

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 ДВИГАТЕЛЕСТРОЕНИЕ		Балла О.М., Павликова С.Ю. Криогенный метод монтажа высокоресурсных болтовых соединений в условиях агрегатно-сборочного производства	
Климина В.А., Кравцов А.Н., Мельничук Т.Ю., Миргазов М.Н., Урюпин Ю.П., Степаненко В.А. Аэродинамические характеристики натурного запорочного конуса	3	Коваленко А.В. Концепция универсальной системы ЧПУ для современного технологического оборудования	30
Белых С.В., Кривенок А.А., Перевалов А.А. Обработка результатов контроля на КИМ деталей летательных аппаратов с использованием аппроксимации контура дугами	8	Болтенкова О.М., Кочегаров А.И. Определение параметров штамповки раздачей крутоизогнутых и ступенчатых патрубков	36
Мельникова Н.С. Восстановление информации отказавшего измерительного канала ГТД с использованием регрессионных моделей	13	МАТЕРИАЛЫ И МЕТАЛЛУРГИЯ	
ВОПРОСЫ ТЕХНОЛОГИИ		Клыпин А.А. Структурные превращения в термически упрочняемых сплавах в электрическом поле	47
Плихунов В.В., Петров Л.М., Иванчук С.Б., Зеленков В.В. Особенности процесса осаждения покрытий из плазменного потока на обрабатываемую поверхность при вакуумной ионно-плазменной обработке	21	Хасьянова Д.У. Особенности трения пары TiNi-сталь при криогенных температурах	50
Горленко А.М., Пашкевич А.Г., Унагаев Е.И., Колесников А.В. Пневмотермическая формовка тонкостенных элементов пневмогидросистем	24	КАЧЕСТВО, НАДЕЖНОСТЬ, РЕСУРС	
Марковцев В.А. Применение высокоресурсных листовых профилей в конструкциях ЛА	27	Астахов С.А., Коновалов Д.В., Кречко А.В., Щеголев Г.П. Формирование структуры эксплуатационного контроля работоспособности авиационных ГТД ..	55
		Юрьев В.Л., Мишкина М.А. Влияние нестационарных параметров обработки на величину площади контакта при шлифовании пера лопаток компрессора ГТД	61

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

CONTENTS

AIRCRAFT AND ENGINE BUILDING

- Klimina V.A., Kravtsov A.N., Melnichuk T.Yu.,
Mirgazov M.N., Uryupin Yu.P., Stepanenko V.A.**
Aerodynamic characteristics of a full-scale fueling
cone 3
- Belykh S.V., Krivenok A.A., Perevalov A.A.**
Processing results of inspection on CMM of aircraft
parts using arc approximation of the outline 8
- Mel'nikova N.S.** Information recovery of a failed
gas-turbine-engine instrumentation channel using
regression models 13

TECHNOLOGY PROBLEMS

- Plikhunov V.V., Petrov L.M., Ivanchuk S.B.,
Zelenkov V.V.** Characteristics of coatings deposition
from plasma stream on the processing surface during
vacuum ion-plasma treatment 21
- Gorlenko A.M., Pashkevich A.G., Unagaev E.I.,
Kolesnikov A.V.** Pneumo-thermal forming of the thin-
walled elements of pneumo-hydraulic systems 24
- Markovtsev V.A.** Application of long-life sheet pro-
files in aircraft structures 27

- Balla O.M., Pavlikova S.Yu.** Cryogenic assemblage
method for long-life bolt joints in aggregate assembly
environment 30
- Kovalenko A.V.** The concept of a general-purpose NC
system for modern manufacturing equipment 36
- Boltenkova O.M., Kochegarov A.I.** Determination of
parameters of expansion forming of the steeply curved
and stepped pipe branches 41

MATERIALS AND METALLURGY

- Klypin A.A.** Structural transformations of heat-treatable
alloys in the electric field 47
- Khasyanova D.U.** Characteristic features of friction
of TiNi – steel pairs at cryogenic temperatures 50

QUALITY, RELIABILITY, SERVICE LIFE

- Astakhov S.A., Konovalov D.V., Krechko A.V.,
Schegolev G.P.** Formation of the structure for opera-
tional control of serviceability of aircraft gas turbine
engines 55
- Yuriev V.L., Mishkina M.A.** The influence of non-sta-
tionary machining parameters on the value of contact
area when grinding blade airfoils of a gas turbine
engine compressor 61

САМОЛЕТО- И ДВИГАТЕЛЕСТРОЕНИЕ

АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ НАТУРНОГО ЗАПРАВОЧНОГО КОНУСА*

*В.А.Климина, А.Н.Кравцов, канд. техн. наук, Т.Ю.Мельничук,
М.Н.Миргазов, докт. техн. наук, Ю.П.Урюпин
(ФГУП “ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского”),
В.А.Степаненко (ОАО НПО “Звезда”)*

Приведены результаты экспериментальных исследований натурального конуса унифицированного подвешенного агрегата заправки топливом в полете в аэродинамической трубе ЦАГИ Т-102.

Ключевые слова: дозаправка топливом, заправочный конус, аэродинамические характеристики.

AERODYNAMIC CHARACTERISTICS OF A FULL-SCALE FUELING CONE. *V.A.Klimina, A.N.Kravtsov, Cand.Techn.Sc, T.Yu.Melnichuk, M.N.Mirgazov, Dr.Techn.Sc, Yu.P.Uryupin, V.A.Stepanenko.*

The report presents results of experimental investigation of a full-scale cone of the unified suspended in-flight refueling unit in TsAGI T-102 wind tunnel.

Keywords: refueling, fueling cone, aerodynamic characteristics.

Дозаправка топливом в полете позволяет существенно продлить время пребывания в воздухе и в некоторых случаях обеспечить самолету практически неограниченную дальность полета. Использование технологии заправки топливом в полете при гражданских авиаперевозках позволяет не только повысить топливную эффективность перевозок, снизить их себестоимость, но и значительно уменьшить неблагоприятные экологические воздействия [1–4]. Дозаправка топливом в полете при дальних авиаперевозках не только повысит топливную эффективность и снизит их себестоимость, но и значительно уменьшит стоимость мирово-

го парка пассажирских самолетов и ежегодные выбросы авиацией CO₂ в атмосферу (на 120–150 млн. тонн).

В целях обеспечения гарантированной безопасности полетов с заправкой в воздухе ЦАГИ совместно с ОАО НПО «Звезда» проводит экспериментальные и расчетные исследования возможностей изменения аэродинамических характеристик заправочного конуса для уменьшения его подвижности относительно заправочной штанги при сближении с заправляемым самолетом.

Методика испытаний. Испытания натурального складного конуса унифицированного подвешенного агрегата заправки топливом в полете проведены в аэродинамической трубе малых скоростей Т-102 ЦАГИ, которая является трубой замкнутого типа с двумя

* Работа выполнена при финансовой поддержке РФФИ (проект № 09–08–00628).

