

УДК 629.733.015.307(045)

Т.М. НГО

Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина

ДИНАМИКА ПОЛЁТА ДИСКООБРАЗНОГО ДИРИЖАБЛЯ

Создание воздухоплавательного транспорта (аэростатов и дирижаблей) было и остается одной из важных и сложных задач науки и техники. Одной из важнейших задач, которую необходимо решать при проектировании дирижабля, является задача динамики полёта.

полёт, дискообразный дирижабль, расчет, экспериментальные исследования

Введение

В последнее время во многих странах снова внимательно рассматриваются типы летательных аппаратов легче воздуха. В отличие от предыдущих этапов, настоящие конструкторы обращают свои взгляды на проектировании транспортных дирижаблей способных доставить значительный груз на большое расстояние или в труднодоступные места планеты. Развитие компьютерной технологии дает конструкторам возможность исследовать аэродинамические характеристики, создание и испытание модели с высокой точностью.

Расчет параметров динамики полета, особенно расчет траекторных задач, является важным этапом в процессе проектирования летательных аппаратов. В данной статье рассмотрена задача определения необходимой мощности для полета дискообразного дирижабля на основании экспериментальных исследований аэродинамических характеристик, проведенных автором в аэродинамической трубе Национального авиационного университета УТА-1.

Расчет истинных максимальных и минимальных скоростей дирижабля при заданном режиме работы двигателей на режиме установившегося горизонтального полёта

Действительный полёт дискообразного дирижабля в атмосфере достаточно сложен. При старте

дирижабль будет двигаться под действием аэростатической подъемной силы, созданной гелием, наполняющем оболочку, по вертикали или двигателями комбинированным методом [1].

Кроме того, при изменении угла наклона двигателей дирижабль может взлетать по наклонной, кривой или более сложной траектории.

Для расчета приняты следующие допущения:

- двигатели дирижабля неподвижны и создают силу тяги, параллельную вектору скорости;
- аэростатическая сила постоянна;
- эксплуатационный угол атаки дирижабля, находится в диапазоне от 0 до 25 градусов.

Расчеты проводились для дирижабля типа диска с диаметром 16 м, высотой 4 м и массой 700 кг (при полете с двумя пилотами) на трёх режимах полёта: горизонтальный полёт, набор высоты и снижение.

Для создания аэростатической подъемной силы используется гелий объемом 600 м³, а динамическая подъемная сила создается тремя поршневыми двигателями мощностью 58 кВт каждый.

Результаты экспериментальных исследований модели дискообразного дирижабля в аэродинамической трубе представлены на рис. 1 и 2.

Для проектируемого дирижабля горизонтальный полёт является основным эксплуатационным режимом.

При таком режиме на дирижабль действуют:

