

## ИССЛЕДОВАНИЕ ТЕПЛООБМЕНА КРЫЛОВОГО ПРОФИЛЯ NASA - 0021

**Р.К. Манатбаев**

*Казахский национальный университет им. аль-Фараби, г. Алматы*

В статье приведены результаты экспериментального исследования теплообмена крылового профиля NASA – 0021 с натекающим на нее воздушным потоком при различных скоростях и углах атаки.

В течение последних 10-12 лет под руководством академика Ш.А. Ершина проводятся исследования ветроагрегатов карусельного типа с рабочими лопастями, выполненными в виде крылового профиля NASA – 0021, в том числе и работы по тепловой защите вращающихся элементов аппарата, что позволяет поддерживать их в сухом и тёплом состоянии при любых неблагоприятных метеословиях.

Работа ВЭУ в зимнее время в Северном, Центральном и Восточном Казахстане 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, в результате ВЭУ выходит из строя вплоть до разрушения под напором ветра.

Зная среднерасходную скорость по внутренним полостям различной формы и назначения можно экспериментальным путем определить коэффициент теплопередачи. С этой целью был подготовлен экспериментальный стенд для исследования теплообмена крылового профиля NASA – 0021 с натекающим на нее воздушным потоком при различных скоростях и углах атаки. Иначе говоря, определить коэффициент теплоотдачи симметричного крылового профиля NASA – 0021 (используемого в качестве махов и рабочих лопастей ветротурбины Дарье) при продувке его внутренней полости подогретым воздухом.

Установка состояла из металлического экспериментального стола, на котором укреплялся объект исследования – элемент крылового профиля NASA – 0021. Экспериментальный стол имел на горизонтальной поверхности поворотный механизм, позволяющий установить элемент крыла под любым углом к натекающему на него воздушному потоку из выходного отверстия аэродинамической трубы. Изготовленный экспериментальный стол устанавливался ниже открытого рабочего участка аэродинамической трубы так, чтобы обеспечить натекание воздушного потока только на исследуемый объект. Все измерения производились в открытом рабочем участке аэродинамической трубы с прямоугольным выходом ( $0,3 \times 0,12 \text{ м}^2$ ) (в соответствии с рис. 1), перед которым устанавливался элемент исследуемого крылового профиля.



Рис 1. Фотография экспериментальной установки

По внутренней полости элемента крыла протекал подогретый воздух из муфельной печи при четырёх значениях его расхода ( $0,00103 \text{ м}^3/\text{с}$ ,  $0,00153 \text{ м}^3/\text{с}$ ,  $0,00203 \text{ м}^3/\text{с}$ ,  $0,00253 \text{ м}^3/\text{с}$ ).

Для определения коэффициента теплопередачи измерялся расход подогретого воздуха, разность температуры на входе и на выходе из полости крыла, а также температура набегающего на элемент крыла воздушного потока вытекающего из аэродинамической трубы с различными

скоростями ( $4 < U < 36,67$  м/с) и углами при разных разворотах крыла ( $\varphi = 0^\circ \div 16^\circ$ ) по отношению к направлению потока.

Были проведены 2 большие серии опытов при идентичных условиях. В обработку включались среднеарифметические значения данных.

В проведенных экспериментах изучался сложный перекрёстный теплообмен с переменной температурой по длине проточного канала. Изменение температуры воздуха внутри канал происходит по линейному закону

$$T = a + bz = T_0 - (T_0 - T_1)\bar{z} \quad (1)$$

где  $\bar{z} = \frac{z}{l}$  – безразмерная координата, направленная вдоль длины  $l$  испытуемого элемента крыла,  $T_0$  и  $T_1$  – соответственно температуры воздуха на входе и выходе из канала. Из-за того, что температура по длине канала меняется линейно то – тогда ведем среднюю температуру. Средняя по длине канала температура теплого воздуха равняется

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

Ввиду того, что условия теплообмена по длине канала неизменны, а параметры задачи постоянны, то температура стенки канала изменяется по тем же линейным законам (1) и (2).