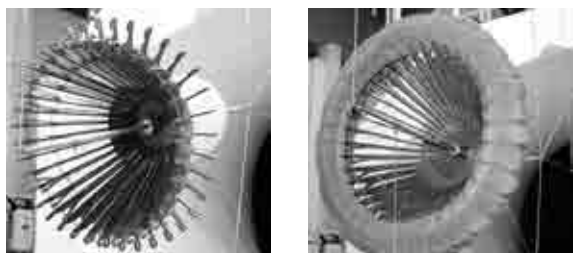


Рис. 1. Натурный заправочный конус в аэродинамической трубе Т-102 ЦАГИ:
а – без «юбки»; б – с «юбкой»

обратными каналами, расположенными в горизонтальной плоскости, и с открытой рабочей частью. Скорость потока при испытаниях составляла 55 м/с, что соответствует числу $Re = 4 \cdot 10^6$ (на 1 м). Испытания натурального конуса заправки проводились на ленточной подвеске в летном положении (рис. 1) на штатных электромеханических шестикомпонентных рычажного типа аэродинамических весах АВ-102 в диапазоне углов атаки $\alpha = -4 \div 17^\circ$ и углов скольжения $\beta = 0 \div 20^\circ$. Отсчет углов атаки и скольжения осуществлялся по потоку от оси державки конуса. Перед испытаниями натуральный конус принудительно приводился в раскрытое состояние за счет растяжки нервюр стальным кольцом, выполненным из проволоки диаметром 3 мм. Крепление натурального конуса заправки осуществляли с помощью шарнирных соединений (рис. 2) в трех точках: в двух так называемых «крыльевых» перед-

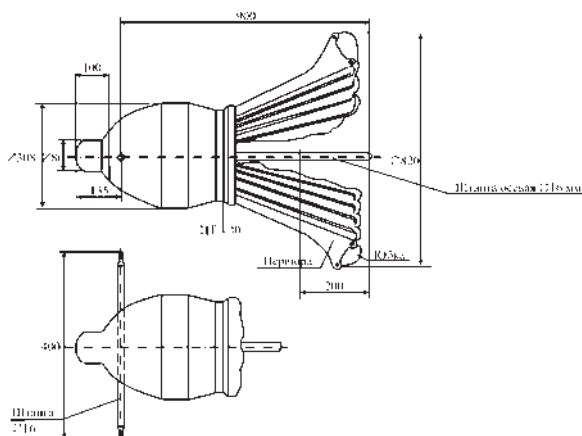


Рис. 2. Схема расположения натурального заправочного конуса в аэродинамической трубе Т-102 ЦАГИ

них и одной «фюзеляжной» задней, расположенной внутри конуса на его оси симметрии. Точки крепления модели образовывали равнобедренный треугольник (см. рис. 2), основанием которого являлась поперечная штанга длиной 0,4 м, а высотой – продольная база, равная 0,9 м.

Испытания натурального конуса заправки были проведены с четырьмя вариантами «юбок», отличающимися площадью поверхности, размерами и формой прорезов (перфорацией) (рис. 3). Вариант 1 имел максимальную площадь поверхности без перфорации. Вариант 3 характеризовался примерно вдвое уменьшенной площадью поверхности с небольшой площадью боковой перфорации. Наибольшая перфорация как боковой, так и кормовой поверхности была у варианта 2. У варианта 4 по сравнению

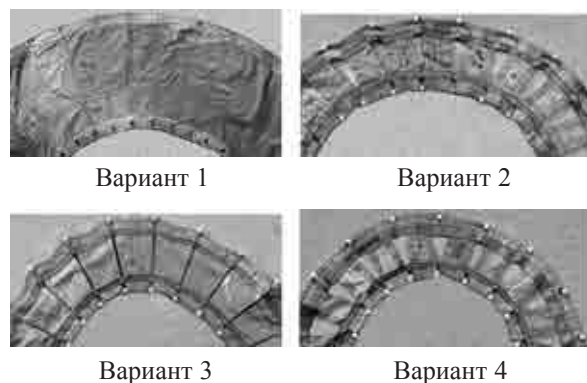


Рис. 3. Варианты исследуемых «юбок»

с вариантом 2 отсутствовала кормовая перфорация. Указанные различия вариантов «юбок» для исследованного варианта заправочного конуса приведены в таблице.

Вариант «юбки»	Площадь поверхности	Перфорация
1	max	0
2	$\approx 0,4$ max	На боковой поверхности и в кормовой части
3	$\approx 0,5$ max	Близка к 0
4	$\approx 0,4$ max	На боковой поверхности

Испытан был и натурный заправочный конус без «юбки» (см. рис. 1,а). Для исследования возможности раскрытия «юбки» заправочного конуса в потоке были проведены испытания без принудительной растяжки.

Аэродинамические коэффициенты вычислены в скоростной системе координат с началом в условном центре масс, расположенном в носке конуса ($x_T = 0$). При подсчете коэффициентов за характерные величины приняты: $S = 1 \text{ м}^2$ – условная площадь модели; $b = 1 \text{ м}$ – условная средняя аэродинамическая хорда; $L = 1 \text{ м}$ – условный размах. После испытаний в аэродинамической трубе Т-102 были внесены поправки на сопротивление ленточной подвески, моменты ленточной подвески, влияние границ потока, блокинг-эффект.

Результаты испытаний. В результате аэродинамических испытаний натурного заправочного конуса без принудительного раскрытия нервюр установлено, что предварительное нераскрытие нервюр приводит к небольшому снижению сопротивления и значительному уменьшению несущих

свойств (примерно на 30 %) натурного заправочного конуса с вариантом «юбки» 2 (рис. 4).

Следует отметить, что скорость потока в аэродинамической трубе малых скоростей Т-102 ЦАГИ несколько ниже, чем при осуществлении заправки самолетов в полете. Поэтому процесс раскрытия натурного заправочного конуса в аэродинамической трубе Т-102 ЦАГИ не моделируется и при проведении стандартных экспериментальных испытаний, как указывалось выше, заправочный конус принудительно приводился в раскрытое состояние за счет растяжки нервюр стальным кольцом.

Влияние варианта установки «юбки» на аэродинамические характеристики заправочного конуса установлено сопоставлением с результатами испытаний заправочного конуса без «юбки» (рис. 5). При установке на заправочный конус «юбки» с максимальной площадью поверхности без перфорации (вариант 1) происходит наибольшее увеличение коэффициента лобового сопротивления заправочного конуса ($C_{xa} = 0,36$ при

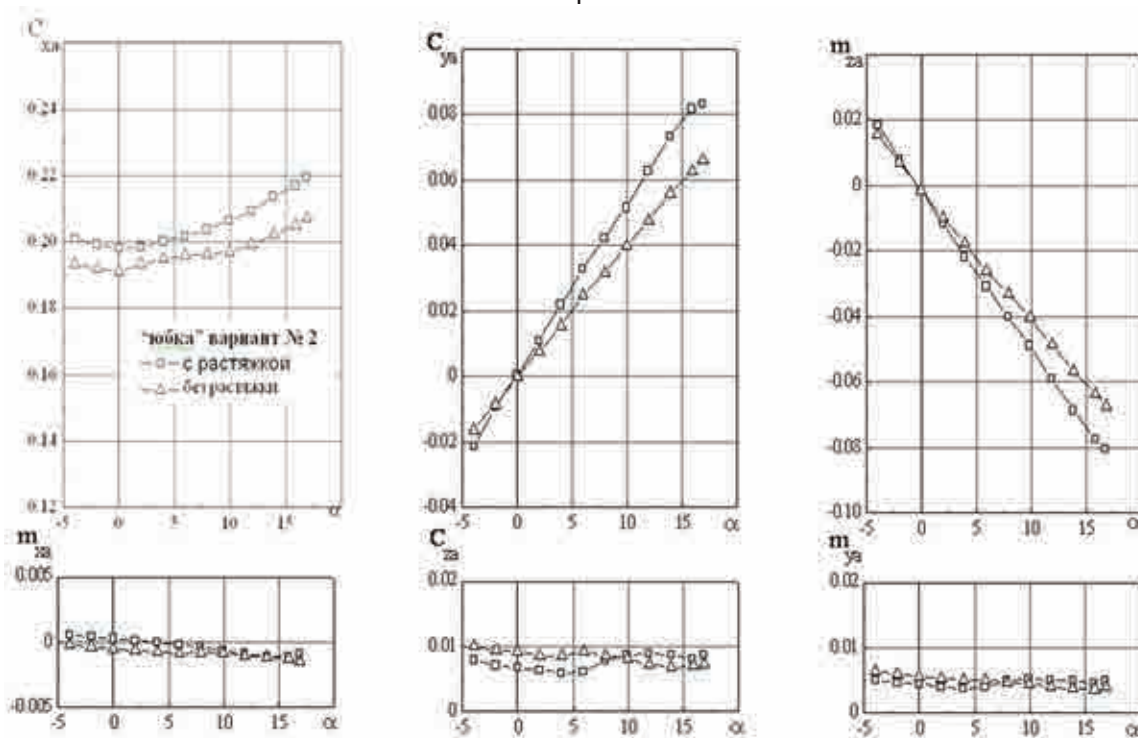


Рис. 4. Аэродинамические характеристики натурного заправочного конуса с предварительной растяжкой нервюр и без растяжки

$\alpha = 0$). Прирост коэффициента лобового сопротивления заправочного конуса при установке «юбки» в основном определяется площадью проекции поверхности «юбки» на направление, перпендикулярное набегающему потоку. Максимальная площадь проекции поверхности «юбки» без перфорации (вариант 1) на направление, перпендикулярное набегающему потоку, формируется при угле атаки $\alpha = 0$. Поэтому с ростом угла атаки коэффициент лобового сопротивления конуса с «юбкой» (вариант 1) уменьшается.