- аэродинамическая подъемная сила

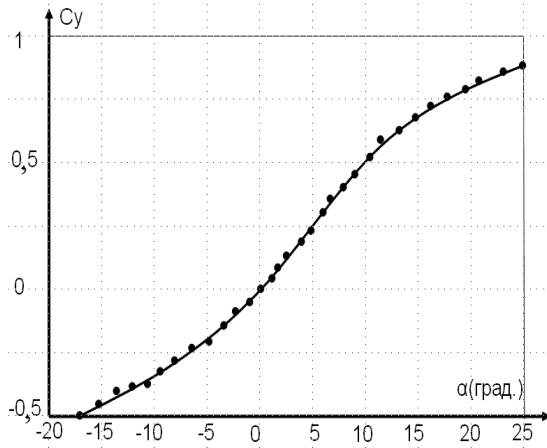


Рис. 1. Зависимость C_y от α

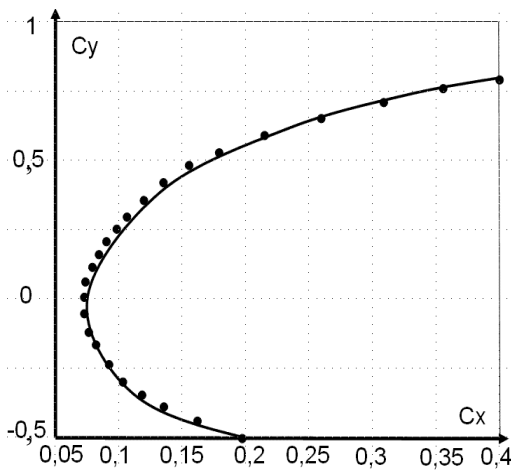


Рис. 2. Зависимость C_y от C_x

$$Y_a = C_{ya} \frac{\rho V^2}{2} S,$$

где C_{ya} – коэффициент подъемной силы; ρ – плотность воздуха на заданной высоте; V – скорость полёта дирижабля; S – площадь миделевого сечения диска;

- сила лобового сопротивления: X_a ;
- сила тяжести: $G = mg$;
- приращение аэростатической подъемной силы:

$$\Delta Y_{APX} = mg - Y_{APX};$$

где Y_{APX} – сила Архимеда или аэростатическая подъемная сила газа.

Уравнения равновесия дирижабля можно записать следующим образом:

$$\begin{cases} P_{\Pi} - X_a = 0; \\ Y_a + Y_{APX} - mg = 0, \end{cases}$$

где P_{Π} – потребная тяга.

Из уравнения равновесия определяется скорость полёта дирижабля:

$$V_{\Pi\Gamma} = \sqrt{\frac{2(mg - Y_{APX})}{C_{Ya}\rho S}} = \sqrt{\frac{2\Delta Y_{APX}}{C_{Ya}\rho S}}. \quad (1)$$

Потребная мощность определяется по формуле:

$$\begin{aligned} N_{\Pi} &= \frac{(mg - Y_{APX})V_{\Pi\Gamma}}{K} = \\ &= \frac{\Delta Y_{APX}V_{\Pi\Gamma}}{K}, \end{aligned} \quad (2)$$

где K – аэродинамическое качество дирижабля.

Располагаемая мощность двигателя дирижабля, равная сумме мощностей на валах винтов, определяется по формуле:

$$N_P = n \cdot N_{B.P.};$$

где n – количество двигателя; $N_{B.P.}$ – располагаемая мощность одного двигателя.

Располагаемая мощность одного двигателя вычисляется через эквивалентную мощность по формуле:

$$N_{B.P.} = N_{ЭК} \eta_{B.P.};$$

где $N_{ЭК}$ – эквивалентная мощность двигателя; $\eta_{B.P.}$ – расчётный коэффициент полезного действия винта (в расчёте задано $\eta_{B.P.} = 0,8$).

Эквивалентная мощность поршневого двигателя равна эффективной мощности двигателя

$$N_{ЭК} = N_{eH}.$$

Эффективная мощность меняется в зависимости от высоты по формуле [4]:

$$N_{eH} = N_{e0} \left(1,11 \frac{P_H}{P_0} \sqrt{\frac{T_0}{T_H}} - 0,11 \right),$$

где N_{e0} – эффективная мощность на высоте $H = 0$ м;

P_H, T_H – давление и температура воздуха на заданной высоте;

P_0, T_0 – давление и температура воздуха на высоте $H = 0$ м.

Поэтому:

$$\begin{aligned}
 N_{ЭК} &= N_{eH} = N_{e0} \left(1,11 \frac{P_H}{P_0} \sqrt{\frac{T_0}{T_H}} - 0,11 \right) \\
 \Rightarrow N_{B.P.} &= N_{ЭК} \cdot \eta_{B.P.} \\
 \Leftrightarrow N_{B.P.} &= N_{e0} \left(1,11 \frac{P_H}{P_0} \sqrt{\frac{T_0}{T_H}} - 0,11 \right) \eta_{B.P.} \quad (3) \\
 \Rightarrow N_P &= n N_{B.P.} \\
 \Leftrightarrow N_P &= n N_{e0} \left(1,11 \frac{P_H}{P_0} \sqrt{\frac{T_0}{T_H}} - 0,11 \right) \eta
 \end{aligned}$$

