

## ТЕРМОЭНЕРГЕТИЧЕСКИЙ СПОСОБ УВЕЛИЧЕНИЯ ПОДЪЕМНОЙ СИЛЫ КРЫЛА ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА ПРОТИВОПОЖАРНОЙ И ГЕОЛОГОРАЗВЕДОЧНОЙ АВИАЦИИ

**Ловейко М.А., Сорокин П.С., Шарипов Д.А., Алтымышев Б.Б.,  
научные руководители: д-р техн. наук Довженко Н.Н.,  
канд. техн. наук Минкин А.Н., канд. техн. наук Бражников А.В.  
ФГАОУ ВПО «Сибирский федеральный университет»**

Тушение пожаров (в частности, лесных) и проведение спасательных работ и работ по разведке полезных ископаемых (нефти, природного газа и т.д.) зачастую осуществляются в труднодоступных местах со сложным рельефом земной поверхности. В связи с этим к числу основных требований, предъявляемых к летательным аппаратам МЧС и геологоразведочной авиации, относится возможность использования минимальных по протяженности ровных участков земной поверхности в качестве взлетно-посадочных полос, необходимых для взлета и посадки летательного аппарата (например, самолета).

Решение этой проблемы возможно, в частности, за счет максимального увеличения подъемной силы крыла летательного аппарата [1-4]. Для достижения этой цели предлагается установить внутри крыла летательного аппарата источник теплового излучения, примыкающий непосредственно к нижней поверхности крыла и отделенный от верхней поверхности крыла термоэкраном, выполненным из материала, обладающего теплоизоляционными свойствами.

При обтекании воздухом крыла, имеющего симметричный профиль, к нижней поверхности которого примыкает источник теплового излучения, размещенный внутри крыла и отделенный от верхней поверхности крыла термоэкраном, полная удельная энергия потока воздуха, обтекающего крыло снизу, вследствие его нагрева будет больше полной удельной энергии потока воздуха, обтекающего крыло сверху, то есть

$$e_1 < e_2, \quad (1)$$

где  $e_1 = E_1 / m$ ;  $e_2 = E_2 / m$ ;  $E_1$  и  $e_1$  – соответственно полная и полная удельная энергия элементарного потока воздуха, обтекающего крыло сверху;  $E_2$  и  $e_2$  – соответственно полная и полная удельная энергия элементарного потока воздуха, обтекающего крыло снизу;  $m$  – масса элементарных потоков воздуха, обтекающих крыло сверху или снизу. Под элементарным потоком подразумевается плоский поток, вертикальный размер и площадь живого сечения которого стремятся к нулю [5].

Неравенство (1) следует из известного соотношения [6]:

$$\begin{cases} E_1 \approx k_{ET} \cdot T_1; \\ E_2 \approx k_{ET} \cdot T_2, \end{cases} \quad (2)$$

где  $k_{ET}$  – коэффициент пропорциональности,  $T_1$  – абсолютная температура (по шкале Кельвина) потока воздуха, обтекающего крыло сверху;  $T_2$  – абсолютная температура (по шкале Кельвина) потока воздуха, обтекающего крыло снизу. Из (2) следует, что

$$\begin{cases} e_1 = E_1 / m \approx k \cdot T_1; \\ e_2 = E_2 / m \approx k \cdot T_2. \end{cases} \quad (3)$$

где

$$k = k_{ET} / m. \quad (4)$$

В соответствии с [7]:

$$k_{ET} = \frac{i}{2} \nu R; \quad (5)$$

$i$  – количество степеней свободы (для одноатомного газа  $i = 3$ ; для двухатомного газа  $i = 5$  (движение вдоль осей координат  $Ox$ ,  $Oy$  и  $Oz$ , а плюс к этому – вращение вокруг двух осей координат); и т.д.);  $\nu$  – количество вещества (в молях);  $\nu = m / M$ ;  $m$  – масса элементарного потока воздуха, обтекающего крыло сверху или снизу;  $M$  – молярная масса воздуха;  $M = 0,029$  кг/моль;  $R$  – универсальная газовая постоянная;  $R = 8,314$  Дж/(моль · К).

С учетом (5) выражение для  $k$  принимает вид

$$k = \frac{i}{2} \cdot \frac{R}{M}. \quad (6)$$

При  $i = 4$  (для равномерной смеси одно- и двухатомного газов, которая лучше всего соответствует реальному воздуху) величина  $k$  принимает значение в системе измерений СИ:

$$k = \frac{4}{2} \cdot \frac{8,314}{0,029} \approx 573,379 \frac{\text{Дж}}{\text{кг} \cdot \text{К}}. \quad (7)$$

С другой стороны [5] в общем случае:

$$e_1 = \frac{u_1^2}{2} + \frac{p_1}{\rho_1} + gz_1; \quad (8)$$

$$e_2 = \frac{u_2^2}{2} + \frac{p_2}{\rho_2} + gz_2, \quad (9)$$

где  $u_1$  и  $u_2$  – скорости обтекания крыла потоками воздуха непосредственно над и под крылом соответственно;  $p_1$  и  $p_2$  – значения давления непосредственно над и под крылом соответственно;  $\rho_1$  и  $\rho_2$  – значения плотности воздуха непосредственно над и под крылом соответственно;  $z_1$  и  $z_2$  – геометрические высоты верхней и нижней точек крыла соответственно относительно плоскости сравнения потенциальной энергии.

