

Журнал основан в 1932 году • Москва

Ежеквартальный научно-технический журнал

Орган Департамента авиационной промышленности
Министерства промышленности и торговли РФ
и
Национального института авиационных технологий

СОДЕРЖАНИЕ

	Стр.		Стр.
САМОЛЕТО- И ВЕРТОЛЕТОСТРОЕНИЕ			
Вождаев В.В., Лазарев В.В., Теперин Л.Л., Теперина Л.Н. Проектирование внешней поверхности планера летательного аппарата ромбовидной формы . . . 3		Штрикман М.М., Егоров В.Н., Кашук Н.М. Технология комбинированной фрикционной сварки конструкций авиационной техники 32	
Левин А.В., Коняхин С.Ф., Юхнин М.М., Харитонов С.А., Коробков Д.В., Макаров Д.В. Режимы работы системы генерирования электроэнергии нестабильной частоты и стабильного напряжения . . . 9		Сироткин О.С., Рыцев С.Б., Левин А.М. Опыт применения порошковых материалов в технологии лазерного послойного синтеза 35	
Неделько Д.В. Расчетная оценка уровня гидродинамического нагружения вертолета при вынужденном приводнении 13		Власенков А.В. Технологические системы высокоскоростной обработки авиационных деталей сложной формы 39	
ДВИГАТЕЛЕСТРОЕНИЕ			
Иноземцев А.А., Сычев В.К., Снитко М.А., Бакулин М.Г., Масловский А.В., Табачук И.С. Микроволновые системы измерения радиальных зазоров между торцами рабочих лопаток и корпусом ГТД . . 18		МАТЕРИАЛЫ И МЕТАЛЛУРГИЯ	
Селезнев В.Г., Шульгин А.Ф., Павлов Ю.И. Применение методов голографической интерферометрии и спектрального анализа для исследования колебаний узлов и деталей авиационной техники . . 21		Сироткин О.С., Андрюнина М.А., Бейдер Э.Я. Новые конструкционные и функциональные ПКМ на основе термопластов и технологии их формирования 43	
ВОПРОСЫ ТЕХНОЛОГИИ			
Плихунов В.В., Коваленко А.В., Орешкин О.М. Использование способов оценки шероховатости в системе автоматического контроля параметров технологического процесса лазерного полирования . 26		КАЧЕСТВО, НАДЕЖНОСТЬ, РЕСУРС	
		Дударьков Ю.И., Лимонин М.В., Левченко Е.А. Эффект свободной кромки в слоистых композитах . 48	
		Сабельников В.И., Ицкович В.А., Ивлиев В.В., Некрасова Л.И. Энергетические системы гидропривода лаборатории прочности 54	
		Кабак И.С. Создание больших аппаратно-программных нейронных сетей для систем управления 57	

Вниманию читателей!

Журнал «Авиационная промышленность» включен в официальный список ВАК для изданий, публикация в которых учитывается при защите докторских и кандидатских диссертаций.

Magazine was founded in the year 1932 • Moscow

Quarterly scientific and technical magazine

Publication of Department of the Aviation Industry,
the RF Ministry for Industry and Trade,
and
National Institute of Aviation Technologies

CONTENT

	Pp.		Pp.
AIRCRAFT AND HELICOPTER ENGINEERING		Shtrikman M.M., Egorov V.N., Kashchuk N.M.	
Vozhdaev V.V., Lazarev V.V., Teperin L.L., Teperina L.N. Designing the external surface of the aircraft airframe of a diamond planform	3	Combined friction stir welding technology for joining aircraft structures	32
Levin A.V., Konyahin S.F., Yuhnin M.M., Haritonov S.A., Korobkov D.V., Makarov D.V. Modes of operation of electric power generation system with frequency instability and voltage stability	9	Sirotkin O.S., Rytsev S.B., Levin A.M. Experience in application of powder materials for rapid prototyping	35
Nedel'ko D.V. Calculation assessment of the helicopter hydrodynamic loading level at ditching	13	Власенков А.В. Manufacturing systems for high-speed machining of aircraft complex-shaped components	39
ENGINE BUILDING		MATERIALS AND METALLURGY	
Inozemtsev A.A., Sychev V.K., Snitko M.A., Bakulin M.G., Maslovsky A.V., Tabachuk I.S. Microwave systems for measuring tip clearance between the tips of blades and gas turbine engine housing	18	Sirotkin O.S., Andriunina M.A., Beider E.Ya. New structural and functional polymeric composite materials based on thermoplastics and their molding technology	43
Seleznev V.G., Shulgin A.F., Pavlov Yu.I. Application of holographic interferometry and spectral analysis to study the vibration of assemblies and components of aeronautical equipment	21	QUALITY, RELIABILITY, SERVICE LIFE	
TECHNOLOGY PROBLEMS		Dudar'kov Yu.I., Limonin M.V., Levchenko E.A. Free edge effect in laminated composites	48
Plikhunov V.V., Kovalenko A.V., Oreshkin O.M. Methods for measuring surface roughness and their application in the process control system for laser polishing	26	Sabel'nikov V.A., Itskovich V.A., Ivlijev V.V., Necrasova L.I. Hydraulic power systems of the strength testing laboratory	54
		Kabak I.S. Development of large hardware and software neural networks for control systems	57

ПРОЕКТИРОВАНИЕ ВНЕШНЕЙ ПОВЕРХНОСТИ ПЛАНЕРА ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА РОМБОВИДНОЙ ФОРМЫ

*В.В.Возжаев, канд. техн. наук; В.В.Лазарев, докт. техн. наук;
Л.Л.Теперин, канд. техн. наук; Л.Н.Теперина, канд. техн. наук
(ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского)*

Определены рациональные значения положения максимальной толщины и угла наклона задней кромки верхнего контура профиля, при которых достигается максимальное аэродинамическое качество при запасе устойчивости 3 % и отсутствии потерь на балансировку.

Ключевые слова: проектирование самолета, аэродинамическая поверхность, летающее крыло, профиль крыла, аэродинамическое качество.

DESIGNING THE EXTERNAL SURFACE OF THE AIRCRAFT AIRFRAME OF A DIAMOND
PLANFORM. *V.V.Vozhdaev, Cand.Techn.Sc, V.V.Lazarev, Cand.Techn.Sc,
L.L.Teperin, Cand.Techn.Sc, L.N.Teperina, Cand.Techn.Sc.*

Rational values of the maximum thickness and the angle of the upper surface at the trailing edge are defined enabling to achieve maximum lift-to-drag ratio with a 3 % margin of stability and lack of trim losses.

Keywords: aircraft design, aerodynamic surface, flying wing, airfoil, lift-to-drag ratio.

При аэродинамическом проектировании оптимальных обводов летательного аппарата схемы «летающее крыло» ромбовидной формы в плане с углами стреловидности передней и задней кромок $\pm 40^\circ$ и распределение толщины профиля по размаху (рис. 1) необходимо обеспечить достижение максимального значения аэродинамического качества при $c_y = 0,2$, запас устойчивости 3 % и минимальные потери на балансировку.

Аналитическое представление формы несущей поверхности

Проектирование поверхности ЛА авторами осуществлялось по пяти опорным сечениям с заданной относительной толщиной

профиля, равномерно распределенной по размаху. Форма верхнего и нижнего контура профиля в аналитическом виде:

$$y(x) = \sqrt{2\rho x} + \sum_{i=1}^n a_i x^i, \quad x \in [0; 1], \quad (1)$$

где ρ – радиус затупления носка профиля; n – целое число; a_i – произвольные параметры [1].

Значение целого числа n соответствует количеству геометрических параметров, описывающих контур профиля. В нашем случае число параметров $n = 4$. Максимальная толщина профиля c_m (рис. 2) может располагаться в разных местах x_m по длине хорды. Эти условия дают два геометрических параметра c_m и x_m . В общем случае профиль

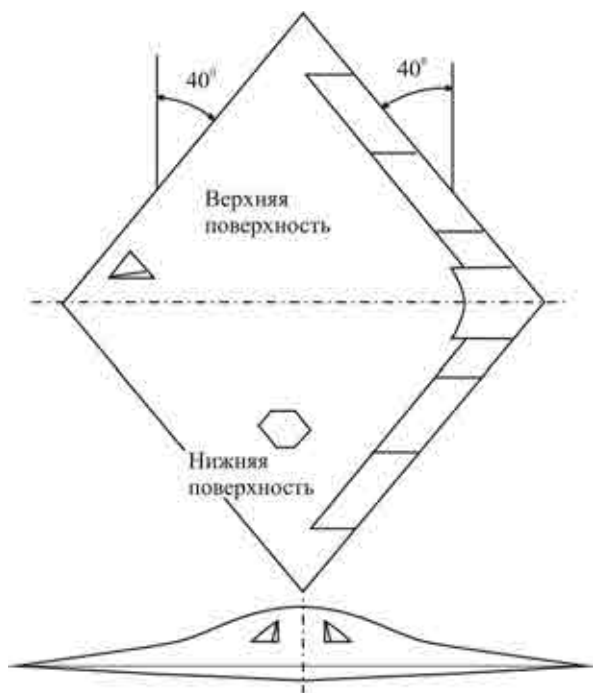


Рис. 1

может иметь конечную толщину задней кромки, а его контур на задней кромке может быть наклонен под некоторым углом к хорде, то есть получаем еще два параметра c_1 и θ_1 .

Перечисленные параметры однозначно связаны с коэффициентами a_i в формуле (1) следующим образом:

$$\begin{vmatrix} a_1 \\ a_2 \\ a_3 \\ a_4 \end{vmatrix} = \begin{vmatrix} 1 & 2 & 3 & 4 \\ 1 & 1 & 1 & 1 \\ x_m & x_m^2 & x_m^3 & x_m^4 \\ 1 & 2x_m & 3x_m^2 & 4x_m^3 \end{vmatrix}^{-1} \begin{vmatrix} \operatorname{tg} \theta_1 - \sqrt{\rho/2} \\ c_1 - \sqrt{2\rho} \\ c_m - \sqrt{2\rho x_m} \\ -\sqrt{\rho/(2x_m)} \end{vmatrix}.$$

В этом случае профиль полностью описывается восемью параметрами: радиус закругления носка, толщина задней кромки и по три параметра (положение максимальной

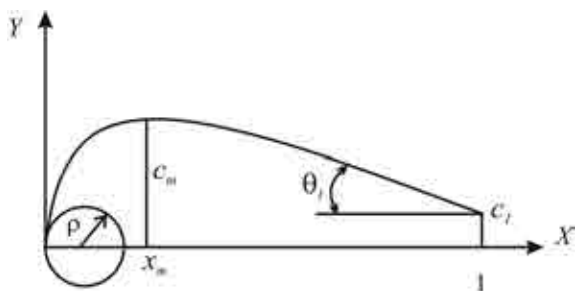


Рис. 2

толщины по хорде, максимальная толщина и угол наклона задней кромки) для верхнего и нижнего контура. Эти параметры в дальнейшем будем называть параметрами формы профиля. Отметим, что для более гибкого описания формы контура профиля число параметров n в формуле (1) может быть увеличено до 7. При этом в качестве естественных параметров формы профиля выбирают вторые производные в точке нахождения максимальной толщины и на задней кромке, а также площадь внутри контура.

Для аналитического описания трехмерной поверхности крыла к параметрам формы профиля добавляют параметры, характеризующие положение передней кромки в пространстве, величину хорды и угол крутки.

Поверхность крыла может быть описана двумя способами: 1) параметры формы профиля задаются в виде функций по размаху крыла; 2) крыло задается в виде набора профилей в опорных сечениях. При этом для аналитического описания поверхности крыла строятся интерполирующие функции для параметров формы по размаху крыла.

Авторами использован второй способ: поверхность ЛА задана с помощью пяти равноудаленных сечений. Рассмотрим этот способ подробнее. Сначала рассчитываем интерполяционные функции для координат передней кромки x_0 , y_0 и величины хорды b . Эти параметры линейно интерполируем и получаем функции $x_0(z)$, $y_0(z)$, $b(z)$, где z – координата вдоль размаха. Несколько сложнее обстоит дело с величиной крутки σ . Если воспользоваться линейной интерполяцией для получения ее значений, то вследствие изменения хорды можно получить нежелательные изгибы кромки крыла. Чтобы избежать этого, выполняем линейную интерполяцию параметра, который равен величине отклонения кромки крыла в вертикальном направлении из-за наличия крутки: $\Delta y_\sigma = b \cdot \sin \sigma$. Тогда получается интерполяционная функция $\Delta y_\sigma(z)$, которая позволяет

получить значение крутки по размаху с помощью формулы

$$\sigma(z) = \arcsin \frac{\Delta y_{\sigma}(z)}{b(z)}.$$

На следующем шаге определяем значения параметров формы профиля в каждой точке по размаху крыла. Для этого используем интерполяцию монотонными кубическими эрмитовыми сплайнами [2]. Параметры формы описывают профиль единичной хорды, расположенный в начале координат. Чтобы описать реальное крыло, каждый опорный профиль нужно правильно расположить в пространстве, придать крутку и масштабировать на определенную хорду. Поэтому интерполировать следует не параметры формы профиля, а размерные величины:

$$\rho' = \rho b, \quad c'_m = c_m b, \quad x'_m = x_m b + x_0, \\ c'_1 = c_1 b, \quad \theta'_1 = \theta_1 \pm \sigma.$$

(знак «+» – для верхнего контура профиля, знак «-» – для нижнего). Получив интерполирующие функции перечисленных параметров, можно, используя обратный порядок операций, получить значения исходных параметров, определяющих форму профиля в произвольном сечении крыла:

$$\rho(z) = \frac{\rho'(z)}{b(z)}, \quad c_m(z) = \frac{c'_m(z)}{b(z)}, \\ x_m(z) = \frac{x'_m(z) - x_0(z)}{b(z)}, \quad c_1(z) = \frac{c'_1(z)}{b(z)}, \\ \theta(z) = \theta'(z) \mp \sigma(z).$$

Такой подход позволяет получить гладкость не только параметров формы профилей единичной хорды вдоль размаха, а всей поверхности реального крыла.

Метод расчета

Для прямого расчета используем комплекс ANSYS CFX (лицензия ЦАГИ № 501024), предназначенный для расчета динамики жидкости и газа. Комплекс включает модули подготовки задачи (CFX-Pre);

решения задачи (CFX-Solver); управления решением задачи (CFX-Solver Manager) и обработки результатов (CFX-Post). Все модули связаны между собой, что позволяет выполнить полный цикл аэродинамического расчета.

При вычислениях для замыкания уравнений Навье–Стокса используется модель турбулентности, основанная на эмпирических данных и описываемая дифференциальными уравнениями. Программный комплекс CFX предоставляет широкий выбор моделей турбулентности, большие возможности по их настройке. В данном комплексе также имеется модель, позволяющая определять положение ламинарно-турбулентного перехода. Авторами использована модель переноса сдвиговых напряжений (Shear Stress Transport – SST), сформулированная Ментером на основании того, что модели турбулентности типа k - ε лучше описывают свойства свободных сдвиговых течений, а модели типа k - ω имеют преимущество при расчете пристеночных течений [3]. Проведенный анализ показал, что по сравнению с используемыми в настоящее время другими математическими моделями пограничного слоя подход Ментера демонстрирует достаточно высокую эффективность при определении характеристик обтекания аэродинамических поверхностей [4].

Все параметры задачи, которые определяются в предпроцессоре (CFX-Pre), можно сохранить в отдельном файле формата CCL (CFX-Command Language) и использовать их в дальнейшем. Это позволяет значительно ускорить процесс задания условий при расчетах типовых задач. При использовании разработанной программы все построенные сетки являются стандартными, поэтому совместное использование разработанной программы построения расчетных сеток и подготовленного CCL файла в процессе проектирования позволяет оперативно выполнять вычисления с новыми параметрами задачи.

Формирование поверхности ЛА

При проектировании поверхности каждый из пяти профилей задается восемью параметрами. Для рассматриваемого ЛА был выбран профиль с нулевой толщиной задней кромки из-за низкой радиолокационной заметности. По условиям эксплуатации представленный ЛА должен иметь плоский низ. Этот критерий во многом определил выбор параметров для нижнего контура профиля малого радиуса затупления носка. Было задано распределение толщины профиля по размаху, что в совокупности с данными о максимальной толщине нижнего контура профиля позволяет однозначно определить максимальную толщину верхнего контура профиля. Осталось два свободных параметра для верхнего контура профиля: положение максимальной толщины по хорде и угол наклона задней кромки. При проектировании поверхности ЛА одновременно варьировалось положение максимальной толщины профилей и угла наклона на задней кромке верхнего контура во всех опорных сечениях таким образом, чтобы сохранить гладкость поверхности по размаху. На рис. 3 показаны контуры профиля, распо-

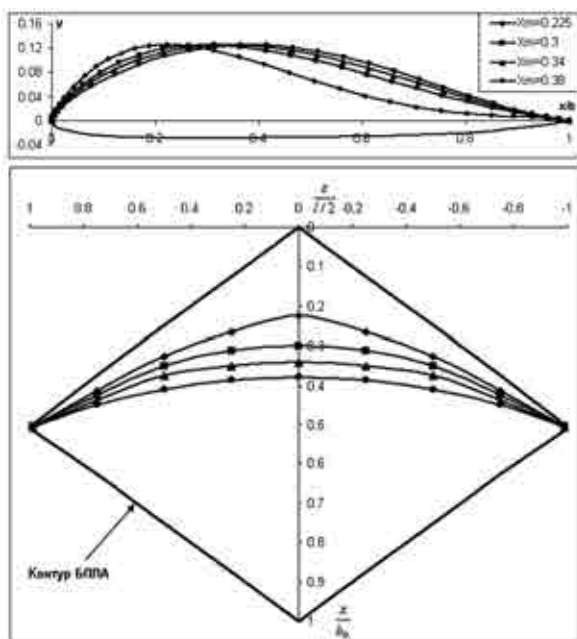


Рис. 3

ложенного в плоскости симметрии ЛА, и линии максимальной толщины при различных положениях максимальной толщины корневого сечения.

На основе изложенного алгоритма была спроектирована модель летательного аппарата для испытаний в аэродинамической трубе при числе Рейнольдса $\approx 3,3 \cdot 10^6$ и числе Маха 0,15, что соответствует условиям эксперимента. Проведенные расчетные исследования позволили получить зависимости коэффициента момента тангажа m_z от коэффициента подъемной силы c_y для различных конфигураций ЛА. На основе этих данных были определены значения m_{z_0} при различных углах наклона задней кромки θ и положениях максимальной толщины профиля (рис. 4,а). На графиках по оси ординат отложены значения параметров x_m и θ в плоскости симметрии, при этом параметры остальных профилей принимали соответствующие значения, обеспечивающие гладкость верхней поверхности крыла.

Теперь m_{z_0} является функцией двух переменных: угла наклона задней кромки θ и положения максимальной толщины x_m верхнего контура корневого профиля. На рис. 4,б внизу в виде кривой в плоскости (θ, x_m) представлено множество значений этих параметров, при которых $m_{z_0} = 0,006$, как это требуется техническим заданием.

Наряду с m_{z_0} функцией двух переменных θ и x_m является коэффициент сопротивления c_x при постоянном значении коэффициента подъемной силы $c_y = 0,2$. На рис. 4,б сверху приведена зависимость c_x при $m_{z_0} = 0,006$ и $c_y = 0,2$, где по оси ординат отложены соответствующие значения θ . Из графика видно, что движение вправо по этой кривой приводит к росту сопротивления, что нежелательно. В то же время при значениях $\theta < 8^\circ$ сопротивление практически постоянно ($\pm 1\%$).

Для удобства размещения органов управления желательно иметь угол наклона задней кромки верхнего контура как можно

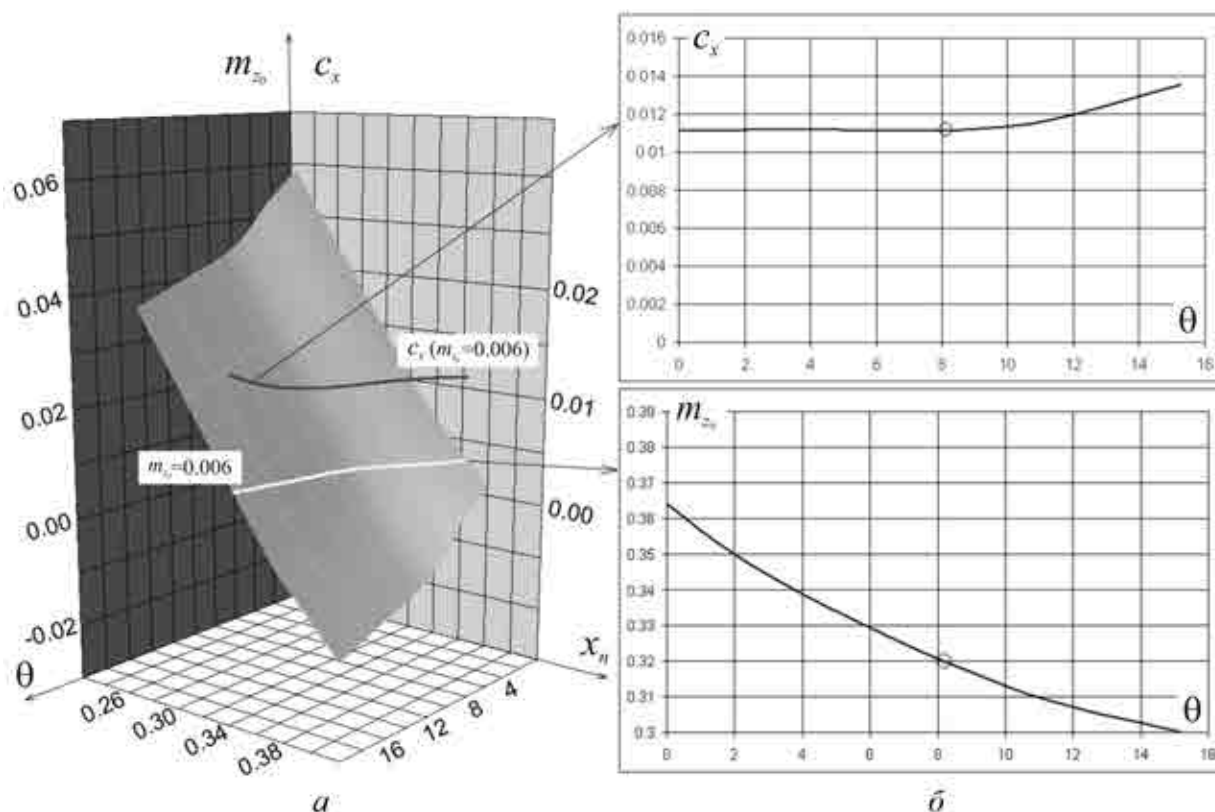


Рис. 4

больше. Поэтому наиболее подходящими для данной компоновки будут следующие параметры: $\theta = 8,2^\circ$, $x_m = 0,32$ хорды. На рис. 5 показаны полученные в результате



Рис. 5

проектирования профили в опорных сечениях, а также общий вид поверхности летательного аппарата.

Оценка аэродинамических характеристик ЛА

Сравнение результатов расчетов с данными испытаний модели (средняя аэродинамическая хорда равна 0,9397 м) в ЦАГИ в трубе Т-102 [5] показало, что число Рейнольдса в эксперименте было таким же, как и в расчете, $Re \approx 3,3 \cdot 10^6$. На рис. 6 приведены зависимости C_x и C_y от угла атаки; аэродинамиче-

ского качества K от C_y ; m_z от C_y . Расчеты были выполнены для углов атаки от -4 до 10° . Сравнение проводилось с результатами эксперимента, полученными при наличии турбулизаторов на передней кромке модели. Сплошные линии на графиках соответствуют расчету по программе CFX, знаком «●» обозначены экспериментальные данные. Из представленных графиков видно, что результаты расчета достаточно хорошо совпадают с экспериментальными данными, за исключением зависимости m_z от C_y , где имеется небольшая погрешность в определении m_{z0} .

Из существующих ЛА, имеющих крыло малого удлинения, достаточно широко известен самолет F-117. Представляет интерес сопоставление аэродинамических характеристик модели «летающего крыла» и самолета F-117 при числах Рейнольдса, соответствующих испытаниям, выполненным в аэродинамической трубе. Расчетная геометрическая модель самолета F-117 была соз-

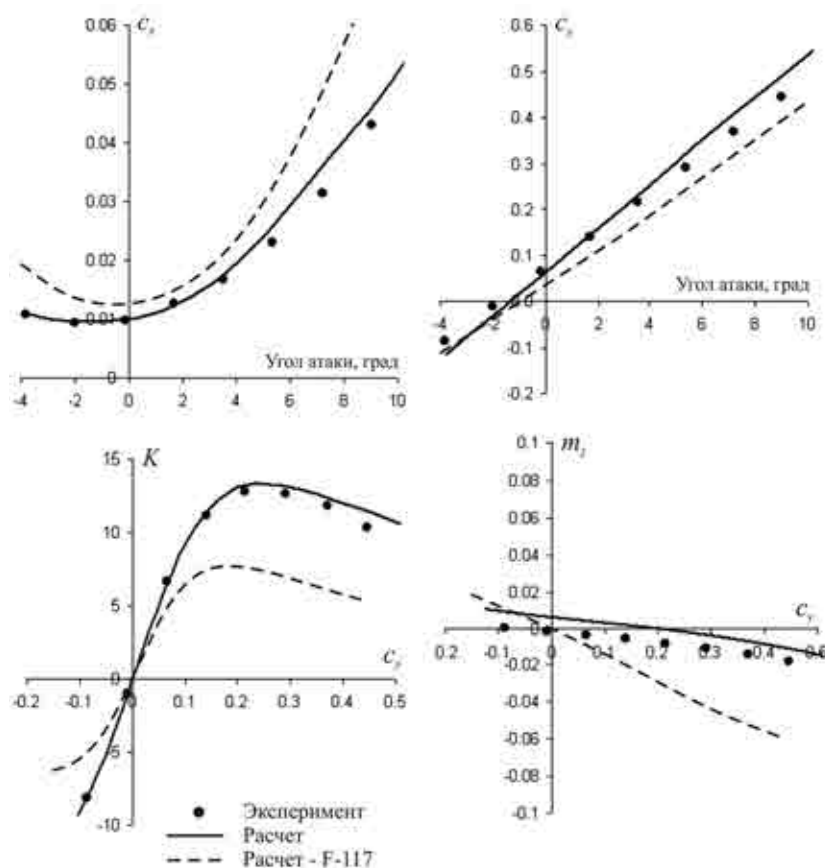


Рис. 6

дана по материалам, приведенным в работе [6]. Пунктирные линии на графиках (см. рис. 6), соответствуют расчету аэродинамических характеристик самолета F-117, полученных при полностью турбулентном режиме обтекания. Как показали расчеты, при $Re \approx 3,3 \cdot 10^6$ самолет F-117 имеет максимальное аэродинамическое качество $K_{\max}$, примерно равное 7,7, а разработанный летательный аппарат – 13 (см. рис. 6). О характере обтекания сравниваемых ЛА можно судить по визуализациям линий тока, соответствующим углам атаки, при которых достигается максимальное аэродинамическое качество (рис. 7). В отличие от самолетов традиционной схемы, обладающих таким небольшим удлинением ($\lambda = 2,4$), компоновка разработанного ЛА обеспечивает высокое максимальное аэро-

динамическое качество, подтвержденное экспериментальными данными.