Установка на заправочный конус «юбок» вариантов 2 и 3 приводит примерно к одинаковому увеличению коэффициента лобового сопротивления заправочного конуса. Коэффициент лобового сопротивления при $\alpha = 0$ примерно составляет $C_{xa} \approx 0,2$ и монотонно возрастает по углу атаки до $C_{xa} \approx 0,22$ при $\alpha = 17^\circ$. Перфорация поверхности «юбок» вариантов 2 и 3 приводит к изменению характера обтекания заправочного конуса по сравнению с вариантом 1 (без перфорации). Характер зависимости коэффициента лобо-

вого сопротивления натурального заправочного конуса от угла атаки для 2-го и 3-го вариантов «юбок» совпадает со стандартным поведением рассматриваемой характеристики в случае обтекания конуса с твердой непроницаемой поверхностью.

Особенности обтекания заправочного конуса с «юбками», имеющими перфорацию и без нее, также непосредственно сказываются на несущих свойствах рассматриваемых вариантов натурального конуса заправки. Результаты экспериментальных исследований несущих свойств натурального заправочного конуса приведены на рис. 5 в виде зависимости C_{ya} от угла атаки. Боковая поверхность заправочного конуса выполнена в виде набора нервюр (см. рис. 1), создающих несущую поверхность, сходную с многоконсольной крыльевой системой. Данная «многоконсольная крыльевая система» и обеспечивает превосходные несущие свойства натурального заправочного конуса без «юбки», превосходящие почти вдвое несущие свойства конуса с твердой непроницаемой поверхностью.

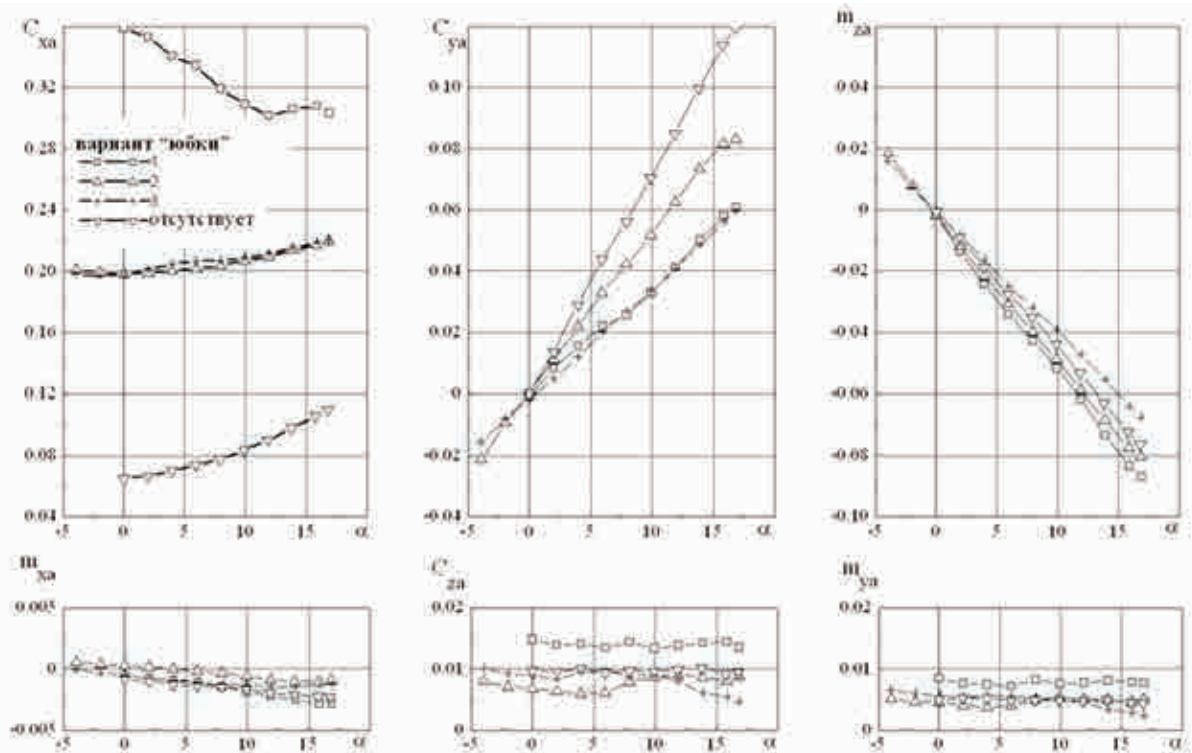


Рис. 5. Аэродинамические характеристики натурального заправочного конуса с тремя вариантами «юбок»

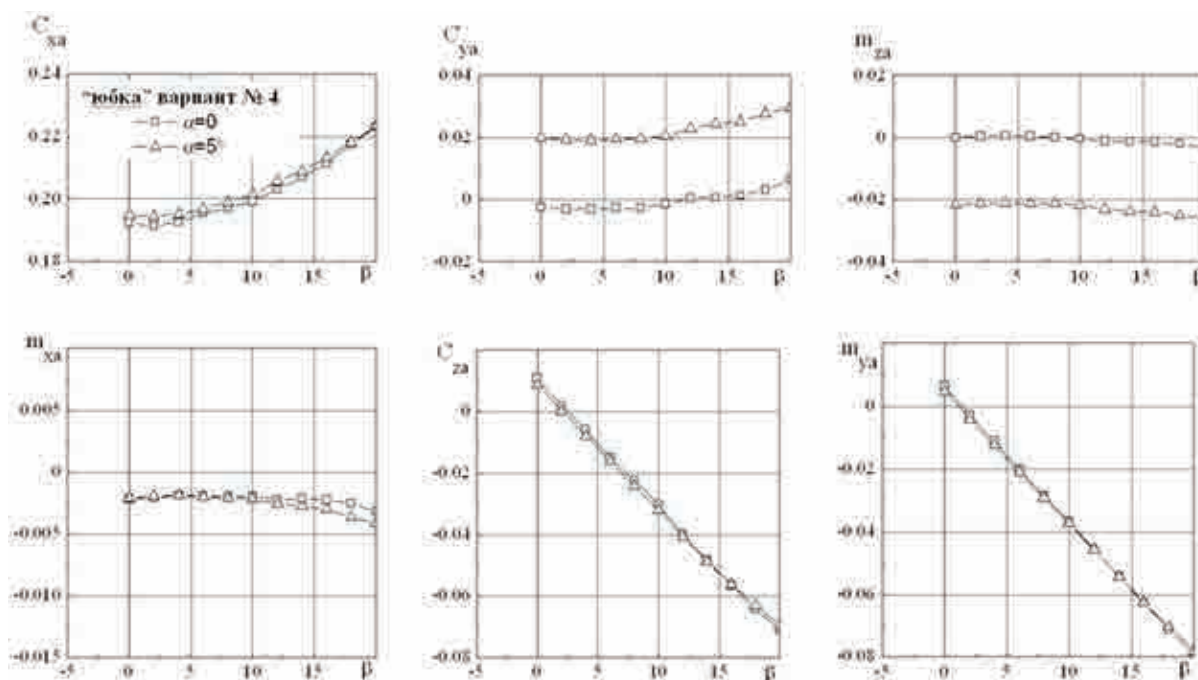


Рис. 6. Боковые аэродинамические характеристики натурального заправочного конуса (зависимости от угла скольжения β при угле атаки $\alpha = \text{const}$)

Исследования бокового движения проводятся для случая разделения пространственного движения на два изолированных движения: продольное и боковое. Результаты исследования боковых аэродинамических характеристик натурального заправочного конуса с вариантом «юбка» 4 в зависимости от угла скольжения β при постоянных значениях угла атаки $\alpha = 0$ и 5° приведены на рис. 6.

