

уплотнения выполнено восемь микроканалов сложной формы.

Основные технические проблемы использования перспективных торцовых уплотнений в авиационных двигателях связаны с материалами. Особенно важным является выбор материала для вторичного уплотнения. Из-за высокой температуры необходимо применение специальных эластомеров или эластичного графита.

При проектировании уплотнительного узла двигателя основной задачей является определение гидродинамических характеристик слоя смазки в зазоре при наличии микроканалов произвольной формы. Для расчёта характеристик торцового газостатического и торцового гидродинамического уплотнений с микроканавками были разработаны математические модели, основанные на применении метода конечных объёмов.

Также разработано программное обеспечение, которое позволяет получать основные характеристики уплотнения с учётом сложной формы зазора. Проведённые исследования показали, что для определения равновесного состояния колец пары трения необходимо использование не менее двух вычислительных циклов: сначала

определяются предварительные характеристики уплотнения, далее из решения теплопрочностной задачи находятся уточненные характеристики уплотнения. Чередование зон повышенного и пониженного давлений в окружном направлении приводит к возникновению волнистости уплотнительных поверхностей.

Совместная теплопрочностная задача решается последовательно. Сначала находится распределение температуры, после чего, используя решение тепловой задачи, рассчитываются деформации колец пары трения.

Торцовые уплотнения с газовой и жидкостной смазкой являются перспективными для опор ГТД. Разработанная теория позволяет проектировать и доводить уплотнения с микроканавками расчётным или расчётно-экспериментальным методом. Благодаря этому резко сокращаются затраты времени и материальных средств на отработку уплотнений и, соответственно, изделий. Работа выполнена при финансовой поддержке Правительства Российской Федерации (Минобрнауки) на основании Постановления правительства РФ №218 от 09.04.2010.

ПРИМЕНЕНИЕ ГАЗОЛАЗЕРНОГО РАСКРОЯ ПОЛИМЕРНОГО ПОКРЫТИЯ ОБШИВОК ФЮЗЕЛЯЖА

© 2012 Физулаков Р.А., Бреев С.В.

Открытое акционерное общество «Комсомольское-на-Амуре авиационное производственное объединение имени Ю.А.Гагарина», Комсомольск-на-Амуре.

APPLICATION GAZOLASER CUTTING THE POLYMERIC COATING OF SKIN

© 2012 Fizulakov R.A., Breev S.V.

Main principles and know-how of introduction of original idea of use of laser radiation for nesting pattern sheeting before dimensional chemical etching are stated. The basic advantages of the given method are brought, the complexities arising at its use are noted and significant economic benefit is shown.

Конструкция обшивок фюзеляжа гражданских самолетов представляет собой тонкую формообразованную листовую деталь с большим числом

карманов. Такая особенность конструкции, обусловленная ограничением массы воздушного судна, делает невозможным обработку карманов традиционным

методом механического фрезерования, так как, во-первых, деталь имеет пространственную кривизну, и фрезерование после гибки приведет к появлению недопустимой деформации детали, а, во-вторых, толщина стенки в карманах составляет 1 мм, фрезерование которой вызывает определенные сложности.

Для решения указанных проблем при изготовлении обшивок в отрасли разработан и успешно применяется метод размерного химического травления (РХТ) известный так же под названием «химическое фрезерование».

Технология включает разметку и раскрой контура травления, которые традиционно производятся вручную. Такой метод позволяет достаточно быстро раскроить обшивку за счет проведения раскроя несколькими работниками одновременно, при этом качество полученной обшивки вполне приемлемо для производства авиационной техники военного назначения.

Однако, целый ряд недостатков, присущий данному методу (наличие повреждений поверхностного слоя заготовки, низкая производительность, высокое влияние человеческого фактора) не позволяет использовать данную технологию для производства регионального самолета SSJ-100, который имеет беспрецедентный проектный ресурс - 70 000 часов.

Попытки усовершенствовать процесс раскроя защитного покрытия путем внедрения термоножей позволили повысить производительность, высвободить одного рабочего из процесса, но не решили главной проблемы - наличия повреждений на поверхностном слое от инструмента.

Установка термоножа на фрезерный станок с ЧПУ позволила снизить влияние человеческого фактора, значительно повысить скорость раскроя, сократив трудоемкость изготовления обшивки, но принципиально решить проблему наличия рисок и царапин не смогла.

Таким образом, был сделан вывод, что основной причиной повреждения поверхностного слоя является контакт в

процессе скольжения инструмента с поверхностью обшивки. Поэтому было принято решение использовать бесконтактный метод раскроя защитного покрытия – с помощью газолазерного раскроя (ГЛР).

