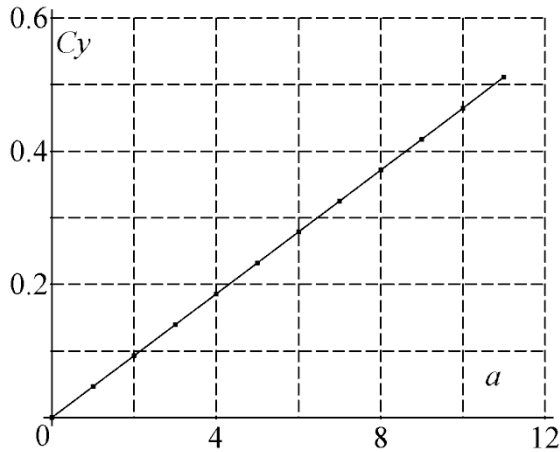
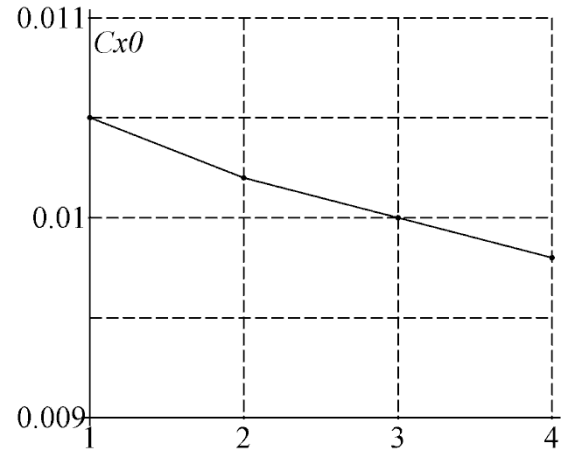
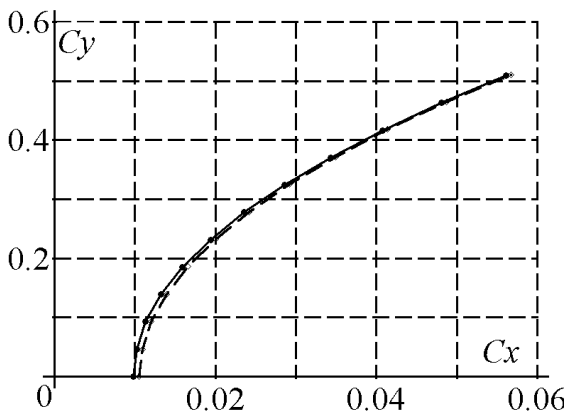
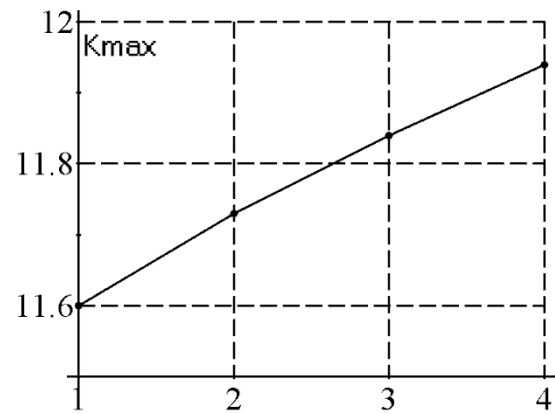
Максимальное значение аэродинамического качества характеризует аэродинамическое совершенство летательного аппарата и определяется известным соотношением [5]:

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

Аэродинамические характеристики расчетных моделей ЛА

На рис. 3 ... рис. 6 приведены основные результаты расчетов аэродинамических характеристик исследуемых ЛА.

Анализ результатов расчетов показал, что характер зависимостей $c_y = c_y^\alpha f(\alpha)$ у всех моделей практически не изменяется, также мало изменяется поляр расчетных моделей. Изменение максимального аэродинамического качества K_{\max} носит близкий к линейному характер и увеличивается с увеличением размеров бортовой хорды.