Полученные аэродинамические характеристики позволяют построить эмпирическую математическую модель пространственного обтекания натурального заправочного конуса, необходимую при создании базы данных по автоматизации дозаправки самолетов в воздухе и при разработке математической аэродинамической модели натурального

заправочного конуса для пространственного моделирования движения заправочного конуса при дозаправке транспортных самолетов.

ЛИТЕРАТУРА

1. Бюшгенс Г.С., Дмитриев В.Г., Климин А.В., Павловец Г.А. Использование дозаправки в полете при пассажирских перевозках на авиалиниях большой протяженности // Полет. 2002. № 7. С. 3–9.
2. Дмитриев В.Г., Павловец Г.А., Бюшгенс Г.С., Климин А.В. Жизнь требует новых решений // Аэрокосмический курьер. 2003. № 4 (28). С. 8–11.
3. Bennington M.A., Visser K.D. Aerial Refueling Implications for Commercial Aviation // J. of Aircraft. Clarkson University, Potsdam, New York. 2005. Vol. 42. № 2.
4. Nangia R.K. Achieving Highly Efficient Civil Aviation – Why & How with Air-to-Air Refueling, Review & New Developments. 26-th ICAS 2008.

ОБРАБОТКА РЕЗУЛЬТАТОВ КОНТРОЛЯ НА КИМ ДЕТАЛЕЙ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ АППРОКСИМАЦИИ КОНТУРА ДУГАМИ

С.В.Белых, канд. техн. наук, А.А.Кривенко, А.А.Перевалов
(Комсомольский-на-Амуре государственный технический университет)

Обосновано применение аппроксимации дугами набора точек, полученных в результате контроля с использованием координатно-измерительных машин. Дано решение для определения дуги, проходящей через набор точек с различными граничными условиями. Приведена оценка влияния граничных условий аппроксимации на точность получаемой кривой.

Ключевые слова: контроль, точность, КИМ, автоматизация, аппроксимация.

PROCESSING RESULTS OF INSPECTION ON CMM OF AIRCRAFT PARTS USING ARC APPROXIMATION OF THE OUTLINE. *S.V.Belykh, Cand.Tech.Sc, A.A.Krivenok, A.A.Perevalov.*

Application of arc approximation of a set of points obtained as a result of inspection using coordinate measuring machines is justified. The solution for determination of an arc passing through a set of points with different boundary conditions is given. Estimation of the influence of approximation boundary conditions on the accuracy of a curve obtained is presented.

Keywords: inspection, accuracy, CMM, automation, approximation.

В конструкции ЛА широко применяются детали, при изготовлении которых используются операции холодной штамповки. При этом разброс механических и геометрических характеристик заготовок от партии к партии может сильно сказываться на процессе деформирования и соответственно влиять на точность готовых деталей. Эта особенность значительно затрудняет процесс автоматизации данного вида производства, требуя введения трудоемких операций ручной доводки деталей ЛА до полного прилегания к контрольной оснастке. Уменьшение числа доводочных работ возможно за счет корректировки управляющих программ для гибочного станка с ЧПУ в соответствии с измерением геометрии первой детали в партии.

В процессе контроля геометрии готовой детали современные контрольно-измерительные машины (КИМ) позволяют получить облако точек обмера и, расположив в них электронную модель детали, можно

сделать вывод, соответствует ли готовая деталь ее электронной модели. Однако для корректировки управляющих программ необходимо оперировать значениями радиусов кривизны на определенных участках. Для определения формы кривой, проходящей через набор точек, используются различные методы аппроксимации. Ряд исследований, проведенных в этой области, показывает, что наиболее точно такую кривую можно описать, используя *b*-сплайны. Следует учитывать, что в процессе изготовления и контроля детали накапливается погрешность и на участке детали с условно постоянным радиусом контрольные точки замера на КИМ могут иметь некоторый разброс, что соответственно приводит к получению локальных значений кривизны в некоторых точках, значительно отличающихся от ожидаемых, а в некоторых местах к кривизне противоположного знака (рис. 1). Принимая во внимание, что ЧПУ ведется дискретно,

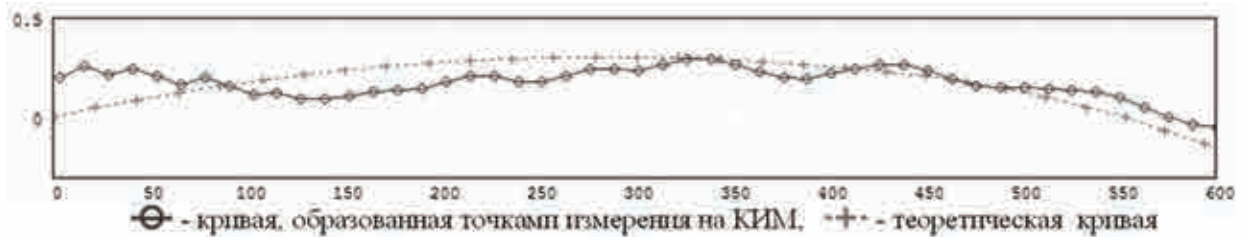


Рис. 1. Участок плоских кривых, полученных функциональным и экспериментальным путем

а при расчете используется значение требуемого радиуса изгиба, можно говорить о необходимости применения аппроксимации в виде дуг для оценки кривизны детали.

Предположим, что нам необходимо изготовить некоторую деталь, контур которой можно разделить на конечное число участков с условно постоянным радиусом (шпангоуты, стрингеры и т.д.). Задача контроля готовой детали – определение значения радиуса дуги на каждом участке.

Определить радиусы кривизны контура во всех расчетных точках можно, заменяя радиусы кривизны расчетного контура радиусами окружностей, проходящих через каждые три точки этого контура.

Математическая модель этой операции реализуется простыми зависимостями, получаемыми на основе решения системы уравнений окружности, проходящей через три точки (рис. 2):

$$\begin{cases} (Xc - x_{i-1})^2 + (Yc - y_{i-1})^2 = R^2; \\ (Xc - x_i)^2 + (Yc - y_i)^2 = R^2; \\ (Xc - x_{i+1})^2 + (Yc - y_{i+1})^2 = R^2. \end{cases}$$

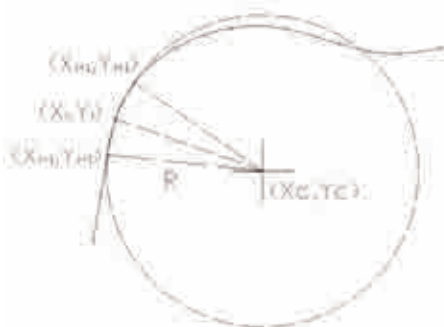


Рис. 2. Схема определения радиуса кривизны в точках рабочего контура

Для трех последовательных точек контура $i-1, i, i+1$ эта система имеет единственное решение:

$$Xc = \frac{(x_{i-1} - x_i)(y_i^2 - y_{i+1}^2 + x_i^2 - x_i^2) + (x_i - x_{i+1})(x_i^2 - x_{i-1}^2 + y_i^2 - y_{i-1}^2)}{2[(x_i - x_{i+1})(y_{i-1} - y_i) - (x_{i-1} - x_i)(y_i - y_{i+1})]};$$

$$Yc = \frac{x_i^2 - x_{i-1}^2 + y_i^2 - y_{i-1}^2 - 2Xc(y_{i-1} - y_i)}{2(x_{i-1} - x_i)};$$

$$R = \sqrt{(Xc - x_i)^2 + (Yc - y_i)^2},$$

где x_i, y_i – координаты точек кривой; R – расчетный радиус кривизны в точках.

