

# НОВЫЙ ВЫСОКОЭФФЕКТИВНЫЙ СПОСОБ ПОЛЁТА – «ОВЕЛА»

Пирогов А.А.

Решаемая здесь задача наиболее отчётливо сформулирована В. В. Голубевым [1]:

*«С одной стороны, мы имеем в природе замечательные примеры полёта – полёта птиц. Взмахами крыльев они создают себе и подъёмную силу, и тягу; бесшумно, с большой скоростью и на очень большие расстояния летят они, взмахивая крыльями. И рядом – наши самолеты, с их дико ревущими двигателями... пожирающие в своих моторах колоссальные запасы ценнейшего топлива...»* (Разрядка наша, А. А. П.).

На протяжении нескольких столетий выдающиеся мыслители, экспериментаторы и учёные: Леонардо да Винчи, Отто Лилиенталь, Н. Е. Жуковский, М. В. Келдыш, В. В. Голубев – все имена перечислить невозможно – пытались разгадать механизм создания крылом, одновременно, – тяги и подъёмной силы. Трудности решения этой задачи очень чётко и прямолинейно отметил В. В. Голубев [2]:

*«... трудности носят не математический, а чисто физический характер. Дело состоит в неясности самой физической схемы, которой можно было бы стилизовать процесс, происходящий при взмахе крыла; и недостаток этой физической схемы не может быть заменён никакими... математическими средствами, как бы сложны они не были»* (Разрядка наша, А. А. П.).

Вполне справедливо, В. В. Голубев откидывает [3] *«...всякого рода механически не обоснованные и ни к чему не приводящие соображения об отгребании или отбрасывании назад воздуха взмахами крыла»*, а также критикует и отрицательно оценивает работы, в которых *«...образование тяги машущего крыла приписывается действию подсасывающей силы»* и отвергает точку зрения на образование тяги, которая *«...связана с представлением об образовании за машущим крылом линии разрыва скоростей с волнообразно распределёнными около неё линиями тока...»*.

Эти, а также ряд последующих работ привели к утверждению тезиса о неперспективности «махолётов» – летательных аппаратов с машущими крыльями.

Настоящая работа решает теоретическую задачу создания физической модели или «физической схемы», которая позволяет легко выявить и исследовать механизм создания крылом, одновременно, – тяги и подъёмной силы при полёте в колебательном режиме. Модель эта, неожиданно, очень проста, – это человек, качающийся на качелях. Смещая, в должной фазе, центр тяжести своего тела в отношении «планера» – доски качелей, он поддерживает колебательный процесс, преодолевая лобовое аэродинамическое сопротивление. Если «планер» – доску качелей – направить не по возвратно-поступательной, а по непрерывной поступательной колебательной траектории – «физическая схема» несколько не меняется.

Применительно к летательному аппарату (ЛА), соответствующая механическая колебательная задача легко решается методами классической аэродинамики исходя из постулата о квазистационарном режиме полёта.

Вместе с тем следует сразу предупредить: как неопровержимо вытекает из теоретических результатов, – упрощённое подражание природе, махание крыльями («МАХОЛЁТ») – это далеко не лучший способ полёта. Физически это объясняется тем, что при махании крыльями «предплечья» крыльев не работают.

Физическая схема образования силы тяги  $F_x$  при движении ЛА в колебательном режиме представлена на рисунке 1.

