

## МЕТОДИКА ОПРЕДЕЛЕНИЯ ОПТИМАЛЬНОГО ПОЛОЖЕНИЯ АЭРОДИНАМИЧЕСКОГО ФОКУСА ПО УГЛУ АТАКИ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА С АЭРОСТАТИЧЕСКОЙ ПОДДЕРЖКОЙ

### Вступление

Одними из перспективных типов развития дирижаблей являются летательные аппараты (ЛА) с аэростатической поддержкой (гибридные дирижабли) [1], использующие два принципа создания подъемной силы: аэродинамический и аэростатический. 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). Однако, с появлением двух разных по принципу подъемных сил, аэродинамической и аэростатической, появляются соответственно две точки приложения этих сил  $(\bar{x}_{F_{AD}} \text{ и } \bar{x}_{F_{AC}})$ . Расхождение центров приложения подъемных сил увеличивает потери на продольную балансировку ЛА. Основной задачей при этом является приведение координат  $\bar{x}_{F_{AD}}$  и  $\bar{x}_{F_{AC}}$  в одну точку с наименьшими потерями аэростатической подъемной силы.

### Постановка задачи

Провести параметрические исследования по определению изменения расхождения координаты аэродинамического фокуса по углу атаки и координаты точки приложения аэростатической силы (далее – аэростатический фокус). С этой целью будут использованы различные варианты хвостовых горизонтальных «плавников». Считается, что положение аэростатического фокуса  $\bar{x}_{F_{AC}}$  остается неизменным для каждой конкретной расчетной модели.

В процессе исследований определить рациональное положение аэродинамического фокуса по отношению к аэростатическому с точки зрения обеспечения продольной статической устойчивости ЛА. При этом расхождение между аэродинамическим и аэростатическим фокусами ЛА для всех исследуемых компоновок не должно превышать  $\bar{x}_{F_{AD}} - \bar{x}_{F_{AC}} \approx 2\%$ .

## Геометрические характеристики расчетных моделей ЛА без горизонтального оперения

Для дальнейших исследований были выбраны расчетные модели ЛА, параметры которых приведены в работах [2,3], имеющие одинаковое удлинение ( $\lambda = 2$ ). Геометрические характеристики расчетных моделей приведены на рис. 1. – рис. 3 и в табл. 1.

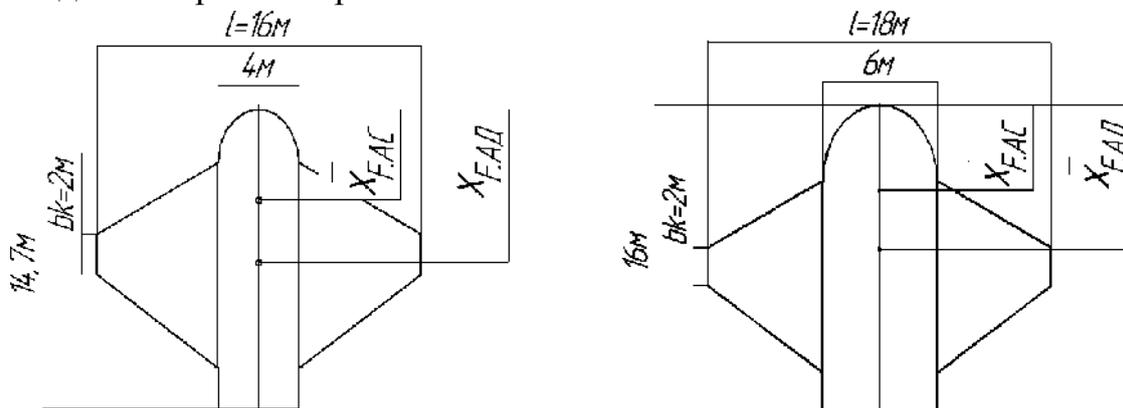


Рис. 1. Расчетные модели №1, №2 (вид сверху)

