ТЕРМОЭНЕРГЕТИЧЕСКИЙ 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 теплового излучения, размещенный внутри крыла и отделенный от верхней поверхности крыла термоэкраном (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 его нагрева будет больше полной удельной энергии потока воздуха, обтекающего это крыло сверху, то есть

e1<e2, (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 (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.):

E«=»Ket*T, (2)

где «=» - знак приближенного равенства; E - полная энергия, которой обладает воздух, Ket - коэффициент пропорциональности, T - абсолютная температура (по шкале Кельвина). Из (2) следует, что

e=E/m~k*T, (3)

где e - полная удельная энергия, которой обладает воздух,

k=Ket/m. (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:

e1=(u1^2)/2+p1/R1+g*z1; (5)

e2=(u2^2)/2+p2/R2+g*z2; (6)

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. (7)

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. (8)

Тогда неравенство (1) с учетом (5)-(8) принимает вид

(p1/R1)<(p2/R2). (9)

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

R1«=»R2=R. (10)

Вследствие равенства (10) m1«=»m2, а k«=»const. Из (9) и (10) с учетом (2) и (3) следует, что при нагреве потока воздуха, обтекающего крыло снизу, p1<p2, что приводит к увеличению подъемной силы на величину f=(p1-p2)*S/2, или, с учетом (2)-(7) и (10): f«=»k*R*t*S/2, т.е. f~t, где t=T1-T2, T1 и T2 - значения температуры воздуха непосредственно над и под крылом соответственно, S - общая площадь поверхности крыла, равная сумме площадей нижней и верхней поверхностей крыла, ~ - знак пропорциональности.