При изучении теплоотдачи лопастей и маха воспользуемся известной аналогией Рейнольдса, приняв, как это указывается в, предположение о несущественном влиянии вязкого подслоя при турбулентном обтекании плиты. Тогда выражение примет вид

$$q_{wh}(x) = \tau_{wh}(x) Cp \frac{T_w - T_\infty}{u_\infty} \quad (3)$$

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 напряжению трения у плоской гладкой стенки и на внутренней поверхности канала, соответственно, обозначены через  $\tau_{wh}$  и  $\tau_{wg}$

$$q_{wg} = \tau_{wg} Cp \frac{T - T_w}{u_{cp}} F, \quad (4)$$

где  $F$  – площадь поверхности канала

Процесс теплоотдачи движущейся лопасти набегающему на него потоку описывается следующей системой уравнений

$$\left. \begin{aligned} q_l &= \rho Q Cp (T_{0l} - T_{1l}) \\ q_{lg} &= q_{ol} = \alpha_{lg} F_{lg} (\bar{T}_l - \bar{T}_{wlg}) = \tau_{lg} Cp \frac{F_{lg}}{u_{cp}} (\bar{T}_l - \bar{T}_{wlg}) \\ \bar{T}_{wlg} &= \bar{T}_{wlg} - \frac{q_{l0} \Delta}{\lambda_l F_l} \\ q_{ln} &= \alpha_{ln} F_{ln} (\bar{T}_{wh} - T_\infty) = \tau_{ln} Cp \frac{F_{ln}}{V} (\bar{T}_{wh} - T_\infty) \end{aligned} \right\} \quad (5)$$

Первое уравнение определяет полное количество потерянного теплым воздухом тепла при движении его внутри лопасти от точки соединения с махом до выхода в атмосферу.

Второе уравнение описывают количество тепла, снятого стенками канала.

Третье – это перепад температуры на стенке канала, осредненный по длине лопасти.

Наконец четвертое уравнение позволяет найти полное количество тепла, отданное наружной поверхностью лопасти окружающей среде.

Вследствие безотрывного обтекания крылового профиля NASA-0021 турбулентным потоком в узком интервале угла атаки можно рассматривать процесс теплообмена, подчиняющимся зависимости (3), направив координату «х» вдоль периметра крыла

$$q_{wh}(\Phi) = \tau_{wh} C_p \frac{T_w - T_\infty}{V} F, \quad (6)$$

где  $\Phi$  - смоченный периметр крылового профиля.

Примерная схема обтекания крылового профиля показана на рисунке 2.

На основании равенств  $q_{wg} = q_{wh}$ , можно записать

$$\frac{\tau_g}{u_{cp}} (T - T_w) = \frac{\tau_h}{V} (T_w - T_\infty) \quad q_1 = q_2, \quad (7)$$

где индексами «g» и «h» обозначены величины, относящиеся к внутренней и внешней задачам  $\tau_{wg} = \tau_w = \tau_g$ , а  $\tau_{wh} = \tau_w(\Phi) = \tau_h$ , соответственно  $q_{wg} = q_g$  и  $q_{wh} = q_h$ . 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

В результате получим

$$\frac{\tau_g}{u_{cp}} (\bar{T} - \bar{T}_w) = \frac{\tau_h}{V} (\bar{T}_w - T_\infty) = q_1 = q_2 = q_0 \quad (8)$$

что позволяет найти  $\bar{T}_w$

$$\bar{T}_w = \frac{\bar{T} + \frac{\tau_h}{\tau_g} \frac{u_{cp}}{V} T_\infty}{1 + \frac{\tau_h}{\tau_g} \frac{u_{cp}}{V}} = \frac{\bar{T} + \Omega T_\infty}{1 + \Omega} \quad (9)$$