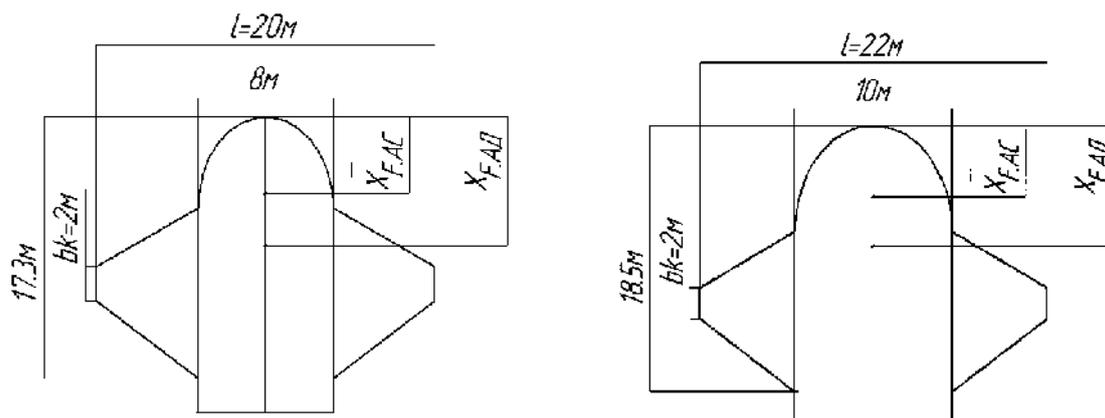


Рис. 2. Расчетные модели №3, №4 (вид сверху)

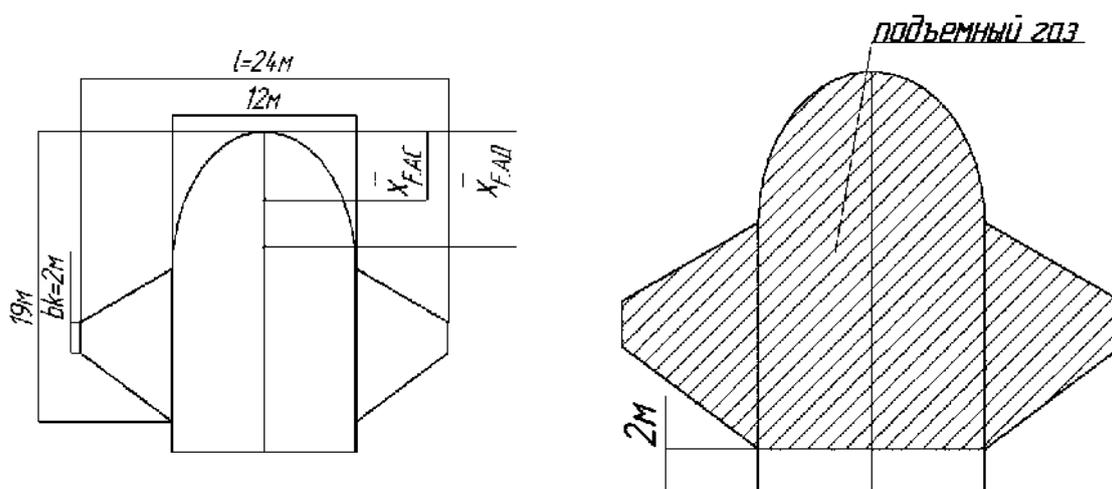


Рис. 3. Расчетная модель ЛА №5 (вид сверху) Рис. 4. Схема заполнения оболочки ЛА подъемным газом

Таблица 1.

Геометрические характеристики расчетных моделей без горизонтального оперения

параметры	модель 1	модель 2	модель 3	модель 4	модель 5
$S, \text{м}^2$	128.1	162.8	201.6	244	305
$l, \text{м}$	16.0	18	20	22	24
$\eta$	3.35	2.96	2.71	2.42	2.2
$b_0, \text{м}$	14.7	16	17.34	18.67	21
$b_k, \text{м}$	2.0	2	2	2	2
$b_A, \text{м}$	9.73	10.9	12	13	14.5

Для всех моделей принято, что подъемный газ (ингибированный водород [4]) занимал весь внутренний объем ЛА (рис. 4).