Исходя из данных расчета:

$$\begin{aligned}
 n &= 3; N_{e0} = 58000 \text{Вт}; \\
 \eta_{B.P.} &= 0,8; T_0 = 288,15 \text{К}; \\
 p_0 &= 101325 \text{Па}.
 \end{aligned}$$

С использованием формулы (3) рассчитывается располагаемая мощность двигателей дирижабля на разных высотах:

- при $H = 0 \text{м}$, $T_0 = 288,15 \text{К}$, $p_0 = 101325 \text{Па}$ получаем $N_{P0} = 1,392 \cdot 10^5 \text{Вт}$;
- при $H = 400 \text{м}$, $T_{400} = 284,90 \text{К}$, $p_{400} = 95461 \text{Па}$ получаем $N_{P400} = 1,311 \cdot 10^5 \text{Вт}$;
- при $H = 1000 \text{м}$, $T_0 = 281,65 \text{К}$, $p_0 = 89876 \text{Па}$ получаем $N_{P0} = 1,233 \cdot 10^5 \text{Вт}$.

Для построения зависимостей располагаемых и потребных мощностей задаем разные величины приращения аэростатической силы:

$$\begin{aligned}
 \Delta Y_{APX1} &= 1 \text{Н}; \Delta Y_{APX2} = 980 \text{Н}; \\
 \Delta Y_{APX3} &= 3920 \text{Н}; \Delta Y_{APX4} = 8680 \text{Н}.
 \end{aligned}$$

На рис. 3 представлен результирующий график.

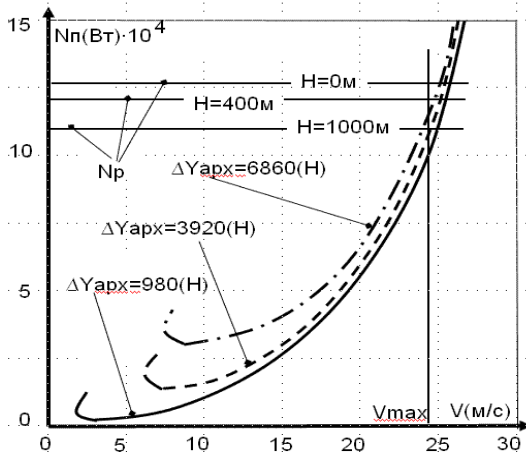


Рис. 3. График зависимости располагаемых и потребных мощностей двигателей дирижабля от скорости полета при различных значениях приращения аэростатической силы

Кривые потребных и располагаемых тяг позволяют определить основные летные характеристики дирижабля.

Из полученного графика можно сделать следующие выводы:

- скорость полета жестко зависит от потребной мощности. Чем больше потребная мощность, тем выше скорость полета.
- минимальная скорость $V_{min} = 0 \text{м/с}$ достигается при $\Delta Y_{APX} = 0 \text{Н}$. В этом случае дирижабль использует только аэростатическую силу и почти висит в воздухе;
- максимальная скорость достигается $V_{max} = 24,5 \text{м/с}$ при $N_{П} = N_P = 13 \cdot 10^4 \text{Вт}$. Максимальная скорость почти не меняется независимо от изменения аэростатической силы или от изменения высоты от 0 м до 1000 м;
- чем больше значения аэростатической силы, тем меньше потребная мощность, необходимая для того, чтобы удерживать дирижабль в воздухе. За счет чего минимальная скорость уменьшается.

Таблица 1

Влияние приращения аэростатической подъемной силы на скорость горизонтального полета

	$H=0 \text{м}$		$H=400 \text{м}$		$H=1000 \text{м}$	
ΔY_{APX} Н	V_{min} м/с	V_{max} м/с	V_{min} м/с	V_{max} м/с	V_{min} м/с	V_{max} м/с
1	0,1	26,4	0,2	24,2	0,3	24,1
980	2,5	26,42	3,0	24,5	4,0	24,3
3920	5,2	26,45	5,8	24,6	6,3	24,62
6860	7,0	26,5	8,0	24,65	8,7	24,62

Расчет характеристик установившегося набора высоты

В полете по наклонной траектории на дирижабль действуют силы, приложенные в центре масс дирижабля: аэродинамическая подъемная сила Y_a , аэростатическая подъемная сила газа Y_{APX} , сила лобового сопротивления X_a , тяга двигателя P .