Итак, полученные рациональные значения положения максимальной толщины и угла наклона задней кромки верхнего контура профиля позволяют достичь максимального значения аэродинамического качества при запасе устойчивости 3 % и отсутствии потерь на балансировку на крейсерском режиме полета.

Аэродинамическая модель разработанного ЛА экспонировалась на Международном авиакосмическом салоне в 2011 году [7].

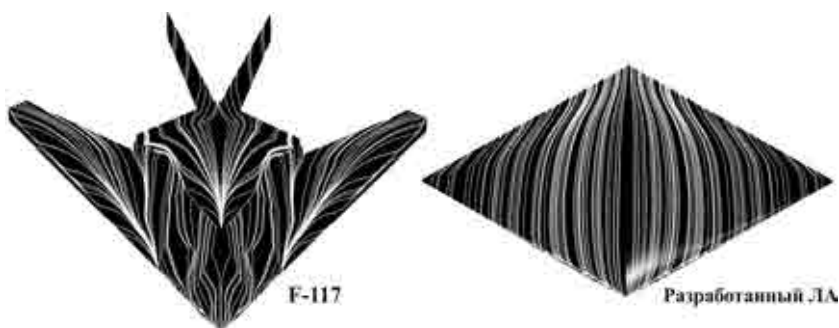


Рис. 7

ЛИТЕРАТУРА

1. Кутищев Г.П., Теперин Л.Л. Применение аналитического представления контура профиля для решения обратной задачи аэродинамики // Тр. ЦАГИ. Вып. 2655. 2003. С. 104–108.
2. Catmull E., Rom R. A class of local interpolating splines // Computer Aided Geometric Design edited by R.E. Barnhill and R.F. Reisenfeld. USA, NY: Academic Press, 1974. P. 317–326.
3. Menter F.R., Kuntz M., Langtry R. Ten Years of Industrial Experience with the SST Turbulence Model // Turbulence, Heat and Mass Transfer 4 edited by Hanjalic K., Nagano Y., Tummers M. USA, CT, Redding: Begell House, Inc., 2003. P. 625–632.

4. **Вождаев В.В.** Влияние модели турбулентности на точность расчета аэродинамических характеристик механизированного крыла // *Техника воздушного флота*. 2011. № 3. С. 16–22.

5. **Лазарев В.В., Павленко А.А., Разов А.А., Теперин Л.Л., Теперина Л.Н.** Аэродинамическое проектирование беспилотного летательного аппарата

«Ромб» // *Ученые записки ЦАГИ*. 2011. Т. XLII. № 4. С. 30–37.

6. **Ильин Е., Совенко А.Ю.** Найтхок почти невиден // *Авиация и время*. 2002. № 1. С. 4–20.

7. Юбилейный МАКС // *Авиация и космонавтика*. 2011. № 9. С. 7.

РЕЖИМЫ РАБОТЫ СИСТЕМЫ ГЕНЕРИРОВАНИЯ ЭЛЕКТРОЭНЕРГИИ НЕСТАБИЛЬНОЙ ЧАСТОТЫ И СТАБИЛЬНОГО НАПРЯЖЕНИЯ*

А.В.Левин, докт. техн. наук; С.Ф.Коняхин, канд. техн. наук;

М.М.Юхнин, канд. техн. наук (ОАО «АКБ “Якорь”»);

С.А.Харитонов, докт. техн. наук; Д.В.Коробков; Д.В.Макаров (Новосибирский государственный технический университет)

Приведены варианты проектирования параметров и способа управления системой генерирования электроэнергии. Разработана математическая модель этой системы.

Ключевые слова: синхронный генератор, постоянные магниты, переменная частота, регулирование напряжения, полупроводниковый преобразователь.

MODES OF OPERATION OF ELECTRIC POWER GENERATION SYSTEM WITH FREQUENCY INSTABILITY AND VOLTAGE STABILITY. *A.V.Levin, Dr.Techn.Sc; S.F.Konyahin, Cand.Techn.Sc; M.M.Yuhnin, Cand.Techn.Sc; S.A.Haritonov, Dr.Techn.Sc; D.V.Korobkov; D.V.Makarov*

Variants of designing parameters and method for controlling an electric power generation system are given. A mathematical model of the presented system has been developed.

Keywords: synchronous generator, permanent magnets, variable frequency, voltage regulation, solid-state inverter.

Требования снижения эксплуатационных расходов и повышения топливной эффективности летательных аппаратов, и в первую очередь самолетов гражданской авиации, сказались на самолетной электроэнергетике, где наметился ряд тенденций, существенно определивших характер организации и построения современных бортовых систем электроснабжения (СЭС):

– перевод на электропитание ряда, а впоследствии и всех бортовых систем, традиционно имеющих неэлектрическую (гидрав-

лическую, пневматическую, механическую и др.) природу энергоснабжения;

– преимущественный отказ от имеющего, как правило, гидромеханическую основу привода постоянных оборотов и вращения первичных генераторов непосредственно от коробки силовых агрегатов (коробки приводов);

– увеличение установленной мощности СЭС и мощности первичных генераторов.

Наметившиеся тенденции привели к необходимости внедрения на борту летательных аппаратов систем электроснабжения переменного тока нестабильной частоты (ГОСТ Р 54073–2010 для авиационных сис-

* Работа выполнена при финансовой поддержке гранта № 13 G36.31.0010 от 22.10.2010 г.

тем электроснабжения допускает изменение частоты переменного тока от 360 до 800 Гц при условии сохранения постоянства величины напряжения). В соответствии с концепцией ПЭС (Полностью Электрический Самолет) на борту ряда отечественных и зарубежных самолетов уже эксплуатируются подобные системы, например на самолетах типа Boeing-787 и А-380, Ан-70 и др. [1]. Такие системы, как правило, строятся на базе трехкаскадных синхронных генераторов, где стабилизация напряжения осуществляется за счет регулирования тока в обмотке возбуждения генератора.

Однако существуют альтернативные варианты построения аналогичных по характеристикам системы генерирования электрической энергии (СГЭЭ) [1]. В частности, перспективным представляется использование в подобных системах синхронных генераторов (СГ) с возбуждением от постоянных магнитов.

Известно, что данный тип СГ обладает многими преимуществами: отсутствие вращающихся контактов; уменьшение массогабаритных показателей агрегатов, расположенных непосредственно на авиадвигателе; возможность применения воздушного охлаждения; минимальные эксплуатационные расходы; возможность реализации режима электростартерного запуска; относительная простота конструкции и т.д.

Особенностью такого генератора является нестабильность выходного напряжения при изменении частоты вращения вала n и величины нагрузки. По этой причине данный тип СГ применяется в составе мехатронных систем, содержащих полупроводниковый преобразователь (ПП).

В настоящее время широко известно использование систем генерирования с последовательным включением полупроводникового преобразователя [1, 3].

При таком построении системы генерирования величина, частота и качественные

показатели напряжения на нагрузке определяются полупроводниковым преобразователем, при этом величина напряжения СГ является переменной и зависит от изменения частоты вращения вала n и величины нагрузки. Частота выходного напряжения f_H является постоянной.

Системы с постоянной частотой напряжения на нагрузке и переменной частотой вращения вала получили название «переменная скорость – постоянная частота» (ПСПЧ). Схемотехнически системы данного типа строятся либо на базе преобразователей с непосредственной связью (циклоконвертеры, матричные преобразователи), либо со звеном постоянного тока (выпрямитель с инвертором напряжения или тока). Полупроводниковый преобразователь в них должен быть рассчитан на величину тока короткого замыкания нагрузки, который, как известно, в авиационных системах электроснабжения должен быть в три раза больше номинального тока нагрузки. В настоящее время в эксплуатации находятся системы типа ПСПЧ на мощность до 75 кВА, которые используются в виде основной (F/A-18; VD-90) и в виде аварийных систем электроснабжения (B-777, Ту-214СР/ПУ, Ту-204СМ). В стадии проектирования находится система типа ПСПЧ на мощность порядка 150 кВА со стартерным запуском авиадвигателя.

Рассмотрим систему генерирования переменного тока с параллельным включением преобразователя (рис. 1). При таком

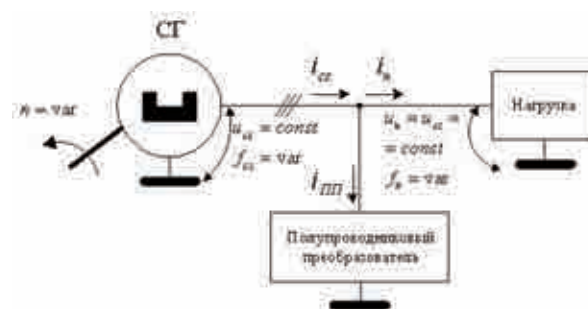


Рис. 1. Система генерирования с параллельным полупроводниковым преобразователем

построении СГЭЭ частота напряжения на нагрузке определяется СГ, а величина и качественные показатели этого напряжения совокупностью параметров СГ и ПП. Такая система может быть использована, если нет ограничений на стабильность частоты выходного напряжения. К очевидным достоинствам этого типа СГЭЭ можно отнести нечувствительность ПП к режимам короткого замыкания в нагрузке, что дает возможность уменьшить ее массогабаритные показатели по сравнению с «классической» системой ПСПЧ.

Принцип действия СГЭЭ.

Режимы работы

Принцип стабилизации напряжения в СГЭЭ с параллельным ПП основан на том, что с помощью полупроводникового преобразователя генерируется синусоидальный ток $I_{ПП}$, сдвинутый по фазе относительно напряжения СГ $\varphi_{ПП}$ на угол $\pm\pi/2$ [1, 4]. В этом случае за счет реакции якоря происходит увеличение или уменьшение суммарного магнитного потока СГ.

В системе возможны три варианта проектирования параметров и способа управления СГЭЭ (рис. 2). При реализации варианта 1 номинальный режим СГ по напряжению выбирается в начале диапазона изменения частоты вращения $n_{\min}$, что соответ-

ствует минимальной частоте напряжения СГ $\omega_{\min}$. В этом случае ПП генерирует по отношению к напряжению СГ индуктивный характер тока $\varphi_{ПП} = -\pi/2$. Величина этого тока возрастает с увеличением частоты вращения и изменяется при варьировании величины и характера тока нагрузки.

Реализуя вариант 2, номинальный режим СГ по напряжению выбирается в конце диапазона изменения частоты вращения $n_{\max}$, что соответствует максимальной частоте напряжения СГ $\omega_{\max}$. В этом случае ПП генерирует по отношению к напряжению СГ емкостный характер тока ($\varphi_{ПП} = \pi/2$). Величина этого тока возрастает с уменьшением частоты вращения и изменяется при варьировании величины и характера тока нагрузки. Вариант 3 представляет наиболее общий вариант построения СГЭЭ, когда СГ и ПП проектируются из условия обеспечения номинального режима системы по нагрузке при $I_{ПП} = 0$ не на границах, а внутри диапазона изменения частоты вращения вала ($\omega = \omega_0$). В этом случае ПП в первом диапазоне частот ($\omega_0 - \omega_{\min}$) генерирует емкостный ($\varphi_{ПП} = \pi/2$) по отношению к напряжению СГ характер тока $I_{ПП}$, а во втором диапазоне ($\omega_{\max} - \omega_0$) генерирует индуктивный по отношению к напряжению СГ характер тока ($\varphi_{ПП} = -\pi/2$).

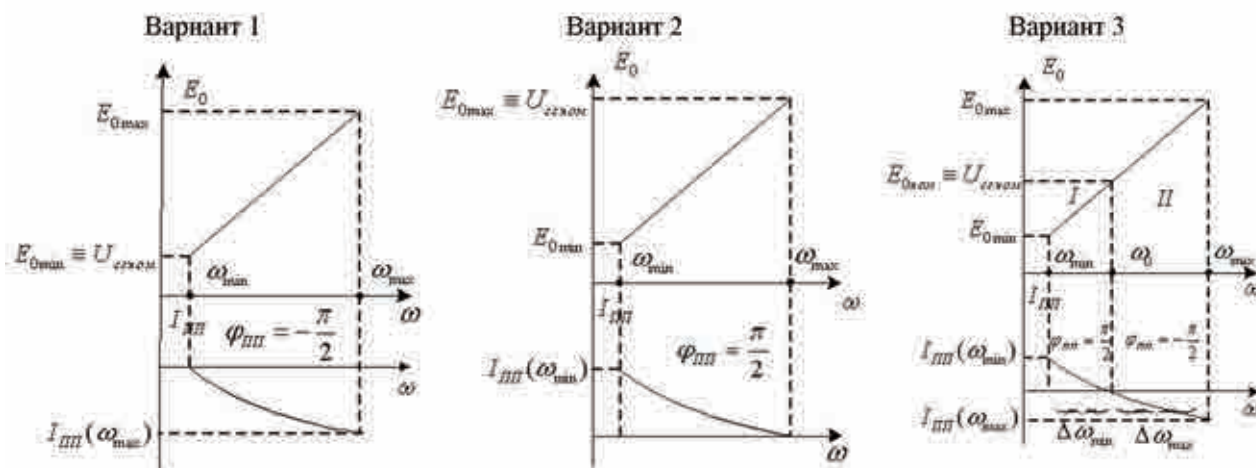


Рис. 2. Варианты проектирования параметров и способа управления СГЭЭ

Математическая модель СГЭЭ

При разработке математической модели были приняты следующие допущения:

- анализу подлежит статический режим;
- магнитная система СГ ненасыщена и линейна;
- нагрузка СГЭЭ симметричная;
- скорость изменения частоты вращения ротора СГ намного меньше частоты генерируемого напряжения;
- полупроводниковый преобразователь работает с высокочастотной ШИМ, частота которой намного выше частоты генерируемого напряжения;
- анализ электромагнитных процессов проводится по основным гармоникам тока и напряжения СЭЭ;
- СГ не имеет успокоительных контуров;
- магнитные сопротивления СГ по продольной и поперечной осям отличаются незначительно;
- ЭДС генератора изменяется по синусоидальному закону, ее амплитуда и частота пропорциональны частоте вращения;
- выполняются условия теоремы о постоянстве потокоцеплений [2];
- вентили ПП идеальны.

Будем полагать, что преобразователь за счет внутренних возможностей регулирования работает в режиме источника трехфазного синусоидального тока $I_{\text{ПП}}$. Учитывая сделанные допущения, примем, что $L_d \approx L_q = L$, где L_d и L_q – индуктивности СГ по продольной и поперечной осям соответственно.

Без учета активных потерь в генераторе, а также высокочастотных гармоник в токе преобразователя, используя символический метод расчета и принимая напряжение на нагрузке равным номинальному напряжению ($U_n = U_{n \text{ ном}}$), получим схему замещения одной фазы СГЭЭ, приведенную на рис. 3. Здесь $\dot{E}_0 = E_0 e^{j\theta}$, $E_0 \equiv \omega$ – эффективное значение ЭДС холостого хода генера-

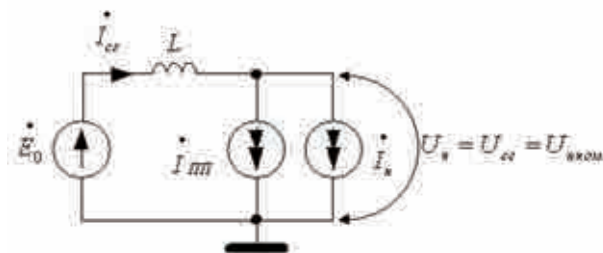


Рис. 3. Схема замещения одной фазы СГЭЭ

тора; θ – угол сдвига ЭДС холостого хода генератора относительно напряжения на нагрузке; $\dot{I}_{\text{ПП}} = I_{\text{ПП}} e^{\pm j\frac{\pi}{2}} = \pm j I_{\text{ПП}}$, $\dot{I}_n = I_n \cos \varphi_n + j I_n \sin \varphi_n$, $j = \sqrt{-1}$, $I_{\text{ПП}}$, I_n – эффективное значение токов ПП и нагрузки; φ_n – угол сдвига между током и напряжением на нагрузке; $U_n = U_{\text{СГ}}$ – эффективное значение выходного напряжения на нагрузке, равное напряжению СГ.

Для общности полученных результатов воспользуемся относительными единицами, которые обозначим x^* . В качестве базовых величин примем номинальное напряжение и ток нагрузки: $U_0 = U_{n \text{ ном}}$, $I_0 = I_{n \text{ ном}}$, тогда $S_0 = U_0 I_0$ – базовое значение мощности, в качестве базового значения частоты примем минимальную циклическую частоту напряжения СГ $\omega_0 = \omega_{\text{мин}}$. Введем понятие диапазона изменения частоты вращения вала генератора $D = n_{\text{max}}/n_{\text{мин}} = \omega_{\text{max}}/\omega_{\text{мин}}$ и тока короткого замыкания СГ $I_{\text{кз}} = E_0/\omega L$ (учитывая принятые допущения и то, что $E_0 \equiv \omega$, данный ток не будет зависеть от частоты вращения).

Используя схему замещения (см. рис. 3), получим следующее соотношение для определения в относительных единицах величины E_0^* :

$$E_0^* = E_{0 \text{ мин}}^* \omega^* = \left\{ \left[1 + \left(\frac{I_n^*}{I_{\text{кз}}^*} \sin \varphi_n + \frac{I_{\text{ПП}}^*}{I_{\text{кз}}^*} \right) E_{0 \text{ мин}}^* \omega^* \right]^2 + \left(\frac{I_n^*}{I_{\text{кз}}^*} \cos \varphi_n E_{0 \text{ мин}}^* \omega^* \right)^2 \right\}^{\frac{1}{2}}, \quad (1)$$

где $E_{0 \text{ мин}}^*$ – относительное значение ЭДС СГ

при минимальной частоте $\omega = \omega_{\min}$.

Из соотношения (1) получим выражение для тока ПП, при котором обеспечивается равенство $U_{\text{сг}} = U_{\text{н ном}}$:

$$I_{\text{пп}}^*(\omega^*) = \mp \left[\sqrt{(I_{\text{кз}}^*)^2 - (I_{\text{н}}^* \cos \varphi_{\text{н}})^2} - I_{\text{кз}}^* / E_{0 \min}^* \omega^* - I_{\text{н}}^* \sin \varphi_{\text{н}} \right]. \quad (2)$$

При этом ток генератора определяется с помощью соотношения

$$I_{\text{сг}}^*(\omega^*) = \sqrt{[I_{\text{пп}}^*(\omega^*) + I_{\text{н}}^* \sin \varphi]^2 + (I_{\text{н}}^* \cos \varphi)^2}. \quad (3)$$

Итак, предложенные варианты управления системой генерирования электроэнергии отличаются выбором исходных параметров генератора и преобразователя. Однако схемная реализация полупроводникового

преобразователя для всех вариантов построения может быть идентичной на базе инвертора напряжения с высокочастотной ШИМ.

ЛИТЕРАТУРА

1. Лёвин А.В., Алексеев И.И., Харитонов С.А., Ковалёв Л.К. Электрический самолет: от идеи до реализации. М.: Машиностроение, 2010. 288 с.
2. Трещев И.И. Электромеханические процессы в машинах переменного тока. Л.: Энергия. Ленингр. отделение, 1980. 344 с.
3. Харитонов С.А. Электромагнитные процессы в системах генерирования электрической энергии для автономных объектов. Новосибирск: Изд-во НГТУ, 2011. 536 с. (Сер. «Монографии НГТУ»).
4. Пат. 81609 РФ, МПК H 02P D/00. Система генерирования стабильного напряжения переменного тока / М.М. Юхнин, А.В. Левин, Э.Я. Лившиц, В.Г. Пузанов, С.А. Харитонов (РФ). – № 2 0081 47 984; заявл. 05.12.08; опубл. 20.03.09, Бюл. № 8. 3 с.

РАСЧЕТНАЯ ОЦЕНКА УРОВНЯ ГИДРОДИНАМИЧЕСКОГО НАГРУЖЕНИЯ ВЕРТОЛЕТА ПРИ ВЫНУЖДЕННОМ ПРИВОДНЕНИИ

Д.В.Неделько, канд. техн. наук (ОАО “Казанский вертолетный завод”)

Выполнен комплекс расчетов, позволяющих оценить уровень действующих на вертолет гидродинамических нагрузок при выполнении вынужденного приводнения. Показана практическая применимость полученных результатов для подготовки и проведения натурных летных испытаний.

Ключевые слова: вертолет, гидродинамические нагрузки, вынужденное приводнение.

CALCULATION ASSESSMENT OF THE HELICOPTER HYDRODYNAMIC LOADING LEVEL AT DITCHING. *D.V.Nedel'ko, Cand.Tech.Sc.*

A complex of calculations has been implemented, which allows for assessment of the level of hydrodynamic loads affecting the helicopter during ditching. Practical applicability of the obtained results for preparation and carrying on full-scale flight tests has been shown.

Keywords: helicopter, hydrodynamic loads, ditching.

Одним из наиболее опасных этапов выполнения летных испытаний вертолета является подготовка и осуществление его посадки на режиме авторотации на сушу и на водную поверхность (в случае, если вертолет оснащен системой аварийного привод-

нения – АПВ). Выполнение указанных видов авторотационных посадок может потребоваться в рамках процедуры сертификации на предмет соответствия вертолета требованиям авиационных правил АП-29. Безопасность авторотационной посадки вертолета

на сушу подтверждается комплексом предварительных стендовых испытаний, в том числе и натурных копровых испытаний [1]. При этом посадка вертолета, оснащенного системой АПВ, на водную поверхность предваряется, как правило, только модельными испытаниями динамически подобной модели вертолета [2]. Данное обстоятельство делает необходимым проведение подробных расчетных исследований для моделирования условий приводнения натурального вертолета в целях обеспечения безопасности экипажа. Такие расчетные исследования должны быть основаны на материалах модельных испытаний.

Рассмотрим результаты расчетного моделирования процесса вынужденного приводнения вертолета АНСАТ. При выполнении расчетов учтено, что ввиду особой сложности летных испытаний по приводнению вертолета на режиме авторотации данный режим выполняется, как правило, с посадкой на спокойную водную поверхность. Соответственно в представленных результатах расчетов рассмотрен только указанный вариант посадки. В процессе расчетного моделирования условий вынужденного приводнения рассматриваются два основных аспекта: сохранение плавучести вертолета и общий уровень его нагружения гидродинамическими силами, возникающими в процессе контакта вертолета с водной поверхностью. Последний аспект наиболее важен с точки зрения обеспечения общей прочности вертолета и, соответственно, с точки зрения обеспечения безопасности.

Оценка уровня общего нагружения вертолета в процессе его входа в воду выполнена с помощью метода, предложенного в работе [3]. Основной принцип данного метода основан на математически достоверном расчете скоростей и ускорений в каждой точке контакта конструкции с водной поверхностью. При этом реакции, возникающие в зоне контакта с водной поверхнос-

тью, зависят от величин скоростей и ускорений конструкции, соответствующих моменту контакта. Вертолет АНСАТ оснащен системой аварийного приводнения вертолета (АПВ) с двумя цилиндрическими баллонетами, закрепленными к конструкции ползкового шасси.

Каждый баллонет системы АПВ в расчете представим цилиндром, условно разбитым на N элементарных частей в соответствии с расчетной схемой условий приводнения [3]. Суммарные гидродинамические нагрузки на баллонет определяются путем интегрирования по его длине уравнений, описывающих величины гидродинамических, гидростатических и инерционных сил в каждом элементарном сечении. Основные уравнения для всех сил в элементарном сечении баллонета [4] основаны на теории глиссирующего цилиндра [5]. Справедливость применения уравнений для фюзеляжа сухопутного самолета [4] при моделировании процесса погружения в воду цилиндрического баллонета АПВ очевидна по причине схожести форм данных объектов. Автором выполнен приближенный учет влияния днища вертолета на процесс его гидродинамического нагружения. При расчете днище вертолета, имеющее сложный контур, приближенно заменено эквивалентным цилиндром радиусом R . Определяя параметры данного эквивалентного цилиндра, учитывают, что основную гидродинамическую нагрузку в процессе входа вертолета в воду первыми воспринимают баллонеты системы АПВ. Само днище погружается на относительно небольшую глубину. Заменяющий днище эквивалентный цилиндр должен погружаться приблизительно на такую же глубину и иметь площадь соприкосновения с водой, равную смоченной площади поверхности днища.

Для проверки правильности разработанной методики расчета динамических параметров нагружения вертолета были смодели-

лированы условия испытаний динамически подобной модели вертолета АНСАТ:

– угол тангажа модели в момент касания воды составляет 4 град;

– продольная скорость в момент касания воды 15,3 м/с (для вертолета); вертикальная скорость 2,6 м/с (для вертолета);

– тяга несущего винта при испытаниях не воспроизводится.

Результаты расчета и эксперимента для ускорения в центре тяжести модели (в долях g) приведены на рис. 1. В соответствии с графиком можно утверждать о положительной верификации разработанной расчетной модели гидродинамического контакта вертолета с водной поверхностью.

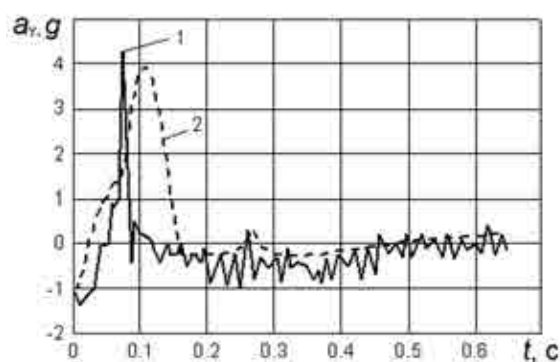


Рис. 1. Вертикальное ускорение в центре масс вертолета:
1 – эксперимент, 2 – расчет

АП-29 предписывают при посадке вертолета на воду тяга несущего винта $T_{\text{нв}}$ в центре тяжести вертолета должна быть равной двум третям веса вертолета G . Поэтому в расчете задана постоянная величина тяги $T_{\text{нв}} = 2/3 G$, действующая в процессе всего времени контакта вертолета с водой. По АП-29 величина вертикальной скорости снижения вертолета в момент касания воды должна быть 1,52 м/с при продольной поступательной скорости 15,3 м/с. На рис. 2 представлены результаты расчета вертикальной перегрузки в центре масс вертолета, которая соответствует условиям приводнения, предписанным АП-29.