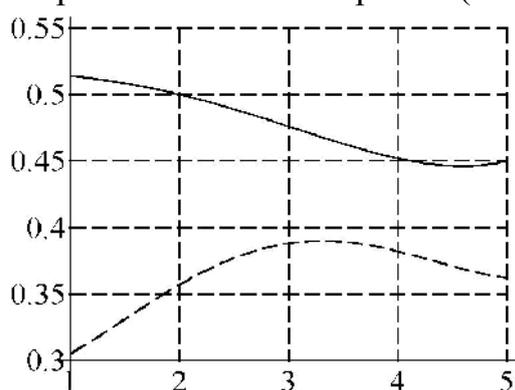
Положение аэродинамического фокуса по углу атаки крыла зависит в основном от формы крыла в плане. Выражение для нахождения относительного положения аэродинамического фокуса можно записать в следующем виде

$$\bar{x}_F = x_F / b_A,$$

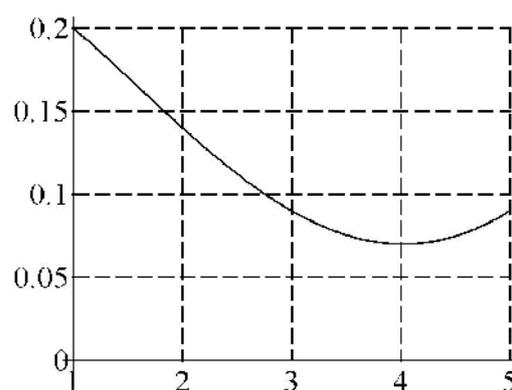
где  $b_A$  – средняя аэродинамическая хорда (САХ);

$\bar{x}_F$  – расстояние от носка САХ ( $b_A$ ) до фокуса по углу атаки.

На рис. 5 и рис. 6 приведены результаты расчета координат аэростатического и аэродинамического фокусов для исследуемых моделей без горизонтального оперения (ГО).



тип модели



тип модели

Рис. 5. Зависимости расхождения аэродинамического и аэростатического фокусов  $\Delta \bar{x}_F$  для разных моделей

Рис. 6. Изменение величины  $\Delta \bar{x}_F$  в зависимости от типа моделей

Как видно из полученных результатов, для всех исследованных моделей расхождение фокусов  $\Delta\bar{x}_F$  достаточно велико и поэтому принято решение об установке дополнительных несущих поверхностей («плавников»), расположенных за крылом и выполняющих функции стабилизирующего органа положения фокуса по углу атаки.

### Геометрические характеристики расчетных моделей ЛА с ГО

Известно [3], что величина смещения фокуса  $\Delta\bar{x}_F$  за счет горизонтального оперения тем больше, чем больше относительная площадь  $\bar{S}_{ГО} = \frac{S_{ГО}}{S}$  и его вынос  $L_{ГО}$ . Так как нам необходимо уменьшить расхождение между аэростатическим и аэродинамическим фокусами до 2%, то можно сместить аэродинамический фокус по углу атаки посредством введения в аэродинамическую схему ЛА горизонтального хвостового оперения. При этом и приращение аэродинамического фокуса  $\Delta\bar{x}_F$  будет положительным.