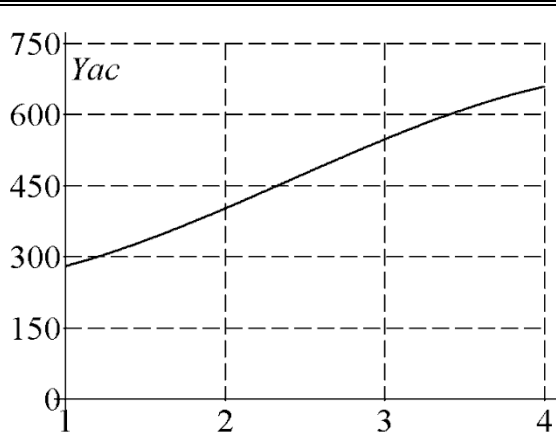
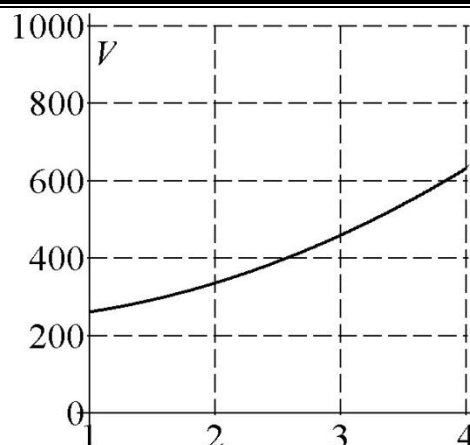
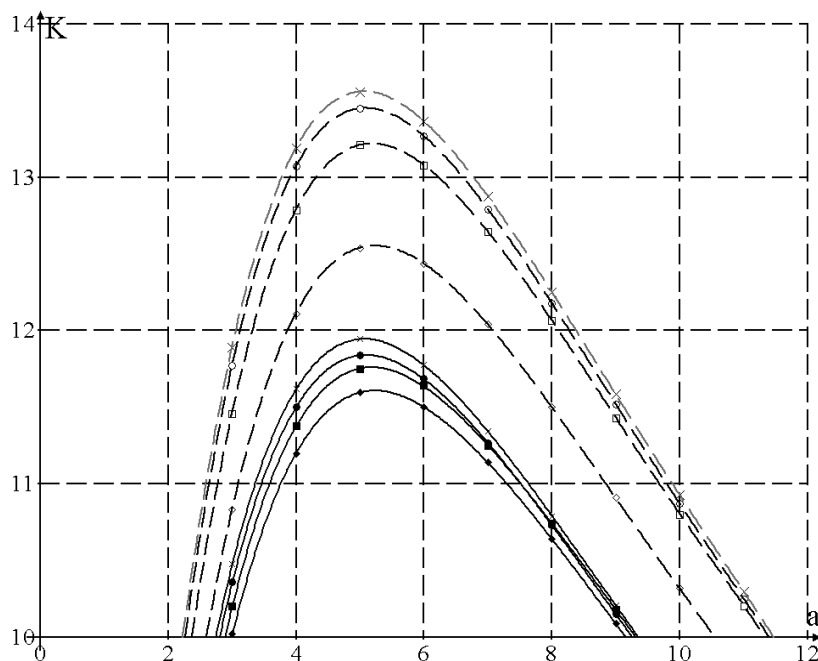
Рис. 3. Зависимости $c_y = f(\alpha)$ Рис. 4. Зависимости c_{x0} от типа моделиРис. 5. Поляры расчетных моделей
 ●—● model4 ◊—◊ model1Рис. 6. Зависимости изменения максимального аэродинамического качества K_{max} от типа модели
 Расчетные модели: 1, 2, 3, 4

Аэростатические характеристики расчетных моделей ЛА

Проведенный аэростатический расчёт показал значительное увеличение прироста как аэростатической силы у сложного в плане крыла по отношению к простым трапециевидным крыльям, так и увеличение доли самой аэростатической подъемной силы от общей. Ниже, в табл. 2, приведены основные геометрические, аэродинамические и аэростатические значения расчётных моделей.

На рис. 8 ... рис. 9 показана зависимость Y_{AC} и V расчетных моделей. Как видно из рисунка, при увеличении заполняемого газом объема крыла, аэростатическая подъемная сила также возрастает.

Изменение суммарного аэродинамического качества K_{Σ} в расчетных моделях в зависимости от угла атаки приведено на рис. 9.

Рис. 7. Зависимость аэростатической силы Y_{AC} от типа моделиРис. 8. Зависимость объема наполняемого газа V от типа моделиРис. 9. Зависимость суммарного аэродинамического качества $K_{\Sigma} = f(\alpha)$

- ◆◆◆◆ — model 1 $K(AD)=f(a)$ □□□□ — model 2 $K(AD+AS)=f(a)$
 ◇◇◇◇ — model 1 $K(AD+AS)=f(a)$ ■■■■ — model 2 $K(AD)=f(a)$
 ●●●● — model 3 $K(AD)=f(a)$ ○○○○ — model 3 $K(AD+AS)=f(a)$
 ×××× — model 4 $K(AD)=f(a)$ ×××× — model 4 $K(AD+AS)=f(a)$

Основные результаты расчетов приведены в табл. 2.

Таблица 2.

№ модели	1	2	3	4
K_{\max}	11.61	11.73	11.84	11.95
K_{Σ}	12.5	13.3	13.4	13.55

№ модели	1	2	3	4
F_{ac} , кг	281	403	549	660
$c_{y_{нас}}^{\alpha}$, 1/°	0.0038	0.0057	0.0063	0.0063
c_y^{α} , 1/°	0.0464	0.0463	0.0465	0.0463
$\sum c_y^{\alpha}$	0.0502	0.0520	0.0528	0.0526
$\alpha_{нв}^{\circ}$	5.23	5.17	5.09	5.06
C_{x0}	0.0105	0.0102	0.01	0.0098

Как показал анализ зависимостей K_{Σ} расчетных моделей от угла атаки, суммарное максимальное аэродинамическое качество $K_{\Sigma_{\max}}$ возрастает с 12.5 до 13.55 единиц.

Выводы

Проведен анализ изменения аэродинамических и аэростатических характеристик расчетных моделей летательных аппаратов с аэростатической поддержкой сложного в плане крыла.

Изменение формы крыла в плане с простого трапециевидного на сложное позволило улучшить ряд аэродинамических и аэростатических характеристик. Например, уменьшилось значение c_{x0} с 0.0115 до 0.0098.

Показана целесообразность изменения площади, удлинения и сужения крыла за счет набора центропланых вставок. Коэффициент аэродинамического сопротивления при этом практически не изменяется. При этом увеличение внутреннего объема оболочки за счет центропланых вставок позволило поднять суммарное максимальное аэродинамическое качество на 13%.

Дальнейшие исследования будут направлены на приведение аэродинамической и аэростатической подъемных сил в одну точку, что позволит решить задачу устойчивости и управляемости гибридного ЛА.

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.* Електронне навчальне видання «Аеродинамічні характеристики транспортних літаків та їх розрахунок», Київ: НТУУ «КПІ», 2012. 75 с. режим доступу: <http://library.kpi.ua:8080/handle/123456789/2215>.
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.
6. *Лемко О. Л.* Електронне навчальне видання «Розрахунок і аналіз аеродинамічних характеристик надзвукових літаків»/ О. Л. Лемко, К. О. Предаченко Київ, НТУУ «КПІ», 2013, –102 с.