Данное решение позволяет достичь основной цели проекта - усовершенствовать процесс раскроя защитного покрытия перед размерным химическим травлением решением следующих задач:

1. Исключить влияние человеческого фактора на качество обшивок
2. Повысить геометрическую точность обработанных обшивок
3. Снизить трудоемкость изготовления обшивок
4. Уменьшить количество брака

Для отработки технологии ГЛР защитного покрытия разработан технологический процесс лазерной резки защитного покрытия обшивок при привязке к многокоординатному станку V-STAR 2357 "Forest Line" импульсного волоконного лазера ИЛИ-1-100-20-20 отечественного производства.

Результаты опытной работы, проведенные ОАО «КнААПО» показали преимущество лазерного раскроя в области обеспечения качества. Эксперименты показали, что контур травления ровный, без видимых дефектов, точность контура можно проследить по криволинейной части кармана (переход на радиусную часть ровный, гладкий).

Так же опытные работы позволили выявить основные достоинства:

1. Высокая точность контура травления
2. Высокая скорость раскроя
3. Отсутствие влияния человеческого фактора
4. Бесконтактный метод обработки гарантирует отсутствие повреждений поверхностного слоя
5. Отсутствие необходимости в применении шаблонов размерного травления

и недостатки лазерного раскроя по сравнению с другими методами:

1. Использование дорогостоящего оборудования
2. Выполнение несвойственной работы операторами станка

3. Чувствительность к толщине защитного покрытия
4. Выполнение операторами фрезерных станков несвойственной им работы

ОДНАКО УКАЗАННЫЕ НЕДОСТАТКИ НЕ МОГУТ СНИЗИТЬ ОСНОВНОЕ ДОСТОИНСТВО МЕТОДА – ГАРАНТИРОВАННОЕ ОТСУТСТВИЕ ПОВРЕЖДЕНИЙ ПОВЕРХНОСТИ. ГОДОВОЙ ЭКОНОМИЧЕСКИЙ ЭФФЕКТ ПРИ ПЛАНИРУЕМЫХ ОБЪЕМАХ ПРОИЗВОДСТВА ПРЕВЫШАЕТ 3 МЛН. РУБЛЕЙ.

LIFT OF THE NOSE DROOP AIRFOIL

© 2012 Vladimir A. Frolov¹, YANG Hao²

1 – SamaraStateAerospaceUniversity (NationalResearchUniversity), Russian Federation, Samara
 2 – Beijing Institute of Technology, People’s Republic of China, Beijing

A model for the potential circulation flow around nose droop airfoil has been proposed. The solution is obtained for the flow of incompressible ideal fluid. The Complex Variable Function Theory, Method of Discrete Vortices(MDV) and numerical-analytical method (NAM)are applied. Dependence of the lift on the angle of attack, relative length of the nose droop and its angle of deflection is obtained.

The main goal of the paper is modeling the airfoil by NAM and MDV to give the dependences which give the relationships between the lift coefficient and the angle of attack at different deflected angle of nose. The most important result in the paper is the correction of Torenbeek’s function [1] of the nose droop airfoil.

The geometry of the airfoil is constructed as the Fig.1 showed. The nose part is a life part of a ellipse, the equation (1) is the equation of the ellipse

$$\frac{x^2}{x_c^2} + \frac{y^2}{(c/2)^2} = 1. (1)$$

The tail is made up by two arcs of circle as Fig.1 showed. The radius of the arc is R.

$$R = \frac{(b - x_c)^2 + (c/2)^2}{c} (2)$$

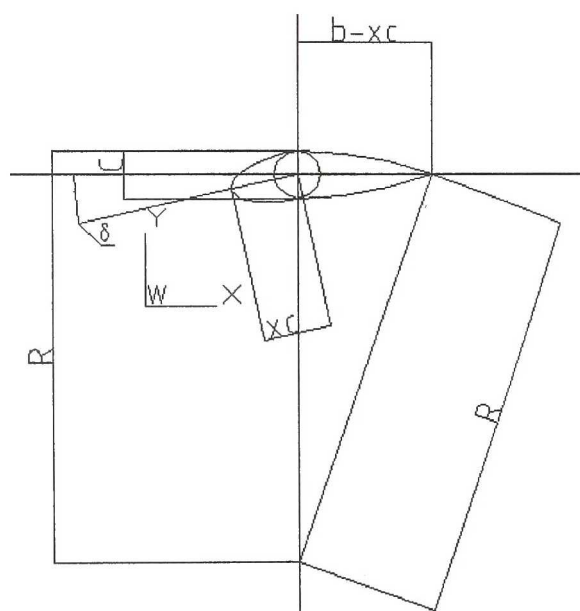


Fig. 1: Geometry

The center of the airfoil is a circle, the radius of the circle is $c/2$. δ is the deflect angle of the nose.

Then the boundary elements must be constructed. The boundary element points have divided the airfoil into many equal arcs. One control point and one vortex are located around one boundary element as the Fig.2 showed.