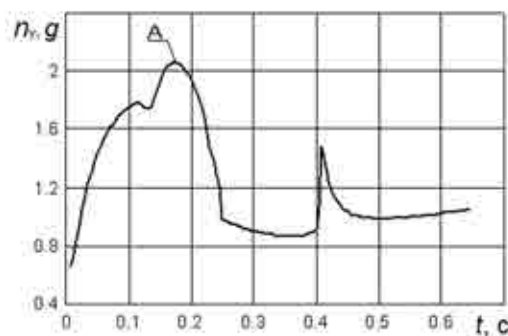


Рис. 2. Вертикальная перегрузка в центре масс вертолета

По результатам численного моделирования получена максимальная величина перегрузки в центре масс вертолета $n_y = 2,06$ (точка A на рис. 2). Если данную величину перегрузки принять как максимальную эксплуатационную величину, то соответствующая ей расчетная вертикальная перегрузка в центре масс вертолета составит $n_y^p = 3,09$ (с учетом коэффициента безопасности, равного 1,5). Полученная величина перегрузки позволяет определить фактические запасы общей прочности вертолета, соответствующие его нагружению при контакте с водной поверхностью.

Для решения задач местной прочности крепления баллонета системы АПВ и днища вертолета могут быть использованы результаты расчета величин суммарных гидродинамических нагрузок (рис. 3) и соответствующие рассмотренному варианту нагружения, предписанному АП-29. Необходимо отметить, что второй максимум нагрузки на днище в районе 0,4 с обусловлен повтор-

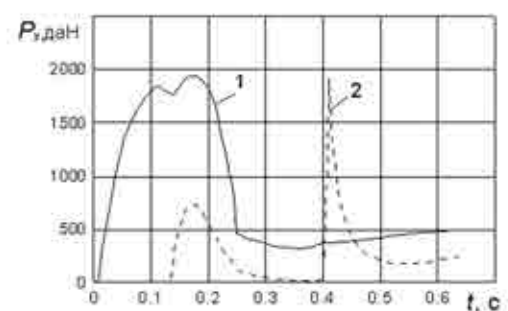


Рис. 3. Суммарные гидродинамические нагрузки:
1 – вертикальная нагрузка на один баллонет АПВ;
2 – вертикальная нагрузка на днище вертолета

ным ударом днища о воду в процессе приводнения.

Поскольку величина максимальной вертикальной перегрузки в центре масс (см. рис. 2) получена расчетным путем, требуется ее валидация на предмет соответствия физической картине процесса взаимодействия вертолета с водной поверхностью. Для выполнения процедуры валидации использована методика, разработанная авторами работы [6]. Для оценки прочности вертолета в случае его аварийного приводнения методика [6] предлагает заменить фюзеляж вертолета эквивалентным плоско-килеватым фюзеляжем гидросамолета, то есть выбрать угол поперечной килеватости фюзеляжа. Такой подход позволяет использовать методологию авиационных правил АП-29 при оценке нагрузок, действующих на гидросамолет, применительно к вертолету.

При выборе угла поперечной килеватости днища эквивалентного фюзеляжа авторами работы [6] рекомендуется вычертить профиль поперечного сечения фюзеляжа (в районе центра тяжести). Затем найти точку касания контура, соответствующего поперечному сечению рассматриваемого фюзеляжа, и прямой, проведенной под углом 75° к горизонтали. Угол, образованный линией, соединяющей точку касания с нижней точкой контура поперечного сечения, и горизонталью принимается в качестве угла килеватости эквивалентного плоско-килеватого днища (рис. 4). Для вертолета АНСАТ эквивалентный угол поперечной килеватос-

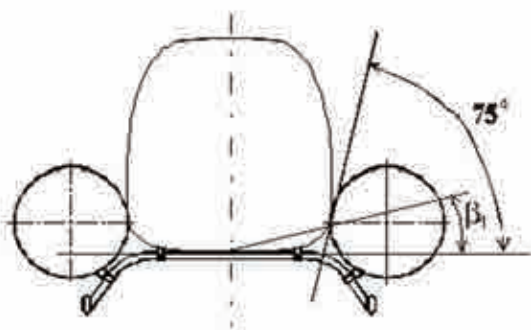


Рис. 4. Схема определения эквивалентного угла поперечной килеватости

ти днища получается равным $\beta_1 = 15^\circ$.

В АП-25 дана формула для расчета максимальной эксплуатационной перегрузки от воздействия внешних гидродинамических сил при ударе лодки или основного поплавка гидросамолета о воду (для случая посадки на редан):

$$n^3 = \frac{C_1 V_{s0}^2}{(\operatorname{tg}^{2/3} \beta) G^{1/3}},$$

где n^3 – эксплуатационная перегрузка при ударе о воду (то есть величина гидродинамической силы, деленная на вес самолета); $C_1 = 0,00269$ – эмпирический коэффициент, учитывающий условия эксплуатации и равный 0,00269; V_{s0} – скорость сваливания с закрылками, отклоненными в посадочное положение без учета обдувки винтами, км/ч (горизонтальная скорость, при которой самолет сохраняет управляемость. Для вертолета эта скорость может быть принята равной горизонтальной скорости вертолета в момент касания водной поверхности); β – угол килеватости по скуле сечения, в котором приложена гидродинамическая нагрузка; G – расчетный посадочный вес гидросамолета, кг.

Для вертолета транспортной категории в требованиях АП-29 задана горизонтальная скорость в момент его касания водной поверхности 55 км/ч.

Выполним расчет перегрузки n^3 от воздействия гидродинамических сил для вертолета АНСАТ с максимальным взлетным весом $G = 3300$ кг (с учетом $\beta_1 = 15^\circ$):

$$n^3 = \frac{C_1 V_{s0}^2}{(\operatorname{tg}^{2/3} \beta) G^{1/3}} = \frac{0,00269 \cdot 55^2}{(\operatorname{tg}^{2/3} 15^\circ) \cdot 3300^{1/3}} = 1,319.$$

Как было сказано выше, посадка вертолета происходит с сохранением тяги несущего винта, равной $2/3$ веса вертолета. Это означает, что вертолет осуществляет посадку с вертикальной полетной перегрузкой $n = 0,667$, которая суммируется с перегрузкой от воздействия гидродинамических сил. Тогда суммарная перегрузка n^3 составит ≈ 2 .

Таким образом, полученная выше величина максимальной вертикальной перегрузки в центре масс вертолета $n_y = 2,06$ успешно прошла валидацию по методике, изложенной в работе [6], что в свою очередь подтверждает справедливость выполненного автором моделирования процесса вынужденного приводнения вертолета.

ЛИТЕРАТУРА

1. Неделько Д.В. Энергетический анализ работоспособности рессор ползкового шасси вертолета по результатам копровых испытаний // Научно-технический вестник Поволжья. Казань. 2012. № 2. С. 145–149.
2. Шорыгин О.П., Гонцова Л.Г., Беляевский А.Н. Моделирование вынужденной посадки авиационно-космической техники на воду // Полет. 2008. С. 100–107.
3. Неделько Д.В. Метод решения задач контакта посадочных устройств вертолета при его посадке на твердую поверхность и приводнении // Авиационная промышленность. 2012. № 2. С. 13–17.
4. Шорыгин О.П., Жеребятьев С.А., Гонцова Л.Г., Беляевский А.Н. Математическая модель процесса вынужденной посадки пассажирского самолета на воду // Тр. ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского. 2009. Вып. 2685. С. 116–127.
5. Логвинович Г.В. Гидродинамика течений со свободными границами. Киев: Наукова думка. 1969. 209 с.
6. Беляевский А.Н., Гонцова Л.Г., Осьминин Р.И., Соколянский В.П. Практика определения характеристик аварийной посадки самолетов на воду // Сб. докл. VIII науч. конф. по гидроавиации «Гидроавиасалон-2010», Москва, 2010.

МИКРОВОЛНОВЫЕ СИСТЕМЫ ИЗМЕРЕНИЯ РАДИАЛЬНЫХ ЗАЗОРОВ МЕЖДУ ТОРЦАМИ РАБОЧИХ ЛОПАТОК И КОРПУСОМ ГТД

*А.А.Иноземцев, докт. техн. наук; В.К.Сычев;
М.А.Снитко (ОАО “Авиадвигатель”); М.Г.Бакулин, канд. техн. наук;
А.В.Масловский, канд. техн. наук; И.С.Табачук, канд. воен. наук
(ООО “Радарные технологии – 2Т”)*

Рассмотрены вопросы построения микроволновых измерительных систем и повышения их точности. Представлен анализ основных особенностей функционирования микроволновых систем измерения радиальных зазоров при воздействии различных дестабилизирующих факторов на примере авиационного газотурбинного двигателя ПС-90А2.

Ключевые слова: микроволновая система измерения, авиационный газотурбинный двигатель, радиальный зазор, рабочие (роторные) лопатки, торец рабочей лопатки.

MICROWAVE SYSTEMS FOR MEASURING TIP CLEARANCE BETWEEN THE TIPS OF BLADES AND GAS TURBINE ENGINE HOUSING. *A.A.Inozemtsev, Dr.Techn.Sc; V.K.Sychev; M.A.Snitko; M.G.Bakulin, Cand.Techn.Sc; A.V.Maslovsky, Cand.Techn.Sc; I.S.Tabachuk, Cand.Mil.Sc.*

Problems of construction of the microwave measuring systems and improvement in their accuracy are considered. Key feature analysis of the operation of the microwave systems for measuring tip clearance affected by different destabilizing factors has been presented using aircraft gas turbine engine PC-90A2 as an example.

Keywords: microwave measuring system, aircraft gas turbine engine, tip clearance, rotor blades, rotor blade tip.

Величина радиальных зазоров (РЗ) между торцами рабочих лопаток (РЛ) и корпусными деталями в турбине и компрессоре оказывает влияние на основные параметры ГТД (экономичность и ресурс). Увеличение относительного РЗ на 1 % приводит к снижению КПД двигателя примерно на 3 % и перерасходу топлива почти на 10 %. Как известно, характер изменения РЗ зависит от режимов работы двигателя и системы обдува корпусов; организации систем охлаждения ротора и статора. Для оптимизации величины РЗ во всем диапазоне режимов ра-

боты двигателя необходимо установить зависимость между параметрами работы двигателя и характером изменения величины РЗ. Математические модели, построенные для анализа величины РЗ, не дают однозначного решения, поэтому важное место в вопросе оптимизации занимают измерения РЗ на двигателе.

Существует несколько основных способов измерения радиального зазора на двигателе: микроволновый, емкостный, оптический, лазерный. Наиболее перспективным является метод микроволновых измерений

РЗ [1–4], позволяющий проводить измерения при очень высоких температурах, воздействии ионизированных газов и наличии продуктов сгорания [2].

Микроволновые системы измерения РЗ (МСИРЗ) позволяют получить информацию о действительной величине РЗ по каждой рабочей лопатке в реальном масштабе времени во всем диапазоне частот вращения ротора на различных режимах работы ГТД. В перспективе МСИРЗ могут быть использованы в качестве штатного датчика ГТД в подсистеме автоматического управления радиальными зазорами.

Принцип действия МСИРЗ. Микроволновый метод измерения РЗ – радиолокационный метод измерения расстояний с использованием электромагнитных СВЧ колебаний. Метод адаптирован к условиям работы ГТД и заключается в том, что расстояние l , пройденное до отражающего объекта, определяют через измерение разности фаз $\Delta\varphi$ излучаемого и принятого сигналов:

$$\Delta\varphi = (4\pi l)/\lambda = \varphi + 2\pi n, \quad (1)$$

где l – измеряемое расстояние, λ – длина волны СВЧ колебания; $\varphi = [4\pi l/\lambda]_{\text{mod}2\pi}$ – разность фаз, приведенная по модулю 2π , измеряемая фазовым детектором.

С учетом выражения (1) расстояние от источника излучения до отражающей поверхности будет определяться линейным выражением

$$l = \varphi \frac{\lambda}{4\pi} + \frac{\lambda n}{2}, \quad (2)$$

где $n = 0, 1, 2, \dots$ – целое число, задаваемое исходя из априорной информации о диапазоне значений зазора или определяемое в процессе калибровки.

Основное преимущество микроволнового измерения состоит в том, что в точке измерения (над торцами рабочих лопаток), устанавливается только приемоизлучающая антенна. Радиоэлектронная аппаратура, обеспечивающая формирование зондирующих сигналов, прием отраженных сигналов

и их обработку (активный микроволновый модуль), размещается в «комфортных» условиях на удалении от «горячей» точки. Передача зондирующих сигналов от микроволнового модуля к антенне и отраженного сигнала от антенны к микроволновому модулю может осуществляться с использованием коаксиальной или волноводной линии передачи сигналов значительной длины.

Особенность измерения РЗ над торцами РЛ в ГТД состоит в том, что измерения требуется проводить по каждой лопатке в широком температурном диапазоне ($-60 \dots +1600^\circ\text{C}$) при воздействии на измерительное оборудование вибрации (до $10\text{--}60\text{ g}$) сложной спектральной структуры.

Факторы, влияющие на точность измерения. При использовании радиолокационных методов для измерения РЗ торец лопатки не может считаться одноточечным, а его взаимодействие с электромагнитными колебаниями происходит в ближней зоне антенны. Принцип действия такой измерительной системы показывает схематическое расположение антенны и облучаемой лопатки ротора (рис. 1) и формирование отраженного сигнала (рис. 2). Исследуемой характеристикой является расстояние между торцом лопатки и ответной поверхностью газодинамического тракта. Его величина может быть определена как расстояние между источником излучения и торцом лопатки в момент, когда эта величина минимальна. Следовательно, цель радиолокационного изме-



Рис. 1

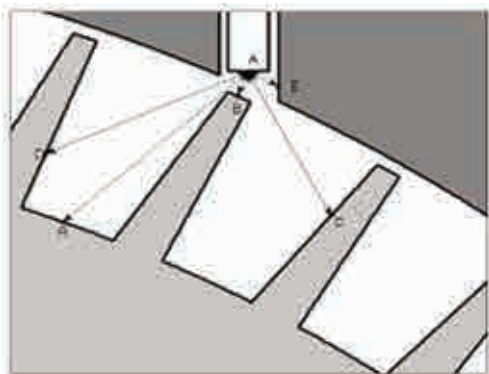


Рис. 2

рения заключается в обнаружении фазы отраженного от торца лопатки в момент нахождения его на минимальном расстоянии от антенны сигнала.

Измеряемое расстояние находится в диапазоне 0 – 10 мм, что соизмеримо с длиной волны, поэтому в данном случае условия для дальней зоны не выполняются, а источник излучения и облучаемый объект не могут рассматриваться как точечные объекты.

Помимо сигнала, отраженного от торца лопатки, имеются также сигналы, отраженные от других движущихся и неподвижных объектов: от боковых поверхностей РЛ, поверхностей полков РЛ, корпусных деталей, сопловых лопаток (СЛ) ТВД ((АС, АД, АР, корпуса (АЕ, см. рис. 2)). Эти поверхности могут иметь эффективные площади рассеяния больше, чем площадь рассеяния самого торца лопатки. В такой ситуации классическая теория радиолокации не позволяет однозначно определить полезную составляющую сигнала, несущую информацию о зазоре.

На рис. 3 приведены зависимости фазы сигналов от величины РЗ – модуляционная характеристика (МХ), полученные на испытательном стенде и расчетным путем. Расчетная кривая учитывает, помимо сигнала, отраженного от исследуемого объекта, еще некоторый сигнал, обусловленный отражениями от статических объектов и (или) прямой наводкой излучаемого сигнала на вход приемника. Модуляционная характе-

ристика в этом случае является нелинейной. Поэтому, если фаза результирующего сигнала на входе в приемник будет точно измерена, непосредственно воспользоваться формулой (2) нельзя, так как она не учитывает наличия других отражений и других сигналов. В общем случае зависимость зазора от измеренной фазы можно описать в виде полинома n -й степени:

$$l = a_0 + a_1\varphi + a_2\varphi^2 + \dots + a_n\varphi^n, \quad (3)$$

где a_i – коэффициенты полинома, определяемые при калибровке и зависящие от длины волны, расположения и размеров антенны, формы, размеров лопаток.

На основании формулы (3) можно сделать вывод, что практическая точность измерения зазоров на работающем ГТД будет определяться точностью и стабильностью калибровочных коэффициентов и точностью измерения фазы.

Итак, можно выделить два направления оптимизации построения МСИРЗ в целях повышения точности измерений:

выбор конструкции, типа и расположения излучающей антенны;

разработка алгоритмов формирования и обработки радиосигналов.

Первое направление позволит сократить число коэффициентов полинома (3), повысить точность их определения при калибровке и стабильность при разных режимах

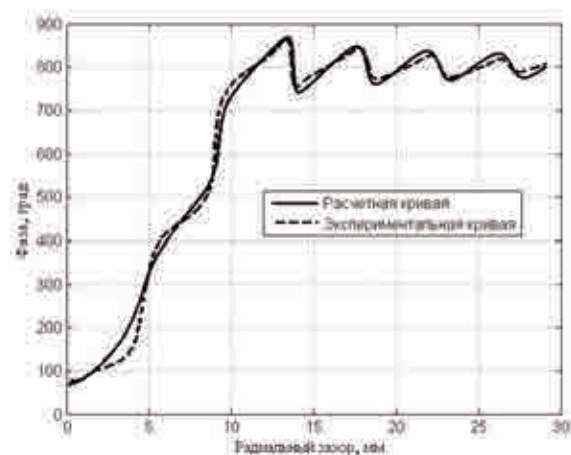


Рис. 3

работы двигателя, второе – повысить точность оценки фазы полезного сигнала на фоне действия как аддитивных, так и мультипликативных помех.

ЛИТЕРАТУРА

1. Geisheimer J.L., Billington S.A., Burgess D.W. A Microwave Blade Tip Clearance Sensor for Active Clearance Control Applications / AIAA-2004-3720, 2004.

2. Woike M.R., Roeder J.W., Hughes C.E., Bencic T.J. Testing of a Microwave Blade Tip Clearance Sensor at the NASA Glenn Research Center / 47th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including The New Horizons Forum and Aerospace Exposition, 5–8 January 2009, Orlando, Florida.

3. Engine-mounted radar to detect FOD ingestion // Flight International. 09.08.2005.

4. Lattime S.B., Steinetz B.M. High-pressure turbine clearance control systems: current practices and future directions // Propulsion and Power. 2004. Vol. 20. No. 2. Pp. 302–311.

ПРИМЕНЕНИЕ МЕТОДОВ ГОЛОГРАФИЧЕСКОЙ ИНТЕРФЕРОМЕТРИИ И СПЕКТРАЛЬНОГО АНАЛИЗА ДЛЯ ИССЛЕДОВАНИЯ КОЛЕБАНИЙ УЗЛОВ И ДЕТАЛЕЙ АВИАЦИОННОЙ ТЕХНИКИ

*В.Г.Селезнев; А.Ф.Шульгин (ЦИАМ им. П.И. Баранова);
Ю.И.Павлов, канд. техн. наук (“МАТИ” – РГТУ имени К.Э. Циолковского)*

Приведены примеры использования методов голографической интерферометрии для исследования связанных колебаний деталей авиационной техники.

Ключевые слова: голографическая интерферометрия, спектральный анализ, колебания рабочих колес турбомашин.

APPLICATION OF HOLOGRAPHIC INTERFEROMETRY AND SPECTRAL ANALYSIS TO STUDY THE VIBRATION OF ASSEMBLIES AND COMPONENTS OF AERONAUTICAL EQUIPMENT.

V.G.Seleznev; A.F.Shulgin; Yu.I.Pavlov, Cand.Tech.Sc.

The article gives examples of the application of the holographic interferometry to study coupled vibration of aircraft parts.

Keywords: holographic interferometry, spectral analysis, bladed discs vibrations.

Голографическая интерферометрия – сравнительно новая область оптики, она позволяет в отличие от остальных методов экспериментальной механики исследовать колебания реальных деталей и изделий машиностроения. Поэтому в аэрокосмической промышленности, особенно в авиационном двигателестроении, были организованы лаборатории, использующие методы голографии для исследования колебаний различных узлов и деталей двигателей.

Голографическая интерферометрия позволяет получать информацию о перемеще-

ниях любой точки поверхности, освещаемой расширенным пучком лазера. При колебаниях наиболее сильно проявляется компонента перемещений, нормальная к поверхности. Она на порядок больше компонент перемещений, лежащих в плоскости, и составляет величину порядка 2–3 мкм. С одной стороны, это можно отнести к недостаткам метода, поскольку необходимо либо изолировать оптическую схему интерферометра от воздействия посторонних шумов, например пола помещения, либо использовать в качестве источника света импульсный

лазер, когда время экспонирования пленки настолько мало, что посторонние шумы не успевают оказать воздействие на оптическую схему интерферометра. С другой стороны, необходимость фиксировать такие небольшие перемещения позволяет нагружать исследуемый объект, не вызывая его поломки при опасных режимах работы. Это не исключает возможности испытаний объекта при рабочих режимах, поскольку даже при больших амплитудах колебаний съемка голографической интерферограммы осуществляется двумя импульсами, временное расстояние между которыми составляет несколько микросекунд, за которые исследуемая поверхность получит перемещения, не превышающие разрешающую способность метода, и форма колебаний будет определена.

Среди разнообразия изделий авиационного двигателестроения (лопатки турбомашин, шестерни, подшипники и др.) наибольший интерес представляет исследование связанных колебаний рабочих колес турбин и компрессоров. В качестве объекта исследования авторами было выбрано переднее колесо ротора в целях построения спектров его колебаний. В результате были выявлены различные по форме связанные колебания диска и лопаточного венца. Так, на частоте 4039 Гц диск колеблется по фор-

ме с тремя диаметрами, а лопаточный венец – по форме с шестью диаметрами; на частоте 5170 Гц диск колеблется по форме с четырьмя диаметрами, а лопаточный венец – по форме с семью диаметрами; на частоте 8232 Гц центральная часть диска колеблется по форме с двумя диаметрами, а остальная часть диска с лопаточным венцом – по форме с шестью диаметрами плюс окружность.

Обнаруженное явление может оказаться полезным и дополнить ограниченную информацию о колебаниях рабочих колес, полученную при тензометрировании колеса на двигателе. Такое подробное исследование рабочего колеса (РК) как единой упругой системы до сих пор не проводилось. Для обеспечения необходимых прочностных характеристик РК необходимо в первую очередь экспериментально исследовать его амплитудно-частотные характеристики на голографической установке или на современном лазерном виброметре PSV-400-3D германской фирмы Polytec.

Имея изначально амплитудно-частотные характеристики РК в виде картин форм колебаний с соответствующими им частотами и данные тензометрирования этого колеса, проведем анализ его работы.

На практике большой интерес представляют колебания первых ступеней венти-

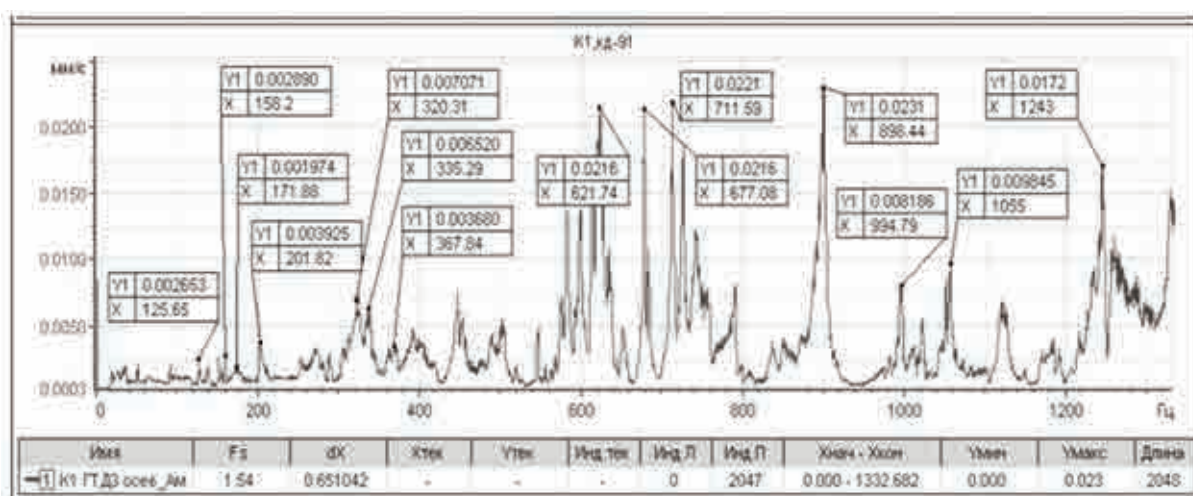


Рис. 1. Спектр колебаний бандажированного колеса при ударном возбуждении

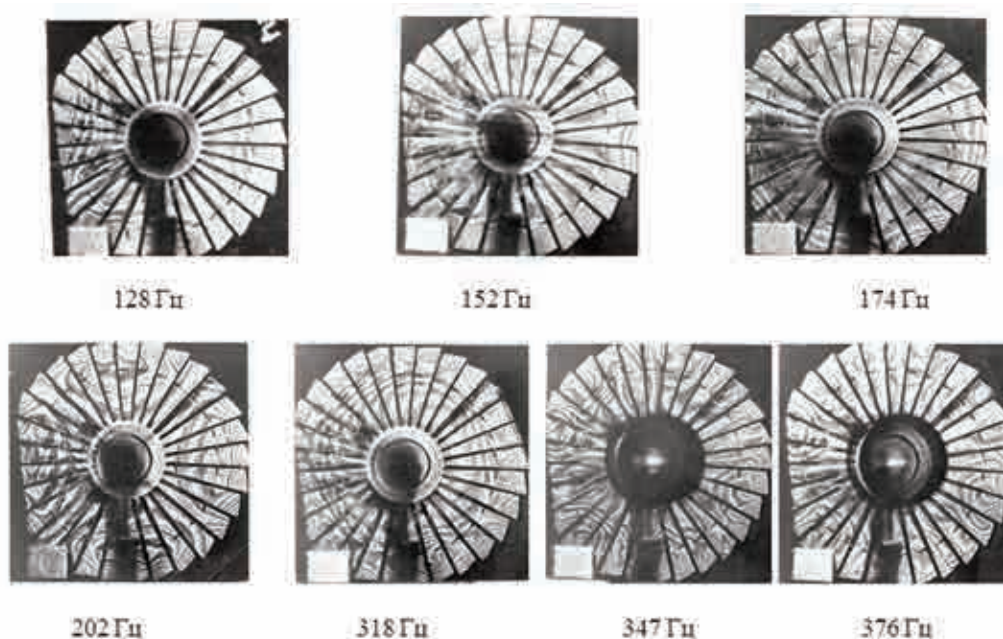


Рис. 2. Частоты и формы колебаний бандажированного колеса вентилятора

ляторов. Довольно большой и подробный набор голографических интерферограмм форм колебаний рабочего колеса 1-й ступени КНД был получен при демонстрации возможностей импульсного лазера для исследования форм и частот колебаний крупногабаритных деталей ГТД [1]. Перед определением форм колебаний колеса вентилятора методом голографической интерферометрии были определены собственные частоты колеса. На рис. 1 показан спектр, по-

лученный методом ударного возбуждения: в диапазоне частот до 500 Гц собственные формы колебаний колеса следует искать на частотах 125, 158, 172, 201, 320, 335 и 368 Гц.