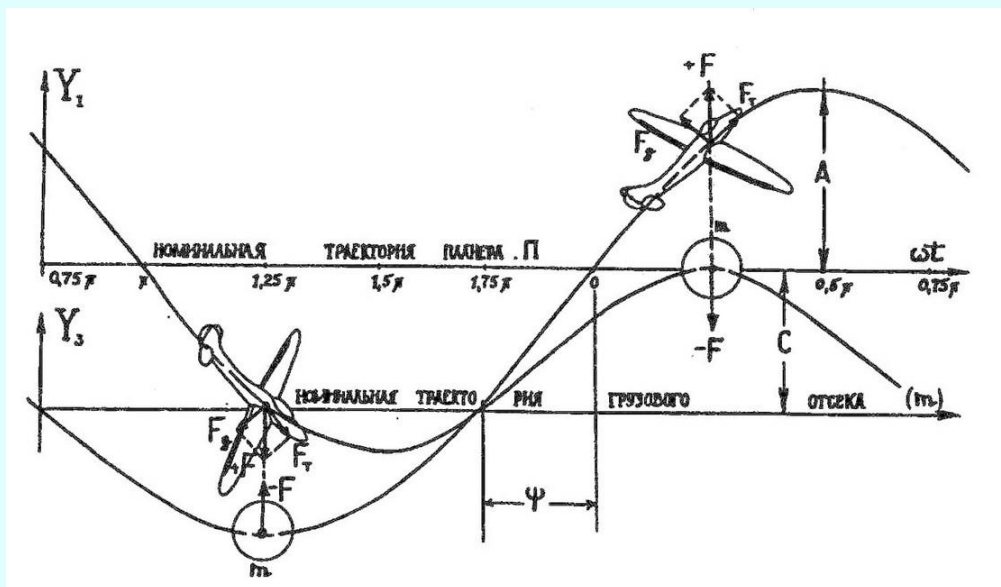


Рис. 1.

Здесь планер «П», представляющий собой, как обычно, совокупность аэродинамических поверхностей – крыла и хвостового оперения – движется по колебательной траектории с амплитудой «А» в вертикальной плоскости за счёт управления рулями тангажа хвостового оперения (УРХО) или непосредственного управления

подъёмной силой (НУПС) путём изменения угла атаки крыла. Моторно-грузовой отсек ЛА с массой  $m$  движется по другой траектории, с амплитудой «С» и с опережением по фазе на угол  $\psi$  за счёт того, что с помощью двигателя, расположенного в моторно-грузовом отсеке, этот отсек смещается в отношении планера, в местной системе координат, по гармоническому закону с той же частотой  $\omega$ , с какой колеблется планер, но с амплитудой «В» и с опережением по фазе на угол  $\varphi$ .

В условиях рассматриваемого примера, в момент времени, когда  $\omega t = 1,25\pi$  а моторно-грузовой отсек  $m$  проходит минимальную точку своей траектории и на него действует центростремительная сила:  $-F = m \cdot b$  (здесь  $b$  – вертикальная составляющая ускорения массы  $m$ ), – на планер действует сила противодействия  $+F$ , которая по правилу параллелограмма раскладывается на две силы: «потерянную силу» Даламбера  $F_g$  и силу тяги  $F_T$ . В момент времени, когда  $\omega t = 1,75\pi$ , имеем:  $b = 0$ ,  $F_T = 0$ . На интервале следующего полупериода ускорение  $b$  меняет знак и появляется второй импульс силы тяги  $F_x$ .

Более подробно рассматриваемый колебательный процесс представляется векторной диаграммой, изображённой на рисунке 2а. Здесь точка «Н» вектора «ОН» представляет собой колебательные смещения  $Y_1(\omega t)$  с амплитудой «А» планера, обладающего массой  $(m_0 - m)$ :

$$Y_1 = A \cdot \sin \omega t. \quad (1)$$

Вектор HG представляет собой переносное движение – смещение:

$$Y_2 = B \cdot \sin(\omega t + \varphi), \quad (2)$$

– массы  $m$  моторно-грузового отсека относительно планера. Сумма этих смещений даёт вектор OG с амплитудой «С», определяющий траекторию движения моторно-грузового отсека в инерциальной системе координат, – в пространстве полета:

$$Y_3 = Y_1 + Y_2 = C \cdot \sin(\omega t + \psi). \quad (3)$$

Величины модуля «С» и угла  $\psi$  определяются элементарными тригонометрическими соотношениями в функциях «А», «В» и  $\varphi$ . Нагрузку на аэродинамические поверхности определяет вектор смещения центра масс летательного аппарата; изображающая точка «М» этого вектора ОМ лежит на линии вектора «В», на расстояниях GM и MH обратно пропорционально массам:  $m$  – моторно-грузового отсека и  $(m_0 - m)$  – планера. Смещение на колебательной траектории центра масс определяет величина:

$$Y_m - D \sin(\omega t + \varphi - 0,5\pi),$$

где:

$$D = B_m/m_o \cdot \text{tg}(\varphi - 0,5\pi) \quad (4)$$

Векторы «В» и «Д» должны быть взаимно перпендикулярными для того, чтобы мощность, отдаваемая двигателем, смещающим моторно-грузовую кабину относительно планера, была активной (см. далее).