Используя полученные формулы, рассчитаем кривизну в каждой точке теоретической кривой и кривой, образованной точками измерения. Радиусы кривизны расчетного контура точно совпадают с заданными значениями (рис. 3). По радиусам кривой, образованной точками измерения, невозможно точно определить, какую кривизну имеют дуги этого контура. Даже при незначительных погрешностях, находящихся в пределах допуска, в измерении контура детали, результаты становятся непригодными для обработки.

Практика показала, что усреднение кривизны с различным числом показаний не приводит к адекватному результату. Поэтому наиболее очевидным решением является аппроксимация данных экспериментальной геометрии некоторой дугой, лежащей в пределах контрольных точек.

Аппроксимация дугой окружности. Задача аппроксимации состоит в нахождении аналитического описания кривой, проходящей вблизи опорных точек. Базовыми элементами аппроксимирующих функций яв-

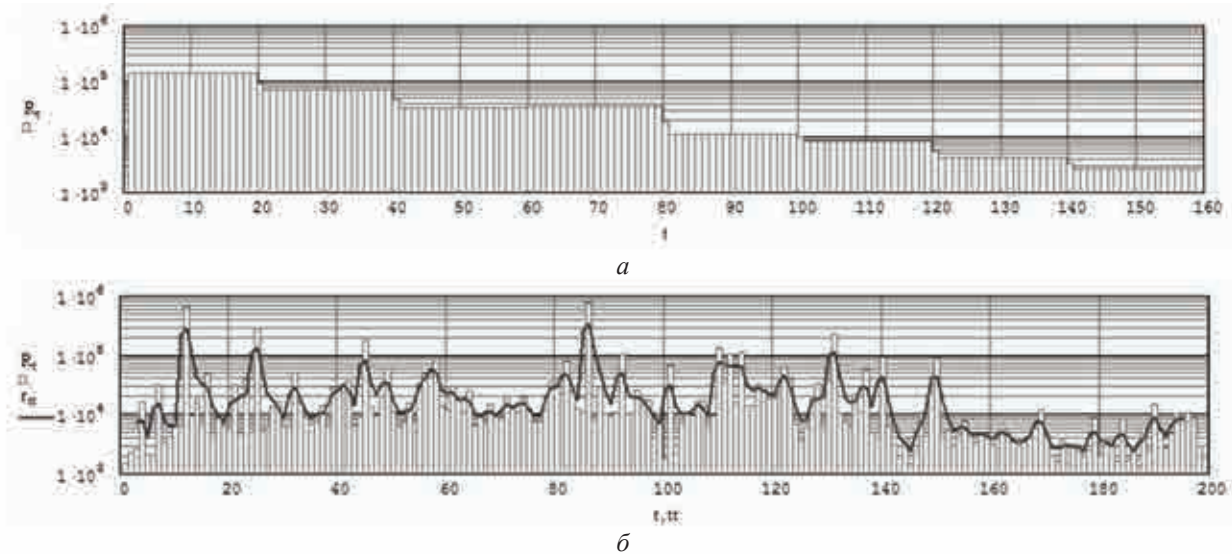


Рис. 3. Радиусы кривизны рассматриваемых контуров:

a – функционально рассчитанная кривая; *б* – экспериментальная кривая с усреднением радиусов

ляются полиномы различных степеней, но в нашем случае для оценки кривизны наибольший интерес представляет аппроксимация дугой окружности.

Пусть имеется массив точек с координатами (x_i, y_i) , $i = 1, 2, \dots, n$, где n – общее число точек, лежащих вдоль дуги окружности некоторого радиуса с некоторой погрешностью, характеризующей их разброс. Необходимо определить радиус данной дуги. Для решения этой задачи воспользуемся методом наименьших квадратов. Минимизация суммы квадратов отклонения экспериментальных координат от функции дуги окружности примет вид

$$S = \sum_{i=1}^n (r_i^2 - R^2)^2 \rightarrow \min,$$

где r_i – расстояния координаты (x_i, y_i) до центра окружности (X_c, Y_c) ; R – радиус этой окружности (рис. 4); $r_i^2 = (x_i - X_c)^2 + (y_i - Y_c)^2$.

$$S = \sum_{i=1}^n [x_i^2 + y_i^2 - 2x_i X_c - 2y_i Y_c + X_c^2 + Y_c^2 - R^2]^2. \quad (1)$$

Для упрощения выражения заменим выражение $X_c^2 + Y_c^2 - R^2$ буквой Q , что значительно упростит задачу:

$$S = \sum_{i=1}^n [x_i^2 + y_i^2 - 2x_i X_c - 2y_i Y_c + Q]^2.$$

Условием минимума полученной функции является равенство нулю частных производных.

В результате дифференцирования функции получим систему линейных уравнений, решив которую получим искомые значения. Учитывая проведенную ранее замену, вычислим радиус этой окружности, дуга которой проходит через опорные точки:

$$R = \sqrt{Xc^2 + Yc^2 - Q}.$$

Полученная дуга достаточно качественно «сглаживает» эксперимент, и полученные

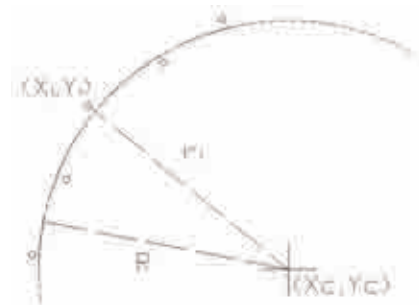


Рис. 4. Схема аппроксимации

координаты пригодны для дальнейшего их использования при корректировке. Для кривой, имеющей несколько отрезков с условно постоянным радиусом, необходимо искать свою дугу для каждого участка кривой.

Аппроксимация с известным началом дуги. Кривая, состоящая из нескольких дуг, должна быть непрерывной, то есть оконча-

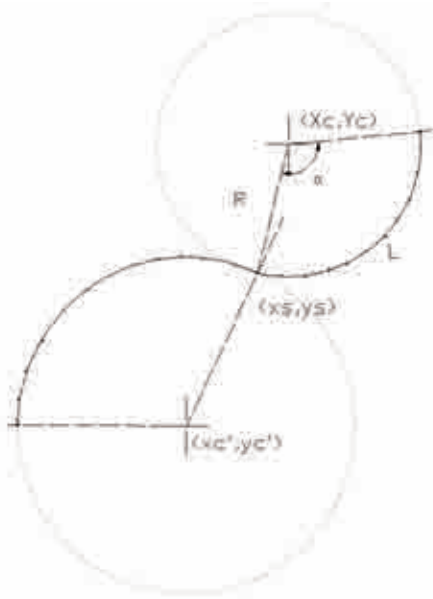


Рис. 5. Схема аппроксимации контура с учетом начала дуги

ние одной дуги должно быть началом следующей. Частным случаем аппроксимации, при котором требуется прохождение аппроксимирующей кривой через исходные опорные точки, является интерполяция. В нашу задачу добавилось условие, при котором дуга должна проходить через одну известную точку (рис. 5). Учитывая это условие, радиус окружности представим в следующем виде:

$$R^2 = (xs - Xc)^2 + (ys - Yc)^2 = xs^2 + ys^2 - 2xs \cdot Xc - 2ys \cdot Yc + Xc^2 + Yc^2.$$

Поставив радиус в зависимость от начала дуги, выражение (1) сведется к функции с двумя неизвестными:

$$S = \sum_{i=1}^n [x_i^2 + y_i^2 - xs^2 - ys^2 + 2(xs - x_i)Xc + 2(ys - y_i)Yc]^2. \quad (2)$$

Тогда система дифференциальных уравнений примет вид:

$$\begin{pmatrix} 2 \sum_{i=1}^n (xs - x_i)^2 & 2 \sum_{i=1}^n (xs - x_i)(ys - y_i) \\ 2 \sum_{i=1}^n (xs - x_i)(ys - y_i) & 2 \sum_{i=1}^n (ys - y_i)^2 \end{pmatrix} \cdot \begin{pmatrix} Xc \\ Yc \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \sum_{i=1}^n [(x_i^2 + y_i^2 - xs^2 - ys^2)(x_i - xs)] \\ \sum_{i=1}^n [(x_i^2 + y_i^2 - xs^2 - ys^2)(y_i - ys)] \end{pmatrix}.$$

Решив систему уравнений, получим координаты центра окружности дуги. Зная координаты центра окружности дуги и ее начало, определим радиус искомой окружности:

$$R = \sqrt{(xs - Xc)^2 + (ys - Yc)^2}.$$

На основе полученной математической модели аппроксимации контура разработан алгоритм расчета кривизны контура набором дуг с исходными данными начала первой дуги и списка длин дуг.

