

УДК 629.135.6

## АЭРОДИНАМИКА ВРАЩАЮЩЕГОСЯ ПЛОСКОГО КРЫЛА

Герасимов С.А.

Ростовский-на-Дону государственный университет, Ростов-на-Дону

Подробная информация об авторах размещена на сайте

«Учёные России» - <http://www.famous-scientists.ru>

### Вычислена подъемная сила, создаваемая экранированным вращающимся плоским крылом в статическом и динамическом режимах.

Существуют два понятия подъемной силы вибрационного летательного аппарата (ВЛА). Одно из них отождествляется с вибрационной силой, соответствует статического режиму ВЛА, находящегося на поверхности, и представляет собой среднюю силу сопротивления, действующую на корпус или крыло [1]. Второе понятие соответствует режиму движения ВЛА и представляет собой вес системы, соответствующий неизменному положению центра тяжести ВЛА, находящегося в полете [2]. Это только одна часть проблемы. Вторая сторона задачи, наиболее важная, имеет технический характер. А именно, первые подробные экспериментальные исследования выявили основные причины, почему эти испытания нельзя считать удачными [3]. Причин две. Первая – малое значение параметра асимметрии корпуса или крыла ВЛА. Вторая причина: сила аэродинамического сопротивления, действующая на корпус или крыло, оказалась слишком мала, а значит, не может создать достаточную для полета подъемную силу. Получение большого значения параметра асимметрии достигается поворотом крыла на угол  $\pi/2$ , а высокое значение силы аэродинамического сопротивления возникает при большой скорости, например, при вращении крыла. Ясно, что обычное, ничем неограниченное вращение приводит к

нулевой подъемной силе, как в динамическом, так и статическом режиме. Эффект ненулевой подъемной силы может возникнуть лишь в том случае, когда взаимодействие крыла с окружающей средой происходит в течение не всего периода вращения.

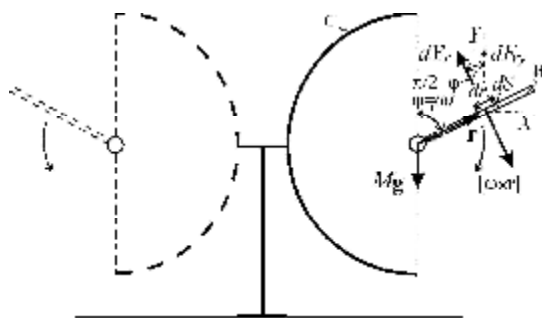


Рис. 1. Статический режим летательного аппарата с экранированным вращающимся плоским крылом.

Сначала имеет смысл рассмотреть статический режим, при котором летательный аппарат находится на поверхности (рис. 1). Это соответствует случаю, когда скорость корпуса (экрана  $C$ ) равна нулю. Элемент поверхности  $dS$  крыла  $W$ , вращающегося с угловой скоростью  $\omega$ , испытывает действие силы сопротивления

$$d\mathbf{F}_r = -\frac{Cr}{2} w^2 r^2 (\cos wte_x - \sin wte_y) dS, \quad (1)$$

где  $e_x$  и  $e_y$  – единичные векторы вдоль осей  $X$  и  $Y$ , соответственно. Интерес, разумеется, представляет вертикальная составляющая

этой силы, поэтому интегрирование (1) по площади крыла дает:

$$F_{yt} = \frac{Cr}{6} Sw^2 R^2 \sin wt, \quad (2)$$

где  $R$  – радиус крыла,  $S$  – его площадь. Эта сила отлична от нуля лишь в течении одной половины периода, поэтому средняя за

период вертикальная составляющая силы сопротивления составляет существенную величину:

$$F_y = \frac{Cr}{6\rho} Sw^2 R^2. \quad (3)$$

Даже при коэффициенте сопротивления  $C$ , равном единице, радиусе крыла  $R=1$  м, площади крыла  $S=1$  м<sup>2</sup> и частоте вращения  $\nu=10$  оборотов/сек ( $\omega=2\pi\nu$ ), ( $\rho=1,3$  кг/м<sup>3</sup> – плотность воздуха) средняя сила сопротивления (3), отождествляемая с подъемной силой в статическом режиме, составляет значительную величину  $F_y=270$  Н, а при десятикратном увеличении частоты вращения подъемная сила возрастает в сто раз. А это, в свою очередь, – повод для подробного изучения такого способа полета.

В динамическом режиме аэродинамическое сопротивление создается не только вращением крыла, но и движением летательного аппарата относительно воздуха. Пренебречь вторым механизмом нельзя. Это привело бы к противоречию. Действительно, в этом случае под действием сопротивления, обусловленного вращением, летательный аппарат неограниченно бы ускорялся, что привело бы к неограниченному увеличению его скорости, то есть силы сопротивления.

