

УДК 621.454.2

ИССЛЕДОВАНИЕ ТЕЧЕНИЯ С ТЕПЛОТДАЧЕЙ В ПОЛОСТЯХ ВРАЩЕНИЯ ЭНЕРГЕТИЧЕСКИХ УСТАНОВОК ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

© Фальков В.О., Зуев А.А.

e-mail: dla2011@inbox.ru

*Сибирский государственный университет науки и технологий
имени академика М.Ф. Решетнева, г. Красноярск, Российская Федерация*

Проведено теоретическое и экспериментальное исследование течения с теплоотдачей в стенку в полостях вращения характерных для энергетических установок летательных аппаратов, разработана достоверная математическая модель течения с теплоотдачей в стенку в полостях вращения, обеспечивающая достоверное определение гидравлических и тепловых параметров. Основные результаты экспериментальных и теоретических исследований являются новыми и заключаются в следующем: предложен и исследован новый профиль распределения скорости в поперечном сечении потока; получен закон трения для градиентного профиля распределения скорости; впервые получен закон теплообмена для степенного профиля распределения скорости; разработана методика и алгоритм расчета параметров течения с теплоотдачей в стенку в полостях вращения.

При выводе аналитического выражения для локального коэффициента теплоотдачи использована интегральное соотношение уравнения энергии температурно-пространственного пограничного слоя [1,2], с учетом граничных условий полостей вращения энергетических установок летательных аппаратов.

Получено аналитическое выражение для локального коэффициента теплоотдачи в виде критерия Стантона:

для вращательного течения по закону «твердого тела» $\frac{U}{R} = \omega = const$:

$$St = \frac{1}{Pr^{\frac{m+1}{m+3}}} \left(\frac{2J\varepsilon \cdot m}{\alpha^{m-1} (m+2)(m+3) Re_{\omega}} \right)^{\frac{2}{m+3}};$$

для вращательного течения по закону «свободного вихря» $UR = C = const$:

$$St = \frac{1}{Pr^{\frac{m+1}{m+3}}} \left(\frac{2J\varepsilon}{\alpha^{m-1} (m+1)(m+2) Re_{\omega}} \right)^{\frac{2}{m+3}}.$$

Тогда локальный коэффициент теплоотдачи определяется:

$$\alpha = \rho C_p U St$$

Достоверность методики расчета подтверждается сходимостью теоретических и экспериментальных данных исследуемых участков представляющих собой полостивращения характерных для энергетических установок летательных аппаратов. Расхождение результатов теоретических и экспериментальных исследований составляет не более 7%.

Выявлено, что на локальный коэффициент теплоотдачи существенное влияние оказывает окружающая составляющая скорости.

Существенный рост температуры воздуха (рабочего тела) над температурой на входе, на начальном участке может оказывать влияние на температуру стенки элементов конструкции агрегатов и снижать прочностные и эксплуатационные характеристики, но как правило этого не происходит, если со стороны теплообменного аппарата находится теплоноситель с достаточно высоким коэффициентом теплоотдачи (вода) и высокой теплопроводностью материала конструкции, что видно из рисунка.

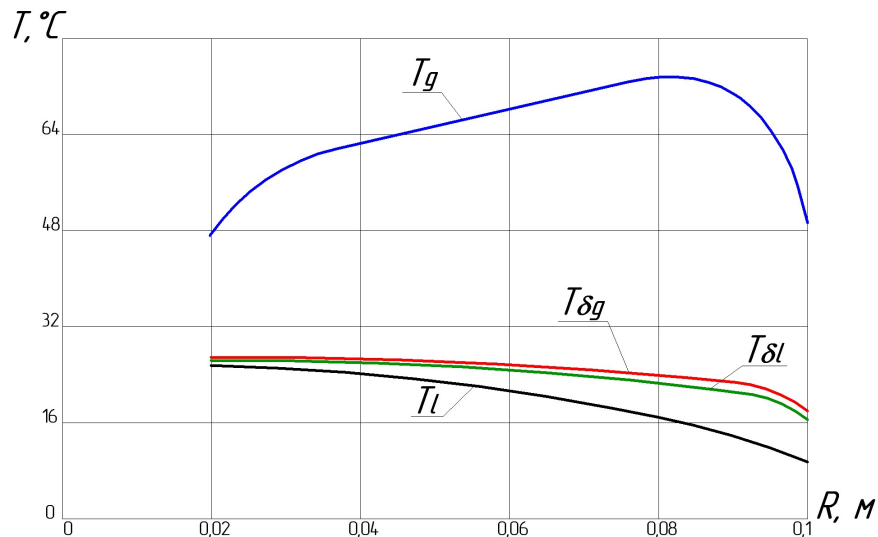


Рис. Распределение по радиусу параметров температуры рабочего тела в полости вращения энергетической установки

В общем случае целью исследования является определение скоростей в потоке, полей температур и термических напряжений в материале конструкций окружающих поток. Уровень температуры непосредственным образом влияет на запас прочности деталей энергоустановок космических аппаратов.

Библиографический список

1. Романенко П.Н. Тепломассообмен и трение при градиентном течении жидкостей. 1971. – 327 с.
2. Шлихтинг Г. Теория пограничного слоя. – М: Наука, 1969. –744 с.