ДИФФЕРЕНЦИАЛЬНО-ЭНЕРГЕТИЧЕСКИЙ ПРИНЦИП СОЗДАНИЯ ПОДЪЕМНОЙ СИЛЫ

Бражников А.В.

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

При создании летательных аппаратов тяжелее воздуха и ветроустановок в настоящее время применяются (как в комплексе, так и по отдельности) принципы создания подъемной силы, основанные на использовании: 1) эффекта Магнуса; 2) несимметричного профиля крыла (или лопасти ветроколеса); 3) ненулевого угла атаки крыла/лопасти (см., например: Кондратьев В. Самый лучший профиль // Крылья Родины, № 2, 1987 г., с. 20-25).

Однако возможно применение еще одного принципа создания подъемной силы - дифференциально-энергетического, при котором потоку газа или капельной жидкости, обтекающему крыло/лопасть снизу, сообщается дополнительная энергия от того или иного источника энергии, установленного в непосредственной близости от нижней поверхности крыла/лопасти.

В качестве примера рассмотрим крыло летательного аппарата или лопасть ветроколеса (в дальнейшем - "крыло"), имеющие симметричный профиль, в непосредственной близости от нижней поверхности которого расположен некоторый источник энергии (см., например: Бражников А.В., Бражникова Е.С., Бондаренко Р.В., Урчуков А.А., Завитаев В.Н., Голубев И.Ю. Крыло летательного аппарата для аэрогеологоразведки. Решение ФИПС («Роспатент») от 05.04.2013 г. о выдаче патента по заявке № 2013107072 от 20.02.2013 г.). При обтекании воздухом такого крыла полная удельная энергия потока воздуха, обтекающего крыло снизу, вследствие сообщения ему дополнительной энергии от упомянутого источника энергии будет больше полной удельной энергии потока воздуха, обтекающего это крыло сверху, то есть

$$e1<e2, \quad (1)$$

где 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. Под элементарным потоком подразумевается плоский поток, вертикальный размер и площадь живого сечения которого стремятся к нулю.

Известно (Гейер В.Г., Дулин В.С., Заря А.Н. Гидравлика и гидропривод. М.: Недра, 1991 г., 331 с.), что:

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

$$e2=(u2^2)/2+p2/R2+g*z2; \quad (3)$$

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,

$$u1=u2. \quad (4)$$

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

$$z1«=»z2. \quad (5)$$

Тогда неравенство (1) с учетом (2)-(5) принимает вид

$$(p1/R1)<(p2/R2). \quad (6)$$

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 энергии, установленного в непосредственной близости от нижней поверхности крыла, 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

$$R1«=»R2=R. \quad (7)$$

Вследствие равенства (7) m1«=»m2, а k«=»const. Из (6) и (7) следует, что при сообщении потоку воздуха, обтекающего крыло снизу, дополнительной энергии от источника энергии, будет выполняться неравенство p1<p2, что приводит к увеличению подъемной силы на величину f=(p1-p2)*S/2, где S - общая площадь поверхности крыла, равная сумме площадей нижней и верхней поверхностей крыла.