При симметричном профиле крыла и угле атаки крыла, равном нулю,

$$u_1 = u_2. \quad (10)$$

В качестве плоскости сравнения потенциальной энергии, от которой отсчитываются величины  $z_1$  и  $z_2$ , всегда может быть выбрана горизонтальная плоскость, удаленная от крыла так, что будет выполняться неравенство

$$C \ll \frac{z_1 + z_2}{2}, \quad (11)$$

где  $C$  – абсолютная толщина профиля крыла, т.е. максимальное расстояние от верхней до нижней поверхности профиля крыла в сечении, перпендикулярном хорде крыла,

$$C = z_1 - z_2. \quad (12)$$

В этом случае можно считать, что

$$z_1 \approx z_2. \quad (13)$$

Тогда неравенство (1) с учетом (5)-(10) и (13) принимает вид

$$\frac{p_1}{\rho_1} < \frac{p_2}{\rho_2}. \quad (14)$$

Поскольку в реальных ситуациях скорость обтекания крыла воздухом имеет большие значения, то за время обтекания воздухом крыла воздух, находящийся под крылом, практически не успевает передать свою энергию, полученную от источника теплового излучения, примыкающим к нему более холодным соседним массивам воздуха. Поэтому процессы, протекающие в воздухе под крылом, можно рассматривать как адиабатические (т.е. изоэнтропийные).

Кроме того, вследствие упомянутой выше скоротечности процессов, происходящих под крылом, эти процессы можно рассматривать не только как адиабатические (изоэнтропийные), но и как изохорные, т.е. в течение этих процессов плотность воздуха практически не успевает измениться за время обтекания воздухом нижней поверхности крыла, т.е. можно считать, что

$$\rho_1 \approx \rho_2 = \rho, \quad (15)$$

где (при так называемых нормальных условиях, когда температура равна  $273\text{ K}$  (т.е.  $0^\circ\text{ C}$ ) и атмосферном давлении  $101\,325\text{ Па}$ )

$$\rho \approx 1,3\text{ кг/м}^3. \quad (16)$$

Вследствие равенства (15)

$$k \approx \text{const}. \quad (17)$$

Из (14) и (15) с учетом (2) и (3) следует, что при нагреве потока воздуха, обтекающего крыло снизу,

$$p_1 < p_2, \quad (18)$$

что приводит к увеличению подъемной силы на величину

$$\Delta F = (p_1 - p_2) \cdot S/2, \quad (19)$$

или, с учетом (2)-(10) и (13):

$$\Delta F \approx k \cdot \rho \cdot \Delta T \cdot S / 2 \propto \Delta T, \quad (20)$$

где  $\Delta T = T_1 - T_2$ ,  $T_1$  и  $T_2$  – значения температуры воздуха непосредственно над и под крылом соответственно,  $S$  – общая площадь поверхности крыла, равная сумме площадей нижней и верхней поверхностей крыла,  $\propto$  – знак пропорциональности.

При этом результирующая подъемная сила, действующая на крыло, определяется по формуле

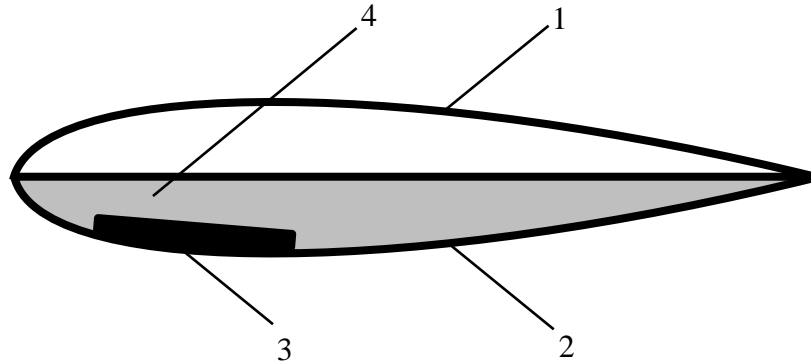
$$F = F_0 + \Delta F \approx F_0 + k \cdot \rho \cdot \Delta T \cdot S / 2, \quad (21)$$

где  $F_0$  – подъемная сила, порожденная ненулевым углом атаки крыла.

В соответствии с (7) и (16) произведение  $k \cdot \rho$ , показывающее, на сколько увеличивается подъемная сила крыла при общей площади  $S$  крыла, равной  $2 \text{ м}^2$  и обеспечении разности температур  $\Delta T$  непосредственно над и под крылом, равной  $1 \text{ К}$ , численно равно значению

$$k \cdot \rho \approx 745,393 \frac{\text{Дж}}{\text{К} \cdot \text{м}^3}. \quad (22)$$

Изложенная сущность поясняется графически на рис. 1, где 1 – верхняя поверхность крыла, 2 – нижняя поверхность крыла, 3 – источник теплового излучения, 4 – термоэкрэн.