Поскольку модуль вектора «В» – параметр конструктивный; и его трудно (нецелесообразно) менять при изменениях режима (мощности) двигателя, для каждого значения угла  $\varphi \leq A, B$  – устанавливается такая величина модуля «А», чтобы выполнить условие:  $D \perp B$ .

Мгновенные значения располагаемой (отдаваемой) мощности двигателя, как обычно, определяются произведением скорости  $v$  смещения  $Y_2(\omega t)$  на активную составляющую силы  $F$  (см. рис. 1):

$$P = F_a \cdot v = b \cdot m \cdot v, \quad (5)$$

где:

$$\begin{aligned} b &= (Y_m)''_t = [B \cdot m \cdot \sin(\omega t + \varphi - 0,5\pi)/m_o \cdot \text{tg}(\varphi - 0,5\pi)]''_t = \\ &= B \cdot m \cdot \omega^2 \cdot \cos(\omega t + \varphi)/m_o \cdot \text{tg}(\varphi - 0,5\pi) \text{ [м/с}^2\text{]}, \end{aligned} \quad (6)$$

$$v = (Y_2)'_t = [B \cdot \sin(\omega t - 0,5\pi)]'_t = B \cdot \omega \cdot \cos(\omega t + \varphi); \text{ [м/с]}. \quad (7)$$

Как видим, благодаря соблюдению условия  $D \perp B$ , – ускорение (то есть сила  $F_a$ ) и скорость  $v$  являются с и н ф а з н ы м и .

Эффективная величина мощности, отдаваемой двигателем при смещении моторно-грузового отсека:

$$\begin{aligned} P &= (1/2\pi) \cdot \int_0^{2\pi} (b \cdot m \cdot v \cdot d\omega t) = 1/\pi \cdot \int_0^\pi (B^2 \cdot m^2 \cdot \omega^3 \cdot \cos^2(\omega t + \varphi)/(m_o \cdot \text{tg}(\varphi - 0,5\pi)) \cdot d\omega t = \\ &= (B^2 \cdot m^2 \cdot \omega^3 \cdot 10^{-3})/(2m_o \cdot \text{tg}(\varphi - 0,5\pi)); \text{ [кВт]}. \end{aligned} \quad (8)$$

Возможны также другие режимы работы; см. диаграммы рис. 2б и рис. 2в. Здесь, за счёт относительного (нормированного по модулю вектора В) увеличения амплитуды «А» колебательного смещения крыла можно получить большую мощность двигателя.

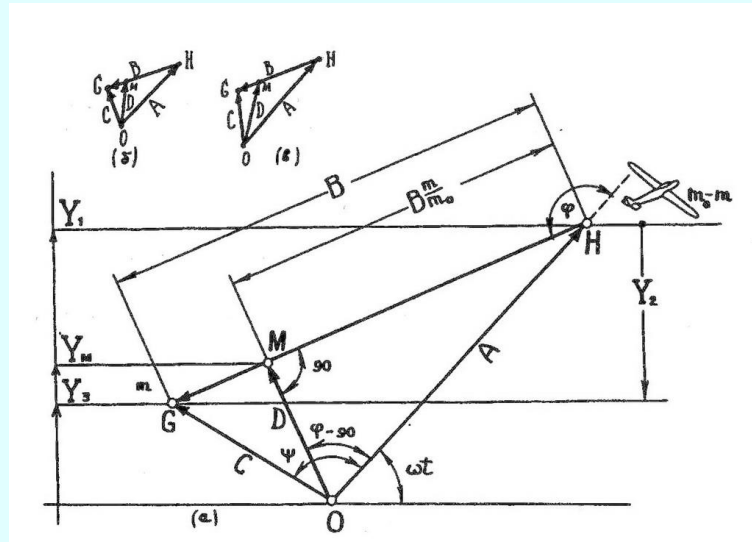


Рис.2.

