

УДК:621.311.24

Р.К.Манатбаев,Б.З. Абдукадиров, Н.М.Джапашов*Казахский Национальный университет имени аль-Фараби, Алматы, Казахстан;
bagdat-kazgu@mail.ru***ТЕОРЕТИЧЕСКОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ИЗМЕНЕНИЕ ТЕМПЕРАТУРЫ СТЕНКИ
ПО ДЛИНЕ КАНАЛА КРЫЛОВОГО ПРОФИЛЯ NASA-0021**

Аннотация. Работа ветроэнергетической установки в зимнее время в странах с суровыми погодными условиями чревата весьма тяжёлыми последствиями. Там часты многодневные снежные бури (бураны), приводящие к заносу мокрым снегом открытых поверхностей аппарата с последующим образованием плотного снежно-ледового панциря. При больших морозах (20-35 °С) промерзают подшипники, в результате ветроэнергетическая установка выходит из строя вплоть до разрушения под напором ветра. Поэтому важно иметь свою технологию, свое производство, свой опыт работы для разработки новых перспективных ветроэнергетических установок, в том числе и способных, работать в сложных метеоусловиях. Одним из простых и надежных мер является тепловая защита вращающихся элементов ветроэнергетической установки. Для изучения закономерности теплообмена внутри полости крылового профиля NASA 0021 с набегающим на него воздушным потоком при вращательном движении ветротурбины были рассмотрены теоретические основы процессов теплообмена внутри полости.

Ключевые слова: крыловой профиль NASA – 0021, напряжение трения.

Введение

В работе рассмотрено изменение температуры стенки канала крылового профиля NASA – 0021 с набегающим потоком теплого воздуха. Поток теплого воздуха, который протекает через внутреннюю полость крылового профиля NASA – 0021 служит в качестве внутреннего источника тепла, тем самым предотвращая образование льда на внешней поверхности крыла [1]. Чтобы взять достаточное количество тепла нужно оценить изменение температуры на поверхностях крылового профиля при входе и в выходе теплого потока в канал (на чем и основывается данная работа). Зная значение температуры в любых областях стенки крылового профиля можно оценить количество отдаваемого тепла чтобы поддерживать определенную температуру выше 0 °С. Это дает возможность определить расходы тепла для тепловой защиты крылового профиля при суровых погодных условиях.

Методика исследования

Передача тепла от крылового профиля NASA – 0021, подогреваемого изнутри протекающим теплым воздухом, описывается двумя уравнениями [2]

$$q_{w\dot{a}} = \alpha_{w\dot{a}} F_{1\dot{a}} (T - T_{w\dot{a}}), \quad (1)$$

$$q_{wi} = \alpha_{wi} F_{2i} (T_{wi} - T_{\infty}), \quad (2)$$

где индекс «в» относится к внутренней задаче, а «н» - внешней, причем $q_1 = q_2$. Ввиду малости толщины стенок проточного канала, можно принять $F_b = F_n = F_{T_{wb}} = T_{wn} = T_w$. При этом температура T , как и среднерасходная скорость u_{cp} , является среднеэнтропийной температурой

$$T = \frac{\frac{1}{Cp_s} \int_s \rho Q i dS}{\int_s \rho Q dS} = \frac{1}{SCp_s} \int_s i dS; \quad i = CpT, \quad (3)$$

так как $Q = \text{const}$, $\rho = \text{const}$. Определенная таким образом температура постоянна по сечению канала и меняется только от сечения к сечению, причем по линейному закону ввиду постоянства внутренних и внешних условий

$$T = a + bz = T_0 - (T_0 - T_1) \bar{z}, \quad (4)$$

где $\bar{z} = \frac{z}{l}$ – безразмерная координата, направленная вдоль длины l испытываемого элемента крыла. Средняя по длине канала температура теплого воздуха равняется

$$\bar{T} = \int_0^1 T d\bar{z} = \frac{T_0 + T_1}{2}. \quad (5)$$

Ввиду того, что условия теплообмена по длине канала неизменны, а параметры Q , S , V , d , задачи постоянны, то температура стенки канала изменяется по тем же законам (4) и (5)

$$\left. \begin{aligned} T_w &= T_{w0} - (T_{w0} - T_{w1}) \bar{z}, \\ \bar{T}_w &= \frac{T_{w0} + T_{w1}}{2} \end{aligned} \right\}, \quad (6)$$