Сопоставим формы и частоты колебаний 1-й ступени (рис. 2) с данными тензометрирования колеса в составе двигателя (рис. 3).

Для большей наглядности сопоставим частоты (см. рис. 2) с формами колебаний: на частоте 128 Гц форма колебаний 2 диа-

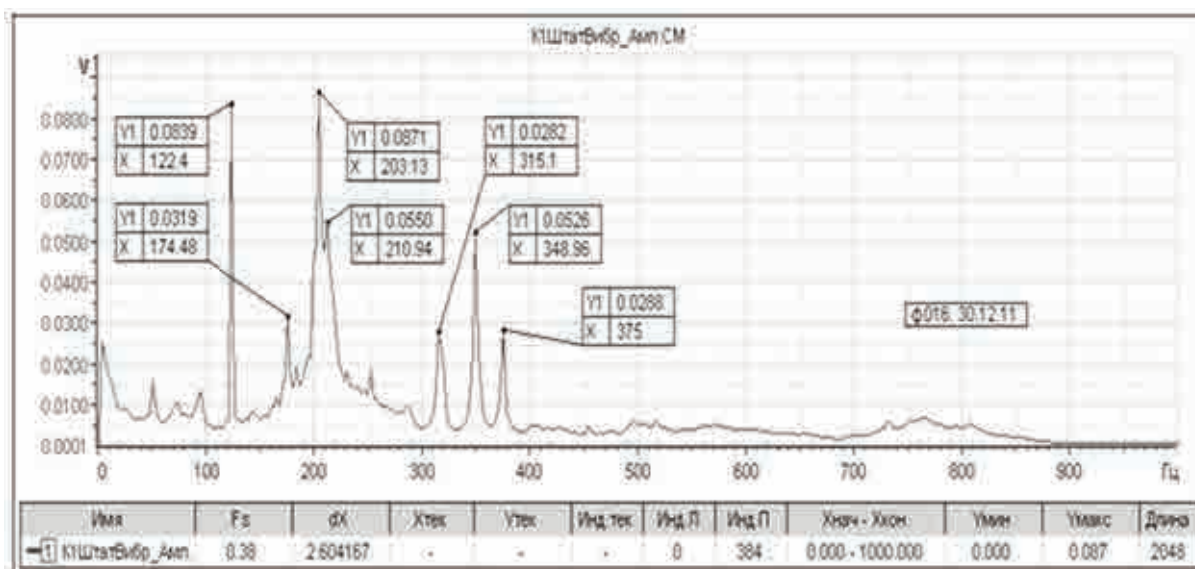


Рис. 3. Резонансные колебания 1-й ступени вентилятора при тензометрировании

метра; на частоте 152 Гц – 1 диаметр плюс окружность; на частоте 174 Гц – 3 диаметра; на частоте 202 Гц – 2 диаметра плюс окружность; на частоте 318 Гц – окружность; на частоте 376 Гц – 3 диаметра плюс окружность. Форму с частотой 347 Гц трудно идентифицировать по имеющейся интерферограмме.

При анализе результатов тензометрирования в спектрах были обнаружены резонансы на частотах, практически совпадающих с частотами, полученными на голографической установке (см. рис. 3).

По результатам тензометрирования колеса вентилятора и определения его форм и частот колебаний на голографической установке была построена резонансная диаграмма (рис. 4).

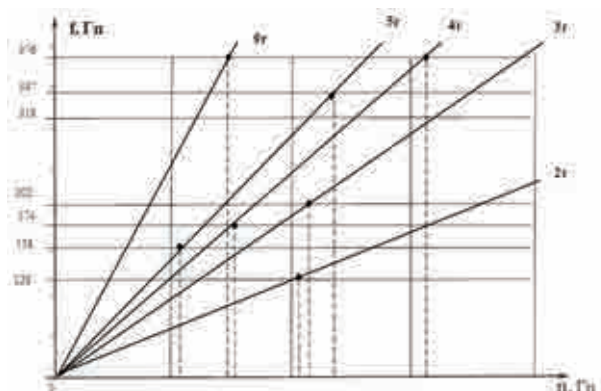


Рис. 4. Резонансная диаграмма для бандажированного колеса вентилятора

Из диаграммы видно, что форма колебаний с двумя диаметрами возбуждается второй гармоникой от частоты вращения ротора; форма с двумя диаметрами плюс окружность – третьей гармоникой; форма с тремя диаметрами – четвертой; форма с одним диаметром плюс окружность – пятой; форма с тремя диаметрами плюс окружность – девятой гармоникой. Форма колебаний с частотой 318 Гц возбуждается с частотой, не кратной частоте вращения ротора.

Лопатки рабочих колес турбомашин подвергаются действию многих источников возбуждения, и в этом случае важно рас-

сматривать взаимодействие между вращающимися лопатками и стационарными источниками. Газодинамическое взаимодействие между движущимися лопатками рабочего колеса и неподвижными лопатками направляющего аппарата порождает локальные нестационарные течения в турбомашине и является причиной флуктуаций шума или давления. Оно также является источником сил, действующих на лопатки рабочего колеса и направляющего аппарата, и может привести к возникновению колебаний последних, если частота возбуждающей силы совпадает с частотой собственных колебаний, например рабочего колеса. Так, сильные колебания по форме два диаметра плюс окружность возникают при возбуждении их третьей гармоникой частоты вращения. Взаимодействие роторных и статорных лопаток – это хорошо известное явление [2].

Вид диаметральных форм (число диаметров, бегущие вперед-назад волны) на вращающемся облопаченном диске под действием потоков от лопаток направляющего аппарата или сопел, равномерно расположенных на корпусе турбомашин, определяется как числом лопаток рабочего колеса, так и числом лопаток направляющего аппарата. Известно, что на лопатки рабочих колес (и на рабочие колеса в том числе) действует два вида сил, вызывающих вынужденные и самовозбуждающиеся колебания. Все рассмотренные формы колебаний (кроме формы с частотой 318 Гц) возбуждаются на резонансных частотах, когда частота вынужденных колебаний совпадает с частотой собственных колебаний (см. рис. 2, 3, 4).

Другим примером исследования были колебания планера модели самолета. Модель была установлена вертикально на голографическом стенде и жестко крепилась в нижней части фюзеляжа. Колебания модели возбуждались пьезокерамическим вибратором, стержень которого размещался вблизи заделки. Наблюдались колебания двух форм.

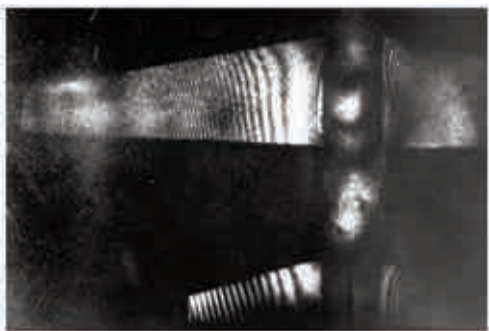


Рис. 5. Колебания крыльев и хвостового оперения планера модели самолета по первой изгибной форме на частоте 94 Гц

По одной из них крылья и хвостовое оперение колеблются в фазе по первой изгибной форме (рис. 5), по другой крылья и хвостовое оперение – в противофазе по изгибной и крутильной формам (рис. 6).

На примере проведенных исследований можно отметить, что голографическая интерферометрия является надежным средством анализа вибрационного состояния деталей и узлов и позволяет получать формы колебаний объектов размером до 2 м, весом до 2 кН в диапазоне частот 0–20 кГц. Она позволяет проводить исследования напряженно-деформированного состояния деталей машин в упругой и упругопластической областях работы материала. Голографическая интерферометрия – необходимое средство при доводке узлов и деталей транспортных машин и при анализе вибрацион-



Рис. 6. Колебания крыльев и хвостового оперения самолета по первой изгибной и первой крутильной формам на частоте 300 Гц

ного состояния шестерен, лопаток и рабочих колес авиационных двигателей. Совместное использование расчетных методик и методов голографии дает возможность получать полную картину формирования и структуру спектров частот и форм колебаний рабочих колес, что в дальнейшем существенно упрощает анализ результатов тензометрирования колес и их доводку.

ЛИТЕРАТУРА

1. Комар В.Г., Серов О.Б., Скибин В.А., Селезнев В.Г., Еленевский Д.С., Сипухин И.Г., Шапошников Ю.Н., Машковцев А.Н. О системе голографического кинематографа, предназначенного для исследования и контроля интерференционным методом деформаций вибрирующих и вращающихся изделий / Тр. НИКФИ. Вып. 110. 1982.
2. Ден-Гартог Дж.П. Механические колебания. М.: ФИЗМАТГИЗ, 1960. 580 с.

ИСПОЛЬЗОВАНИЕ СПОСОБОВ ОЦЕНКИ ШЕРОХОВАТОСТИ В СИСТЕМЕ АВТОМАТИЧЕСКОГО КОНТРОЛЯ ПАРАМЕТРОВ ТЕХНОЛОГИЧЕСКОГО ПРОЦЕССА ЛАЗЕРНОГО ПОЛИРОВАНИЯ

*В.В.Плихунов, докт. техн. наук; А.В.Коваленко, канд. техн. наук;
О.М.Орешкин (ОАО “Национальный институт авиационных технологий”)*

Представлен сравнительный анализ основных способов оценки шероховатости в целях применения их в системе управления установкой лазерного полирования и структурирования поверхности.

Ключевые слова: лазерное полирование, шероховатость поверхности, оценка шероховатости, система управления, ЧПУ.

METHODS FOR MEASURING SURFACE ROUGHNESS AND THEIR APPLICATION IN THE PROCESS CONTROL SYSTEM FOR LASER POLISHING. *V.V.Plikhunov, Dr.Techn.Sc; A.V.Kovalenko, Cand.Techn.Sc; O.M.Oreshkin.*

A comparative analysis of the basic methods to measure surface roughness for application in the control system of a laser polishing and surface structuring facility is described.

Keywords: laser polishing, surface roughness, roughness measurement, control system, CNC.

К качеству обработки поверхности деталей и узлов, используемых в летательных аппаратах, предъявляются высокие требования. Предприятия отечественного авиастроительного комплекса испытывают недостаток в современном высокопроизводительном технологическом оборудовании, позволяющем проводить обработку в соответствии с требованиями авиастроителей.

Одним из наиболее ответственных этапов обработки деталей для летательных аппаратов является финишная обработка поверхности в соответствии с указанными в чертежах требованиями, ведь именно от качества поверхности, влияющего на коррозионную стойкость, усталостную прочность

и др., часто зависит ресурс детали. Важнейшая характеристика детали – ее шероховатость, определяется высотными и шаговыми параметрами в соответствии с ГОСТ 25142–82.

Традиционно при финишной обработке сложнопрофильных деталей (лопаток турбин, импеллеров и др.) для придания их поверхности требуемой шероховатости используется ручная или механизированная обработка поверхности. Развитие современных систем с числовым программным управлением и лазерных технологий сделало технически и технологически возможной автоматизированную обработку поверхности (полирование, структурирование, тексту-

рирование) лазерным излучением [1, 2]. Помимо возможности автоматизированной обработки различных поверхностей, лазерное полирование более производительное по сравнению с механическими способами. Это показала работа на разработанной в ОАО «НИАТ» установке «МС300-Лазер» для лазерного полирования и структурирования деталей [3].

Для осуществления лазерной обработки необходимо контролировать ее качество в режиме реального времени. Такой контроль может быть обеспечен внедрением в установку системы, осуществляющей измерение шероховатости в процессе обработки детали [2]. Под измерением шероховатости в дальнейшем будем понимать ряд измеряемых параметров, характеризующих микрорельеф поверхности: высотные (Ra , Rz), шаговые (Sm) в соответствии с ГОСТ 25142–82, а также часто используемый в зарубежной литературе параметр Rq – среднеквадратичное отклонение профиля поверхности [4].

Подготовительный этап проектирования системы измерения заключается в выборе способа оценки шероховатости (СОШ) и экспериментальной проверке его пригодности. К способам оценки имеются требования и ограничения, накладываемые технологическим процессом и системой автоматического контроля:

- Для реализации управления необходимо, чтобы измерение шероховатости проводилось в зоне обработки. При этом СОШ не должен ограничивать перемещения лазерного луча в зоне обработки.

- Лазерное полирование как процесс, осуществляющий термическое воздействие, значительно увеличивает температуру в зоне, прилегающей к пятну контакта лазерного луча, что приводит к изменению в этой зоне физических свойств (проводимость, коэффициент отражения, твердость) материала обрабатываемой детали. Поэтому при

выборе СОШ необходимо учитывать, что данные изменения должны в наименьшей степени влиять на результат измерения.

- Согласно работе [1] диапазон значений Ra на обрабатываемых поверхностях составляет 0,1–2 мкм. Следовательно, выбранный способ должен обеспечивать измерение шероховатости в данном диапазоне.

- Поскольку оценку шероховатости предполагается производить во время обработки детали, из рассмотрения следует исключить способы, чувствительные к вибрациям и перемещениям детали.

- При выборе СОШ высокое быстродействие является одним из определяющих критериев для создания обратной связи в системе автоматического контроля.

- Для управления технологическим процессом необходимо, чтобы СОШ предусматривал наличие сигнала, позволяющего реализовать обратную связь. Для этого может оказаться достаточным измерение набора параметрических величин (например, значение емкости на емкостном датчике), обладающих сильной корреляцией с характеристиками шероховатости, позволяющими определить регрессионную зависимость и осуществить управляющее воздействие.

При рассмотрении возможных способов оценки шероховатости следует представить краткий обзор существующих на данный момент способов. По способу взаимодействия с поверхностью выделяют контактные и бесконтактные СОШ. Также для исследования микрорельефа поверхности в лабораторных условиях используется микроскопия (сканирующий туннельный микроскоп, сканирующий атомно-силовой микроскоп, различные типы электронных микроскопов и др.), требующая специальной подготовки поверхности и зоны измерений. Поэтому она не рассматривается в качестве возможного варианта реализации СОШ, хотя и обладает крайне высокой разрешающей способностью.

Характеристики возможных способов оценки шероховатости представлены в работах [4–6].

Контактная профилометрия как способ оценки является эталонным и позволяет в полной мере оценивать шероховатость вне зависимости от профиля исследуемой поверхности [4], однако отличается низким быстродействием. Также вибрации детали в ходе обработки и высокие температуры в рабочей зоне лазерного луча делают измерения контактным способом затруднительными.

Среди бесконтактных способов в зависимости от канала передачи информации о параметрах шероховатости выделяют емкостные, ультразвуковые, импедансные, оптические СОШ. Последние имеют ряд преимуществ:

- с помощью оптической системы можно управлять параметрами зондирующего светового луча и положением оптической оси;
- не происходит модифицирования поверхности или изменения свойств детали во время и после измерения;
- большинство обладают высоким быстродействием по сравнению с другими способами.

Эти преимущества особенно ценны применительно к системе автоматического контроля технологическим процессом. Все оптические СОШ можно разделить на две большие группы: непосредственного измерения профиля (профилометрические) и параметрические. К первой группе относятся различные интерферометрические способы, способы, реализующие схему оптического повторителя, а также способы, основанные на принципе измерения под острым углом (*oblique technique*) [8]. Объединяет эти способы то, что регистрируемый сигнал (разность фаз между опорным и измерительным лучом, смещение светового луча и пр.) соответствует значению параметров шероховатости и не зависит либо слабо зависит от

свойств поверхности или системы измерения. Такие способы обладают большим диапазоном измерений и высоким разрешением, их показания хорошо согласуются с измерениями, проведенными эталонным (контактным) способом, однако сложные оптические системы формирования луча и регистрации сигнала, а также высокая чувствительность оптических частей системы измерения к вибрациям резко ограничивает применение оптических профилометрических способов в заводских условиях.

Для оптических параметрических СОШ характерна регистрация сигнала, опосредованно связанного с шероховатостью. Имеется теоретическое обоснование и формальная зависимость сигнала от параметров шероховатости [7], хотя для некоторых СОШ можно применять только эмпирические зависимости. По характеру регистрируемого сигнала параметрические СОШ сильно различаются, хотя многие (скаттерометрия, дифрактометрия, спекловые методы) в основе своей используют светорассеяние от исследуемой поверхности.

Как было указано выше, диапазон возможных значений шероховатости составляет 0,1–2 мкм. Требованию по измерению в данном диапазоне удовлетворяют спекловые и скаттерометрические (частично) СОШ. Принцип действия спекловых СОШ основан на регистрации спекловых пятен, образующихся в результате рассеяния когерентного излучения на микронеровностях поверхности [5, 8]. Формирование спекл-структуры осуществляется путем облучения исследуемой поверхности когерентным лучом света и регистрации рассеянного излучения как интерференционной картины в плоскости изображения приемного оптического тракта (рис. 1). Лучи, рассеянные на различных участках поверхности и собранные оптической системой приемного тракта, будут интерферировать друг с другом, создавая в плоскости изображения случайно

распределенную структуру пятен (спеклов) разного размера. Структура пятен уникальна для каждой текстуры поверхности, освещения и направления рассеянного луча. Спекл-структура обладает двумя основными характеристиками: размером пятен и их контрастностью. Если размер пятен обусловлен, в основном, характеристиками излучателя и приемной оптической системы, то их контрастность коррелирует с шагом микронеровностей и среднеквадратичным отклонением профиля [9].

Несмотря на то, что данный способ пригоден для измерения в режиме реального времени в заводских условиях (высокая частота отклика системы регистрации, нет датчика в зоне обработки, диапазон измеряемых значений соответствует требуемому, не чувствителен к вибрациям), он обладает рядом ограничений. Так, характер пятен сильно зависит от параметров и положения оптической системы, регистрирующей сигнал, а также от параметров зондирующего излучения [4]. В работе [10] указано, что разрешающая способность этого способа снижается при параметрах шероховатости, превышающих длину волны зондирующего излучения. Это может сильно осложнить обработку полученных изображений спекл-структур и в дальнейшем привести к невозможности интеграции СОШ в систему автоматического контроля параметров технологического процесса.

При построении оптического тракта и получении сигнала, несущего информацию о шероховатости поверхности, одним из наиболее простых оптических СОШ является скаттерометрия [4], основанная на измерении рассеянного от исследуемого участка поверхности света (как правило, лазерного

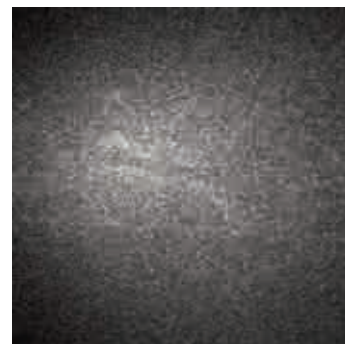
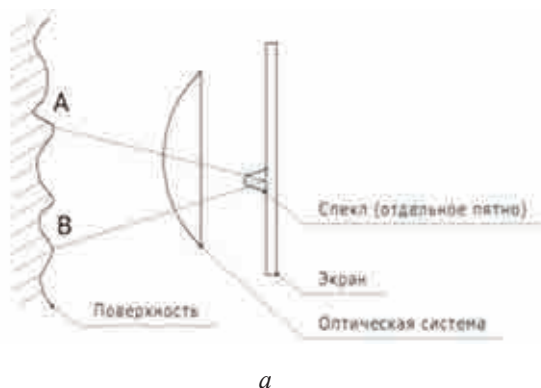


Рис. 1. Формирование спекл-структуры [4] (а) и изображение ее, полученное при отражении когерентного луча света от обработанной поверхности (б)

излучения) и анализе полученных данных. В простейшем случае схема измерения представлена на рис. 2. Луч света от излучателя падает на исследуемый участок поверхности под углом θ_1 к ее нормали. После взаимодействия с поверхностью свет можно условно разделить на две компоненты: зеркально отраженную и диффузно рассеянную. Для преобразования светового сигнала в электрический используются два фотоприемника. Первый собирает отраженный свет (устанавливается под углом $\theta_2 = \theta_1$ к нормали – детектор А), второй собирает часть рассеянного света (устанавливается под углом φ относительно оптической оси отраженной составляющей – детектор В). Для уменьшения влияния характера профиля поверхности на отражение (теневые эффекты, переломное отражение) угол θ_1 принимают равным $10\text{--}40^\circ$.

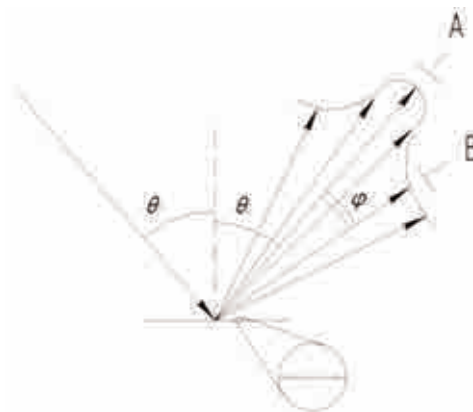


Рис. 2. Принцип измерения шероховатости скаттерометрическим способом [5]

Если уровни сигналов от соответствующих детекторов принять равными α и β , шероховатость можно оценить по формуле

$$Q = (\alpha - \beta) / (\alpha + \beta). \quad (1)$$

При уменьшении шероховатости параметр Q будет стремиться к 1, при ухудшении – к 0 (рис. 3).



Рис. 3. Рассеяние падающего луча света на поверхностях с разной шероховатостью [8]

У скаттерометрии существует значительное количество вариаций. К примеру, одним из первых стал известен способ общего интегрального рассеяния (total integrated scatter – TIS), в котором измеряется отношение мощности полного светорассеяния к мощности падающего излучения (TIS), регистрируемого с помощью специальной камеры с фоточувствительным датчиком – сферы Кобленца [11], улавливающей излучение,

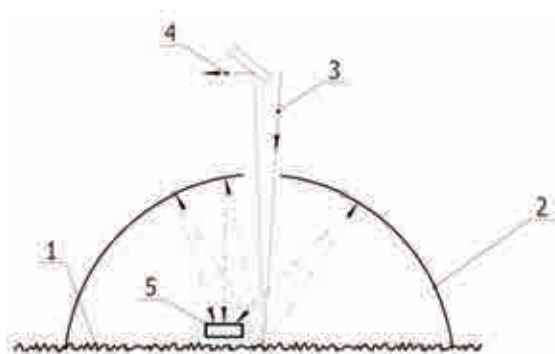


Рис. 4. Схема измерения полного светорассеяния TIS-способом:

1 – исследуемая поверхность; 2 – сфера Кобленца;
3 – зондирующий луч; 4 – отраженный луч;
5 – фотодетектор [11]

рассеянное поверхностью во всех направлениях, а также исключающей внешнюю за светку (рис. 4). Критерием оценки служит среднеквадратическое отклонение шероховатости Rq , вычисляемое по формуле, соответствующей модели светорассеяния Бекмана–Кирхгоффа [12]:

$$Rq \cong \frac{\lambda}{4\pi} TIS^{1/2}, \quad (2)$$

где λ – длина волны падающего излучения; ограничение: $Rq \ll \lambda$.

Имеются также исследования, где вместо двух детекторов используется массив фото диодов или измеряется светорассеяние под разными углами [4].

Следует отметить, что скаттерометрический способ при его простоте имеет ряд ограничений. Это, в первую очередь, наличие верхнего предела измеряемой шероховатости Ra , которое оценивается значе ниями отношения $Ra/\lambda \sim 1$ и обуславливает ся граничными условиями модели светорас сеяния Бекманна–Кирхгоффа [12]. Требуе мая шероховатость (0,1–2 мкм) при длине волны излучения в видимом диапазоне поз воляет говорить о проведении исследования именно в области верхнего предела измере ний. Однако имеются исследования [13, 14], по результатам которых установлена зави симость параметров светорассеяния от па раметров шероховатости для значений Ra больше 1 мкм. Кроме того, скаттерометри ческий способ показывает нелинейную за висимость дисперсии рассеянного излуче ния от шероховатости поверхности [13].

Рассматривая многообразие СОШ, мож но сделать вывод, что при использовании их для регистрации шероховатости в режиме реального времени в качестве системы ав томатического контроля технологического процесса лазерного полирования подходят оптические параметрические способы, об ладающие наибольшим быстродействием, не ограничивающим рабочую зону установ ки расположенными в ней датчиками. Среди этих способов проводить измерения в тре буемом диапазоне шероховатостей (0,1 – 2 мкм) можно с помощью скаттерометрии и спекловых СОШ [10]. При окончательном выборе СОШ требуется экспериментально проверить пригодность данных способов.

Рассматривая многообразие СОШ, мож но сделать вывод, что при использовании их для регистрации шероховатости в режиме реального времени в качестве системы ав томатического контроля технологического процесса лазерного полирования подходят оптические параметрические способы, об ладающие наибольшим быстродействием, не ограничивающим рабочую зону установ ки расположенными в ней датчиками. Среди этих способов проводить измерения в тре буемом диапазоне шероховатостей (0,1 – 2 мкм) можно с помощью скаттерометрии и спекловых СОШ [10]. При окончательном выборе СОШ требуется экспериментально проверить пригодность данных способов.

Для этого необходимо установить критерии пригодности способа, основанные на параметрах работы установки лазерного полирования, а также разработать схему экспериментального стенда для подтверждения возможности регистрации параметров СОШ скаттерометрическим и спекловым способами.