В варианте режима «в», согласно векторной диаграмме рис. 2б, справедливо условие:  $\mathbf{C} \perp \mathbf{B}$  (а не  $\mathbf{D} \perp \mathbf{B}$ , как в варианте 2а); и поэтому активная составляющая колебательной нагрузки на крыло определяется проекцией вектора «D» смещения центра масс на вектор «C» смещения моторно-грузового отсека, то есть определяется величиной вектора «C». Поэтому, вводимое в динамический расчёт ускорение, –

$$b = (Y_3)''_t + [(B \cdot \sin(\omega t + \varphi - 0,5\pi)) / (\operatorname{tg}(\varphi - 0,5\pi))] = (B \cdot \omega^2 \cdot \cos(\omega t + \varphi)) / \operatorname{tg}(\varphi - 0,5\pi); \text{ [м/с}^2\text{]}. \quad (9)$$

И в соответствии с (5) и (7):

$$P = 1/2\pi \cdot \int_0^{2\pi} (b \cdot m \cdot v \cdot d\omega t) = (B^2 \cdot m \cdot \omega^3 \cdot 10^{-3}) / (2\operatorname{tg}(\varphi - 0,5\pi)); \text{ [кВт]}. \quad (10)$$

Заметим, что выбор частоты  $\omega = 2\pi f$  определяется кинематическими «A» и «B», то есть конструктивными параметрами «ЛА ОВЕЛА». Так, при значении  $\varphi = 0,75\pi$ , согласно (9) имеем:

$$b_{\max} = \omega^2 \cdot B$$

при  $\omega t = 2\pi n - \varphi$ ;  $n = 1, 2, 3, \dots$  или  $\omega t = 1,25 \cdot \pi$  при  $n = 1$ .

Отсюда получаем:

$$2\pi \cdot f = \sqrt{(b_{\max}/B)}$$

или период:

$$T = 1/f = 2\pi \sqrt{(B/b_{\max})}, \quad (11)$$

что является обыкновенным уравнением маятника [4] или качелей!

Для технических расчетов, в единицах:

$$b_{mg} = b_{\max}/9,81,$$

получается:

$$f = 1/2\pi \sqrt{(b_{mg} \cdot g/B)} = 0,5 \sqrt{(b_{mg}/B)}. \quad (11a)$$

Колебательный режим «а» (рис. 2а) – соотношение (8) – позволяет получить мощность в  $m/m_0$  – раз меньше, чем режим «б» (рис. 2б) – соотношение (9) – при одинаковых конструктивных и технологических параметрах  $B$ ,  $m$ ,  $f$  и  $\varphi$ . Однако, **проведённые спектральные исследования кинематики крейсерского полёта птиц показали**, что для такого полёта типичен именно полёт в режиме «а».

\* \* \*

#### ПРИМЕР 1.

При полёте лебедя в режиме «а» средняя величина угла опережения:  $\varphi = 174,3^\circ$ , амплитуда смещения средней точки крыла относительно корпуса птицы:  $B = 20$  см., полный вес птицы:  $m_0 = 5$  кг (ориентировочно), масса корпуса:  $m = 4,25$  кг. Частота колебаний:  $f = 2,1$  Гц (15 кадров за два периода колебаний в фильме на восьмимиллиметровой плёнке, при съёмке с частотой 16 кадров в секунду). По соотношению (8) мощность, затрачиваемая в полёте, составит:

$$P = 0,2^2 \cdot 4,25^2 \cdot (2\pi \cdot 2,1)^3 / 2,5 \cdot \text{tg}(174,3^\circ - 90^\circ) = 16,6 \text{ Вт.}$$

Заметим здесь же, что более 3 Вт на килограмм веса – мощность, соответствующая возможностям только хорошо тренированного спортсмена!

По известному [5] соотношению, определяющему затраты энергии в режиме парящего полёта, эффективная величина аэродинамического качества ЛА:

$$K_3 = (m_0 \cdot u \cdot 10^3) / (102 \cdot 3,6) = (5 \cdot 40 \cdot 10^3) / (16,6 \cdot 102 \cdot 3,6) = 33, \quad (12)$$

Здесь:  $u = 40$  км/час – крейсерская скорость полёта лебедя. Как видим, эффективная величина аэродинамического качества лебедя тоже очень высока и немного уступает качеству лучших современных планеров [6].

