АКУСТИКО-ЭНЕРГЕТИЧЕСКИЙ СПОСОБ УВЕЛИЧЕНИЯ ПОДЪЕМНОЙ СИЛЫ КРЫЛА ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА ИЛИ ЛОПАСТИ ВЕТРОКОЛЕСА

Бражников А.В.

ФГАОУ ВПО "Сибирский федеральный университет", Красноярск, Россия
e-mail: multypha@mail.ru

Рассмотрим крыло летательного аппарата или лопасть ветроколеса (в дальнейшем - "крыло"), имеющие симметричный профиль, к нижней поверхности которого примыкает источник акустических колебаний, размещенный внутри крыла и отделенный от верхней поверхности крыла акустическим экраном. При обтекании воздухом такого крыла 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, т. е.

$e1<e2$, (1)

где $e2=e1+de2$; (2)

$e1=E1/m1$; $e2=E2/m2$; E1 и e1 - соответственно полная и полная удельная энергия элементарного потока воздуха, обтекающего крыло сверху; E2 и e2 - соответственно полная и полная удельная энергия элементарного потока воздуха, обтекающего крыло снизу; m1, m2 - массы элементарных потоков воздуха, обтекающих крыло сверху и снизу соответственно;

$de2=dE2/m2$; (3)

dE2 и de2 - соответственно приращения 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.

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

$dE2=m2*(A^2)*(w^2)/2$, (4)

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

Из (3) и (4) следует, что

$de2=dE2/m2=(A^2)*(w^2)/2$. (5)

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

$e1=(u1^2)/2+p1/R1+g*z1$; (6)

$e2=(u2^2)/2+p2/R2+g*z2$; (7)

u1 и u2 - скорости обтекания крыла потоками воздуха непосредственно над и под крылом соответственно; p1 и p2 - значения давления непосредственно над и под крылом соответственно; R1 и R2 - значения плотности воздуха непосредственно над и под крылом соответственно; g - ускорение свободного падения; z1 и z2 – геометрические высоты верхней и нижней точек крыла соответственно относительно плоскости сравнения потенциальной энергии.

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

$u1=u2$. (8)

В качестве плоскости сравнения потенциальной энергии, от которой отсчитываются величины z1 и z2, всегда может быть выбрана горизонтальная плоскость, удаленная от крыла так, что будет выполняться неравенство $C<<(z1+z2)/2$, где C - абсолютная толщина профиля крыла, т.е. максимальное расстояние от верхней до нижней поверхности профиля крыла в сечении, перпендикулярном хорде крыла, $C=z1-z2$. В этом случае можно считать, что z1«=»z2, где «=» - знак приближенного равенства. Тогда неравенство (1) с учетом (5)-(8) принимает вид $(p1/R1)<(p2/R2)$.

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. изоэнтропийные), и можно считать, что R1«=»R2=R. Тогда m1«=»m2.

Отсюда следует, что при передаче потоку воздуха, обтекающего крыло снизу, энергии акустических колебаний от источника этих колебаний $p1<p2$, что приводит к увеличению подъемной силы на величину $f=(p1-p2)*S/2$, или, с учетом (2)-(8): f«=»$(A^2)*(w^2)*S/4$, 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 $F=Fo+f$, где Fo - подъемная сила, порожденная ненулевым углом атаки крыла.