

КОНСТРУКЦИЯ КРЫЛА ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА АВИАЦИИ МЧС 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»**

Поскольку 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, то одним из основных требований, предъявляемых к летательным аппаратам авиации МЧС (в частности, противопожарной авиации), а также 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 акустических колебаний, примыкающий непосредственно к нижней поверхности крыла и отделенный от верхней поверхности крыла акустическим экраном, выполненным из звукоизоляционного материала.

В качестве источника акустических колебаний может быть использован, например, электрогенератор акустического шума (электроакустический вибратор).

Акустический экран может быть выполнен, например, из газобетона.

При обтекании воздухом крыла, имеющего симметричный профиль, к нижней поверхности которого примыкает источник акустических колебаний, размещенный внутри крыла и отделенный от верхней поверхности крыла акустическим экраном, полная удельная энергия потока воздуха, обтекающего крыло снизу, вследствие передачи ему энергии от источника акустических колебаний будет больше полной удельной энергии потока воздуха, обтекающего крыло сверху, то есть

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

где

$$e_2 = e_1 + \Delta e_2; \quad (2)$$

$e_1 = E_1 / m_1$; $e_2 = E_2 / m_2$; 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;

$$\Delta e_2 = \Delta E_2 / m_2; \quad (3)$$

ΔE_2 и Δe_2 – соответственно приращение полной и полной удельной энергии элементарного потока воздуха, обтекающего крыло снизу, порожденные механическими колебаниями частиц этого потока воздуха, возбужденными в потоке источником акустических колебаний.

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.).

Известно (Прокопович М.Р. Колебания и волны. В 2-х ч. Хабаровск: Издательство ДВГУПС, 2002. Ч. 1: 79 с. Ч. 2: 78 с.), что

$$\Delta E_2 = m_2 \cdot A^2 \cdot \omega_0^2 / 2, \quad (4)$$

где A – амплитуда колебаний частиц элементарного потока воздуха, обтекающего крыло снизу, возбужденных источником акустических колебаний; ω_0 – угловая частота колебаний частиц элементарного потока воздуха, обтекающего крыло снизу, возбужденных источником акустических колебаний.

Из (3) и (4) следует, что

$$\Delta e_2 = \Delta E_2 / m_2 = A^2 \cdot \omega_0^2 / 2. \quad (5)$$

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

$$e_1 = \frac{u_1^2}{2} + \frac{\gamma_1}{\rho_1} + gz_1; \quad (6)$$

$$e_2 = \frac{u_2^2}{2} + \frac{\gamma_2}{\rho_2} + gz_2; \quad (7)$$

где u_1 и u_2 – скорости обтекания крыла потоками воздуха непосредственно над и под крылом соответственно; γ_1 и γ_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,

$$u_1 = u_2. \quad (8)$$

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

$$C \ll \frac{z_1 + z_2}{2}, \quad (9)$$

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

$$C = z_1 - z_2. \quad (10)$$

В этом случае можно считать, что

$$z_1 \approx z_2. \quad (11)$$

Тогда неравенство (1) с учетом (6)-(8) и (11) принимает вид

$$\frac{\gamma_1}{\rho_1} < \frac{\gamma_2}{\rho_2}. \quad (12)$$

При передаче энергии от источника акустических колебаний частицам воздуха, находящимся под крылом, и от одной частицы воздуха к другой, часть этой энергии теряется. Затрачиваемая часть энергии превращается в тепловую энергию и расходуется на нагрев воздуха, находящегося под крылом. В результате температура воздуха, находящегося непосредственно под крылом, выше температуры воздуха примыкающих к нему более холодных соседних массивов воздуха, а также температуры воздуха, находящегося над крылом.

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 тепловую энергию, полученную им от источника акустических колебаний (в результате затухания этих колебаний при их передаче от одной частицы воздуха к другой), примыкающим к нему более холодным соседним массивам воздуха. Поэтому процессы, протекающие в воздухе под крылом, можно рассматривать как адиабатические (т.е. изоэнтروпийные).

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

$$\rho_1 \approx \rho_2 = \rho, \quad (13)$$

$$m_1 \approx m_2. \quad (14)$$

Из (12) и (13) следует, что при передаче потоку воздуха, обтекающего крыло снизу, энергии акустических колебаний от источника этих колебаний

$$\gamma_1 < \gamma_2, \quad (15)$$

что приводит к увеличению подъемной силы на величину

$$\Delta F = (\gamma_2 - \gamma_1) \cdot S / 2, \quad (16)$$

или, с учетом (5):

$$\Delta F \approx A^2 \cdot \omega_0^2 \cdot S / 4, \quad (17)$$

где S – общая площадь поверхности крыла, равная сумме площадей нижней и верхней поверхностей крыла.

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

$$F = F_0 + \Delta F \approx F_0 + A^2 \cdot \omega_0^2 \cdot S / 4, \quad (18)$$

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

Изложенная сущность поясняется графически в виде схемы крыла, показанной на рис. 1, где 1 – верхняя поверхность крыла, 2 – нижняя поверхность крыла, 3 – источник акустических колебаний, 4 – акустический экран.

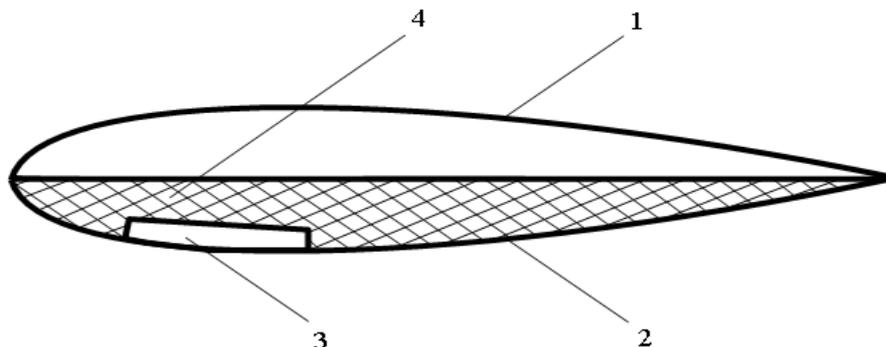


Рис. 1.

Предлагаемое устройство работает следующим образом.

При обтекании верхней и нижней поверхностей крыла симметричного профиля поток воздуха, обтекающий крыло снизу, получает дополнительную энергию от источника акустических колебаний. Акустический экран осуществляет акустическую изоляцию верхней поверхности крыла от источника акустических колебаний, в результате чего обеспечивается разность полных удельных энергий потоков воздуха, обтекающих крыло сверху и снизу. Следствием этой разности полных удельных энергий является то, что давление воздуха под крылом становится больше давления воздуха над крылом. Эта разность давлений, порожденная разностью полных удельных энергий воздуха над и под крылом, приводит к увеличению подъемной силы, действующей на крыло, на величину, определяющуюся по формулам (16) и (17).

Технический результат предлагаемого устройства заключается в повышении эффективности аэрогеологоразведки твердых, жидких и газообразных полезных ископаемых (в том числе нефти и природного газа) в труднодоступных местах за счет повышения подъемной силы летательного аппарата (например, самолета), предназначенного для проведения названной аэрогеологоразведки в труднодоступных местах, с обеспечением укороченной дистанции его взлета и посадки, а также повышенной пожарной безопасности этого аппарата.

При этом технико-экономическая эффективность предлагаемого устройства обусловлена расширением области земной поверхности, доступной для аэрогеологоразведки твердых, жидких и газообразных полезных ископаемых (в том числе нефти и природного газа), с точки зрения рельефно-ландшафтных особенностей земной 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 в труднодоступных местах.