\* \* \*

Возникает вопрос:

почему птица «предпочитает» полёт в режиме «а», а не в режиме «б» – ?

Ответ на этот вопрос следует из сопоставления соотношений векторов  $C/OG$  и  $D/OM$ . В режиме «а»:  $D < C$ , то есть мускульные усилия, затрачиваемые на смещение центра масс птицы меньше, чем силы, определяющие ускорение её корпуса  $m$ , тогда как в режиме «б» – картина обратная:  $D > C$ . И в этом смысле вовсе невыгоден режим «в» (рис. 2в): большие реактивные силы никак не оправдывают достигаемое в этом режиме некоторое увеличение мощности – гораздо эффективнее можно увеличить мощность, уменьшив угол опережения  $\varphi$ , то есть – уменьшив множитель  $\text{tg}(\varphi - 0,5\pi)$  в знаменателе выражений (8) и (9).

Физическая интерпретация этих выражений становится ясной, если мы учтём, что в схеме рис. 2а площадь  $S$  треугольника  $\Delta OGH$  в соответствующем масштабе составит:

$$S_{\Delta OGH} = (B^2 \cdot m) / (2m_0 \cdot \text{tg}(\varphi - 0,5\pi)), \quad (12a)$$

а для схемы рис. 2б:

$$S_{\Delta OGH} = B^2 / (2\text{tg}(\varphi - 0,5\pi)). \quad (12b)$$

Поэтому в **любом режиме** мощность двигателя, определяющая силу тяги и баланс аэродинамических сил ЛА в колебательном полёте, определяется очень просто:

$$P = S \cdot m \cdot \omega^3; [\text{Вт}]. \quad (13)$$

\* \* \*

### ПРИМЕР 2.

ЛА работает в режиме класса «б», амплитуда смещения моторно-грузового отсека:  $\mathbf{B} = 0,3$  м и его масса:  $\mathbf{m} = 600$  кг, угол опережения:  $\varphi = 135^\circ$ , частота колебаний:  $f = 1,12$  Гц.  
По соотношению (12б) – площадь векторной диаграммы  $\mathbf{OGH}$ :

$$S_6 = 0,3^2/2\text{tg}(135^\circ - 90^\circ) = 0,045 \text{ м}^2,$$

а располагаемая мощность двигателя по соотношению (13):

$$P = 0,045 \cdot 600 \cdot (2\pi \cdot 1,12)^3 = 9409 \text{ Вт} \equiv 9,41 \text{ кВт}.$$

Допустив, что полная масса ЛА  $\mathbf{m}_0 = 700$  кг и эффективная величина аэродинамического качества  $\mathbf{K}_3 = 20$ , по известному соотношению (5) для полёта планера определяем скорость полёта:

$$u = (\mathbf{K}_3 \cdot P \cdot 102 \cdot 3,6) / \mathbf{m}_0 = (20 \cdot 9,41 \cdot 102 \cdot 3,6) / 700 = 100 \text{ км/час} \equiv 28 \text{ м/сек} \quad (14)$$

Здесь:  $\mathbf{K}_3$  – эффективная величина аэродинамического качества планера в динамике. Ускорение моторно-грузового отсека (9) при  $\varphi = 135^\circ$ :

$$b_{\max} = 0,3 \cdot (2\pi \cdot 1,12)^2 = 14,86 \text{ м/сек}^2 = 1,5 \cdot g.$$

Оценив с помощью (14) соотношение  $\mathbf{P}(\mathbf{u})$  мощности и скорости обычных самолётов [5], – легко убедиться, что они в 2,5 ... 3,5 раза менее экономичны, чем ЛА ОВЕЛА вследствие больших потерь в реактивных турбулентных потоках винтомоторной группы. Специальные самолёты (скоростные, акробатические и др.) – ещё раза в два менее экономичны и чрезвычайно шумны. ОВЕЛА же – вовсе не шумит!