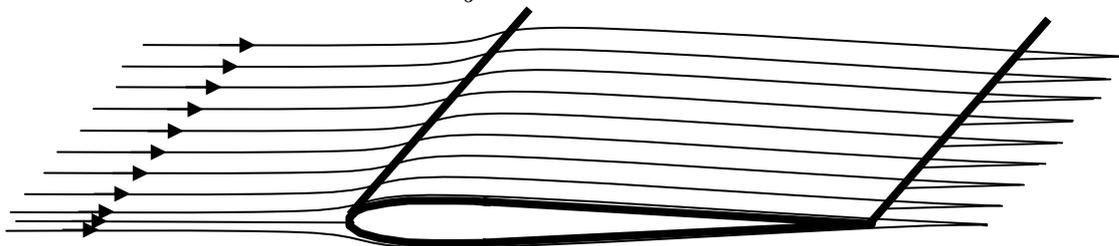


Рис.2 – Схема безотрывного обтекания крылового профиля NASA – 0021

Как нам известно, при продольном обтекании гладкой плиты для чисел справедлива зависимость

$$\tau_h = 0.0296 \text{Re}_V^{-0.2} \rho V^2 \quad (10)$$

При движении теплого воздуха внутри канала

$$\tau_{\theta} = \frac{\zeta}{8} \rho u_{cp}^2 \quad (11)$$

где  $\zeta$  в нашем случае имеет вид  $\zeta = 4,62 \text{Re}^{-0,488}$ . В результате будем иметь

$$\frac{\tau_{\theta}}{\tau_{\theta}} = \frac{0,2368}{\zeta} \text{Re}_V^{-0,2} \rho V^2 = \frac{0,2368}{4,62} \text{Re}_V^{-0,2} \text{Re}_u^{0,488} \frac{V^2}{u_{cp}^2} \quad (12)$$

Связь между среднерасходной скоростью воздуха и скоростью внешнего потока можно записать в виде

$$\frac{u_{cp}}{V} = \frac{\text{Re}_u}{\text{Re}_V} \frac{\Phi}{d_3}, \quad (13)$$

где  $d_3$  - эквивалентный диаметр канала.

Зависимость комплекса  $\Omega$  от числа Рейнольдса

$$\Omega = \frac{\tau_{\theta}}{\tau_{\theta}} \frac{u_{cp}}{V} = 0,05126 \frac{V}{u_{cp}} \text{Re}_V^{-0,2} \text{Re}_u^{0,488}. \quad (14)$$

Используя опытные данные, можно определить экспериментальные значения критерия Нуссельта для внешней задачи  $\left( Nu_n = \frac{\alpha_n \Phi}{\lambda} \right)$ .

На основании последней уравнении системы (5) можно записать

$$\alpha_n = \frac{\rho u_{cp} S C_p (T_0 - T_1)}{F (\bar{T}_w - T_{\infty})}. \quad (15)$$

Кроме того, из (8) следует

$$\bar{T}_w - T_{\infty} = \frac{1}{2} \frac{T_0 + T_1 - 2T_{\infty}}{1 + \Omega} \quad (16)$$

Принимая во внимание, что при  $Pr \approx 1$   $C_p = \frac{\lambda}{\mu}$  найдем

$$Nu_n = \frac{\alpha_n \Phi}{\lambda} = \frac{T_0 - T_1}{T_0 + T_1 - 2T_{\infty}} \frac{\Phi \text{Re}_u + 0,0128 d_3 \text{Re}_V^{0,8} \text{Re}_u^{0,488}}{2l}. \quad (17)$$

В принципе коэффициент теплоотдачи может быть функцией температуры и формула (16) позволяет определить величину критерия  $Nu_2$  для модели из опытных данных, в которых измерялись  $T_0$  и  $T_1$ . В натуральных условиях, при построении инженерного расчета, таких данных нет. Задача состоит как раз в том, чтобы найти  $T_0$ , задавая  $T_1$ , например, на выходе из отверстий на концах рабочих лопастей, т.е. найти какой должна быть температура на входе в канал, чтобы на выходе она имела необходимую для тепловой защиты аппарата температуру.

Нетрудно понять, что величина  $T^* = \frac{T_0 - T_1}{T_0 + T_1 - 2T_{\infty}}$  определяется условиями движения теплого воздуха в канале.