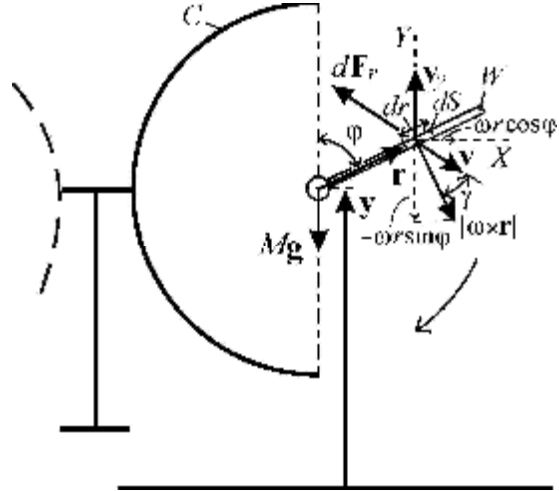


Рис. 2. Вращающееся крыло в динамическом режиме.

Итак, в динамическом режиме элемент площади крыла  $dS$  имеет две составляющие скорости  $\mathbf{v}_y = d\mathbf{y}/dt$  и  $[\omega \times \mathbf{r}]$ , первая из которых представляет собой скорость летательного аппарата как целого, а вторая – скорость, обусловленная вращением (рис. 2), поэтому

$$\mathbf{v} = w r \cos j \mathbf{e}_x + (v_y - w r \sin j) \mathbf{e}_y,$$

а сила сопротивления, действующая на этот элемент площади

$$d\mathbf{F}_r = -C \frac{r}{2} dS \mathbf{v} | \mathbf{v} \cos g |,$$

приобретает вид

$$d\mathbf{F}_r = -C \frac{r}{2} dS (w r \cos j \mathbf{e}_x + (v_y - w r \sin j) \mathbf{e}_y) | w r - v_y \sin j |,$$

где  $\gamma$  – угол между направлением полной скорости и нормалью к поверхности крыла, то есть  $[\omega \times \mathbf{r}]$ . Сила аэродинамического

сопротивления антипараллельна скорости [4]. Как и прежде, интерес представляет вертикальная составляющая этой силы

$$dF_{ry} = -C \frac{r}{2} dS (v_y - w r \sin j) | w r - v_y \sin j |.$$

Чтобы найти полную силу, действующую на все крыло, это выражение следует проинтегрировать по всей площади. Аналитически сделать это можно, но при этом возникает ряд проблем, связанных с записью

пределов интегрирования. Поскольку речь все равно пойдет о численном решении задачи, то имеет смысл заменить интегрирование суммированием, разбив область изменения радиуса  $0 \leq r \leq R$  на  $n$  участков:

$$F_{ry} = -\frac{CrS}{2n} \sum_{i=1}^n (v_y - \frac{wR}{n} i \sin wt) | \frac{wR}{n} i - v_y \sin wt | \quad (4)$$

Понятно, что не решив уравнение движения всей системы, показанной на рис. 2, силу сопротивления (4) вычислить невозможно. Поскольку, кроме силы сопротивления (4), на систему действуют сила тя-

жести  $Mg$  и сила аэродинамического сопротивления корпуса летательного аппарата, то уравнение движения центра масс системы

$$M \frac{d^2 \mathbf{y}}{dt^2} = Mg + \mathbf{F}_r - C_0 \frac{r}{2} \frac{d\mathbf{y}}{dt} | \frac{d\mathbf{y}}{dt} | \quad (5)$$

может быть переписано следующим образом:

$$\frac{1}{2p^2} \frac{d^2 x}{dt^2} = -q^2 - K_0 \frac{dx}{dt} | \frac{dx}{dt} | - \frac{K}{n} \sum_{i=1}^n (\frac{dx}{dt} - \frac{p}{n} i \operatorname{sg}(t)) | \frac{p}{n} i - \frac{dx}{dt} \operatorname{sg}(t) |, \quad (6)$$

где

$$\operatorname{sg}(t) = \sin 2pt (\operatorname{sign}(\sin 2pt) + 1) / 2 \quad (7)$$

Последняя функция отражает необходимое условие:  $\operatorname{sg}(\tau) = \sin 2\pi\tau$  если  $\sin 2\pi\tau > 0$ , и  $\operatorname{sg}(\tau) = 0$  при  $\sin 2\pi\tau < 0$ .

Выше введены следующие обозначения:  $C_0$  – коэффициент аэродинамического сопротивления корпуса и

$$q^2 = \frac{T^2 g}{4p^2 R} ; \quad K_0 = \frac{C_0 rSR}{2p^2 M} ; \quad x = \frac{y}{2R} ; \quad t = \frac{t}{T} ; \quad K = \frac{CrSR}{2p^2 M}, \quad (8)$$

$T = 2\pi/\omega$  – период вращения. Эти обозначения тождественны автомодельным переменным, свойственным вибрационному перемещению так называемой летающей платформы [5]. Поэтому вполне естественно сравнить эти два способа полета. Пример такого численного расчета показан на рис. 3. Расчет проводился при  $C_0 = C$  и параметре асимметрии летающей платформы  $\delta = 2$ . Совершенно очевидно, что данный вариант полета является наиболее эффективным. Кроме того, что летательный аппарат, изображенный на рис. 1 и 2, способен поднять большой вес, он обладает еще одним положительным качеством: подавленными колебаниями корпуса. Судя по всему, интерпретация величины  $\theta^2$  как приведенного веса [3,5] не является удачной. Скорее всего, величина  $\theta$  представляет собой приведенный период колебаний.