ЛИТЕРАТУРА

1. Пат. 2447012 RU C1. Способ получения наноструктурированной поверхности сталей методом лазерно-плазменной обработки / В.В. Плихунов, В.В. Блинков, В.В. Гаврилов, Д.И. Кондратюк, И.С. Шлесберг. 2010 г.
2. Коваленко А.В. Концепция универсальной системы ЧПУ для современного технологического оборудования // Авиационная промышленность. 2011. № 4. С. 36–41.
3. Плихунов В.В., Коваленко А.В., Шлесберг И.С., Орешкин О.М. Исследование и обоснование выбора конфигурации системы управления для установки лазерно-плазменной обработки поверхности // Автоматизация в промышленности. 2011. № 5. С. 45–48.
4. Whitehouse D.J. Handbook of Surface and Nanometrology // IOP Publishing Ltd. 2003.
5. Whitehouse D.J. Surface metrology: revue article // Meas. Sci. Technol. 1997. № 8. P. 955–972.
6. Thwaite E.G. Surface Topography Measurement and Analysis // Aust. J. Phys. 1982. № 35. P. 77–84.
7. Rakels J.H. The use of Bessel functions to extend the range of optical diffraction techniques for in-process surface finish measurements of high precision turned parts // J. Phys. E: Sci. Instrum. 1986.
8. Рябухо В.П. Спекл-интерферометрия // Сороковский образовательный журнал. 2001. Т. 7. № 5.
9. Goodman J.W. Statistical properties of laser speckle patterns. Laser speckle and related phenomena // Topics in Applied Physics. 1975. V. 9.
10. Тарлыков В.А., Магурин В. Г. Основы когерентной и статистической оптики // СПбГИТМО(ТУ). Кафедра квантовой электроники и биомедицинской оптики. 2002.
11. Stover J.C. Optical scattering: measurement and analysis // SPIE Optical Engineering Press. 1995. P. 24.
12. Harvey J.E., Krywonos A., Vernold C.L. Modified Beckmann-Kirchhoff Scattering Theory for Rough Surfaces with Large Scattering and Incident Angles // Optical Engineering. 2007.
13. Bosse J.C. Le, Hansali G., Lopez J., Mathia T. Characterisation of surface roughness by laser light scattering: specularly scattered intensity measurement // Elsevier Science S.A. 1997.
14. Wang S.H., Quan C., Tay C.J., Shang H.M. Surface roughness measurement in the submicrometer range using laser scattering // Optical Engineering. V. 39. № 6. 2000.

ТЕХНОЛОГИЯ КОМБИНИРОВАННОЙ ФРИКЦИОННОЙ СВАРКИ КОНСТРУКЦИЙ АВИАЦИОННОЙ ТЕХНИКИ

*М.М.Штрикман, докт. техн. наук; В.Н.Егоров, докт. техн. наук;
Н.М.Кащук, канд. техн. наук (ОАО “Национальный институт
авиационных технологий”)*

Описан новый способ фрикционной сварки для соединения длинномерных конструкций авиационной техники из несвариваемых плавлением алюминиевых сплавов.

Ключевые слова: интегральные конструкции, комбинированная фрикционная сварка, корневой шов, конечно-элементное моделирование.

COMBINED FRICTION STIR WELDING TECHNOLOGY FOR JOINING AIRCRAFT STRUCTURES.

*M.M.Shtrikman, Dr.Techn.Sc; V.N.Egorov, Dr.Techn.Sc;
N.M.Kashchuk, Cand.Techn.Sc.*

A new and innovative combined friction welding process for joining long-sized aircraft structures of fuse unweldable aluminum alloys has been developed.

Keywords: integral structures, combined friction stir welding, root weld, finite-element modeling.

Снижение полетной массы планера при сохранении его прочности и жесткости – один из основных путей повышения технических характеристик и экономической эффективности самолета. Для этого применяются сварные конструкции из высокопрочных алюминиевых сплавов, которые составляют ~ 40 % массы планера современного самолета.

Сварные конструкции работают как единое целое, что обеспечивает их высокую усталостную и статическую прочность, массовую эффективность, и характеризуются меньшими циклом изготовления, трудоемкостью и затратами на производство. Сварными могут быть панели центроплана и топливных баков, панели пола, баллоны различного назначения, сварка может применяться для создания размерных заготовок для последующей механообработки. Например, панели пола самолета МС-21-200 состоят из листовых заготовок сплава 1163 толщиной 10 мм, которые соединяются внахлестку с двутавровым профилем из того же сплава. Замена заклепочного соединения

внахлестку стыковым сварным позволяет снизить массу за счет снятия нахлестки и заклепок и повысить прочность конструкции.

Применение интегральных сварных конструкций в изделиях авиационной техники имеет свою специфику. В первую очередь это связано с тем, что в самолетостроении применяются в основном высокопрочные алюминиевые сплавы (1163, В95пч, 1424 и др.), получаемые путем сложного легирования и термической обработки, поэтому они чувствительны к термодформационному циклу традиционной сварки плавлением. При их соединении в шве могут образовываться поры, кристаллические трещины и оксидные пленки, которые являются концентраторами напряжений и могут служить очагами разрушения конструкций. Большинство интегральных конструкций корпуса фюзеляжа и крыла самолета являются длинномерными, что делает их сборку без зазора трудоемкой и дорогостоящей операцией и создает определенные трудности при попытке применения фрикционной сварки (ФС) [1].

Чтобы расширить технологические возможности сборки-сварки при изготовлении крупногабаритных интегральных конструкций авиационной техники, авторами разработан процесс комбинированной фрикционной сварки (КФС) [2]. Технология разделяется на два этапа: первый состоит в формировании качественного корневого шва, а второй – в получении полномерного соединения. Проблема получения качественного корневого шва была решена путем применения нового способа фрикционной сварки вращающимся дисковым инструментом (ФСД) [3]. При ФСД вращающийся инструмент в виде диска погружают в заготовки и, продолжая вращать, перемещают вдоль линии стыка (рис. 1,а). От трения инструмента и материала заготовок последний разогревается, пластифицируется и переносится в зону, освобождающуюся позади движущегося инструмента, формируя шов. После выполнения первого прохода методом ФСД по всей длине свариваемых заготовок образуются сформированный качественный корневой шов и размерный паз шириной, равной толщине дискового инструмента (рис. 1,б). На втором этапе в паз закладывают присадку и по ней выполняют второй проход способом ФС. В итоге получается качественное полномерное соединение.

ФСД позволяет снизить требования к зазору и качеству сборки деталей, улучшить формирование корня соединения. В резуль-

тате утонения шва не происходит после второго прохода, снижается уровень остаточных напряжений и повышается точность конструкции, так как при выполнении второго прохода корневой шов играет роль прихватки и повышает жесткость конструкции. Такая технология расширяет возможности новых конструкторских решений при создании перспективных летательных аппаратов.

При разработке директивного технологического процесса КФС важно определить правильные параметры режима, обеспечивающие нагрев зоны сварки, достаточный для формирования бездефектного соединения, но не приводящий к перегреву материала заготовок и возникновению значительных остаточных деформаций. Параметры режима определяются с учетом теплофизических свойств материала, геометрии, размеров и особенностей конкретной соединяемой конструкции. Для этого мы предлагаем использовать алгоритм, построенный на применении трехмерной конечно-элементной тепловой модели процесса ФС (рис. 2).

Исходной информацией для расчета являются начальные параметры режима процесса, форма и свойства материала свариваемых деталей. Также должны быть заданы граничные условия (теплоотвод в воздух и оснастку), параметры закрепления деталей в оснастке и формула распределения мощности тепловыделения. Все эти данные заносим в специализированный программный комплекс «Сварка» [4], с помощью которого выполняется расчет тепловых полей. Одновременно решаем связанную с нагревом задачу расчета остаточных напряжений и деформаций. При расчете тепловых полей и деформаций авторами были приняты следующие допущения и предположения: источник теплоты – плоский распределенный; модель процесса – симметричная; теплоотвод в оснастку учитывается введением переходного слоя; материал – изотропен, свойства зависят от температуры; тепло-

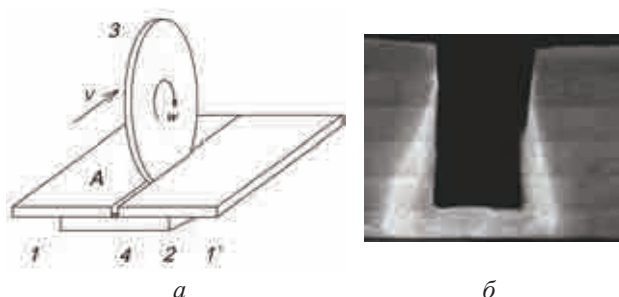


Рис. 1. Схема выполнения первого прохода ФСД (а) и поперечное сечение шва после выполнения первого прохода ФСД (б):

1 и 1' – соединяемые заготовки; 2 – опорная плита; 3 – инструмент; 4 – формируемый шов



Рис. 2. Блок-схема расчета тепловых полей и деформаций при КФС

отвод в инструмент учитывается при расчете полной мощности. В качестве примера

применения разработанной конечно-элементной модели на рис. 3 показаны расчетные тепловые поля в процессе КФС трехслойных панелей, которые могут использоваться для изготовления пола грузового самолета. Модель позволяет связать параметры процесса с температурой в зоне сварки. Если расчетная температура оказывается меньше заранее заданной, то меняются исходные данные и проводится новый расчет. Цикл повторяется до тех пор, пока не будут достигнуты параметры процесса, обеспечивающие нагрев зоны сварки до требуемой температуры (см. рис. 2). Таким же образом производится расчетное определение техно-

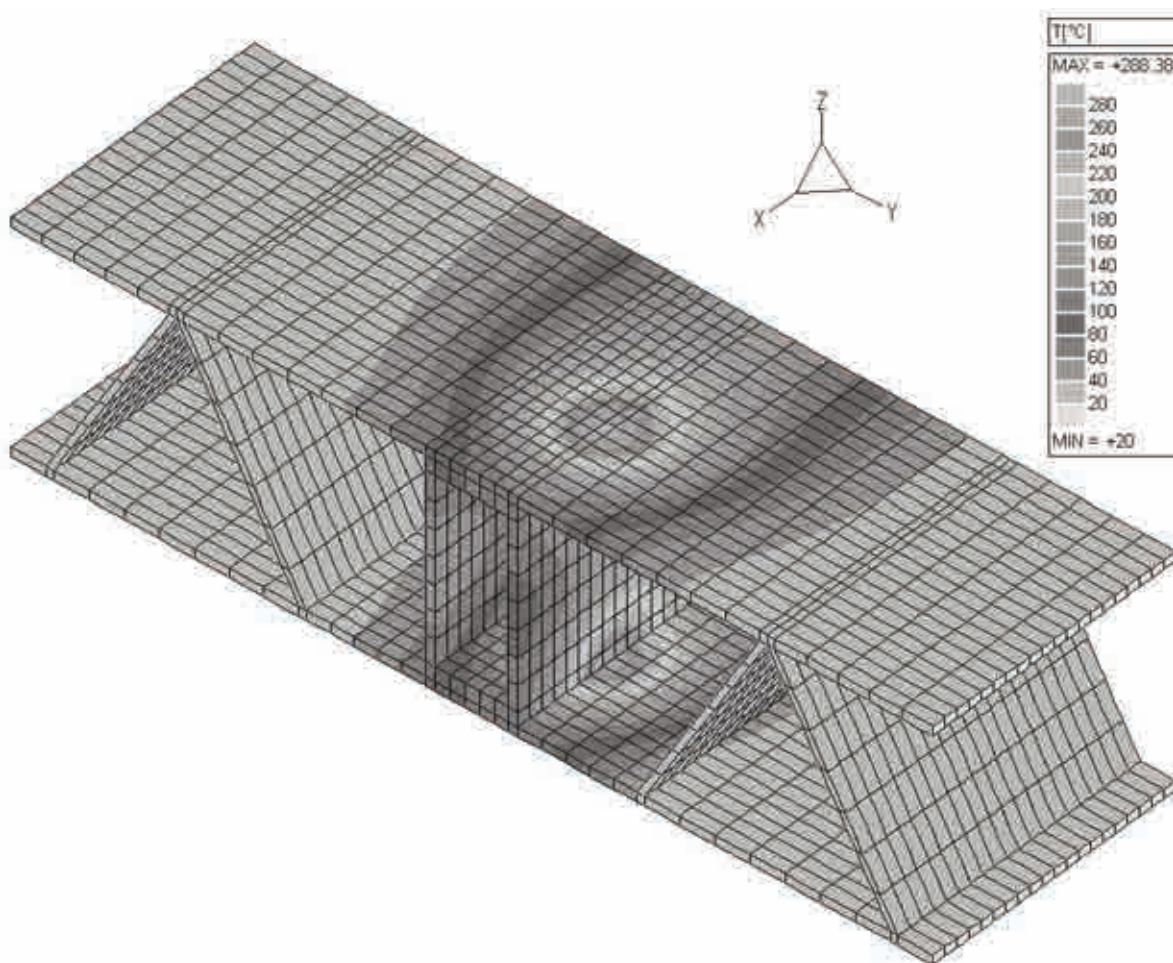


Рис. 3. Расчетные тепловые поля в секции панели пола грузового самолета

логических параметров КФС, обеспечивающих минимальные поводки свариваемой конструкции.

Разработанный алгоритм позволяет встроить технологический процесс КФС в систему CALS-технологий – систему непрерывной информационной поддержки поставок и жизненного цикла. На стадии проектирования конструкции технологи, проводя моделирование и расчет остаточных сварочных напряжений, могут дать рекомендации конструкторам по оптимизации геометрии проектируемой конструкции в целях минимизации поволодок и повышения технологичности. Применяя моделирование, можно

также проектировать технологическую оснастку и проводить подготовку производственного процесса.

ЛИТЕРАТУРА

1. Threadgill P., Leonard A., Shercliff H., Withers P. Friction stir welding of aluminium alloys / International materials reviews. 2009. V. 54. № 2. Pp. 49–93.
2. Штрикман М.М., Кащук Н.М. Комбинированная фрикционная сварка // Сварочное производство. 2011. № 12. С. 25–28.
3. Пат. 2173619 РФ, С1. Способ сварки трением / М.М. Штрикман. 2001 г.
4. Куркин А.С., Макаров Э.Л. Программный комплекс «Сварка» – инструмент для решения практических задач сварочного производства // Сварка и диагностика. 2010. № 1. С. 16–24.

ОПЫТ ПРИМЕНЕНИЯ ПОРОШКОВЫХ МАТЕРИАЛОВ В ТЕХНОЛОГИИ ЛАЗЕРНОГО ПОСЛОЙНОГО СИНТЕЗА

*О.С.Сироткин, докт. техн. наук; С.Б.Рыцев, канд. техн. наук;
А.М.Левин (ОАО “Национальный институт авиационных технологий”)*

Рассмотрены порошковые материалы, предназначенные для лазерного послойного синтеза. Разработанные и применяемые средства анализа формы частиц порошков и их размеров могут применяться для цифрового лазерного синтеза 3D-деталей и изделий.

Ключевые слова: керамический и металлический порошки, спекание, лазерный послойный синтез.

EXPERIENCE IN APPLICATION OF POWDER MATERIALS FOR RAPID PROTOTYPING.

O.S.Sirotkin, Dr.Techn.Sc; S.B.Rytsev, Cand.Techn.Sc; A.M.Levin.

Powder materials intended for rapid prototyping are considered. Developed and utilized means for analysis of the powder particle shape and size can be used for numerical laser sintering of 3D-parts and products.

Keywords: ceramic and metal powders, sintering, rapid prototyping.

В ОАО «НИАТ» разрабатывается технология лазерного послойного синтеза трехмерных деталей из керамических порошков. Авторами были исследованы два керамических порошка, кристаллические решетки которых соответствовали кристаллическим решеткам силиката циркония $ZrSiO_4$ и оксида кремния SiO_2 .

На стенде по технологии лазерного послойного синтеза (ТПС) был изготовлен и оцифрован на измерительном устройстве типа ATOS тест-объект из силиката циркония $ZrSiO_4$ размерами $\varnothing 6 \times 6$ мм.

Для получения тест-объекта с оптимальными параметрами по технологии лазерного послойного синтеза определены толщина

слоя керамического порошка; скорость перемещения фокального диаметра лазерного луча; мощность лазерного луча; диаметр лазерного луча в фокальной плоскости.

После формообразования тест-объекта из $ZrSiO_4$ технологией лазерного послойного синтеза его обжигали в печи при $1450^\circ C$. Тест-объект после обжига имел плотность $2,3 \text{ г/см}^3$, открытую пористость 25 %, усадку 1 %. При спекании изменяются структура полуфабриката, состав, величина и формы частиц твердой фазы и пор, а также их взаимное расположение.

При выборе керамических порошков для ТПС необходимо исследование их свойств.

Исследование свойств апробированных порошков оксида кремния SiO_2 и силиката циркония $ZrSiO_4$, имеющих зернистость 100 – 250 мкм и предназначенных для изготовления лазерным послойным синтезом форм для литья металлов, дают возможность оптимальным образом разрабатывать технологические режимы формообразования и спекания керамических деталей.

На рис. 1 представлены детали с аэродинамической поверхностью, спеченные методом послойного синтеза из силиката циркония $ZrSiO_4$.

Для автоматизации анализа зерен порошка из плакированного циркония была разработана программа «Зерномер». Программа предназначена для расчета по множеству фотоснимков, сделанных с помощью электронной лупы, проекций зерен порошка, его



Рис. 1

статистических характеристик: максимального и минимального размера зерен, среднего значения и дисперсии длины зерна. Кроме того, с помощью программы оценивается коэффициент формы зерна $K_{фз}$, выраженный как отношение площади зерна S_z к площади описанной окружности $S_{окр}$ (рис. 2). От этой величины также зависит качество формируемого нивелиром слоя.

Для определения статических характеристик зерна в разработанной программе используется «алгоритм жука», в соответствии с которым определяют



Рис. 2

последовательно границы каждого зерна путем обхода его по контуру, рассчитывается наибольшее расстояние между точками контура – длина зерна, подсчитывается площадь зерна как сумма пикселей, ограниченных контуром, рассчитывается $K_{фз}$ каждого зерна.

Фракционный состав показателей длины и $K_{фз}$ определяются на множестве полученных значений, для чего диапазон от минимальной до максимальной величины этих показателей разбивается на десять поддиапазонов, для каждого из них определяется процентный состав зерен в поддиапазоне.

Входными данными для программы является файл формата bmp с глубиной цвета 32 бит на пиксель (то есть по 8 бит на каждый канал из трех составляющих RGB схему, плюс 8 бит на alfa-канал). Bmp-файл представляет собой подсвеченное светодиодами электронной лупы изображение россыпи зерен порошка на однородной черной или белой подложке при увеличении в 200 раз (рис. 3). Для изображения используется масштаб (число пикселей на миллиметр), полученный в процедуре калибровки электронной лупы. Входное изображение обрабатывается в программе Photoshop,

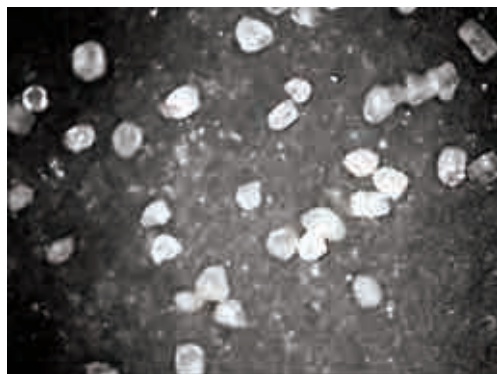


Рис. 3

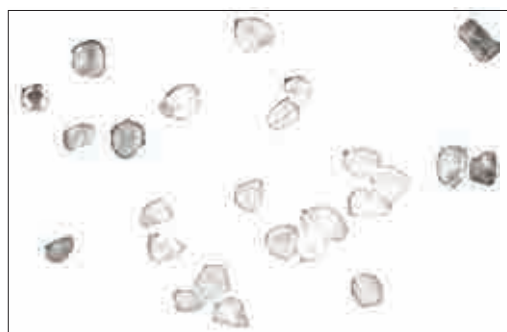


Рис. 4

чтобы удалить фон (пространства между зернами порошка) и трудно идентифицируемые слипшиеся группы зерен (рис. 4, $\times 100$).

Использование программы «Зерномер» на выборке из 777 частиц дало приведенные ниже результаты.

Длина зерна, мм:	
максимальная	0,079
минимальная	0,0039
средняя	0,1863
Дисперсия	0,0046
Число измерений в семи снимках	163

На отечественных предприятиях разрабатываются керамические порошки, потенциально пригодные для изготовления деталей из керамических материалов технологией лазерного послойного синтеза. В ООО «НИЦ «Керамические тепловые двигатели им. А.М.Бойко»» проведен ряд работ по изготовлению 3D-деталей сложной формы из новых керамических материалов с добавками порошков-прекурсоров. На установке РМ-100 из алюмоборнитридного кермета зернистостью 10–40 мкм, созданного в НТЦ «Стекло и керамика», изготовлена

деталь типа камеры сгорания (рис. 5). Деталь, изготовленная методом послойного синтеза, после отжига имела плотность $2,2 \text{ г/см}^3$, открытую пористость 4,5 %, усадку +0,3 %.



Рис. 5

В России выпускается целый ряд металлических порошков, которые можно применять для спекания (сплавления) методом лазерного послойного синтеза. В настоящее время ОАО «Полема» (г. Тула) может поставлять металлические порошки фракции 20–50 мкм. Формы частиц порошка ПР-X18Н9Т представлены на рис. 6 ($\times 100$).

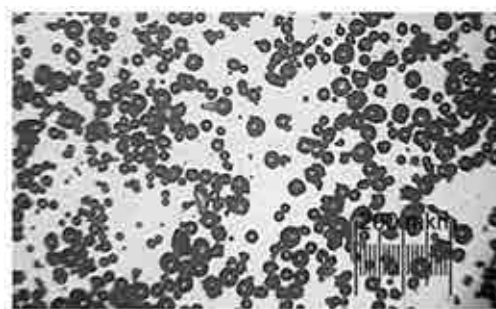


Рис. 6

Проведенный анализ размеров фракции порошка нержавеющей стали ПР-X18Н9Т с применением программы «Зерномер» на выборке из 294 частиц (рис. 7) показал, что максимальный размер частицы составил 0,0786 мм, минимальный – 0,0039 мм, средняя длина частицы – 0,0271 мм, дисперсия – 0,0002.

Оценка геометрии 3D-детали, изготовленной технологией лазерного послойного синтеза из металлического порошка, произ-

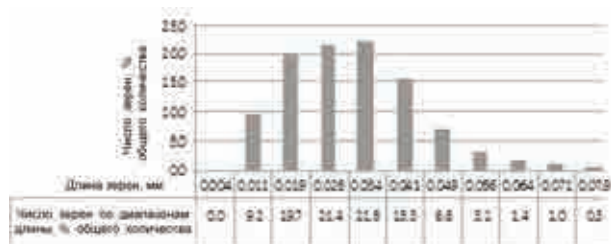


Рис. 7

водится на установке бесконтактных измерений типа ATOS. При этом способе оцифровки происходит объективное измерение всех точек поверхности, которое другим способом получить затруднительно из-за того, что поверхность, изготовленная ТПС, является нерегулярной (аналогичной поверхности отливки) в отличие от поверхностей, полученных методами токарной, фрезерной или иными методами механической обработки. Пример оценки геометрии 3D-детали (крышки люка) приведен на рис. 8.

В процессе проведения экспериментальных работ на установке для послойного синтеза металлических порошков никеля и стали X18H9T для улучшения разглаживающих свойств нивелирующего устройства был разработан и применен бронзовый нож со специальной геометрией.

Оценить оптимальную мощность спекания можно по проходам-следам (трекам) лазерного луча в металлическом порошке фракцией 0 – 40 мкм при постоянной скорости. Примером подобного исследования является получение треков спеканием слоя порошка из нержавеющей стали марки X18H9T толщиной 0,2 мм при скорости перемещения луча лазера 6000 мм/мин и вариации мощности от 65 до 130 Вт.

Важным показателем техпроцесса лазерного спекания является выходная мощность лазерного луча, устанавливаемая технологом в соответствии с выбранным материалом спекаемого порошка, средой спекания, геометрией создаваемой детали. В соответствии с индивидуальными особенностями лазерно-оптической системы ее характерис-

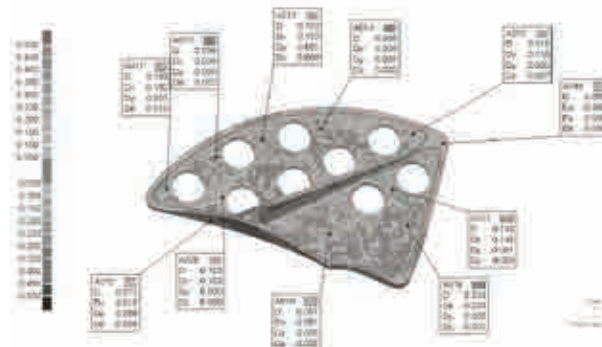


Рис. 8

тики устанавливаются при аттестации лазера путем прямых физических измерений. Выходная мощность луча в зависимости от напряжения аналогового сигнала задается дискретно и носит характер, близкий линейному. Величина мощности, генерируемой лазером, изменяется от максимальной величины при максимальном напряжении до минимальной (точки отсечки), ниже которой излучение прекращается, несмотря на то, что напряжение не достигло своей минимальной величины. Чтобы задать величину мощности в управляющих программах ЧПУ, необходимо установить аналитическую зависимость выходной мощности излучения от управляющего напряжения, подаваемого на цифроаналоговый преобразователь (ЦАП).

Определив максимальную и минимальную мощность в точке отсечки, управляющее напряжение на ЦАП, соответствующее максимальной мощности, и напряжение на ЦАП в точке отсечки, можно найти аналитическую зависимость мощности от изменяемого напряжения на ЦАП, аппроксими-

ровав аттестационную характеристику лазера уравнением прямой, проходящей через две точки.

Разработка технологии спекания (сплавления) металлических порошков на отечественной установке для послойного синтеза позволяет в зависимости от требований заказчиков дополнять технологические возможности при изготовлении новых 3D-изделий.

ЛИТЕРАТУРА

1. Рыцев С.Б. Автоматизация проектирования и производства с использованием технологий быстрого прототипирования // Информационный журнал-справочник Минпромторга РФ. 2000. № 8.

2. Сироткин О.С., Тарасов Ю.М., Рыцев С.Б., Гириш Р.И. Прототипирование и технология послойного синтеза в современном компьютеризированном производстве / В кн.: Российская энциклопедия GALS. Авиационно-космическое машиностроение. М.: НИЦ АСК, 2008.

3. Рыцев С.Б. Разработка и исследование системы компактного интеллектуального производства деталей летательных аппаратов на базе технологии контурного послойного синтеза. Дис. ... канд. техн. наук. М., 2004.

ТЕХНОЛОГИЧЕСКИЕ СИСТЕМЫ ВЫСОКОСКОРОСТНОЙ ОБРАБОТКИ АВИАЦИОННЫХ ДЕТАЛЕЙ СЛОЖНОЙ ФОРМЫ

А.В.Власенков (ОАО НИПТИ “Микрон”)

Рассматриваются основные аспекты построения автоматизированной технологической системы высокоскоростного фрезерования как системы реализации управляемого процесса механической обработки.

Ключевые слова: технологическая система, высокоскоростное фрезерование, металлорежущий станок.

MANUFACTURING SYSTEMS FOR HIGH-SPEED MACHINING OF AIRCRAFT COMPLEX-SHAPED COMPONENTS. *A.V.Vlasenkov.*

The article considers basic aspects of construction of an automated manufacturing system for high-speed milling as a system for implementation of a controlled machining process.

Keywords: manufacturing system, high-speed milling, metal-cutting machine tool.

