

КРЫЛО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА ПРОТИВОПОЖАРНОЙ И ГЕОЛОГОРАЗВЕДОЧНОЙ АВИАЦИИ

**Шарипов Д.А., Алтымышев Б.Б., Ловейко М.А.,
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 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 противопожарной 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. 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 термозэкраном, 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 термозэкраном, 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 $e_1 = E_1 / m_1$; $e_2 = E_2 / m_2$; 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_1 , m_2 – массы элементарных потоков воздуха, обтекающих крыло сверху и снизу соответственно. Под элементарным потоком подразумевается плоский поток, вертикальный размер и площадь живого сечения которого стремятся к нулю (Гейер В.Г., Дулин В.С., Заря А.Н. Гидравлика и гидропривод. М.: Недра, 1991 г., 331 с.).

Неравенство (1) следует из известного соотношения (Яворский Б.М., Детлаф А.А. Справочник по физике. М.: Наука, 1980 г., 512 с.):

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

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

$$\begin{cases} e_1 = E_1 / m_1 \approx k_1 \cdot T_1; \\ e_2 = E_2 / m_2 \approx k_2 \cdot T_2. \end{cases} \quad (3)$$

где

$$\begin{cases} k_1 = k_{ET} / m_1; \\ k_2 = k_{ET} / m_2. \end{cases} \quad (4)$$

С другой стороны (Гейер В.Г., Дулин В.С., Заря А.Н. Гидравлика и гидропривод. М.: Недра, 1991 г., 331 с.) в общем случае:

$$e_1 = \frac{u_1^2}{2} + \frac{p_1}{\rho_1} + gz_1; \quad (5)$$

$$e_2 = \frac{u_2^2}{2} + \frac{p_2}{\rho_2} + gz_2, \quad (6)$$

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; ρ_1 и ρ_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,

$$u_1 = u_2. \quad (7)$$

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

$$C \ll \frac{z_1 + z_2}{2}, \quad (8)$$

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

$$C = z_1 - z_2. \quad (9)$$

В этом случае можно считать, что

$$z_1 \approx z_2. \quad (10)$$

Тогда неравенство (1) с учетом (5)-(7) и (10) принимает вид

$$\frac{p_1}{\rho_1} < \frac{p_2}{\rho_2}. \quad (11)$$

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

$$\rho_1 \approx \rho_2 = \rho. \quad (12)$$

Вследствие равенства (12)

$$\begin{cases} m_1 \approx m_2; \\ k \approx \text{const.} \end{cases} \quad (13)$$

Из (11) и (12) с учетом (2) и (3) следует, что при нагреве потока воздуха, обтекающего крыло снизу,

$$p_1 < p_2, \quad (14)$$

что приводит к увеличению подъемной силы на величину

$$\Delta F = (p_1 - p_2) \cdot S / 2, \quad (15)$$

или, с учетом (2)-(7), (10):

$$\Delta F \approx k \cdot \rho \cdot \Delta T \cdot S / 2 \propto \Delta T, \quad (16)$$

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

$$F = F_0 + \Delta F \approx F_0 + k \cdot \rho \cdot \Delta T \cdot S / 2, \quad (17)$$

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

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.