Набор высоты характеризуется воздушной скоростью дирижабля V и углом наклона траектории θ .

Систему уравнений движения дирижабля при установившемся наборе высоты можно записать следующим образом:

$$\begin{aligned} mg \cos \theta - Y_a - Y_{APX} \cos \theta &= 0; \\ X_a + mg \sin \theta &= P; \\ V_Y &= V \sin \theta; \\ V_Y &= \frac{dH}{dt}; \\ V_X &= \frac{dL}{dt}, \end{aligned}$$

где dH – приращение высоты полёта; dL – приращение дальности полёта.

Определяем вертикальную скорость дирижабля на режиме набора высоты:

$$\begin{aligned} mg \cos \theta - Y_a - Y_{APX} \cos \theta &= 0, \\ \Leftrightarrow mg \cos \theta - Y_{APX} \cos \theta &= Y_a, \end{aligned} \quad (4)$$

$$Y_a = C_{Ya} \frac{\rho V^2}{2} S,$$

$$\Leftrightarrow mg \cos \theta - Y_{APX} \cos \theta = C_{Ya} \frac{\rho V^2}{2} S. \quad (5)$$

Из (4) и (5) следует

$$\Rightarrow V = \sqrt{\frac{2(mg \cos \theta - Y_{APX} \cos \theta)}{\rho C_{Ya} S}}.$$

Задаем условие эксплуатации дирижабля на этом режиме при $\theta \leq 10^\circ$, учитывая, что $\cos \theta \approx 1$.

$$\Rightarrow V = \sqrt{\frac{2(mg - Y_{APX})}{\rho C_{Ya} S}} = \sqrt{\frac{2\Delta Y_{APX}}{\rho C_{Ya} S}} = V_{III};$$

$$V_Y = V \sin \theta = V \frac{P - X_a}{mg - Y_{APX}};$$

$$\Leftrightarrow V_Y = \frac{\Delta N_{ЭКСП}}{(mg)_{ЭКСП} - Y_{APX}};$$

$$\Leftrightarrow V_Y = \frac{\Delta N_{ЭКСП}}{\Delta Y_{APX}}.$$

Задавая начальные условия для дирижабля: $Y_{APX1} = 3920H$, $Y_{APX2} = 6860H$, используем кривую потребных и располагаемых мощностей для определения значения $\Delta N_{ЭКСП}$. Поляра набора высоты представлена на рис. 4.

По графику изменения вертикальных скоростей от скорости полёта (рис. 4) построим график зависимости максимальной вертикальной скорости от высоты (рис. 5):

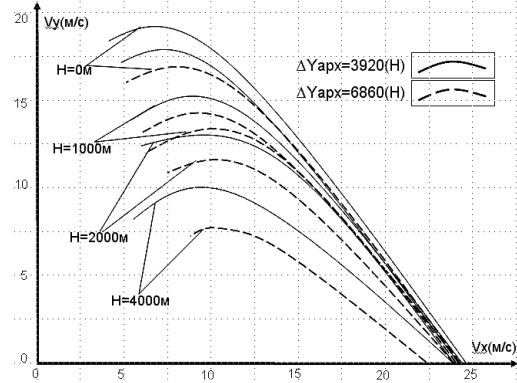


Рис. 4. Изменение вертикальных скоростей от скорости полёта при различных высотах и различных приращениях аэростатической подъемной силы