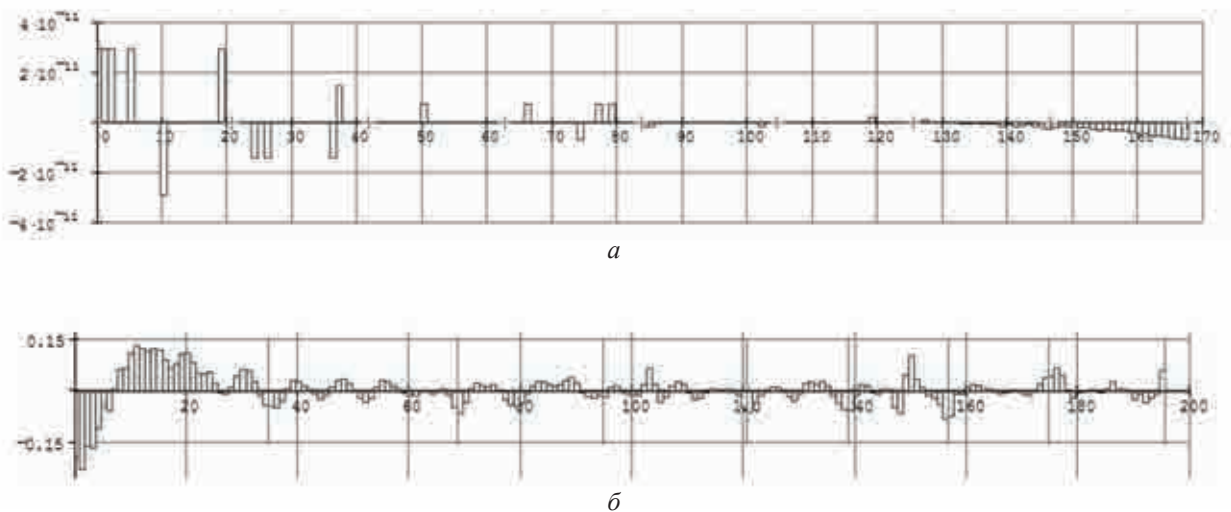


Рис. 6. Отклонения точек контура от геометрии дуг, полученных аппроксимацией: а – отклонения функционально зависимой геометрии; б – отклонения экспериментальных данных

Используя разработанный алгоритм, были проверены расчеты теоретического и экспериментального контура. На рис. 6 показаны результаты отклонения исходных контуров от геометрии дуг, найденных интерполирующей функцией. Полученные результаты имеют отклонения значительно ниже существующих допусков на длиномерных деталях, что положительно характеризует разработанную математическую модель и алгоритм аппроксимации. Однако такая аппроксимация не обеспечивает гладкости перехода геометрии между дугами кривой. В результатах отклонения видно, что точка перехода из одной дуги в другую имеет разную величину отклонения, что объясняется математической моделью интерполирующей функции (см. рис. 5). Но разница между этими отклонениями незначительная, и перелом кривой почти незаметен.

Аппроксимация с известным началом дуги и зависимым центром. Для того чтобы минимизировать возможные переломы на кривой, добавим в формулу аппроксимации (2) еще одно дополнительное условие:

$$Yc = a(Xc - xc') + yc',$$

где $a = \frac{ys - yc'}{xs - xc'}$ – угловой коэффициент прямой.

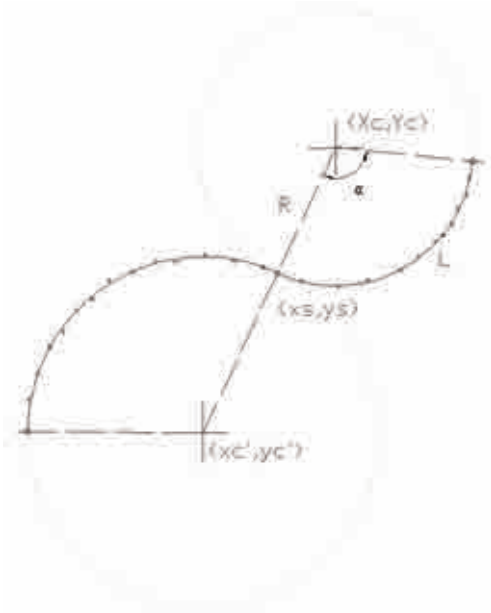


Рис. 7. Схема аппроксимации контура с учетом начала дуги и зависимым центром

Центр окружности дуги должен располагаться на одной прямой, проходящей через центр окружности предыдущей дуги и точку перехода между этими дугами (рис. 7). Тогда получим уравнение

$$S = \sum_{i=1}^n [x_i^2 + y_i^2 - xs^2 - ys^2 + 2(ys - y_i)(yc' - a \cdot xc') + 2(xs - x_i + a(ys - y_i))Xc]^2. \quad (3)$$

В такой постановке задачи решается одно дифференциальное уравнение. В результате

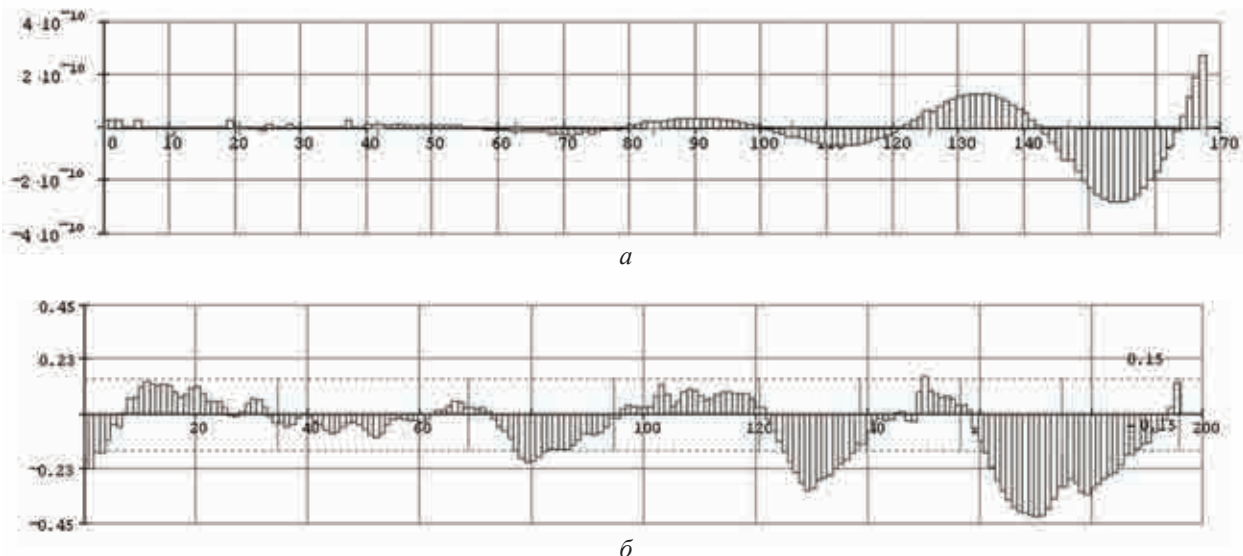


Рис. 8. Отклонения точек контура от геометрии дуг, полученных интерполяцией: а – отклонения функционально зависимой геометрии; б – отклонения экспериментальных данных

получим:

$$Xc = \frac{\sum_{i=1}^n [(x_i^2 + y_i^2 - xs^2 - ys^2 + 2(ys - y_i)(yc' - a \cdot xc'))(xs - x_i + a(ys - y_i))]}{-2 \sum_{i=1}^n (xs - x_i + a(ys - y_i))^2};$$

$$Yc = a(Xc - xc') + yc';$$

$$R = \sqrt{(xs - Xc)^2 + (ys - Yc)^2}.$$

Полученные выражения позволяют обеспечить гладкость аппроксимации.