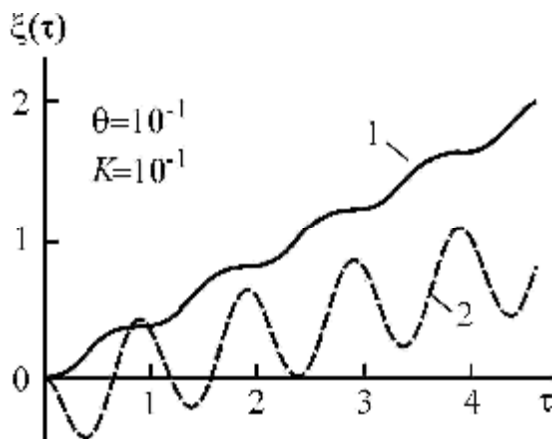


Рис. 3. Пример динамического режима ЛА с вращающимся плоским крылом (1) и летающей платформы (2).

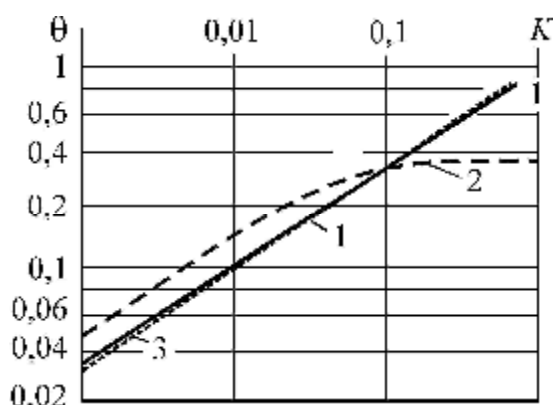
Теперь осталось выяснить, при каких значениях приведенного коэффициента сопротивления  $K$  и приведенного периода вращения плоского крыла  $\theta$  становится возможным критический режим полета, характеризующийся неизменным расстоя-

нием от центра тяжести ЛА до земли [6]? Расчет такого режима утомителен, но не имеет принципиальных трудностей: достаточно решить трансцендентное уравнение, то есть для заданных значений  $K$  найти такие значения приведенного периода, при которых среднее значение приведенной скорости  $d\xi/dt$  равно нулю. Результаты расчета, представленные на рис. 4, не оказались неожиданными. Частота вращения, необходимая для осуществления полета ЛА с вращающимся плоским крылом, оказалась существенно ниже, чем для той же летающей платформы. Если же учесть, что больших значений параметра асимметрии в динамическом режиме достичь крайне трудно, то этот вывод можно считать достаточно общим. Попытка приравнять статическую подъемную силу (3) силе тяжести  $Mg$  приводит к следующей связи критического приведенного периода с приведенным коэффициентом сопротивления:

$$q_s = \sqrt{\frac{P}{3}} K^{1/2}. \quad (9)$$

Форма корпуса на величину статической подъемной силы, разумеется, не влияет. Очень слабо влияет коэффициент сопротивления корпуса и на величину динамической подъемной силы, которая с достаточной точностью может быть аппроксимирована той же зависимостью (9).

Вывод очевиден: для легкой системы наиболее эффективным является использование вращающегося крыла. В этом случае полет достигается при меньших частотах вращения. Интересно, что при меньших приведенных коэффициентах сопротивления и прочих равных условиях летающая платформа может быть более тяжелой, но не надо забывать, что она изначально перегружена несбалансированными массами. А вообще, данная работа представляет собой редкий случай, для которого удалось вычислить статическую подъемную силу.



**Рисунок 4.** Зависимость критического периода вращения от приведенного коэффициента сопротивления для вращающегося плоского крыла (1) и летающей платформы (2). 3 – статический режим.

#### СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ:

1. Блехман И.И., Джанелидзе Г.Ю. Вибрационное перемещение. – М.: Наука. 1964. – 402 с.
2. Герасимов С.А. О вибрационном перемещении в поле силы тяжести. // Прикладная механика и техническая физика. 2003. Т. 44. № 6. С. 44-48.
3. Герасимов С.А. Об определении подъемной силы вибрационного летательного аппарата. // Техника и технология. 2005. № 6. С. 128-132.
4. Стрелков С.П. Механика. – М.: Наука. 1975. 560 с.
5. Герасимов С.А. Летающая платформа с квадратичным сопротивлением движению. // Известия вузов. Машиностроение. 2005. № 10. С. 3-7.
6. Герасимов С.А., Удалова Е.С. Негармонический осциллятор в поле гравитационных и диссипативных сил. // Вопросы прикладной физики. 2005. № 12. С. 126-128.

**AERODYNAMICS OF ROTATING PLANE WING**

Gerasimov S.A.

*Rostov-on-Don State University, Rostov-on-Don*

The lift force created by a screened rotating plane wing is calculated in static and dynamic regimes.