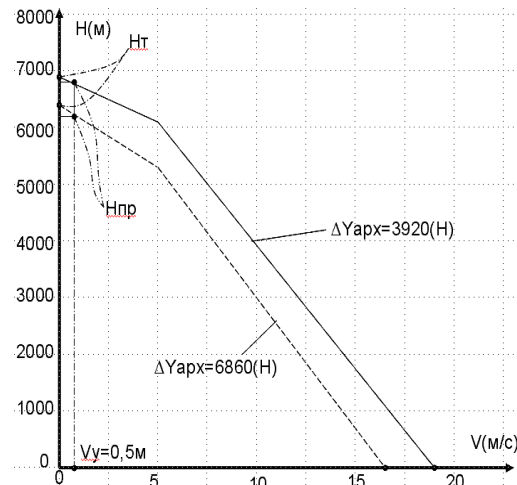


Рис. 5. График зависимости максимальной вертикальной скорости от скорости полёта и от высоты

Зная вертикальные скорости при наборе высоты, можно определить время, необходимое для набора дирижаблем заданной высоты полёта по формуле:

$$\Delta t = \frac{\Delta H}{V_{УСР}},$$

где ΔH – приращение высоты; $V_{УСР}$ – средняя вертикальная скорость. По полученным результатам построим барограмму набора высоты (рис. 6).

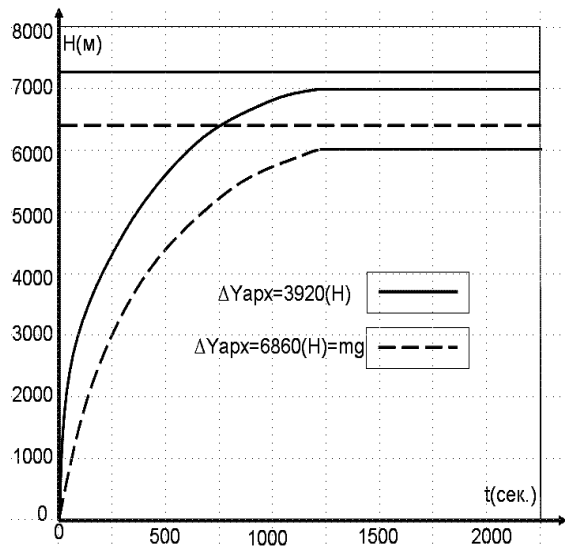


Рис. 6. Барограмма набора высоты дирижабля

Результаты расчета характеристик дирижабля на установившемся режиме набора высоты показали, что:

- вертикальная скорость дирижабля при одном и том же угле атаки уменьшается по высоте и при одинаковой высоте и одинаковой скорости полёта чем больше величины приращения аэростатической подъемной силы $\Delta Y_{арх}$, тем меньше вертикальные скорости;
- за 20 минут дирижабль может долететь до практического потолка с максимальным режимом работы двигателей;
- теоретический потолок равен $H = 7000$ м при $V_Y = 0,5$ м/с. Чем больше величины приращения аэростатической подъемной силы $\Delta Y_{арх}$, тем меньше теоретические и практические потолки.

Заключение

Таким образом, в данной статье приведены результаты расчета траекторной задачи на основе результатов экспериментальных исследований модели дискообразного дирижабля для установившегося горизонтального полета и установившегося набора высоты. Полученные результаты позволяют в дальнейшем исследовать характеристики траекторных задач модели дискообразного дирижабля при снижении и планировании.

Литература

1. Бойко Ю.С. Воздухоплавание в изобретениях. – М.: Транспорт, 1999. – 352 с.
2. Лазнюк П.С., Максимов В.С. и др. – Динамика полёта. Методические указания по выполнению курсовой работы. – К.: КИИГА, 1987. – 52 с.
3. Мхитарян А.М., Лазнюк П.С., Максимов В.С. Динамика полёта: учебник для авиационных вузов. 2-е изд., перераб. и доп. – М.: Машиностроение, 1978. – 424 с.
4. Мелькумов Т.М., Добрынин А.А. Пугачев Н.С. Теория авиационных поршневых двигателей / Под общ. ред. Т.М. Мелькумова. – М.: ВВИА им. Н.Е. Жуковского, 1953. – 543 с.

Поступила в редакцию 22.03.2007

Рецензент: д-р техн. наук, проф. С.А. Ищенко, Национальный авиационный университет, Киев.