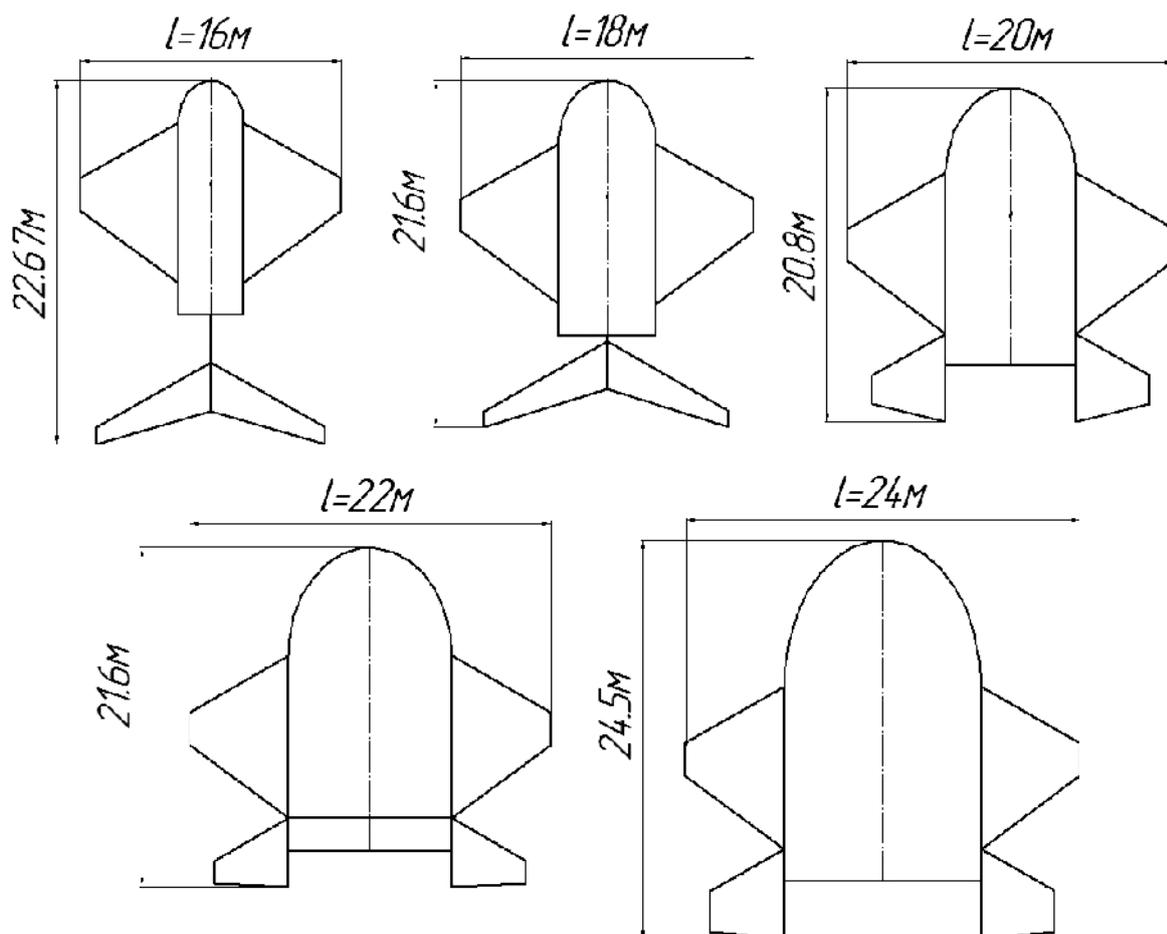


Рис. 7. Габаритные размеры моделей

В табл. 2 приведены результаты расчета геометрических характеристик этих моделей.

**Таблица 2.**

Геометрические характеристики горизонтальных оперений моделей

параметры	модель 1	модель 2	модель 3	модель 4	модель 5
$\lambda_{ГО}$	7	7.5	2.5	3.2	1.8
$\eta_{ГО}$	3	3	3	3	1.8
$b_{АГО}, \text{м}$	2.2	2.2	4	3	2.9
$l_{ГО}, \text{м}$	14	15	9	9	9
$S_{ГО}, \text{м}^2$	28	30	33	25	36
$L_{ГО}, \text{м}$	13.5	11.5	9.5	10.3	13.9
$\bar{L}_{ГО}$	1.4	1.06	0.8	0.8	0.96
$\bar{S}_{ГО}$	0.22	0.18	0.16	0.10	0.15

### Аэродинамические характеристики расчетных моделей ЛА с ГО

По методике [5] были определены аэродинамические характеристики всех исследуемых моделей ЛА. Результаты расчета приведены в табл. 2.

Величина смещения фокуса  $\Delta \bar{x}_F$  за счет влияния горизонтального оперения определяется из выражения [5]

$$\Delta \bar{x}_F = \bar{S}_{ГО} \cdot L_{ГО} \frac{c_{y_{ГО}}^\alpha}{c_y^\alpha + c_{y_{ГО}}^\alpha},$$

где  $\bar{S}_{ГО}$  – относительная площадь горизонтального оперения,  $L_{ГО}$  – его вынос;  $c_{y_{ГО}}^\alpha$  – величина производной коэффициента подъемной силы горизонтального оперения по углу атаки;  $c_y^\alpha$  – величина производной коэффициента подъемной силы крыла по углу атаки.