отличаясь от T и \bar{T} на постоянную величину ΔT . Представляется интересным отметить, что постоянство разностей температур (с учетом $T_{wb} = T_{wh} = T_w$)

$$T - T_w = T_0 - T_{w0} = T_1 - T_{w1} = \tilde{Nonst}$$

позволяет записать уравнение (1) через средние температуры. Действительно

$$T - T_w = \frac{T_0 - T_{w0}}{2} + \frac{T_1 - T_{w1}}{2} = \bar{\Theta} - \bar{\Theta}_w, \quad (7)$$

Соотношения (1) и (2) представляют собой удельные количества тепла q_{wb} и q_{wh} , передаваемые через единицу площади поверхности лопасти, т.к. T , T_{wb} , T_{wh} функции \bar{z} и отличаются друг от друга на постоянную величину. Полное количество тепла, отдаваемое лопастью окружающей среде, найдем проинтегрировав (1) и (2) по \bar{z}

$$q_{wa} = \alpha_{wa} F_a \int_0^1 (T - T_{wa}) d\bar{z} = \alpha_{wa} F_a (\bar{T} - \bar{T}_{wa}) = q_1 = q_0, \quad ,$$

$$q_{wi} = \alpha_{wi} F_i (\bar{T}_w - T_\infty) = q_2 = q_0, \quad (8)$$

В дальнейшем в определенных случаях будем оперировать величинами \bar{T} и \bar{T}_w . Если известны они, то определить T_{w0} и T_{w1} не представляет труда.

Два уравнения (1) и (2) не позволяют найти значения трех неизвестных α_B , α_H , T_w . Поэтому эти два уравнения необходимо дополнить еще одним уравнением или условием. Такое условие можно получить, если воспользоваться аналогией Рейнольдса, предположение о несущественном влиянии вязкого подслоя при турбулентном обтекании плиты. Тогда выражение примет вид

$$q_{wi}(x) = \tau_{wi}(x) C_p \frac{T_w - T_\infty}{u_\infty}. \quad (9)$$

Хотя аналогия Рейнольдса была разработана для случая продольного обтекания гладкой поверхности плиты (внешняя задача), она (аналогия) применима и к турбулентному течению жидкости в канале (внутренняя задача). Полное количество тепла, передаваемое из канала будет, равно

$$q_{w\dot{a}} = \tau_{w\dot{a}} C_p \frac{T - T_w}{u_{cp}} F \quad (10)$$

напряжение трения у плоской гладкой стенки и на внутренней поверхности канала, соответственно, обозначены через τ_{wi} и τ_{wb} .

Вследствие безотрывного обтекания крылового профиля NASA-0021 турбулентным потоком в узком интервале угла атаки можно рассматривать процесс теплообмена, подчиняющимся зависимости (20), направив координату «х» вдоль периметра крыла

$$q_{wi}(\hat{O}) = \tau_{wi} C_p \frac{T_w - T_\infty}{V} F, \quad (11)$$

Примерная схема обтекания крылового профиля показана на рисунке 1 [3].