По полученной аппроксимационной схеме рассчитываем теоретический и экспериментальный контуры. Результаты показывают, что уменьшение числа свобод при аппроксимации приводит к накоплению ошибок, которые в некоторых случаях могут давать значительные отклонения (рис. 8).

Разработанные методы аппроксимации

дугами экспериментальных данных являются хорошим инструментом при анализе геометрии длинномерных деталей типа стрингеров летательного аппарата. Практика показала, что разработанные методика и алгоритмы позволят с необходимой точностью оценивать геометрию контуров деталей и оперативно в процессе серийного производства корректировать установки оборудования по результатам гибки первой детали от партии.

ЛИТЕРАТУРА

1. **Феокистов С.И.** Автоматизация проектирования технологических процессов и оснастки заготовительного-штамповочного производства авиационной промышленности. Владивосток: Дальнаука, 2001. 183 с.

ВОССТАНОВЛЕНИЕ ИНФОРМАЦИИ ОТКАЗАВШЕГО ИЗМЕРИТЕЛЬНОГО КАНАЛА ГТД С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ РЕГРЕССИОННЫХ МОДЕЛЕЙ

Н.С.Мельникова, канд. техн. наук (ФГУП «НПЦ газотурбостроения “Салют”»)

Разработаны регрессионные зависимости вычисления в полете значений неизмеряемых параметров газотурбинного двигателя по комплексу сигналов других датчиков. Предложена структурная схема системы восстановления информации отказавшего канала измерений. Представлены результаты численных экспериментов, имитирующих работу предложенной системы восстановления информации.

Ключевые слова: газотурбинный двигатель, регрессионная модель, эталонный сигнал, измерительный канал, отказ датчика, восстановление информации.

INFORMATION RECOVERY OF A FAILED GAS-TURBINE-ENGINE INSTRUMENTATION CHANNEL USING REGRESSION MODELS. *N.S.Mel'nikova, Cand.Tech.Sc.*

Regression dependences for in-flight calculation of unmeasured parameters of a bypass gas turbine engine according to signal system of other sensors have been developed. A system flowchart for information recovery of the failed instrumentation channel is proposed. Results of numerical experiments simulating operation of the introduced system of information recovery are presented.

Keywords: gas turbine engine, regression model, calibration signal, instrumentation channel, sensor failure, information recovery.

В связи с разработкой регрессионных моделей определения основных неизмеряемых параметров авиационных газотурбин-

ных двигателей и диагностических признаков работоспособности отдельных модулей двигателя [2]: температуры газа перед тур-

биной, расхода воздуха через двигатель, адиабатических коэффициентов полезного действия компрессоров и турбин – и в связи со стремительным развитием цифровых систем управления появилась возможность использования новых алгоритмов управления, контроля и диагностики ГТД. Это обстоятельство требует существенного расширения информационно-измерительного поля авиадвигателя, то есть увеличения количества и номенклатуры датчиков.

Одной из важнейших задач надежного и качественного управления, контроля и диагностики современного ГТД является обеспечение достоверности исходной информации, поступающей от датчиков. В процессе работы системы автоматического управления, контроля и диагностики возможны две причины искажения первичной информации: параметрический отказ датчика и деградация его характеристики.

Для повышения надежности по наиболее ответственному для САУ измеряемым параметрам устанавливают один двухканальный датчик или два одноканальных. Для определения отказавшего датчика (или его канала), как правило, используют мажоритарный метод, предполагающий наличие дополнительного эталонного канала, по показаниям которого восстанавливают потерянную информацию или обнаруживают ее искажение.

Наиболее перспективным способом получения значений неизмеряемых параметров двигателя в полете является использование в бортовом процессоре математической модели ГТД (индивидуальной для конкретного двигателя или среднестатистической для парка двигателей одного типа) в качестве дополнительного канала измерений [2, 4, 5, 8]. Но существующие отечественные бортовые цифровые процессоры не могут обеспечить необходимое быстродействие при вычислении неизмеряемого параметра с помощью бортовой математической модели двигателя [1]. Поэтому ряд исследователей

предлагают различные упрощения бортовой математической модели двигателя, применяемой в полете в цикле управления двигателем.

Автором предлагается формировать виртуальное эталонное значение измеряемого параметра по регрессионной зависимости, построенной по изложенной в работах [2, 3] методике, и использовать его для определения достоверности информации, поступающей от датчиков. Такая методика позволяет сформировать регрессионную модель вычисления неизмеряемого параметра, справедливую для семейства двигателей одного типа (например, для двигателя АЛ-31Ф и его модификаций), выпускаемых серийно и находящихся в эксплуатации. Такая регрессионная зависимость учитывает изменение технического состояния узлов двигателя при выработке ресурса в процессе эксплуатации.

Для определения неизвестных коэффициентов регрессионной зависимости был использован метод группового учета аргументов (МГУА) [4].

Для восстановления в полете показаний отказавших датчиков информационной системы двигателя, мы считаем, можно применять регрессионные зависимости, используя в них показания работоспособных датчиков информационно-измерительной системы двигателя. Покажем это на примере компенсации отказа датчика частоты вращения компрессора высокого давления n_2 при условии управления двигателем с помощью цифровой системы с полной ответственностью без гидромеханического резерва.

Автором сформированы несколько вариантов регрессионных зависимостей для вычисления частот вращения роторов двигателя n_1 и n_2 по комплексу других измеряемых параметров двигателя. Эти регрессионные зависимости справедливы для всего парка двигателей типа АЛ-31Ф и его модификаций, находящихся в эксплуатации и имею-

щих различное техническое состояние, на режимах от малого газа до полного форсажа во всей области высотно-скоростных условий полета. Максимальная погрешность регрессионных моделей вычисления частоты вращения n_2 ротора высокого давления Δn_2 при доверительной вероятности $p=0,95$ достигает $\sim 2\%$ от измеряемой величины. Эта погрешность учитывает весь спектр изменения технического состояния эксплуатируемого парка двигателей в течение всего срока службы.

Приведем вариант, в котором для определения частоты вращения ротора высокого давления n_2 рассматривались только аргументы с высоким коэффициентом значимости. С помощью специальной программы был проведен анализ значимости членов уравнения регрессии для n_2 и рассчитаны коэффициенты регрессии для целевой функции определения n_2 , которая по Колмогорову–Габору выглядит как

$$y = w_0 + \sum_{i=1}^m w_i x_i + \sum_{i=1}^m \sum_{j=1}^m w_{ij} x_i x_j + \sum_{i=1}^m \sum_{j=1}^m \sum_{k=1}^m w_{ijk} x_i x_j x_k + \dots \quad (1)$$

В частности, функция двух переменных рассматривалась в виде

$$y = a_0 + a_1 x_j + a_2 x_k + a_3 x_j x_k + a_4 x_j^2 + a_5 x_k^2. \quad (2)$$

По величине рассчитанных коэффициентов сделан вывод о влиянии рассматриваемых аргументов на искомую функцию. Значения рассчитанных коэффициентов значимости даны в таблице.

В качестве аргументов рассмотрим $T_{вх}$, $P_{вх}$, T_6 , P_6 , T_2 , P_2 . Приведем алгоритм расчета значения частоты вращения n_2 по регрессионной модели в функции выбранных аргументов.