Определение положения  $\bar{x}_{ГО}$  для всего ЛА можно записать в следующем виде:

$$\bar{x}_F = \frac{c_{y_{кр}}^\alpha \bar{x}_F + c_{y_{ГО}}^\alpha \bar{x}_{F_{ГО}}}{c_y^\alpha}.$$

На рис. 8 показан принцип определения оптимального положения аэродинамического фокуса относительно точки приложения аэростатической силы ( $\bar{x}_{F_{АД}} - \bar{x}_{F_{АС}}$ ) ЛА с горизонтальным оперением.

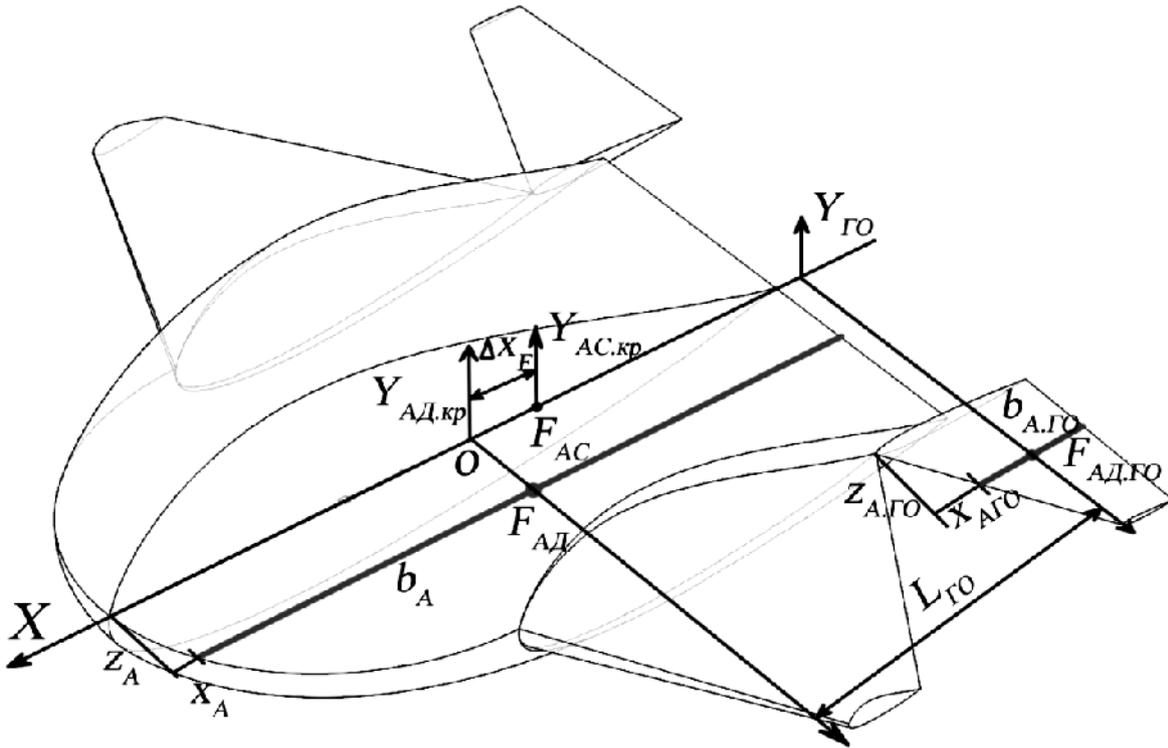


Рис. 8. Схема определения координаты фокуса  $\bar{x}_{F_{АД}}$  при изменении геометрических параметров горизонтального оперения

В табл. 3 приведены результаты расчета некоторых аэродинамических характеристик исследуемых моделей, а на рис. 9 показана зависимость расхождения положения аэродинамического фокуса и точки приложения аэростатической силы для всех моделей.