На основании равенств $q_{wb} = q_{wh}$, а также (7) можно записать

$$\frac{\tau_{\dot{a}}}{u_{cp}} (T - T_w) = \frac{\tau_i}{V} (T_w - T_\infty), \quad q_1 = q_2, \quad (12)$$

где индексами «в» и «н» обозначены величины, относящиеся к внутренней и внешней задачам $\tau_{w\dot{a}} = \tau_w = \tau_{\dot{a}}$, а $\tau_{wi} = \tau_w(\hat{O}) = \tau_i$, соответственно $q_{w\dot{a}} = q_{\dot{a}}$ и $q_{wi} = q_i$. Так как $T(\bar{z})$ и $T_w(\bar{z})$, здесь q_1 и q_2 удельные количества тепла, приходящиеся на единицу длины лопасти. Полное количество тепла, отдаваемое лопастью в окружающую среду, найдем, если последнее равенство проинтегрировать

$$\frac{\tau_{\dot{a}}}{u_{cp}} \int_0^1 (T - T_w) d\bar{z} = \frac{\tau_i}{V} \int_0^1 (T_w - T_\infty) d\bar{z}.$$

В результате получим

$$\frac{\tau_{\dot{a}}}{u_{cp}} (\bar{T} - \bar{T}_w) = \frac{\tau_i}{V} (\bar{T}_w - T_\infty) = q_1 = q_2 = q_0, \quad (13)$$

что позволяет найти среднюю температуру канала \bar{T}_w

$$\bar{T}_w = \frac{\bar{T} + \frac{\tau_i}{\tau_a} \frac{u_{cp}}{V} T_\infty}{1 + \frac{\tau_i}{\tau_a} \frac{u_{cp}}{V}} = \frac{\bar{T} + \Omega T_\infty}{1 + \Omega}. \quad (14)$$

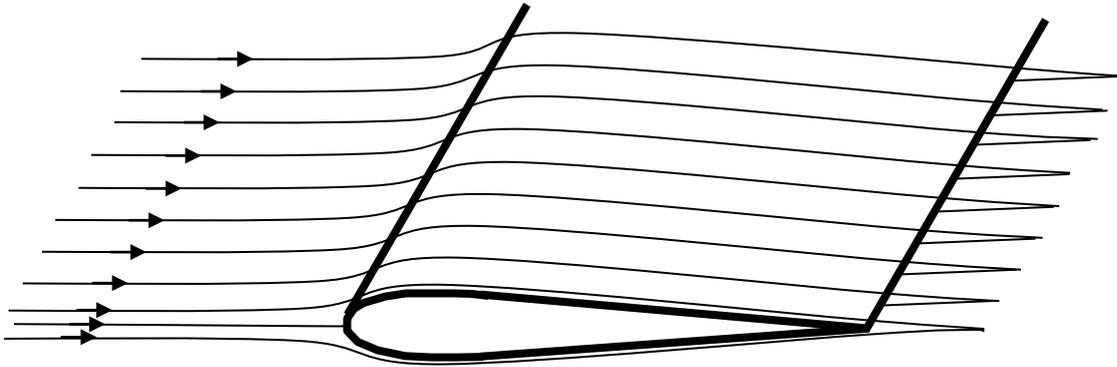


Рисунок 1 – Схема безотрывного обтекания крылового профиля NASA – 0021

В силу параллельности изменений T и T_w по длине канала будем иметь $T - T_w = \bar{T} - \bar{T}_w = \hat{e}$, где « \hat{e} » постоянная величина, известная в каждом опыте. Это дает возможность определить температуры стенки канала на входе в него T_{w0} и выходе из него T_{w1} по формулам

$$\left. \begin{aligned} T_{w0} &= \frac{T_0 - T_1}{2} + \bar{T}, \\ T_{w1} &= \bar{T}_w - \frac{T_0 - T_1}{2} \end{aligned} \right\}. \quad (15)$$

Заключение

Учитывая теоретические основы процесса теплопередачи, предложен аналитический метод определения тепловых и термических параметров крылового профиля NASA – 0021.

Полученные выводы справедливы для всех случаев теплоотдачи крылового профиля NASA – 0021 с набегающим потоком, если ее внутренняя полость, по которой течет теплый воздух, также имеет форму NASA – 0021. При этом крыловой профиль может быть выполнен из любого материала и иметь некоторую толщину стенки, которую следует рассматривать как плоскую плиту, толщиной Δ , и позволяют определять как средний расходтепла, так и среднюю температуру поверхности крылового профиля NASA – 0021. Что является немаловажным фактором при тепловом защите крылового профиля ветровых агрегатов.