\* \* \*

### ПРИМЕР 3.

Для полёта «мускулолёта» весом  $\mathbf{m}_0 = 100$  кг (вес лётчика – 70 кг и вес планера – 30 кг),  $\mathbf{K}_3 = 30$ ,  $\mathbf{u} = 30$  км/ч, по соотношению (14) потребляемая мощность:

$$P = (\mathbf{m}_0 \cdot \mathbf{u}) / (\mathbf{K}_3 \cdot 102 \cdot 3,6) = (100 \cdot 30) / (30 \cdot 102 \cdot 3,6) = 0,272 \text{ кВт} \equiv 272 \text{ Вт}.$$

Положив:  $f = 1$  Гц, то есть  $\omega^3 = 248 \text{ с}^{-3}$  и  $\varphi = 135^\circ$  по соотношению (10) получим:

$$B = \sqrt{(2 \cdot 0,272 \cdot 10^3 / 70 \cdot 248)} = 0,166 \text{ м}.$$

Далее, по уравнению маятника (11), максимальное ускорение:

$$b_{\max} = \omega^2 B = (2\pi \cdot 1) \cdot 2 \cdot 0,166 = 6,55 \text{ м/сек}^2,$$

что в единицах  $\mathbf{g}$  соответствует  $\mathbf{b}_{\text{mg}} = b/g = 0,67 \cdot g$  – как на качелях, с отклонениями на  $\pm 48^\circ$  ...

\* \* \*

Во втором примере длина волны колебаний планера:

$$\lambda = v/f = 28/1,12 = 25 \text{ м}.$$

При полёте в режиме класса «б» амплитуда смещений аэродинамических поверхностей (планера) в пространстве полёта:  $A = B/\cos(\pi - \varphi) = 0,3/\cos 45^\circ = 0,42 \text{ м}$ .

Легко видеть, что максимальные значения угла возвышения траектории:

$$\alpha^{\circ}_{\text{max}} = 360 A/\lambda = 6^\circ$$

– очень невелики; и траектория практически представляет собой почти прямую линию. Таким образом, – подтверждается постулат о квазистационарном режиме полёта.

Соотношения (8), (10), (13) позволяют оценить **силу тяги** крыла в колебательном полёте. В условиях энергетического баланса\* (крейсерский полёт) модули усреднённых величин сил тяги  $F_T$  и лобового сопротивления  $F_x$  равны между собой:  $T = x = P/v$ , откуда:

$$T = 3,6 \cdot S \cdot m \cdot \omega^3 / u; \text{ [Н]}, \quad (15)$$

где:  $u$  – скорость, км/ч.

\*). Все приводимые здесь соотношения несколько более сложно получаются также принципиально другим методом решения динамических уравнений и интегрирования работы, совершаемой  $F_T$ , рис. 1.

Существенный фактор, который необходимо учитывать в расчётах, – это некоторое уменьшение в колебательном режиме величины аэродинамического качества, от оптимального значения  $K_{\text{max}}$  до эффективного значения  $K$ , – в результате нелинейности (параболичности) уравнения поляры самолёта [7]:

$$C_x - C_{x0} + A \cdot C_y^2,$$

где:

$C_{x0}$  – значение коэффициента лобового сопротивления при нулевой подъёмной силе ( $C_y = 0$ );

$A$  – «коэффициент отвала поляры», характеризующий величину индуктивного сопротивления.

В колебательном режиме  $C_y(t')$  является функцией времени, поэтому:

$$C_x(t) = C_{x0} + A \cdot C_y^2 (1 + b_{\text{mg}} \cdot \cos \omega t)^2.$$

Здесь:

$C_y$  – среднее значение коэффициента  $C_y(t')$ ;

$b_{\text{mg}}$  – амплитуда активной составляющей ускорения, определяющего нагрузку двигателя в единицах:  $g = 9,81 \text{ м/с}^2$ ;

в режиме «а»:  $b_{\text{mg}} = (B \cdot m \cdot \omega^2) / (m_0 \cdot g \cdot \text{tg}(\varphi - 0,5 \pi))$ ,

в режиме «б»:  $b_{\text{mg}} = (B \cdot \omega^2) / (g \cdot \text{tg}(\varphi - 0,5 \pi))$ , см. соотношения (6) и (9).