**Таблица 3.**

Результаты расчета некоторых аэродинамических характеристик моделей ЛА

параметры	модель 1	модель 2	модель 3	модель 4	модель 5
$c_y^\alpha, 1/\text{град}$	0.0464	0.0463	0.0465	0.0463	0.047

$c_{x0}$	0.0105	0.0102	0.0100	0.0098	0.0096
$K_{\text{макс}}$	11.61	11.73	11.84	11.94	11.80
$\Delta \bar{x}_F$	0.02	0.02	0.02	0.02	0.02

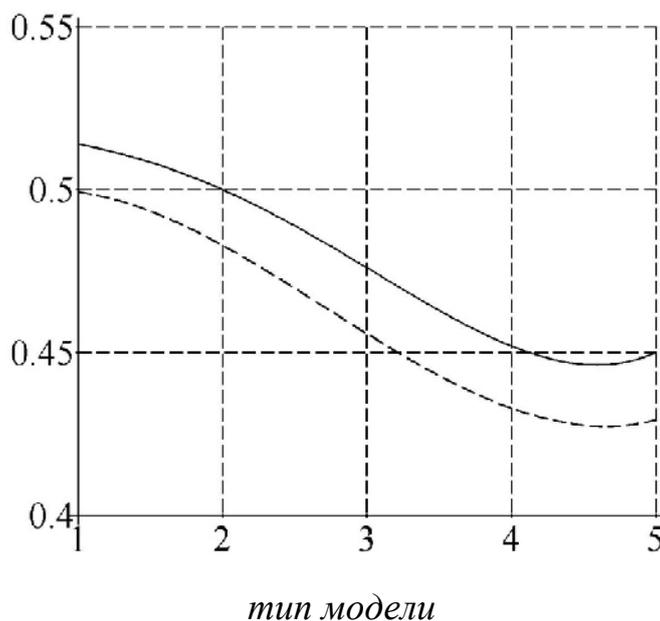


Рис. 9. Зависимости расхождения аэродинамического и аэростатического фокусов  $\Delta \bar{x}_F$  для разных моделей

Как видно из приведенных результатов, относительная площадь  $\bar{S}_{ГО}$  и вынос  $\bar{L}_{ГО}$  у моделей 1 и 2 (рис. 1.) существенно больше, чем у моделей 3, 4, 5 (рис. 2. и рис. 3.). Поэтому дальнейшее исследование этих двух моделей нецелесообразно. Дальнейшие исследования будут проводиться с моделями 3, 4, 5 (рис. 2. и рис. 3.).

### Выводы

1. Исследования показали, что для уменьшения расхождения координат аэродинамического и аэростатического фокусов моделей ЛА целесообразно использование дополнительных несущих поверхностей («плавников»), расположенных за крылом и выполняющих функции стабилизирующего органа положения фокуса по углу атаки.
2. Анализ результатов позволяет сделать вывод о том, что оптимальной по таким критериям, как расхождение фокусов ( $\bar{x}_{FAD} - \bar{x}_{FAC}$ ), относительная площадь оперения  $\bar{S}_{ГО}$ , и вынос оперения  $\bar{L}_{ГО}$ , является модель 4.

3. Дальнейшая работа должна быть посвящена разработке и исследованию численных и экспериментальных моделей на базе модели 4.

#### **Список использованных источников**

1. *Броуде Б. Г.* Воздухоплавательные летательные аппараты.[Текст] / Б. Г. Броуде //– М.: Машиностроение 1976. –137с.
2. *Лемко О.Л.* Аэродинамика и устойчивость летательных аппаратов схемы «Летающее крыло».[Текст] / О. Л. Лемко// Киев, НТУУ «КПИ» 2011. – 321с. ISBN9789666224142.
3. *Лемко О.Л.* Методика параметрических исследований расчетной модели первого приближения летательного аппарата с аэростатической поддержкой.[Текст] / О. Л. Лемко, И. В. Король //Інформаційні системи, механіка та керування,Київ, НТУУ «КПИ» 2013 – 162 с.
4. Разработки ИСМАН в области водородной энергетикирежим доступа:<http://www.ism.ac.ru>.
5. *Лемко О. Л.* Аеродинамічні характеристики транспортних літаків та їх розрахунок.[Електронне видання] / О. Л. Лемко// Київ: НТУУ «КПИ», 2012. 75 с. режим доступа:  
<http://library.kpi.ua:8080/handle/123456789/2215>.