Основываясь на значение температуры при входе в полости канала, отдаваемого тепла, можно определять значение температуры вдоль плоскости крылового профиля, которая должна превышать 0°C .

Результаты работы и развитые в нем методы анализа будут полезны для проектно-конструкторских работ при создании промышленных образцов ветроагрегата имеющий крыловой профиль NASA – 0021 .

References

1. Ershina A.K., Ershin Sh.A., Manatbayev R.K.

Sposobiteplovoizashitivetroyenergoticheskoiustanovkikaruselnogotipaikonstruktivnieoformlenie (variant) dliaegoosushestvlenie. //PatentRossiskiyFederation. No. 2447318, Moscow. biul.№10 from 10.04.2012.

2. Ershina A.K., Manatbayev R.K. Sposobi teplovoi zashiti rabotaiushei vetroenergeticheskoi ustanovki karusel'nogo tipa i konstruktivnie varianti dlia ego osushestvlenia// Vestnik KazNU. Series physical. – 2009 . – No. 4 (31). – Page 103-107.

3. Ershina A.K., Ershin Sh.A., Manatbayev R.K. Tulepbergenov A.K. O teplovoi zashite vrashaiushihsia elementov vetroturbini Darie. //Industrial heating engineer. Institute of technical thermophysics of NAN of Ukraine, Kiev. 2010. – P. 139-144

Манатбаев Р.К., Абдукадиров Б.З., Джапашов Н.М.

NASA-0021 ҚАНАТША ПРОФИЛІНІҢ КАБЫРҒАДАДЫ ТЕМПЕРАТУРА ӨЗГЕРІСІНІҢ ТЕОРИЯЛЫҚ ЗЕРТТЕУЛЕРІ

Жел энергетикалық қондырғыларының жұмысы қысы қатал мемлекеттерде көптеген қыйындықтарға тап болып, нәтижесінде қондырғыны істен шығару қауіпін де туғызады. Қысы қатал аймақтарда ұзақ күнге созылатын қарлы борандар мен мұздақтар қалақша бетінде мұзды қатпардың қалыптасуына ықпал етеді. Қатты аяздарда (20-35 °С) қондырғының подшипниктері қатып, тіпті жел екпінінің көмегімен толық қондырғының істен шығуына алып келеді. Сондықтан осы жағдайларға қолайлы жел энергетикалық қондырғыларын өндіруде бәсекеге қабілетті технология мен білікті мамандардың болуы аса маңызды. Осы тарапта қолайлы да сенімді әдістердің бірі жел энергетикалық қондырғыларының айналмалы бөлігін жылумен қорғау болып табылады. Айналмалы қозғалыс барысындағы NASA 0021 қанатша профилінің қуысында жүретін жылу алмасу заңдылықтарын зерттеу мақсатында оның теоретикалық заңдылықтары қарастырылды.

Түйін сөздер: NASA – 0021 қанатша профилі, үйкеліс кернеуі.

Manatbaev R.K., Abdukadirov B.Z., Dzhapashov N.M.

THEORETICAL RESEARCH CHANGE OF TEMPERATURE OF THE WALL OF THE PROFILE WING PROFILE NASA-0021

The work of the wind power plant in the winter in countries with severe weather condition is fraught with very serious consequences. There are frequent multi-day snow storms (storms) that lead to skidding sleet exposed surfaces of the unit with the subsequent formation of a dense snow-ice shell. For large frost (20-35 degrees C) frozen bearings, resulting in wind power plant goes down up to destruction under the pressure of the wind. Therefore it is important to have the technology, its production, its experience to develop promising new wind power plants, including those able to work in adverse weather conditions. A simple and reliable measure is the thermal protection element rotating windmill. For studying of regularity of heat exchange in a cavity of the krylovy NASA 0021 profile with an air stream running on it at a rotary motion of the wind turbine theoretical basics of processes of heat exchange in a cavity were covered.

Keywords: wing profile NASA-0021, friction tension, dimensionless coordinate.