*Рис. 1. Принципиальная конструкция крыла летательного аппарата противопожарной и геологоразведочной авиации, основанная на термоэнергетическом способе увеличения подъемной силы*

Устройство работает следующим образом.

При обтекании верхней 1 и нижней 2 поверхностей крыла симметричного профиля поток воздуха, обтекающий крыло снизу, получает дополнительную энергию в результате его нагрева от источника теплового излучения 3. Термоэкрэн 4 осуществляет тепловую изоляцию верхней поверхности 1 крыла от источника теплового излучения 3, в результате чего обеспечивается разность температур потоков воздуха, обтекающих крыло сверху и снизу. Следствием этой разности температур является то, что давление воздуха под крылом становится больше давления воздуха над крылом. Эта разность давлений, порожденная разностью температур воздуха над и под крылом, приводит к

увеличению подъемной силы, действующей на крыло, на величину, определяющуюся по формуле (20).

Предложенный в данной работе способ увеличения подъемной силы может быть использован применительно к конструкциям, как крыльев самолетов, так и лопастей винтов вертолетов и ветроколес [2], а кроме того – к конструкциям рулей высоты подводных аппаратов (подводных лодок и прочего). В последнем случае эффективность предлагаемого способа будет выше (чем в случае самолетов и вертолетов) из-за меньшей скорости обтекания плоскости соответствующего конструктивного элемента водой (чем в случае воздуха), а также из-за того, что плотность реальной капельной жидкости (например, воды в жидком агрегатном состоянии) намного меньше зависит от ее температуры, чем плотность того же вещества в газообразном агрегатном состоянии.

Кроме того, при реализации предлагаемого способа увеличения подъемной силы предлагается использовать не отдельные (независимые) источники тепла, а утилизировать (использовать) тепловое излучение корпусов двигателей и других конструктивных элементов соответствующих аппаратов (самолетов, вертолетов, ветрогенераторов или подводных аппаратов), а для простой, дешевой и высокоэффективной передачи тепла к соответствующим частям крыльев и лопастей использовать тепловые трубы [8].

Технико-экономическая эффективность предлагаемого устройства заключается в расширении области земной поверхности, доступной для тушения пожаров и аэрогеологоразведки полезных ископаемых, с точки зрения рельефно-ландшафтных особенностей этой поверхности из-за возможности использования меньших по протяженности ровных ее участков в качестве взлетно-посадочных полос, необходимых для взлета и посадки летательного аппарата (например, самолета), предназначенного для проведения названной аэрогеологоразведки или тушения пожаров в труднодоступных местах.

### Список литературы

1. Бражников А.В. Дифференциально-энергетический принцип создания подъемной силы // Современные проблемы науки и образования, № 6 (приложение «Технические науки»), 2013, с. 30.
2. Бражников А.В. Термоэнергетический способ увеличения подъемной силы крыла летательного аппарата или лопасти ветроколеса // Современные проблемы науки и образования, № 6 (приложение «Технические науки»), 2013, с. 31.
3. Бражников А.В., Бражникова Е.С., Бондаренко Р.В., Урчуков А.А., Завитаев В.Н., Голубев И.Ю. Крыло летательного аппарата для аэрогеологоразведки. Патент РФ № RU 130949 U1, дата приоритета 18.02.2013 г., дата публикации 10.08.2013 г.
4. Шарипов Д.А., Алтымышев Б.Б., Ловейко М.А., Довженко Н.Н., Минкин А.Н., Бражников А.В. Крыло летательного аппарата противопожарной и геологоразведочной авиации // Молодежь и наука – 2014: сб. материалов X Юбилейной Всеросс. НТК с международным участием, посвященная 80-летию образования Красноярского края. - Красноярск, Изд - во: СФУ, 2014, в печати.
5. Гейер В.Г., Дулин В.С., Заря А.Н. Гидравлика и гидропривод. - М.: Недра, 1991. - 331 с.
6. Яворский Б.М., Детлаф А.А. Справочник по физике. М.: Наука, 1980, 512 с.
7. [http://ru.wikipedia.org/wiki/%D0%92%D0%BD%D1%83%D1%82%D1%80%D0%B5%D0%BD%D0%BD%D1%8F%D1%8F\\_%D1%8D%D0%BD%D0%B5%D1%80%D0%B3%D0%B8%D1%8F](http://ru.wikipedia.org/wiki/%D0%92%D0%BD%D1%83%D1%82%D1%80%D0%B5%D0%BD%D0%BD%D1%8F%D1%8F_%D1%8D%D0%BD%D0%B5%D1%80%D0%B3%D0%B8%D1%8F), дата обращения 27.04.2014 г.
8. Политехнический словарь / Под ред. А.Ю.Ишлинского. – М.: Советская энциклопедия, 1989. - 656 с.