Для определения оптимальных алгоритмов управления современными технологическими системами механической обработки широко используются ИТ-технологии с формализованными компонентами системы, включая управляющее устройство. Процесс механической обработки укрупненно может быть формализован в виде системы последовательной реализации некоторой целевой функции, определяющей технико-экономическую потребность изготов-

ления детали данным способом тремя подсистемами: CAD/CAM/CAE, технологическая система и система технико-экономической оценки.

При изготовлении авиационных деталей сложной формы из цельного материала предпочтение отдается фрезерованию на высокоскоростных или высокопроизводительных режимах. В частности, такая технология может быть успешно применена для изготовления моноколес газотурбинных

двигателей. При соответствующей технологической подготовке высокоскоростное и высокопроизводительное фрезерование способно заменить как расточные, так и классические токарные операции. Рассмотрим некоторые аспекты оптимизации технологической системы высокоскоростной фрезерной обработки.

Основой современной технологической системы обработки является станок типа обрабатывающего центра. Максимально эффективными для объемного фрезерования принято считать 5-координатные (3+2) центры, позволяющие выполнять обработку деталей за один установ. Эффективность любого оборудования определяется показателями использования его функциональных и технологических возможностей в конкретных производственных условиях. Поэтому при выборе кинематической структуры станка для обработки деталей определенной группы необходимо оценивать такие показатели, как энергопотребление, точность, жесткость, уровень вибраций, относительную кинематическую вариативность инструмента и заготовки, стоимость и т.д. При конкурсном сравнении возможных вариантов кинематической структуры станка должна учитываться возможность распределения подвижностей между инструментом и объектом обработки. Для этого воспользуемся комплексным показателем эффективности кинематической структуры $A_{\text{зс}}$, определяемым по формуле

$$A_{\text{зс}} = \sum_{k=1}^L \alpha_k A_k,$$

где A_k – относительный параметр конкурсного сравнения для двух вариантов при общем количестве показателей L ; α_k – экспертный весовой множитель, определяемый, например, методом ранговой корреляции. Объектами сравнения могут быть, например, станок с традиционной кинематической структурой и станок с параллельной

кинематикой [1], имеющие равные возможности относительного перемещения инструмента и заготовки.

Современный металлообрабатывающий станок представляет собой гибридную композицию мехатронных модулей. Для обеспечения плавного совместного движения по координатам требуется максимально быстродействующее УЧПУ, сокращающее время интерполяции и исключающее недопустимую огранку поверхностей. Важным условием для такого движения является выбор базовых систем координат. Например, при обработке изделия сложной формы с его упругим поджатием к инструменту предлагается движение инструмента и изделия осуществлять независимо друг от друга относительно неподвижной системы координат [2]. При этом допускаемая величина отклонений независимых движений инструмента и изделия от заданного значения больше требуемой величины их относительного перемещения по нормали к обрабатываемой поверхности, обусловленного регламентированным съемом материала при заданных скоростях движения и давлении инструмента на изделие. В ряде случаев для сокращения вычислительных затрат целесообразно введение дополнительных (зонных) систем координат.

Известно, что при фрезеровании проявляются различные виды возмущений. Одной из основных компонент вектора возмущений f_1 является температурная деформация конструктивных элементов, в особенности при использовании прямого линейного привода. Чтобы избежать влияния этой деформации необходимо использовать быстродействующую систему термостабилизации с применением современных хладагентов.

Обычно уменьшение сил резания в достаточно узком диапазоне скоростей (гипотеза Соломона) объясняется, в основном, повышением температуры нагрева точки контакта режущей кромки с объектом до тем-

пературы плавления материала. При этом основная доля тепла отводится в стружку, а инструмент и объект обработки нагреваются незначительно. Довольно значительную часть силы сопротивления относительно движению инструмента и заготовки составляют силы трения, в особенности вдоль задней части режущей кромки. Известно, что зависимость силы трения от величины скорости для трущихся тел минимальна при определенной ее величине. Принято считать, что процесс резания является автоколебательным. Вследствие этого соответствие скорости резания участкам с отрицательным или положительным наклоном характеристики трения будет способствовать возрастанию или затуханию нежелательных вибраций, поскольку в первом случае трение проявляет себя как своеобразная положительная обратная связь. Поэтому оптимальные или близкие к ним скорости резания при высокоскоростной обработке должны определяться в каждом конкретном случае эмпирически.

Наиболее значительными составляющими возмущения f_2 являются стойкость и погрешность изготовления инструмента f_b , а также биение высокоскоростной фрезерной головки f_z вследствие дисбаланса и оборотных пульсаций силы резания, включая ударные нагрузки при врезании зуба в материал в случае наиболее предпочтительного попутного фрезерования. Частоты этих возмущений линейно зависят от скорости вращения шпинделя и определяются простыми зависимостями:

$$f_b = 0,66n; f_z = f_b z,$$

где n – число оборотов шпинделя в минуту; z – число зубьев фрезы. При скоростях $n \geq 12 \cdot 10^3$, характерных для высокоскоростной обработки, указанные выше частоты будут незначительными. Такие частоты фильтруются механической системой, но могут влиять на качество обрабатываемой поверхности.

Возмущениями f_3 следует считать параметры заготовки, не в полной мере отвечающие требованиям высокоскоростной обработки: существенная переменность припусков на обработку, неоднородность материала, геометрические характеристики будущей детали, не соответствующие условиям плавности движения инструмента, а также возникающие при резании силы как реактивные воздействия на усилия, развиваемые приводами станка. Минимизация возмущений f_3 является комплексной конструктивно-технологической задачей и задачей управления процессом резания.

Важная составляющая организации комплексной высокоскоростной обработки – применение приспособлений, обеспечивающих получение заданной точности при обработке за один установ [3]. Введение специальных дополнительных баз обеспечивает независимость конструкции приспособления от геометрических особенностей обрабатываемой детали.

Высокоскоростное и высокопроизводительное фрезерование имеет прерывистый характер, включающий циклические режимы реза и холостого хода для каждого зуба. После нагрева в процессе резания за время холостого хода зуб охлаждается за счет перераспределения тепла внутри инструмента, конвекции и теплопроводности среды. Вследствие этого устанавливается определенная средняя температура инструмента τ_{cp} , которая не должна превышать температуру его красностойкости $\tau_{кр}$ [4]. Это обстоятельство может быть доминирующим при выборе глубины резания при заданной подаче на зуб*. Исходя из названного температурного условия, можно записать

$$\tau_{cp} = k_1 T_p T_0^{-1} \leq \tau_{кр}, \quad (1)$$

где T_p и T_0 – время реза и время охлаждения

* До настоящего времени имеются разночтения в выборе указанных величин для высокоскоростной обработки.

зуба фрезы; k_1 – коэффициент пропорциональности.

У фрезы, имеющей z зубьев, для числа зубьев, которые постоянно находятся в работе z_p , справедливо равенство:

$$z_p = z(tD^{-1})^{0,5}, \quad (2)$$

где D – диаметр инструмента.

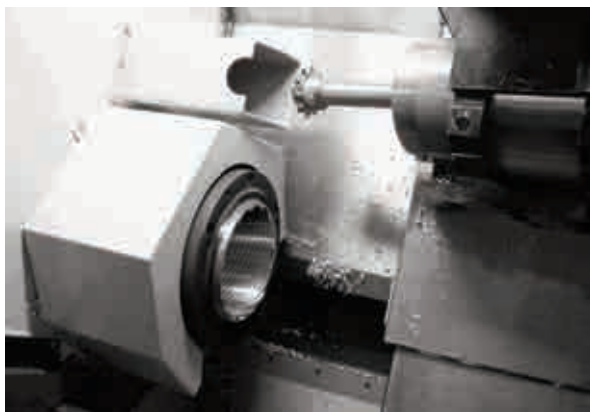
На основании выражений (1) и (2)

$$T_0 T_0^{-1} \approx z_p z^{-1} = (tD^{-1})^{0,5}. \quad (3)$$

Используя соотношения (1) и (3), получим предельную квадратичную зависимость:

$$tD^{-1} = k_3 \tau_{кр}^2, \quad (4)$$

которая связывает допустимую глубину резания t с диаметром фрезы и ее стойкостью.



С учетом установленных зависимостей в ОАО НИПТИ «Микрон» создана серия трехкоординатных станков для высокоскоростного фрезерования модели ФСС-4, которые успешно эксплуатируются в производстве.

На рисунке показана рабочая зона станка при наладке на изготовление 16 внутренних винтовых канавок глубиной 6 мм за один проход в заготовке диаметром 160 мм. При скорости резания 50 м/с и подаче на зуб 0,03 мм время изготовления детали не превышает 120 с.

В конструкции станка предусмотрен «карман», предназначенный для размещения в нем вращающейся фрезы при смене заготовки, что обеспечивает равномерность и плавность движений, а также стабильность температурного режима станка при высокоскоростной обработке.

ЛИТЕРАТУРА

1. Пат. 2202465 РФ. Устройство для механической обработки изделий сложной пространственной формы / В.И. Аксенов, А.В. Власенков и др. Оpubл. 20.04.2003 г. Бюл. № 11.
2. Пат. 2198778 РФ. Способ механической обработки изделий сложной пространственной формы / В.Л. Афонин, А.В. Власенков и др. Оpubл. 20.02.2003 г. Бюл. № 5.
3. Бирбраер Р., Аникин В. Развитие базовых принципов механической обработки деталей на современном оборудовании // Умное производство. 2009. № 1. С. 12–20.
4. Камалов В.С., Корнеев С.С., Корнеева В.М. Экспериментальное и теоретическое обоснование обработки металлов резанием со сверхвысокими скоростями // Вестник машиностроения. 1991. № 12. С. 38–41.

НОВЫЕ КОНСТРУКЦИОННЫЕ И ФУНКЦИОНАЛЬНЫЕ ПКМ НА ОСНОВЕ ТЕРМОПЛАСТОВ И ТЕХНОЛОГИИ ИХ ФОРМОВАНИЯ

О.С.Сироткин, докт. техн. наук; **М.А.Андрюнина**
(ОАО “Национальный институт авиационных технологий”);
Э.Я.Бейдер, канд. техн. наук (ФГУП “ВИИМ” ГНЦ РФ)

Приведены эксплуатационные свойства композиционных термопластических материалов и область применения их зарубежными компаниями.

Ключевые слова: композиционные термопластичные материалы, термопластичные связующие, препрег.

NEW STRUCTURAL AND FUNCTIONAL POLYMERIC COMPOSITE MATERIALS BASED ON THERMOPLASTICS AND THEIR MOLDING TECHNOLOGY. *O.S.Sirotkin, Dr.Techn.Sc; M.A.Andriunina; E.Ya.Beider, Cand.Techn.Sc.*

Performance properties of composite thermoplastic materials and their field of application by foreign companies are presented.

Keywords: composite thermoplastic materials, thermoplastic binders, prepreg.

В последние годы в зарубежной авиакосмической технике широкое применение находят новые конструкционные и функциональные ПКМ на основе термопластичных матриц.

По сравнению с традиционными ПКМ на основе термореактивных (эпоксидных) смол композиционные термопластичные материалы (КТМ) обладают достоинствами *эксплуатационными*: на 20 – 40 % выше стойкость к ударным нагрузкам и локальным повреждениям; высокая устойчивость к воде и дождевой эрозии; химическая стойкость, в том числе к авиационным топливам и маслам; огнестойкость, пониженные дымообразование и токсичность; ремонтпригодность (материал легко сваривается);

технологическими: возможность формо-

вания деталей на металлургическом оборудовании (штамповкой, давлением, прокаткой); короткий (от 10 до 60 мин) цикл формования; возможность переформовки бракованных изделий; коэффициент использования материала до 95 %; неограниченный срок хранения препрега.

Недостатком ПКМ является высокая температура переработки (200 – 400 °С) и трудность выкладки препрега, у которого нет липкости.

Технология получения деталей из полимерных КМ, армированных непрерывными волокнами, традиционна: сначала готовят полуфабрикат, далее – препрег, затем препрег раскраивают, выкладывают в пакет и формируют деталь или лист. Однако специфические свойства термопластичных связую-

щих – высокие вязкость растворов и расплавов, температура перехода в вязкотекучее состояние, зависимость свойств от степени кристалличности и скорости охлаждения, низкая адгезионная способность многих термостойких термопластов, способность к волокнообразованию и самоармированию вносят коррективы в каждую из операций при изготовлении из них деталей.

КТМ представляют собой гетерогенные системы, состоящие из термопластичной полимерной матрицы, армированной высокопрочными, высокомодульными волокнами наполнителя (углеродными, стеклянными, полимерными и др.).

Из существующих технологий совмещения термопластичных матриц с непрерывным наполнителем наиболее широко применяются растворная, расплавная, электронно-ионная; пленочная, волоконная технологии. Но только растворная и волоконная технологии обеспечивают качественную пропитку наполнителя связующим и высокий уровень механических свойств КМ. Однако использование растворителей требует создания громоздких и дорогостоящих рекуперационных устройств, а пропитка проводится в 2–3 этапа. Полученный препрег из-за жесткости практически не пригоден для дальнейшей работы. Кроме того, многие термопластичные связующие не растворяются, как полифениленсульфид (ПФС), или растворяются только в концентрированных кислотах (ЖКП, ПЭЭК). Поэтому растворная технология вряд ли найдет широкое применение при получении КТМ.

По волоконной технологии можно получить препреги с любым наполнителем. Однако не все термопласты склонны к волокнообразованию, например из аморфных термопластов невозможно получить волокна с требуемым уровнем физико-механических и текстильных свойств.

Низкие механические свойства КТМ при использовании разных способов совме-

щения связаны с плохим качеством пропитки наполнителя высоковязким расплавом связующего (кроме растворной технологии). Последующее прессование пластика практически не сказывается на глубине пропитки наполнителя связующим: волокна остаются сухими, не связанными между собой. Если перед совмещением со связующим наполнитель обработать аппретом или пропитать промежуточным слоем, то независимо от технологии совмещения прочностные характеристики КТМ будут аналогичны характеристикам КТМ, полученного по растворной технологии.

Найденная закономерность имеет большое практическое значение, так как в зависимости от физического состояния, природы связующего и вида наполнителя можно выбирать экономически и технологически выгодный способ совмещения, не снижая при этом эксплуатационные свойства пластика. Полученные препреги имеют практически неограниченный срок хранения.

Из термопластичных препрегов можно формировать детали по традиционной технологии, принятой для КМ из термореактивных связующих, используя автоклавы, намотку со скоростью до 30 м/мин, пултрузию и др. Наиболее целесообразно перерабатывать КТМ из полуфабриката (листа) давлением, штамповкой, прокаткой, используя высокопроизводительное металлургическое оборудование. Для такого техпроцесса заводы-потребители должны получать листы требуемой толщины. При этом нет необходимости заводам иметь у себя химические участки для приготовления связующих, пропитки наполнителя, прессования листов и холодильные камеры для хранения препрега.

Следует отметить, что для переработки КТМ требуется модернизация существующего оборудования или разработка нового. За рубежом разработкой специального оборудования для КТМ занимаются известные

фирмы ICI (Англия), Bayer (Германия) и др.

На оборудовании, предназначенном для переработки КТМ, должна быть предусмотрена возможность предварительного подогрева препрега для его размягчения; приварки каждого последующего слоя к предыдущему при выкладке; получения высоких температуры (200–450 °С) и давления (100–400 МПа) формования, охлаждения отформованной детали (заготовки) под давлением с определенной скоростью.

В настоящее время существуют четыре крупные фирмы, которые производят и поставляют препреги на термопластичных матрицах, стеклянных, углеродных, базальтовых и полимерных волокнах: Tan Cate, AFPT (Нидерланды), Fiber Forge (Швейцария, США) и Automated Dynamics (США). Эти же фирмы изготавливают и поставляют

авиакосмическим корпорациям изделия из термопластичных ПКМ, в том числе для «Аэрбаса», «Боинга» и др.

Из разработанных угленаполненных КТМ особенно следует отметить углепластик на основе ПЭЭК, отличающийся прочностью, жесткостью, химостойкостью, огнестойкостью, малой ползучестью. Британская фирма ICI разработала на основе связующих ПЭЭК и углеродных волокон материалы APC-1, APC-2, содержащие 52 и 61 об. % волокон. Исследованию этих материалов посвящено большое число работ, в которых показано, что высокие показатели физико-механических свойств углепластика APC-2 достигнуты после снижения вязкости расплава связующего путем его модификации и подбора молекулярной массы; снижения скорости кристаллизации связующе-

Таблица 1

Свойства однонаправленных пластиков на термопластичных и эпоксидных связующих

Показатель	Термопластичные связующие							Эпоксидные связующие	
	ПК	ПС-Н	ПЭС	ПЭИ	ПФС	ПЭЭК	К-полимерармид	3501-06	5208
Содержание наполнителя, об. %	–	–	45–55	55	55–60	62–68	55–62	60	65,4
Прочность при разрыве, МПа	–	–	1020	–	1170	2130	793	2130	1830
Относительное удлинение при разрыве, %	1,25	1,45	1,4	–	0,8	1,45	–	1,5	–
Модуль при растяжении, 10^{-3} , МПа	105	112	86	110	125	134	–	148	147
Прочность при изгибе, МПа	1370	1560	1100	1400	1470	1800–2100	1440	–	1800
Модуль при изгибе, МПа	–	–	90	105	100–124	121	126	–	126
Прочность при сжатии, МПа	–	–	810	–	690	1100–1200	–	1350	1300
Прочность при сдвиге, МПа	65	75	84	94	77	105	112	127	90–110
Фирма-разработчик	–	–	«ИРК-ХА»	«ИРК-ХА»	«Филлипс Кемикл», «Пертролиум К»	«Ай-Си-Ай»	«Дю Понт»	«Ай-Си-Ай»	«Нархко»

го ПЭЭК; применения аппретирующих слоев; жгутового наполнителя заданной плотности; отработки технологии пропитки расплавом связующего углеродного наполнителя (температура расплава, давление и время пропитки, скорость охлаждения). Решение этих вопросов позволило разработчикам отказаться от материала АРС-1 и предложить углепластик АРС-2, не уступающий эпоксигуглепластику по прочности и значительно превышающий его по вязкости разрушения, огнестойкости, атмосферо- и химостойкости. Наиболее ярко достоинства углепластика АРС-2 проявляются при растяжении образцов с укладкой $\pm 45^\circ$ и в трансверсальном направлении (табл. 1). Единственный показатель, по которому углепластик АРС-2 уступает эпоксигуглепластику, – прочность при растяжении, что связано с большей искривленностью волокон, обусловленной их смещением при пропитке высоковязким расплавом полиэфирэфиркетона под давлением.

Таблица 2

**Свойства отечественных термопластичных КМ,
разработанных ФГУП «ВИАМ»**

Показатель	Связующие			
	КТМС-1	КТМС-1	КТМ-1-1	КТМУ-1
Плотность, кг/м ³	1580–1600	1580	1330	1450–1480
Водопоглощение, %, 1 с	$\geq 0,1$	0,18	–	0,09
Прочность при растяжении, МПа	≥ 400	400	650	1000
Прочность при изгибе, МПа	≥ 540	350	410	–
Ударная вязкость, кДж/м	≥ 140	95–125	250	60""

Прочностные характеристики термопластичных углепластиков на основе полимеров аморфного строения несколько уступают характеристикам углепластика АРС-2 с кристаллизующимся связующим. Это объясня-

Таблица 3

Область применения КТМ в авиакосмической технике

Область применения	Примеры применения	Связующее	Наполнитель
Транспортные пассажирские самолеты	Детали интерьера и кресел, система кондиционирования воздуха, трехслойные панели перегородок и пола	ПЭИ, ПФС, ПЭЭК	Стекловолокно, кевлар
	Каркас лобового остекления, антенный обтекатель, детали хвостового отсека, крыла и фюзеляжа	ПЭЭК, ЖКП, ПЭС, ПФС	Гибридный, углеродное волокно
Вертолеты	Панели люка, обтекатели, двигатель у фюзеляжа, законцовки киля, створки отсека боеприпасов, обтекатель передних редукторов движения, несущий винт	ПЭС, ПФС, ПЭЭК	Углеродные, стеклянные и полимерные волокна
Истребители	Ребра жесткости, обшивка крыла, крышки люков, нервюры и стрингеры	ПЭЭК, ПФС, ЖКП, плавкие полиимиды	Углеродное волокно
Космическая аппаратура	Стенки бака жидкого водорода, силовые детали аппарата, фермы солнечных батарей	ПЭЭК, ПФС, ЖКП, плавкие полиимиды	Углеродное волокно
Ракеты типа «Томагавк»	Крыло, панели люка, обтекатель, сопла, камера сгорания	ПФС, ПЭЭК, ЖКП, ПЭС	Кевлар, углеродное волокно
Специальное оборудование для всех типов ЛА	Корпуса приборов и агрегатов, контейнеры радиоаппаратуры, детали для баллистической защиты, экраны для защиты от электромагнитного излучения	ПСФ, ПЭС, ПЭЭК	Кевлар, углеродное волокно, стеклянное волокно

ется более высокой вязкостью расплава и его затрудненным прониканием в межволоконное пространство наполнителя.

В России также были проведены работы по созданию термопластичных КМ, свойства которых приведены в табл. 2. Уровень разработок отечественных термопластичных КМ не уступает лучшим зарубежным аналогам. Исключение составляют угленаполненные КТМ, что вызвано отсутствием отечественных высокопрочных теплостойких связующих типа ПЭЭК и ЖКП, а также углеродных волокон прочностью 4–7 ГПа; недостаточной изученностью процессов на границе раздела наполнитель – связующее (проблемы смачивания, пропитки, адгезии), отсутствием технологического и исследовательского оборудования с формующими элементами, выдерживающими температуру $T_{\phi} > 400^{\circ}\text{C}$.

В табл. 3 показаны возможные области применения КТМ в авиакосмической технике (по данным зарубежных фирм).

Как правило, изделия изготавливаются методом прессования. Однако фирмы AFPT

и Automated Dynamics освоили современную лазерную технологию выкладки и формования крупногабаритных конструкций из термопластичных ПКМ.

В России не производятся термопластичные препреги и изделия на их основе. ОАО «НИАТ» планирует в рамках программы по развитию авиации до 2020 г. проведение работ, связанных с разработкой отечественной технологии лазерного формования и лазерного оборудования на базе автоматизированной выкладки и намотки.

ЛИТЕРАТУРА

1. Кербер М.Л., Виноградов В.М., Головкин Г.С., Горбаткин Ю.А. и др. Полимерные композиционные материалы: структура, свойства, технология. СПб.: Профессии, 2008. С. 30–32, 62–72.
2. Тростянская Е.Б., Степанова М.И., Рассохин Г.И. Теплостойкие линейные полимеры. Ростов-на-Дону: РГАСХМ, 2002. С. 3–22.
3. Стеклопластики: свойства, производство изделий, применение в промышленности / Disclaimer Privacy Policy Impr Site Map ©1995–2008.
4. РЕЕК™ – polymer für hohe Beanspruchung Galvanoiechnik, 2004. V. 95. № 3. P. 779.
5. Un polymere pour applications «haute temperature» // Mater. techn. 2003. V. 91. № 3–4. P. 52.

ЭФФЕКТ СВОБОДНОЙ КРОМКИ В СЛОИСТЫХ КОМПОЗИТАХ

*Ю.И.Дударьков, канд. техн. наук; М.В.Лимонин;
Е.А.Левченко (ФГУП “ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского”)*

Рассмотрены специфические особенности деформирования слоистого композита и проблемы оценки его прочности. Возникающие на кромках композиционного пакета краевые эффекты могут быть источником его преждевременного расслоения. Приведены результаты расчетных исследований этих эффектов на трехмерных конечно-элементных моделях.

Ключевые слова: слоистый композит, свободная кромка, краевой эффект, расслоение, прочность.

FREE EDGE EFFECT IN LAMINATED COMPOSITES. *Yu.I.Dudar'kov, Cand.Tech.Sc;
M.V.Limonin; E.A.Levchenko.*

Characteristic features of the laminated composite deformation and problems of its strength evaluation are considered. The edge effects occurring at the composite stack edges can be a source of its premature delamination. Results of the numerical study of these effects on three-dimensional FEM models are shown.

Keywords: laminated composite, free edge, edge effect, delamination, strength.

Анализ прочности композиционных структур требует особых подходов и методик, отличных от традиционных методов исследования прочности конструкций из изотропных материалов. В настоящее время разработано достаточно много методов оценки прочности композитов, успешно применяемых на практике. Так, для слоистых композитов достаточно широко используются методы оценки их прочности на основе различных критериев разрушения монослоя, позволяющие определить несущую способность композиционного пакета [1, 2, 3]. Однако использование этих критериев не всегда полностью исчерпывает проблему оценки прочности композиционного пакета. Существуют специфические

особенности деформирования слоистых композитов, которые необходимо учитывать при оценке их прочности, например так называемый эффект свободной кромки [4], который при определенных условиях нагружения может приводить к расслоению композита. В основе этого эффекта лежат условия совместности деформаций монослоев. Выполнение этих условий на свободных кромках ведет к возникновению межслоевого сдвига и нормальных межслоевых напряжений (рис. 1).

Слои с нулевой ориентацией имеют коэффициент Пуассона ν_{12} , близкий к 0,3, а у слоев с ориентацией 90° , как правило, достаточно маленький ν_{21} . Выполнение условий совместности деформаций слоев и тре-

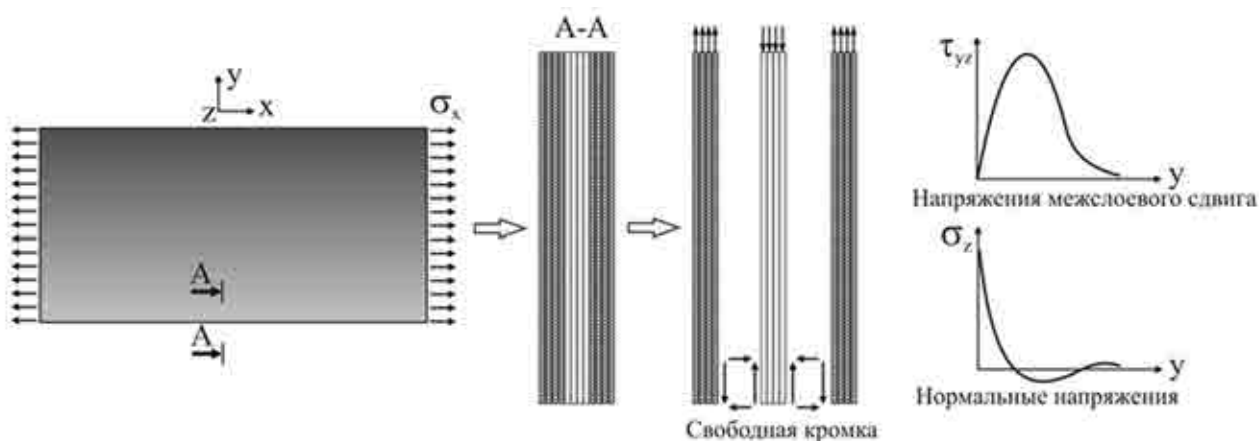


Рис. 1. Эффект свободной кромки

бования отсутствия напряжений на свободной кромке приводит к возникновению самоуравновешенной системы напряжений в зоне свободной кромки, которые затухают по мере удаления от нее. Аналогичные эффекты могут наблюдаться в композиционной конструкции на свободных поверхностях отверстий и вырезов, а также на свободных кромках, подкрепляющих панель стрингеров открытого профиля. Продемонстрируем эффект свободной кромки на примере расчета по методу конечных элементов

монослой разбивался на шесть элементов по высоте, характеристики материала приведены в таблице, где E_{11} , E_{22} – модули упругости монослоя в направлениях осей ортотропии 1 и 2; G_{12} – модуль упругости при сдвиге в плоскости монослоя; ν_{12} – коэффициент Пуассона, δ – толщина монослоя; σ_{11+} , σ_{22+} (σ_{11-} , σ_{22-}) – пределы прочности монослоя при растяжении (сжатии) в направлениях осей ортотропии 1 и 2; τ_{12} – предел прочности при сдвиге в плоскости монослоя.