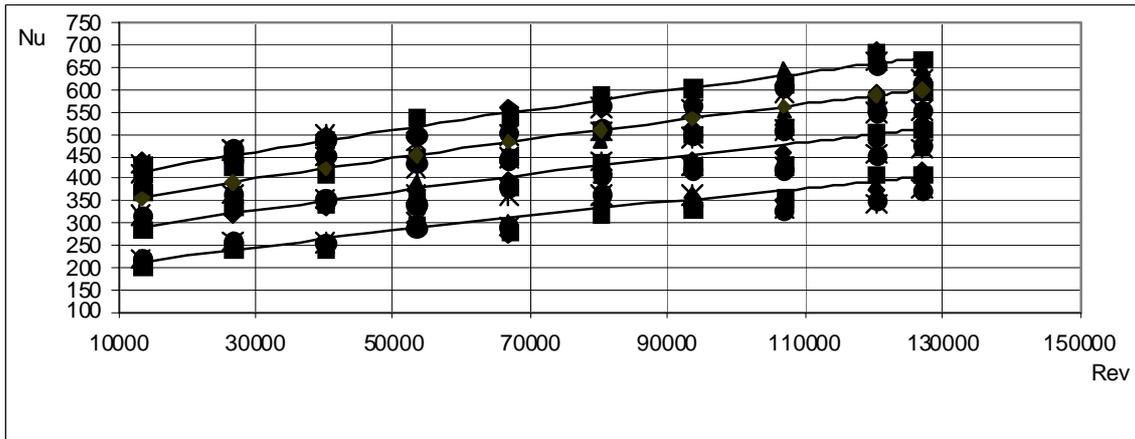
На основании экспериментальных данных это зависимость имеет линейный характер

$$\frac{T_0 - T_1}{T_0 + T_1 - 2T_{\infty}} = 0,638 - 1,8 * 10^{-5} \text{Re}_u. \quad (18)$$

Подставив (18) в (17), окончательно получим

$$Nu_n = \left(0.32 - 9 \cdot 10^{-6} Re_u\right) \frac{\Phi Re_u + 0,0128 d_3 Re_v^{0.8} Re_u^{0.488}}{l}. \quad (19)$$

Полученная критериальная зависимость справедлива для всех случаев теплоотдачи крылового профиля NASA – 0021 в набегающий поток, если ее внутренняя полость, по который 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  $\Delta$ . На рисунке 3 дано графическое изображение формулы (19) для всех исследованных режимов теплообмена канала с формой крылового профиля NASA – 0021 на описанной выше модели.



Расходы теплого воздуха: 1- $Q_1=0,00103 \text{ м}^3/\text{с}$ , 2- $Q_2=0,00153 \text{ м}^3/\text{с}$ , 3- $Q_3=0,00203 \text{ м}^3/\text{с}$ , 4- $Q_4=0,00253 \text{ м}^3/\text{с}$ . Угол атаки:  $\blacklozenge$  -  $\varphi=0^0$ ;  $\blacksquare$  -  $\varphi=4^0$ ;  $\bullet$  -  $\varphi=8^0$ ;  $\blacktriangle$  -  $\varphi=12^0$ ;  $\ast$  -  $\varphi=16^0$  (эксперимент)

Рис. 3 Графическое изображение формулы (19) для всех исследованных режимов теплообмена канала с формой крылового профиля NASA – 0021

## NASA - 0021 ҚАЛАҚША ПРОФИЛІНІҢ ЖЫЛУ АЛМАСУЫН ЗЕРТТЕУ

**Р.К. Манатбаев**

Мақалада NASA – 0021 қалақша элементінің әр түрлі атқылау жылдамдығына және әр түрлі бұрылу бұрышына байланысты қоршаған ортамен жылу алмасуын тәжірибелік жолмен зерттеудің нәтижелері келтірілген.

## RESEARCH OF HEAT EXCHANGE WING OF PROFILE NASA – 0021

**R.K. Manatbayev**

In the report results of experimental research of heat exchange wing of profile NASA – 0021 with an environment presented.