Эффективное (среднее) значение лобового сопротивления:

$$\begin{aligned} x &= 1/2\pi \cdot \int_0^{2\pi} C_x(t) \cdot d\omega t = 1/2\pi \cdot \int_0^{2\pi} [C'_{x0} + A C_y^2 \cdot (1 + b_{\text{mg}} \cdot \cos \omega t)^2] = \\ &= C_{x0} + A \cdot C_y^2 \cdot (1 + 0,5 \cdot b_{\text{mg}}^2) = C_{x0} + A^* C_y^2, \end{aligned}$$

где:  $A^* = A \cdot (1 + 0,5 \cdot b_{\text{mg}}^2)$ .

Оптимальное значение аэродинамического качества [7, ф-ла 1.4]:

$$K_{\text{опт}} = 1/(2\sqrt{A \cdot C_{x0}}); \quad K_3 = 1/2\sqrt{A^* \cdot C_{x0}}. \quad (16a)$$

Здесь:  $K_3$  — значение эффективной величины аэродинамического качества в колебательном режиме.

Из (16а) следует:

$$K_3 = \frac{C_{L_{max}}}{C_{D_{min}}} \quad (166)$$

\* \* \*

В заключение приведём ориентировочный расчёт основных технико-экономических параметров «воздушного грузовика» – почтового «пикапа» – ЛА ОВЕЛА – одного из представителей грузовой авиации завтрашнего дня.

#### ПРИМЕР 4.

Почтовый «пикап» – ЛА ОВЕЛА; крейсерская скорость  $u = 130$  км/ч; масса взлетная максимальная  $m_0 = 1,3$  т; дальность полёта с АНЗ (аварийным неприкосновенным запасом горючего) на 52 минуты полёта с максимальной коммерческой нагрузкой:  $R_1 = 500$  км и  $R_2 = 1000$  км; аппарат беспилотный, радиоуправляемый.

Масса аппаратуры управления полётом  $m_{ay} = 65$  кг, эффективная величина коэффициента аэродинамического качества:  $K_3 = m_0/F_L = 17$ , где  $F_L$  – сила лобового сопротивления воздушной среды, [кгс]. Заметим, что это значение  $K_3$  невелико, ведь у современных планеров оно бывает в 2÷2,2 раза больше.

Потребляемая мощность ЛА ОВЕЛА для крейсерского полёта:

$$P = F_L \cdot v = m_0 \cdot u / K_3 \cdot 3,6 \cdot 10^2 = 27,1 \text{ кВт.}$$

Масса поршневого двигателя в установке:  $m_g = 0,96 \cdot P = 26$  кг.

В соответствии с типичными раскладками масс ЛА, по усреднённым показателям, – масса пустого аппарата:

$$m_{п} = 0,43 \cdot m_0 + m_g + m_a = 650 \text{ кг.}$$

Масса загруженного моторно-грузового отсека:  $m = m_0 - m_{пл} = 1215,5$  кг, где масса планера:  $m_{пл} = 0,13 \cdot m_0 = 84,5$  кг.

Масса горючего, расходуемого за 1 час крейсерского полета:

$$G' = \gamma \cdot P = 0,27 \cdot 27,1 = 7,312 \text{ кг; при норме: } \gamma = 270 \text{ г/кВт}\cdot\text{ч.}$$

Для полёта на расстояние  $R_1 = 500$  км, с учётом АНЗ на 52 мин, необходим запас горючего:

$$G_1 = (R/u + 52/60) \cdot G' = 34,5 \text{ кг,}$$

а на расстояние  $R_2 = 1000$  км:  $G_2 = 62,6$  кг.

Масса коммерческого груза при полётах на расстояния 500 км и 1000 км составляет соответственно:

$$\begin{aligned} m_{гр,1} &= m_0 - m_{п} - G_1 = 615,5 \text{ кг,} \\ m_{гр,2} &= m_0 - m_{п} - G_2 = 587,4 \text{ кг.} \end{aligned}$$

Удельный расход горючего при полёте на расстояния 500 км и 1000 км:

$$\alpha_1 = G'/m_{гр,1} \cdot v = 7312/0,6155 \cdot 130 = 91,4 \text{ г/т}\cdot\text{км}$$



$$\alpha_2 = G^l/m_{гр,2} \cdot v = 7312/0,5874 \cdot 130 = 96 \text{ г/т} \cdot \text{км},$$

– то есть в 2 раза меньше, чем на автотранспорте и в 7,5 раз меньше, чем на подобных современных типовых самолётах!