E_{11} , ГПа	E_{22} , ГПа	G_{12} , ГПа	ν_{12}	δ , мм	σ_{11+} , МПа	σ_{11-} , МПа	σ_{22+} , МПа	σ_{22-} , МПа	τ_{12} , МПа
133,76	8,54	4,37	0,3	0,2	2630	1530	86	213	112

простейшей композиционной структуры, состоящей из двух монослоев с нулевой и одного слоя с ориентацией 90° , расположенного между ними. Конечно-элементная модель (КЭМ) пакета строилась на основе объемных ортотропных элементов. Каждый

Принималось, что в поперечном к плоскости монослоя направлении $E_{33} = E_{22}$ и $G_{12} = G_{13}$, $G_{23} = G_m = 1,35$ ГПа, где G_m – модуль сдвига матрицы. Пакет нагружался равномерным сжатием.

Конечно-элементная модель пакета и вид

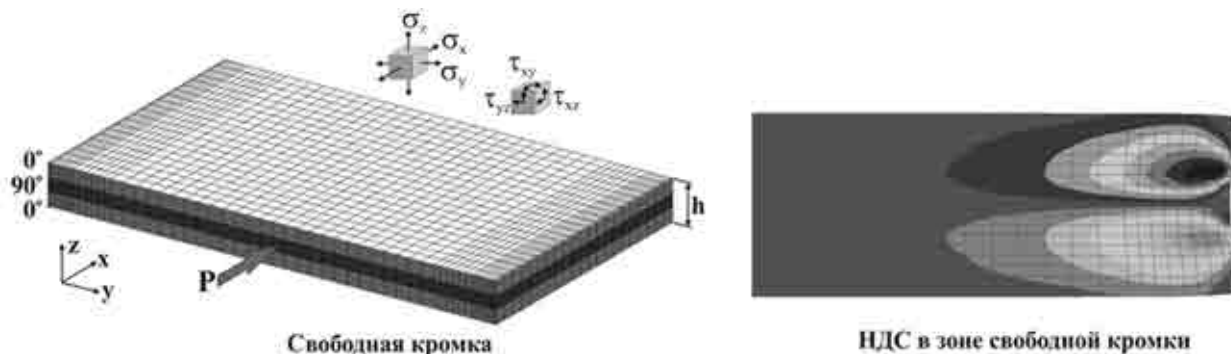


Рис. 2. КЭМ композита для изучения эффекта свободной кромки

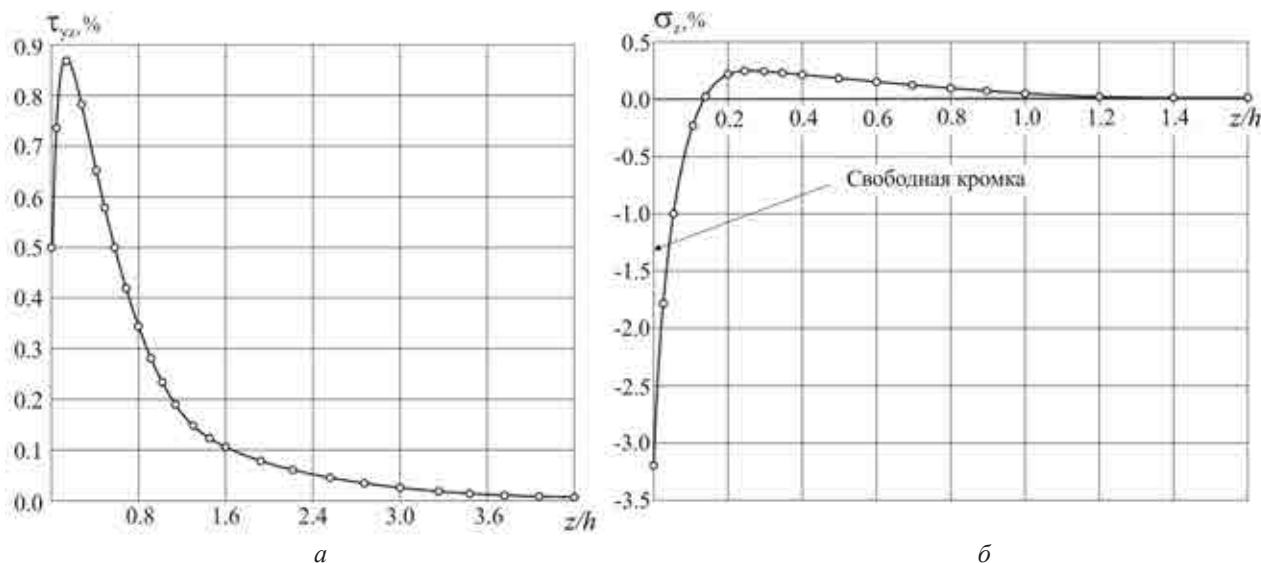


Рис. 3. Изменение напряжений межслоевого сдвига τ_{yz} (а) и нормальных напряжений σ_z (б) по мере удаления от свободной кромки

его деформации показаны на рис. 2. На картине деформированного состояния пакета хорошо просматривается эффект свободной кромки. Внутренний слой с ориентацией 90° препятствует свободному расширению внешних слоев с нулевой ориентацией, в результате чего на свободных краях пакета возникает краевой эффект. В зоне краевого эффекта реализуется объемное напряженное состояние, а вне его композит работает в условиях плоского напряженного состояния. Характер затухания напряжений межслоевого сдвига τ_{yz} и нормальных напряжений σ_z по мере удаления от свободной кромки и их относительные величины приведены на рис. 3. Напряжения, приведенные к средним сжимающим напряжениям для всего пакета, даны для зоны сопряжения монослоев. В процентном отношении они невелики. Однако следует учесть, что они возникают на границе сопряжения монослоев композита, то есть в матрице, для которой разрушающие напряжения весьма малы. Так, для эпоксидной смолы они составляют $\sim 60\text{--}65$ МПа. Поперечные напряжения σ_y в пакете на его свободных краях обращаются в ноль. Поэтому существует зона включения в работу этих напряжений, которые по мере удаления от кромок выходят

на стационарные значения в монослоях. В отличие от изотропного материала внутри композита эти напряжения не обращаются в ноль, а носят самоуравновешенный характер.

Краевой эффект непосредственно связан со структурой композиционного пакета, то есть с укладкой его монослоев. Одной из типовых укладок в пакете является чередование слоев с ориентацией $\pm 45^\circ$ и 0° . Рассмотрим наличие краевых эффектов в структуре с укладкой $(45^\circ/-45^\circ/0^\circ/-45^\circ/45^\circ)$, имеющей характеристики монослоев, указанные в таблице, и нагруженной сжатием по оси ox . Деформированное состояние пакета с такой укладкой также показывает наличие краевых эффектов, возникают они не только на свободных краях, но и на нагруженных. Область распространения краевого эффекта относительно небольшая – порядка толщины пакета, что соответствует принципу Сен-Венана. Анализ напряженного состояния пакета показывает, что на его краях возникает объемное напряженное состояние при достаточно сложном распределении компонент тензора напряжений по толщине и при удалении от кромок. Рассмотрим распределения нормальных расслаивающих напряжений σ_z по толщине пакета на сво-

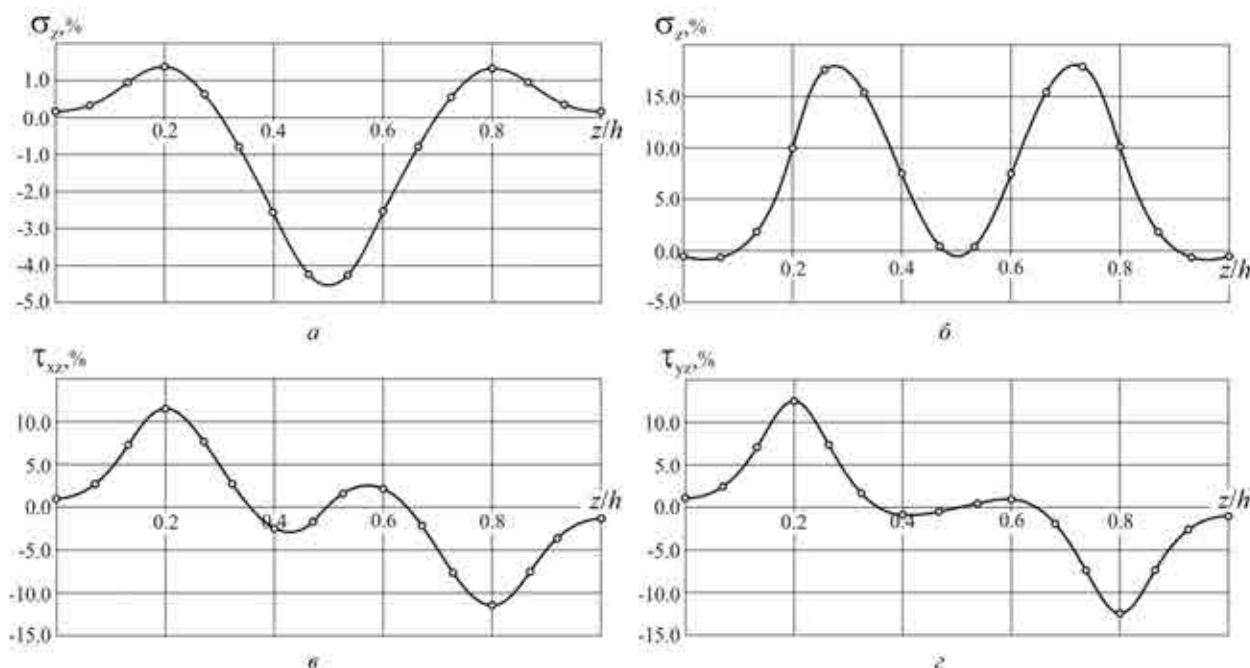


Рис. 4. Компоненты напряженного состояния пакета в зоне краевых эффектов

бодной кромке (рис. 4,а) и в зоне ребра пакета (рис. 4,б), а также напряжений межслоевого сдвига τ_{xz} и τ_{yz} на свободной (рис. 4,в) и нагруженной (рис. 4,г) кромках. Для данной структуры композиционного пакета можно отметить следующие особенности. Наличие в пакете слоев с ориентацией 45° приводит к значительным краевым эффектам, особенно в его угловых зонах, где нормальные напряжения расслоения могут достигать 18 % от средних сжимающих напряжений. Распределение напряжений σ_z в ребрах пакета носит кососимметричный характер относительно его диагоналей, то есть правое и левое ребро нагружаются различно. На кромках пакета, в том числе нагруженных, развиваются напряжения межслой-

ного сдвига, величина которых может превышать 10 % от сжимающих напряжений. Отметим, что при данных условиях нагружения τ_{xz} и τ_{yz} обращаются в ноль на ребрах пакета, поэтому условия его расслоения в этой зоне будет определять в основном компонента σ_z .

Рассмотренные структуры чаще всего не являются самостоятельными пакетами, а представляют его часть. Рассмотрим реальную структуру композита, состоящую из трех субпакетов с укладкой $(45^\circ/0^\circ/-45^\circ/0^\circ/0^\circ/90^\circ/0^\circ/0^\circ/-45^\circ/0^\circ/45^\circ)$ каждого и характеристиками монослоев, приведенными в таблице. В структуре такого пакета содержатся укладки, близкие к уже рассмотренным и вызывающие в нем аналогичные краевые

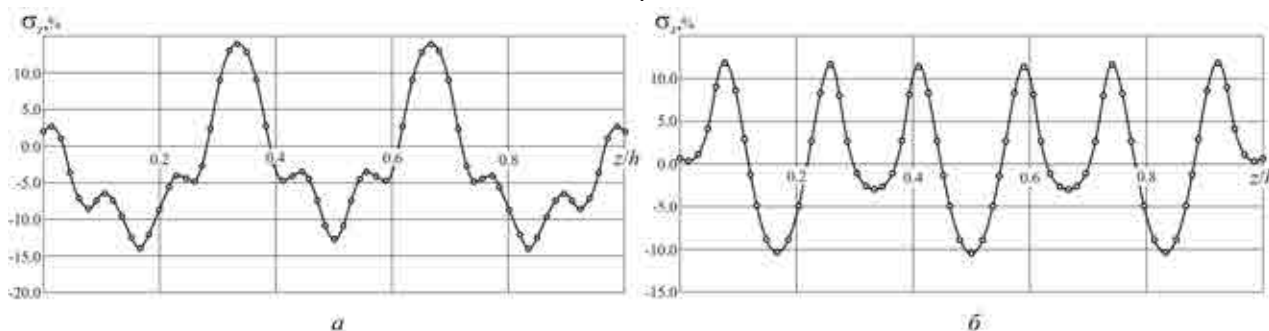


Рис. 5. Напряжения σ_z в ребрах пакета:
а – левый угол, б – правый

эффекты, которые проявляются на картине деформированного состояния пакета и на распределении напряжений в нем. Наличие в пакете монослоев с ориентацией 45° делает его угловые зоны наиболее критичными из-за возможного расслоения. Распределение нормальных расслаивающих напряжений по толщине пакета на его ребрах приведено на рис. 5. Проявляется также несимметрия напряжений σ_z в углах. В данном случае наиболее опасным будет левый угол, поскольку в нем на границах сопряжения субпакетов действуют наибольшие растягивающие напряжения. Естественно, возникает вопрос, насколько опасны эти напряжения для прочности пакета. Оценим средний уровень допускаемых напряжений сжатия пакета, при которых может начаться процесс расслоения композита в его угловых зонах. Можно считать вполне оправданным предположение, что разрушающие напряжения монослоя поперек волокон в направлениях y и z одинаковы, то есть в данном случае $[\sigma_2] = [\sigma_3] = 86$ МПа. Максимальные нормальные напряжения расслоения на ребрах пакета достигают 14 % от средних напряжений сжатия. Исходя из этих значений можно установить уровень допускаемых напряжений сжатия. Для рассматриваемой структуры и характеристик ее монослоев он составит величину 610 МПа. Для оценки прочности композита в зоне краевого эффекта практически был использован критерий максимальных напряжений. Используем к проблеме расслоения несколько другой подход. Будем считать, что между

слоями композита находится изотропная прослойка, имеющая характеристики связующего. Тогда по уровню действующих в ней эквивалентных напряжений можно судить о ее прочности. Для приближенной оценки напряженно-деформированного состояния (НДС) межслоевого пространства на поверхности свободной кромки пакета в модель вводился дополнительный тонкий слой элементов, имеющих характеристики эпоксидной смолы: $E = 3,5$ ГПа, $\nu = 0,3$. Деформируясь вместе со слоями пакета, он дает возможность оценить НДС межслоевого пространства в области, непосредственно прилегающей к кромке по Мизесу (рис. 6). Напряжения разрушения эпоксидной смолы 60–65 МПа. Исходя из минимального значения напряжения разрушения и максимальных эквивалентных напряжений, можно получить величины средних напряжений сжатия, при которых может произойти расслоение пакета: 630 МПа для угловой зоны и 860 МПа для регулярной зоны.

Обратимся теперь к вопросу, подтверждаются ли эти результаты экспериментальными данными. Приведем результаты испытаний однострингерных и трехстрингерных образцов композиционных панелей на сжатие. Обшивка этих панелей состояла из трех субпакетов, рассмотренных ранее (33 слоя), стрингер содержал шесть субпакетов (66 слоев). Испытывались образцы со стрингерами как таврового, так и двутаврового сечения. Всего было испытано 15 образцов, среднее разрушающее напряжение составило величину 540 МПа. Характерный тип разрушения

большинства образцов – расслоение в зоне торца с последующим смятием. Результаты экспериментальных данных позволили выделить некоторые характерные особенности расслоений:

- расслоения композита начинаются с ребер образцов;

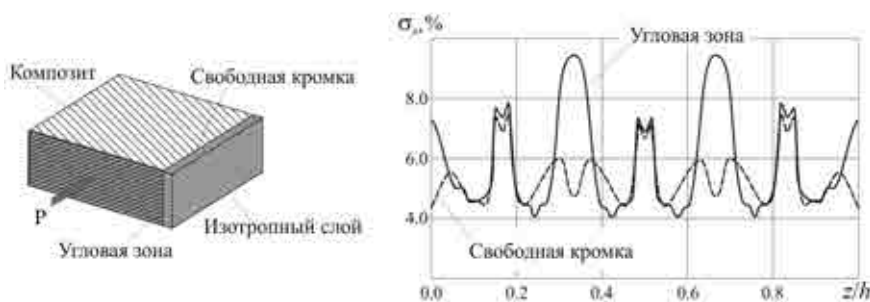


Рис. 6. Эквивалентные напряжения в изотропном слое

- несимметричный характер разрушения – одна кромка образца расслаивается интенсивнее другой (см. рис. 5);

- уровень разрушающих напряжений для всех рассмотренных образцов лежит в диапазоне 500–600 МПа, что согласуется с расчетной оценкой начала расслоения – 610 МПа.

Проводились также испытания на сжатие элементарных образцов материала данной структуры. Исследования проводили в захватах, которые препятствовали расслоению торцов образца. Была получена величина разрушающих напряжений сжатия 830 МПа, что существенно отличается от величины напряжений разрушения образцов панели. Такое расхождение результатов вряд ли можно объяснить технологическими факторами изготовления образцов. Полагаем, что разрушение образцов панелей происходит из-за наличия в них угловых зон, инициирующих преждевременное расслоение композита. Это обстоятельство следует принимать во внимание при проектировании экспериментальных образцов, поскольку именно для них характерно наличие угловых зон. В противном случае можно получить заниженную оценку разрушающих напряжений. Для предотвращения эффекта расслоения торцов необходимо снижать уровень действующих на них напряжений до приемлемого значения. Этого можно достигнуть, усиливая торцы образцов дополнительными слоями композита или про-

водя испытания в захватах, препятствующих расслоению торцов.

В реальных конструкциях угловые зоны, как правило, встречаются редко, там имеются свободные кромки. Краевые эффекты на них проявляются в меньшей степени, чем в угловых зонах. Однако их необходимо учитывать при оценке прочности композита, поскольку они также могут быть источниками его преждевременного расслоения. Достаточно эффективным средством снижения уровня нормальных расслаивающих напряжений на свободных кромках является введение на них дополнительного слоя связующего. Проведенные расчетные исследования с дополнительным слоем различной толщины на свободной кромке показали, что его увеличение способствует быстрому затуханию нормальных напряжений расслоения, а на напряжения межслоевого сдвига введение дополнительного слоя связующего оказывает достаточно слабое влияние.

ЛИТЕРАТУРА

1. Tsai S.W., Wu E.M. A General Theory of Strength for Anisotropic Material // J. of Compos. Mater. 1971. № 5. P. 58–80.
2. Hashin Z. Failure Criteria for Unidirectional Fibre Composites // J. of Appl. Mech. 1980. № 47. P. 329–334.
3. Puck A., Schurmann H. Failure analysis of FRP laminates by means of physically based phenomenological models / Composites Science and Technology, 1988.
4. Alan Baker, Stuart Dutton, Donald Kelly. Composite Materials for Aircraft Structures / Second Edition Published by American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., Virginia, 2004.

ЭНЕРГЕТИЧЕСКИЕ СИСТЕМЫ ГИДРОПРИВОДА ЛАБОРАТОРИИ ПРОЧНОСТИ

В.И.Сабельников, канд. техн. наук; **В.А.Ицкович**, канд. техн. наук;
В.В.Ивлиев (ФГУП “СибНИА им. С.А. Чаплыгина”);
Л.И.Некрасова (ЗАО “Промэлектромонтаж–СТН”)

Рассмотрены технические решения маслонасосной станции лаборатории прочности, предложена методика расчета энергетических параметров станции.

Ключевые слова: лаборатория прочности, испытательные стенды, гидропривод, маслonaсосные станции.

HYDRAULIC POWER SYSTEMS OF THE STRENGTH TESTING LABORATORY. *V.I.Sabel'nikov, Cand.Tech.Sc; V.A.Itskovich, Cand.Tech.Sc; V.V.Ivlijev; L.I.Nekrasova.*

Engineering solutions for the oil pumping station of the strength testing laboratory is considered, calculation technique for the station energy parameters is suggested.

Keywords: strength testing laboratory, test benches, hydraulic drive, oil pumping stations.

В состав лабораторного комплекса по исследованию прочности летательных аппаратов (ЛА) входят такие энергоемкие объекты, как стенды для проведения ресурсных, теплопрочностных и динамических испытаний конструкций. Одной из основных систем этих стендов является многоканальная гидравлическая система механического нагружения конструкции ЛА [1]. Источником энергетического снабжения рабочей жидкости (РЖ) гидравлических исполнительных механизмов являются маслonaсосные станции (МНС). Они обеспечивают заданные параметры по расходу, давлению, температуре и чистоте РЖ, питающей силовые гидравлические цилиндры в рабочем режиме и при проверке функционирования и настройке устройств нагружения.

МНС по количеству обслуживающих потребителей делят на два вида: автономные, обслуживающие одного потребителя, и централизованные, обслуживающие группу потребителей. Автономные станции, как правило, используются при испытаниях самолетных систем на функционирование (шасси, механизации крыла, рулевых поверхностей и пр.). Такие испытания прово-

дят с использованием РЖ, применяемых в самолетах.

Централизованные станции позволяют уменьшить энергетические мощности, сократить время испытаний, имеют более высокий коэффициент использования, уменьшают затраты на обслуживание и эксплуатацию.

В лаборатории прочности (ЛП) СибНИА находятся в эксплуатации одна автономная и три централизованные станции. Основные технические характеристики централизованных станций приведены в табл. 1.

Технологические и конструктивные решения 1-й и 2-й станций подробно рассмотрены в работе [2]. В 2009 г. в эксплуатацию была введена третья МНС [3]. При ее создании учитывался многолетний опыт работы существующих станций в СибНИА и в других отечественных и зарубежных ЛП.

Гидравлическая система МНС включает блок расходный, блок подкачивающих насосов, предназначенных для подачи масла во всасывающий коллектор, фильтрующую установку, основные насосы высокого давления, блок прокачивающих насосов, предназначенных для подачи масла из расходно-

Таблица 1

Номер станции	Производительность, л/мин	Номинальное давление, МПа	Тонкость фильтрации, мкм	Рабочая жидкость	Установленная мощность, кВт
1	960	23,0	12 – 16	ИГП-30	760
2	3200	25,0	12 – 16	ИГП-30	1400
3	3500	25,0	10 12 – 16	HLP 46	2500

го бака в маслоохладители (с последующим возвратом охлажденного масла в расходный бак), узел сбора утечек масла и узел слива отработанного масла.

На выходе напорной магистрали станции смонтирована установка автоматической стабилизации давления, предохраняющая гидросистемы испытательных стендов от перегрузки по давлению и стабилизирующая давление РЖ при аварийных ситуациях [4].

МНС выполнена на новой элементной базе, КПД ее примерно в два раза выше существующих. Она имеет сложный алгоритм работы с взаимным влиянием элементов и систем друг на друга. Все системы управления, автоматизации и контроля построены с использованием микропроцессорных систем. Производится также диагностика оборудования и хода технологического процесса.

На станции контролируются давление и температура РЖ в разных точках гидравлической системы, расход РЖ, уровни РЖ в баках, температура и вибрация корпусов насосов, токи электродвигателей насосов высокого давления, состояние блоков фильтрующей установки и автоматическое переключение при засорении одного из них.

Управление технологическим оборудованием МНС осуществляется автоматизированной системой АСУ МНС. Система управления состоит из подсистем нижнего и верхнего уровней.

Нижний уровень, реализованный на базе программируемого логического контроллера, обеспечивает работу исполнительных механизмов, автоматическое регулирование

технологических параметров, дистанционное и логическое управление работой насосов и другого оборудования, сбор и передачу информации на верхний уровень. Предусмотрено также местное управление оборудованием с местных постов управления.

Верхний уровень (АРМ оператора) включает две операторские станции, предназначенные для отображения информации о состоянии и работе оборудования, его технологических параметрах и дистанционного управления с сенсорного экрана АРМ. Операторские станции устанавливаются на центральном пульте управления и связаны с подсистемой нижнего уровня по сети Ethernet. На ЦПУ установлена также профессиональная плазменная панель с технологической схемой станции.

Созданная МНС с характеристиками по производительности до 3500 л/мин и максимальному давлению до 32 МПа позволяет применять различные технологии при ресурсных испытаниях ЛА. Она обеспечивает выполнение сложных программных нагрузок, которые могут включать нагрузки различных типов, чередующихся квазислучайно. Время сегментов нагружения может также изменяться в широком диапазоне.

Гидропривод систем погружения является основным энергопотребителем стендов для прочностных испытаний ЛА. В табл. 2 в качестве примера приведены потребные мощности станций, необходимые для испытаний некоторых самолетов.

Во время испытаний ЛА энергопотребление на отдельных участках программы различно, поэтому для оптимизации работы

Таблица 2

Марка самолета	Характеристика станции		
	Рабочее давление, МПа	Производительность, л/мин	Мощность, кВт
Ту-203	25	1400	580
Ил-96	21	2800	960
Ту-160	21	2600	890
В-747	28	6360	2900
В-777	21	6780	2300
А-390	28	6000	2750

станции необходимо, особенно на участках малых расходов, сокращение времени их выполнения и увеличение времени выполнения на участках с большими расходами (нагрузками).

На этапе подготовки испытаний ЛА, имеющих до ста и более активных точек приложения нагрузок, следует заранее определять требуемые расходные характеристики РЖ для оценки эффективности при проведении испытаний.

Сначала рассчитывается энергопотребление по программе испытаний, в соответствии с которой определяются максимальные и минимальные расходы жидкости Q по участкам программы. Далее строится гидравлическая характеристика зависимости требуемого расхода жидкости Q в функции времени τ : $Q = f(\tau)$ и по ней выполняется расчет требуемой мощности. Потребная мощность сопоставляется с мощностью, развиваемой МНС. При необходимости программы испытаний объектов нагружения корректируются.