Удивляться этому нечего: летящий в оптимальном режиме безреактивный ЛА ОВЕЛА не расходует энергию ни на что, кроме преодоления сопротивления воздуха. Этот расход не идёт ни в какое сравнение с расходом автомобиля, маневрирующего на поворотах, при торможении, спусках и подъёмах и пр.; или же – с расходом любого реактивного самолёта, с его факелом пламени, рёвом и ураганным ветром.

Кроме того, сокращение удельного расхода горючего позволяет забирать в рейс меньше горючего и **больше полезного груза**, то есть общая эксплуатационная экономия расхода горючего, при сравнении в эксплуатационных условиях, сказывается ещё **существенно больше**. В то же самое время – современные самолёты имеют на старте соотношение масс «полезный груз – горючее» примерно 1/1. В нашем же примере это соотношение составляет:

$$(615 \div 587) / (34 \div 62) = (18 \div 9,4)$$

то есть **больше на порядок**.

\* \* \*

В свете изложенного, удручающее впечатление оставляют данные Госкомитета СССР о перевозках грузов за 1989 г. (Газета «Советская Россия», 04.02.90 г.). Всего перевезено грузов 6526 миллионов тонн; из них: половина – автотранспортом, треть – по железным дорогам, десятая часть – по рекам...

А в и а ц и е й – н и ч е г о !

На автодорогах СНГ произошло 319557 ДТП – убито 58651 человек. На Крайний Север завезено: морским транспортом – 15,8 млн. т., речным – 5,3 млн. т. ...

А в и а ц и е й – н и ч е г о !

Легко себе представить, как бы изменилась вся эта безотрадная, горестная картина, если бы грузы везли высокоэкономичные, бесшумные и экологически чистые, безреактивные ЛА ОВЕЛА:

всё, что нужно – прямо туда, куда нужно!

#### ЛИТЕРАТУРА

1. Голубев В. В. Теория машущего крыла и общая проблема тяги и сопротивления. Сборник «Общее собрание АН СССР», 1944 г.
2. Голубев В. В. Тяга машущего крыла. Доклад на сессии ОТН АН СССР, январь, 1946 г., «Известия АН СССР, ОТН», № 5, 1946 г.
3. Голубев В. В. Исследование по теории машущего крыла. – «Учёные записки МГУ», вып. 154, т. IV, 1951 г.
4. Поль Р. В. Механика и акустика и учение о теплоте. – М., «Наука», 1971 г.

5. Бадягин А. А., Мухамедов Ф. А. Проектирование лёгких самолетов. – М., «Машиностроение», 1978 г.
6. Замятин В. М. Планеры и планеризм. – М., «Машиностроение», 1974 г.
7. Практическая аэродинамика маневренных самолётов. Ред. Н. М. Лысенко. – М., «Воениздат», 1977 г.
8. Авторское свидетельство № 1066137, «Способ полёта летательного аппарата». Приоритет 25 апреля 1977 г. А. А. Пирогов, А. А. Пирогов мл. Опубликовано в БИ № 42, 1990 г.
9. Пирогов А. А., Пирогов А. А. мл. ОВЕЛА – новый высокоэффективный способ полёта. Доклад на СЛА–87. М., Тушино, ЦК ДОСААФ, 19...30.08.87 г.
10. Когда полетит ОВЕЛА? Пирогов А. А., Пирогов А. А. мл. Информация, реклама, сообщения. М., Всесоюзное Общество Авиастроителей. Вестник № 2, май 1991 г., стр. 19...22.

Москва, август 1987 г.

**Пирогов Андрей Андреевич**, – доктор технических наук, профессор, почётный член НТО им. А. С. Попова, действительный член Русского Физического Общества (1992), лауреат Премии Русского Физического Общества (1992).

Опубликовано: журнал «Русская Мысль», 1992, № 2, стр. 42-49.