Возможна и постановка обратной задачи: по имеющейся мощности станции определить временные характеристики (сегменты нагружения) и уточнить программу испытаний.

Определение мощности и КПД станции производится в соответствии с расчетной схемой (рис. 1) и алгоритмом (рис. 2). Рас-

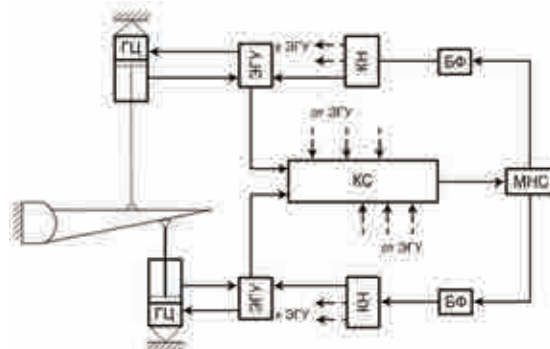


Рис. 1. Расчетная схема гидравлической системы нагружения:

ГЦ – гидроцилиндр; ЭГУ – электрогидравлический усилитель; КН – коллектор нагнетания; КС – коллектор слива; БФ – блок фильтрации

чет базируется на последовательном вычислении гидравлических и геометрических параметров каждого канала нагружения.

В табл. 3 в качестве примера приведены результаты расчета по предложенной методике потребной производительности и мощности при различных по времени сегментах нагружения для испытаний ближнемагистрального самолета.

Опыт эксплуатации МНС показал, что сократилась продолжительность испытаний, увеличилась точность воспроизведения за-



Рис. 2. Алгоритм расчета энергетических параметров МНС

Таблица 3

Время сегмента, с	Производительность, л/мин	Мощность, кВт
4	1250	600
6	980	470
8	740	360
10	590	290

данных нагрузок, уменьшились эксплуатационные и энергозатраты. Предложенная методика расчета энергетических параметров гидропривода позволяет определить оптимальную мощность МНС при проведении ресурсных испытаний ЛА.

ЛИТЕРАТУРА

1. Куликов Е.Н., Сабельников В.И., Колеватов Ю.В. и др. Гидропривод лаборатории статических и ресурсных испытаний натурных авиационных конструкций // Авиационная промышленность. 2008. № 2. С. 53–57.
2. Сабельников В.И., Панкратов В.М., Ицкович В.А. и др. Система централизованного снабжения рабочей жидкостью комплексов для испытаний авиационных конструкций на прочность // Авиационная промышленность. 1990. № 1. С. 68–70.
3. Ицкович В.А., Сабельников В.И., Колеватов Ю.В. Гидравлические блоки питания стендов для испытания летательных аппаратов в лабораториях прочности // Гидравлика. Пневматика. Приводы. 2009. № 1. С. 30–31.
4. Пат. 2253853 РФ. Гидросистема для нагружения конструкций при прочностных испытаниях / В.И. Сабельников, Ю.В. Колеватов, Д.В. Спицин. Бюл. № 16. 2005.

СОЗДАНИЕ БОЛЬШИХ АППАРАТНО-ПРОГРАММНЫХ НЕЙРОННЫХ СЕТЕЙ ДЛЯ СИСТЕМ УПРАВЛЕНИЯ

И.С.Кабак, канд. техн. наук (МГТУ “Станкин”)

Рассмотрена новая аппаратно-программная технология создания больших искусственных нейронных сетей, позволяющая создавать системы управления сложными автоматическими техническими объектами.

Ключевые слова: искусственный интеллект, коммутаторные, доменные нейронные сети.

DEVELOPMENT OF LARGE HARDWARE AND SOFTWARE NEURAL NETWORKS FOR CONTROL SYSTEMS. *I.S.Kabak, Cand.Techn.Sc.*

The article considers new hardware and software technology to create large artificial neural networks that permits of developing control systems for complex automatic technical objects.

Keywords: artificial intelligence, switching domain neural networks.

Быстрое развитие вычислительной техники и снижение ее стоимости создает дополнительные предпосылки для построения сложных систем управления оборудованием на базе технологий искусственного интеллекта и, в частности нейронных сетей.

Известны три основных способа реализации искусственных нейронных сетей:

- Аппаратная, когда нейронная сеть яв-

ляется аппаратной схемой, электронным устройством.

- Программная, когда нейронная сеть является компьютерной программой, выполняемой на компьютере соответствующей вычислительной мощности.

- Аппаратно-программная, представляющая собой комбинацию двух первых способов.

При аппаратно-программной реализации искусственной нейронной сети необходимо решить ряд задач:

1. Создать аппаратный комплекс, реализующий большую нейронную сеть. Существенным является ограничение количества линий связи между аппаратными модулями. Аппаратная организация нейронной сети позволяет полностью распараллелить обработку данных.

Рассмотрим вариант аппаратно-программной реализации, когда имеется достаточно большое количество отдельных, параллельно работающих аппаратных модулей, при этом каждый модуль соответствует не нейрону, а некоторой нейронной подсети. Структура этой подсети и информационные связи между ее нейронами являются некоторой программной составляющей устройства. Необходимо определить архитектуру и состав такой вычислительной системы, а также структуру и состав ее модулей-компонентов. В целом, такая система представляет собой совокупность вычислительных устройств параллельной обработки фрагментов нейронной сети, причем сами нейроны имеют чисто аппаратную реализацию, а связи между нейронами в таком устройстве реализуются в виде информации в оперативной памяти.

2. Разработать новую архитектуру нейронной сети, позволяющую осуществлять трафик информации в нейронной сети в целом или ее фрагментах, снять ограничения на количество возможных связей нейрона, обеспечив необходимый размер (количество нейронов) нейронной сети.

3. Сократить большие нейронные сети, разбив их на небольшие (меньшие по размеру) функциональные компоненты. Такие компоненты при их соответствующем размере могли бы обрабатываться отдельными модулями аппаратного комплекса, быть той самой программной составляющей аппаратно-программной реализации.

Коммутаторная архитектура нейронной сети

В традиционной архитектуре нейронная сеть состоит из однотипных элементов – нейронов. Нейроны при традиционной архитектуре обрабатывают информацию, поступившую на вход, и вырабатывают выходное значение (по функции активации) – функция обработки данных нейрона; масштабируют и передают выходное значение другим нейронам – функция транспорта информации, обеспечивая интеграцию нейронов в единую сеть.

Отметим, что нейронная сеть является распределенной информационной системой. В традиционных распределенных системах всегда есть хотя бы два компонента (две подсистемы):

обрабатывающая подсистема – множество простых нейронов, они только вырабатывают выходное воздействие по функции активации нейрона и не передают потребителям информацию;

транспортная подсистема, масштабирующая и передающая информацию по назначению другим нейронам-потребителям. Возможна различная реализация транспорта информации в нейронной сети, преимущества и недостатки различных вариантов проанализированы в теории вычислительных сетей. В нашем случае транспортная подсистема реализована как комплекс связанных между собой линиями связи коммутаторов (устройств распределения информации). Отметим, что при коммутации (передаче информации) обеспечивается масштабирование информации в соответствии с результатами обучения сети. Масштабные коэффициенты передачи – результат обучения нейронной сети.

Такая архитектура названа коммутаторной. Каждый нейрон информационно связан с одним из коммутаторов, он принимает от него входную информацию и передает ему выходную информацию. Поэтому он имеет

только один вход и один выход, при этом вход нейрона является коммутативным, суммирующим поступающие на него данные.

Каждый нейрон сети имеет оригинальный адрес, при этом составной частью адреса нейрона является адрес коммутатора, к которому нейрон подключен. Адрес каждого коммутатора включает адрес вышестоящего коммутатора. Такая структура адреса в полной мере используется при коммутации (передаче информации коммутатором). К каждому коммутатору подключено определенное количество нижестоящих коммутаторов или нейронов.

Коммутаторы образуют древовидную структуру. Имеются коммутаторы, непосредственно связанные с нейронами (базовые коммутаторы), и коммутаторы, связанные только с другими коммутаторами (коммутаторы верхнего уровня).

Коммутатор по адресу легко определяет, передать ли эту информацию нижнему или верхнему уровню. Для базовых коммутаторов нижний уровень составляют подключенные к нему нейроны. Для коммутаторов верхнего уровня нижний уровень составляют подчиненные ему коммутаторы.

Нейрон передает свою выходную информацию базовому коммутатору, который эту информацию мультиплицирует в соответствии с таблицей коммутации, хранящей масштабные коэффициенты, полученные при обучении сети.



Рис. 1. Архитектура коммутаторной нейронной сети

В результате мультиплицирования и масштабирования единственный выход нейрона превращается в набор данных. Каждый элемент такого набора содержит не только масштабированное значение выхода, но и адрес получателя информации. В соответствии с адресом получателя информации базовый коммутатор определяет по адресу маршрут (порт) доставки. Если получатель информации присоединен к другому коммутатору (это легко определить по его адресу), базовый коммутатор передаст ее коммутатору верхнего уровня.

Коммутаторная сеть – другая форма представления обыкновенной нейронной сети, любую нейронную сеть можно преобразовать в коммутаторную и наоборот. Общая структура коммутаторной нейронной сети приведена на рис. 1.

Выделение автономных групп и доменов. Доменные нейронные сети

Длина маршрута в древовидной структуре при трафике информации между нейронами, подключенными к различным базовым коммутаторам, зависит от взаимного расположения нейронов в ней. Изменяя их взаимное расположение в древовидной структуре коммутаторной нейронной сети, можно менять длину информационного трафика в системе.

Справедлива постановка задачи оптимизации – перераспределить нейроны между базовыми коммутаторами так, чтобы минимизировать общий трафик в сети. Для сокращения общего трафика можно разбить нейронную сеть на отдельные группы информационно связанных между собой нейронов, причем максимальный размер группы задается и равен количеству входов/выходов базового коммутатора. Такие группы названы автономными, которые выполняют некоторые подзадачи общей задачи. Таким образом, задача фрагментации близка к декомпозиции нейронной сети.

Нейрон в коммутаторной нейронной сети имеет только один вход и один выход. Автономная группа, уменьшая трафик в сети, не имеет общего входа и общего выхода. Каждый нейрон может иметь внешние связи (за пределами автономной группы) и производить информационный обмен вне группы. В этом и состоит структурное различие нейрона и автономной группы.

Преобразуем автономную группу нейронов в домен, имеющий, как и нейрон, один вход и один выход. Для этого добавим к автономной группе специальный компонент – шлюз домена, обеспечивающий трафик информации между внешними нейронами сети и внутренними нейронами домена (рис. 2).

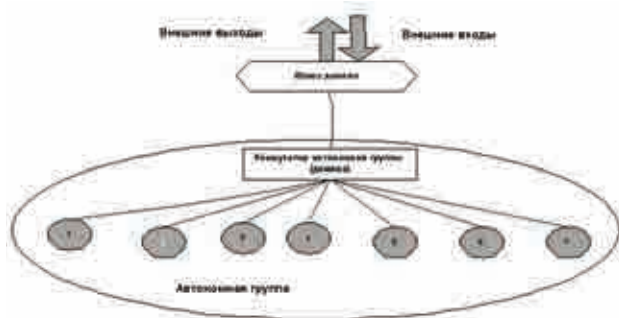


Рис. 2. Структура домена нейронной сети

Размер коммутаторной нейронной сети связан с длиной адреса нейрона. Известно, что можно адресовать $N = 2^L$ нейронов, где N – максимальное количество нейронов в сети, L – длина адреса нейрона в битах. Размерность адреса ограничивает максимальный размер коммутаторной нейронной сети.

Шлюз разделяет внешнее адресное пространство (вне домена) и адресное пространство внутри домена. Отметим, что трафик информации между внутренними и внешними нейронами обязательно проходит через шлюз. Шлюз разделяет адресные пространства домена и сети в целом: внешний и внутренний нейроны домена могут иметь одинаковый адрес. Таким образом, ограничения на размер нейронной сети, связанные с длиной адреса нейрона, снимаются.

Домен является автономным компонентом коммутаторной нейронной сети. Рассмотрим доменную нейронную сеть, состоящую из доменов и построенную по коммутаторной технологии.

Домен – базовый элемент такой сети и состоит из нейронов и доменов более низкого уровня. Доменная организация сети позволяет разбить сеть на максимально независимые компоненты, однако полностью избежать зависимости компонентов друг от друга теоретически невозможно.

Домен может быть не только автономным, но и унифицированным элементом нейронной сети.

Объемно-модульная технология аппаратно-программных нейронных сетей

Рассматриваемый автором вариант объемно-модульной технологии построения доменных нейронных сетей предполагает, что отдельные модули, имеющие кубическую форму, образуют в пространстве кубическую решетку. Построенная по этой технологии система функционально состоит из двух типов компонентов: базовых и периферийных модулей.

Базовые модули составляют нейронную сеть, включая аппаратно реализованные домены, куда импортируются знания (рис. 3). Каждый базовый модуль имеет шесть разъемов, по одному на каждой грани куба. Эти разъемы названы моноканалом и осуществляют механическое крепление модулей.



Рис. 3. Структура базового модуля

Важной особенностью коммутаторной архитектуры является хранение связей нейронов не в них, а в таблице базового коммутатора, для домена коммутаторной нейронной сети перенос матрицы связей домена в другой, равный или больший по количеству нейронов домен, эквивалентен клонированию эталонного домена. Возможно создание аппаратного, достаточного по количеству нейронов, домена. Матрица связей загружается и хранится во внутренней памяти базового модуля, который включает в себя:

- Сетевой контроллер, осуществляющий прием, анализ, передачу информации по сети, он выполняет функции сетевого коммутатора для более простых сетей.

- Внутреннюю память, хранящую необходимые для работы сетевого контроллера и домена информацию.

- Один или несколько (в дальнейшем, при повышении степени интеграции микросхем) доменов. Домен информационно связан с сетевым контроллером, от которого он получает и которому передает информацию.

Периферийные модули выполняют в работе системы вспомогательные функции: обеспечивают питание базовых модулей системы; хранят знания доменов, в частности таблицы связи (весовых коэффициентов) доменов; загружают в базовые модули знания доменов при инициализации системы; обеспечивают первоначальную или повторную маршрутизацию, создавая маршруты передачи данных в кубической решетчатой сети и передавая базовым модулям таблицы коммутации сетевых контроллеров.

Фактическая работа базовых и периферийных модулей существенно сложнее. Например, предусмотрено, что при инициализации системы базовый модуль сам определяет свой адрес, что позволяет собирать систему без учета положения модулей в кубической решетке.

Выводы

1. Коммутаторная архитектура нейронной сети позволяет реализовать большие нейронные сети.

2. Применение доменной архитектуры фрагментирует большую сеть на слабосвязанные части.

3. Возможна аппаратная реализация больших нейронных сетей, как совокупности унифицированных аппаратных блоков с загруженной в них информацией о структуре и связях нейронной сети.

ЛИТЕРАТУРА

1. Люгер Д. Искусственный интеллект. М.: Мир, 2003. 690 с.
2. Теория нейронных сетей / Под ред. А.И. Галушкина. М.: ИПРЖР, 2000.
3. Кабак И.С. Коммутаторная архитектура больших нейронных сетей / Тр. междунар. науч.-техн. конф. «Информационные средства и технологии». М., 16–18 октября 2007. Т. 3. С. 124–127.
4. Кабак И.С. Доменная организация коммутаторных нейронных сетей / Тр. междунар. науч.-техн. конф. «Информационные средства и технологии». М., 16–18 октября 2007. Т. 3. С. 128–131.
5. Кабак И.С., Степанов С.Ю. Оптимизация трафика информации в коммутаторной нейронной сети / Тр. междунар. науч.-техн. конф. «Информационные средства и технологии». М., 17–19 октября 2006. Т. 3. С. 163–167.

Перечень статей, опубликованных в журнале «Авиационная промышленность» в 2012 году

№ Стр.				№ Стр.			
САМОЛЕТО- И ВЕРТОЛЕТОСТРОЕНИЕ							
Вождаев В.В., Лазарев В.В., Теперин Л.Л., Теперина Л.Н. Проектирование внешней поверхности планера летательного аппарата ромбовидной формы				4	3		
Генов А.А., Осипов В.В., Савилкин С.Б. Адаптивное управление частотно-временным ресурсом КА в сетях спутниковой связи стандарта DVB-RCS				3	13		
Левин А.В., Коняхин С.Ф., Юхнин М.М., Харитонов С.А., Коробков Д.В., Макаров Д.В. Режимы работы системы генерирования электроэнергии нестабильной частоты и стабильного напряжения				4	9		
Мацыкин С.В., Осипов В.В., Савилкин С.Б. Применение концепции виртуальных систем для решения задач оптических траекторных измерений				3	5		
Неделько Д.В. Метод решения задач контакта посадочных устройств вертолета при его посадке на твердую поверхность и приводнении				2	13		
Неделько Д.В. Расчетная оценка уровня гидродинамического нагружения вертолета при вынужденном приводнении				4	13		
Рулин В.И., Давыдов Ю.В., Лищинский М.А. Экспериментальные исследования модели крыла обратной стреловидности для магистральных самолетов интегральных схем				2	10		
Трифонов А.К., Колесинский П.Д., Злобин В.И., Анисимов К.А., Фаррахов Ф.А., Беляев А.В., Дорофеев Р.В. Влияние турбулентности атмосферы, бокового ветра на характеристики дозвукового туннельного воздухозаборника				2	6		
Харитонов Г.М., Володин Н.М., Мишин Ю.Н., Каминский В.В. Термокомпенсированные тензорезисторы для неметаллических материалов в летно-прочностных испытаниях самолетов				1	3		
Юдин Г.В. Методология комплексирования вычислительного и физического экспериментов в задаче идентификации аэродинамических характеристик ЛА				3	8		
ДВИГАТЕЛЕСТРОЕНИЕ							
Венедиктов В.Д., Непомнящий А.Д. Влияние числа Рейнольдса на КПД турбин высокого и низкого давления малоразмерного ТРДД				2	21		
Иноземцев А.А., Сычев В.К., Снитко М.А., Бакулин М.Г., Масловский А.В., Табачук И.С. Микроволновые системы измерения радиальных зазоров между торцами рабочих лопаток и корпусом ГТД				4	18		
Костюк В.Е., Кирилаш Е.И., Коновалова Д.Ю., Артюх Р.В., Зарница О.Г., Омельчук В.А., Ситало В.Ф., Пархисенко В.М. Численное исследование аэродинамики бокса, реконструируемого для обеспечения одновременных испытаний трех авиационных ГТД				1	8		
Кузьмичева А.О., Мельникова Н.С. Проверка адекватности регрессионных моделей для расчета температуры газа T_4 за турбиной по параметрам реальных полетов двигателей АЛ-31Ф				2	18		
Попов В.Г., Викулин А.В., Ярославцев Н.Л., Чеснова В.А. Методика определения теплофизических параметров, влияющих на относительную глубину охлаждения лопаток газовых турбин				3	20		
Попов В.Г., Насонов В.Н. Методы определения погрешностей измерений при стендовых испытаниях ГТД				3	17		
Попов В.Г., Пипопуло А.В. Влияние конструктивно-технологических факторов на прочностные характеристики лопаток турбомашин				3	24		
Селезнев В.Г., Шульгин А.Ф., Павлов Ю.И. Применение методов голографической интерферометрии и спектрального анализа для исследования колебаний узлов и деталей авиационной техники				4	21		
Шульгин А.Ф., Павлов Ю.И., Таран Е.М. Оценка влияния входной радиальной неравномерности потока на параметры двухконтурных двигателей				2	24		
ВОПРОСЫ ТЕХНОЛОГИИ							
Братухин В.А., Братухин А.В. Крепежные системы при создании авиационной техники				1	3		
Вермель В.Д., Болсуновский С.А., Губанов Г.А., Зиняев В.В. Повышение производительности обработки вафельного фона на деталях силового каркаса авиационных конструкций				2	28		
Власенков А.В. Технологические системы высокоскоростной обработки авиационных деталей сложной формы				4	39		
Галкин В.И., Палтиевиц А.Р., Евсеев П.С. Современные научно обоснованные подходы к моделированию технологических процессов обработки металлов давлением				3	38		
Ковалев А.П., Грачев М.В. Формирование остаточных напряжений в тонкостенных деталях нанесением электроискровых покрытий				3	34		

	№	Стр.
Крюков А.М., Садикова Н.А., Волков В.С., Шуль Г.С. О проблемах разработки технологии изготовления крупногабаритных блоков стекло-сотопластов	1	18
Петров А.П., Махов С.В., Еремеев Н.В., Еремеев В.В. Аналитическое исследование возможности повышения теплопрочности алюминиевых сплавов	3	42
Петров А.П., Тарарышкин В.И., Белоцерковец В.В., Еремеев Н.В., Еремеев В.В. Особенности изготовления теплопрочной проволоки из алюминиевых сплавов типа механической смеси	3	28
Петров Л.М., Плихунов В.В. Определение энергетического состояния поверхности конструкционных металлических материалов после технологических воздействий	3	22
Петров Л.М., Плихунов В.В. Реакционная способность поверхностного слоя конструкционных металлических материалов на этапе ионного травления при ВИП обработке	2	35
Плихунов В.В., Коваленко А.В., Орешкин О.М. Использование способов оценки шероховатости в системе автоматического контроля параметров технологического процесса лазерного полирования	4	26
Постнов В.В., Юрьев В.Л., Каримов И.Г. Оптимизация обработки резанием жаропрочных никелевых сплавов по термодинамическим параметрам	1	27
Предко П.Ю., Фролов В.А., Никитина Е.В. Перспективы применения в авиакосмической области сварки трением с перемешиванием сплавов системы Al–Mg–Sc	3	47
Самсонов О.С., Саутенков М.Е., Толстомятов И.И. Комплексное моделирование процессов сборочного производства изделий авиационной техники	3	51
Сироткин О.С., Рыцев С.Б., Левин А.М. Опыт применения порошковых материалов в технологии лазерного послойного синтеза	4	35
Хопин П.Н. Исследование работоспособности твердосмазочных покрытий на поверхностях пар трения, подвергнутых механической и химико-термической обработке	1	14
Штрикман М.М., Егоров В.Н., Кашук Н.М. Технология комбинированной фрикционной сварки конструкций авиационной техники	4	32
Яковлева А.П. Исследование свойств поверхностного слоя стальных деталей, упрочненных электро-механической обработкой	2	33

МАТЕРИАЛЫ И МЕТАЛЛУРГИЯ

Белокопытова Е.С. Изучение структуры, состава и свойств алюминидных покрытий на никелевом жаропрочном сплаве быстрой кристаллизации	2	40
Будовских Е.А., Иванов Ю.Ф., Громов В.Е., Райков С.В., Башенко Л.П., Ионина А.В. Структура и микротвердость поверхностных слоев технически чистого титана BT1-0 после электровзрывного науглероживания и последующей электронно-лучевой обработки	2	44
Молочев В.П., Егоров В.Н., Севальнев А.В., Абрамова Е.А. Анализ конструктивных вариантов металлокомпозитных баллонов высокого давления	1	42
Моргулец С.В., Чернецов А.А., Афанасьев А.В., Косарев В.А. Комплексная методика расчетного проектирования тонкостенных конструкций из ПКМ на примере кессона крыла самолета	1	37
Сироткин О.С., Андриянина М.А., Бейдер Э.Я. Новые конструкционные и функциональные ПКМ на основе термопластов и технологии их формирования	4	43

КАЧЕСТВО, НАДЕЖНОСТЬ, РЕСУРС

Азиков Н.С., Гайдаржи Ю.В. Методика определения несущей способности для панелей скошенных форм	2	58
Володин Н.М., Мишин Ю.Н., Каминский В.В., Макаров В.П. Тепловые процессы в полупроводниковых тензорезисторах на основе моносulfида самария	2	54
Дударьков Ю.И., Лимонин М.В., Левченко Е.А. Эффект свободной кромки в слоистых композициях	4	48
Дунаев В.В., Громов В.Ф., Еремин М.В. Влияние радиального натяга соединения на коррозию под напряжением в алюминиевом сплаве Д16Т	2	60
Кабак И.С. Создание больших аппаратно-программных нейронных сетей для систем управления	4	57
Прилепский И.В., Прилепский В.А., Коптев А.Н., Миненков А.А. Методика повышения качества технического обслуживания информационных комплексов высотно-скоростных параметров с применением системы МАСКА	1	46
Рудзей Г.Ф., Адегова Л.А. Экспериментальная оценка погрешности прогнозирования усталостной долговечности при применении гипотезы Майнера	1	51
Сабельников В.И., Ицкович В.А., Ивлиев В.В., Некрасова Л.И. Энергетические системы гидропривода лаборатории прочности	4	54

	№	Стр.		№	Стр.
Тимофеев А.Н., Белов В.К., Корелина О.В.			Ханинг Мин, Петухов А.Н., Павлов Ю.И.		
Оценка допустимости коррозионного поврежде-			нение несущей способности замковых соеди-		
ния элемента конструкции	2	49	нений лопаток компрессора авиадвигателя при		
Торпачев А.В. Программа многопараметриче-			действии фреттинг-коррозии	1	55
ской оптимизации проектных решений по грузо-			Шевченко И.В., Волков О.В., Горбенко А.В.		
подъемному оборудованию аэрокосмических			Разработка концепции экранной защиты россий-		
комплексов	3	61	ских модулей МКС от метеороидных и техноген-		
			ных частиц	3	58

ПРАВИЛА ОФОРМЛЕНИЯ СТАТЕЙ, НАПРАВЛЯЕМЫХ ДЛЯ ПУБЛИКАЦИИ

Необходимо высылать в адрес редакции:

- статью в виде файла формата MS Word (*.doc). Текст статьи должен быть набран 14 шрифтом через 1,5 интервала между строками (термины и определения, единицы физических величин должны соответствовать системе СИ);
- рисунки с подписными подписями на отдельных страницах;
- формульные выражения в «Редакторе формул» (MathType или Equation Editor). В формулах и в тексте следует набирать латинские буквы *курсивом*, греческие прямо, векторы и матрицы **прямым жирным шрифтом**;
- иллюстрации в графических редакторах в виде файлов (*.tif, *.jpg) в черно-белом варианте;
- акт экспертизы, подтверждающий возможность публикации в открытой печати;
- аннотацию и ключевые слова на русском и английском языках;
- сведения об авторах (фамилия, имя, отчество полностью, год рождения, ученая степень, место работы, контактный телефон).

Редакция не ставит в известность авторов об изменениях и сокращениях рукописи, имеющих редакционный характер и не затрагивающих принципиальных вопросов.

Рукописи статей не возвращаются.

Публикация в журнале бесплатная.

Телефон редакции: (499) 317-86-66.

E-mail: ap.red@yandex.ru