Определение значения n_2 происходит на нескольких порогах селекции. На каждом пороге рассматриваются возможные парные комбинации аргументов в соответствии с видом (2). На следующий порог отбираются

Аргумент	Наименование измеряемого параметра	Коэффициенты регрессии
x_1	Температура заторможенного потока воздуха на входе в двигатель $T_{вх}$	-4,07
x_2	Полное давление воздуха на входе в двигатель $P_{вх}$	16,32
x_3	Температура заторможенного потока воздуха на выходе из вентилятора T_6	-7,277
x_4	Полное давление воздуха на выходе из вентилятора P_6	-3,204
x_5	Температура заторможенного потока воздуха на выходе из компрессора T_2	4,688
x_6	Полное давление воздуха на выходе из компрессора P_2	-5,733

те пары аргументов, которые дают наилучшие показатели по выбранным заранее внутренним критериям качества. Вычисляемые параметры: y_i , z_i , w_i , q_i , b_i , m_i , u – это значения, соответствующие частным полиномам промежуточных порогов селекции.

Сформированная регрессионная модель частоты вращения ротора n_2 высокого давления состоит из следующих уравнений:

Первый порог:

$$\begin{aligned} y_1 &= 0,3463 - 0,165x_1 + 0,9971x_3 - \\ &- 0,2283x_1^2 + 0,1489x_1x_3 + 0,0006299x_3^2; \\ y_2 &= 0,3579 + 0,1311x_1 + 0,07846x_5 - \\ &- 0,1852x_1^2 + 0,009009x_1x_5 + 0,002435x_5^2; \\ y_3 &= 0,4547 + 1,344x_2 + 0,4308x_3 - \\ &- 0,6196x_2^2 - 0,8908x_2x_3 + 0,05486x_3^2; \\ y_4 &= 0,4992 - 0,01747x_2 + 0,6068x_5 - \\ &- 0,08351x_2^2 + 0,05471x_2x_5 - 0,03218x_5^2; \\ y_5 &= -0,04517 + 1,399x_3 + 0,5231x_5 - \\ &- 0,8352x_3^2 + 0,0112x_3x_5 + 0,00873x_5^2; \\ y_6 &= -0,3057 + 2,932x_5 + 0,02615x_6 - \\ &- 1,648x_5^2 - 0,009624x_5x_6 - 0,01631x_6^2. \end{aligned}$$

Второй порог:

$$z_1 = 0,7317 - 1,195y_1 + 0,5195y_2 + 1,212y_1^2 - 0,2564y_1y_2 - 0,001539y_2^2;$$

$$z_2 = 0,5721 - 0,3997y_1 + 0,07046y_3 + 0,6803y_1^2 + 0,08851y_1y_3 - 0,002222y_3^2;$$

$$z_3 = 0,2673 + 0,398y_2 - 0,00616y_3 + 0,3385y_2^2 + 0,00734y_2y_3 - 0,002648y_3^2;$$

$$z_4 = 0,3263 + 0,3182y_2 - 0,05399y_4 + 0,4103y_2^2 + 0,005203y_2y_4 - 0,002472y_4^2;$$

$$z_5 = 0,01221 + 0,8235y_2 + 0,1314y_3 + 0,04727y_2^2 - 0,003717y_2y_3 - 0,009064y_3^2;$$

$$z_6 = 0,4169 - 0,05484y_2 + 0,09773y_6 + 0,5499y_2^2 - 0,0001627y_2y_6 - 0,003581y_6^2.$$

Третий порог:

$$w_1 = -0,5435 + 1,948z_1 + 0,2897z_2 - 0,7143z_1^2 + 0,01372z_1z_2 - 0,0001106z_2^2;$$

$$w_2 = -0,2729 + 1,18z_1 + 0,4408z_3 - 0,351z_1^2 - 0,0012z_1z_3 + 0,001444z_3^2;$$

$$w_3 = -0,4421 + 1,534z_1 + 0,4692z_4 - 0,5632z_1^2 + 0,006007z_1z_4 - 0,009024z_4^2;$$

$$w_4 = -0,3323 + 1,382z_1 + 0,3725z_5 - 0,4268z_1^2 - 0,0006701z_1z_5 + 0,0009159z_5^2;$$

$$w_5 = -0,02697 + 0,6356z_1 + 0,4274z_6 + 0,02711z_1^2 - 0,07824z_1z_6 + 0,004717z_6^2;$$

$$w_6 = -0,5087 + 1,744z_2 + 0,4092z_3 - 0,6498z_2^2 - 0,001658z_2z_3 + 0,0007101z_3^2.$$

Четвертый порог:

$$q_1 = 0,1917 - 0,4503w_1 + 1,015w_3 + 0,262w_1^2 + 0,0001261w_1w_3 - 0,001077w_3^2;$$

$$q_3 = 0,09477 + 0,04108w_2 + 0,7444w_3 + 0,1233w_2^2 - 0,002321w_2w_3 - 0,00007893w_3^2;$$

$$q_4 = 0,1587 + 0,5607w_3 + 0,07838w_4 + 0,2054w_3^2 - 0,0009798w_3w_4 - 0,0001217w_4^2;$$

$$q_5 = -0,2723 + 0,682w_3 + 0,939w_5 - 0,3529w_3^2 + 0,000255w_3w_5 + 0,0004163w_5^2;$$

$$q_6 = 0,217 - 0,01671w_5 + 0,5234w_6 - 0,281w_5^2 - 0,0008048w_5w_6 - 0,001228w_6^2.$$

Пятый порог:

$$b_1 = 0,2535 + 1,811q_1 - 1,387q_3 + 0,3295q_1^2 - 0,002885q_1q_3 - 0,0005049q_3^2;$$

$$b_5 = 0,149 + 0,6465q_4 + 0,01418q_5 + 0,193q_4^2 + 0,003043q_4q_5 - 0,003762w_5^2;$$

$$b_6 = -0,3662 + 1,289q_4 + 0,5441q_6 - 0,4811q_4^2 + 0,009181q_4q_6 + 0,0006221q_6^2.$$

Шестой порог:

$$m_2 = 0,2107 - 0,3274b_1 + 0,8496b_6 + 0,2694b_1^2 + 0,001535b_1b_6 - 0,001219b_6^2;$$

$$m_6 = 0,6429 - 1,165b_5 + 0,704b_6 + 0,8283b_5^2 - 0,006235b_5b_6 + 0,004602b_6^2.$$

Седьмой порог:

$$u_4 = 0,03715 + 0,8198m_2 + 0,2643m_6 - 0,04716m_2^2 - 0,003752m_2m_6 + 0,003544m_6^2.$$

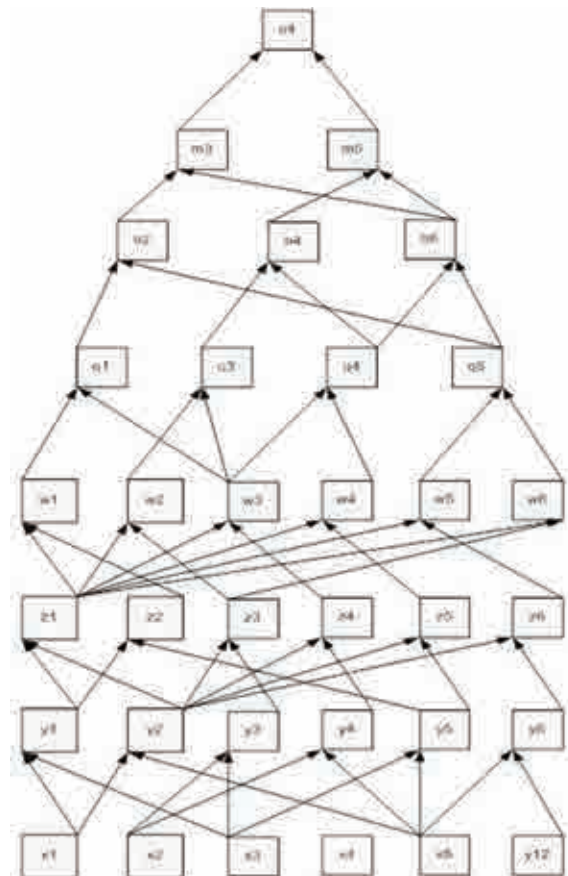


Рис. 1. Граф регрессионной зависимости для определения частоты вращения n_2 ротора высокого давления

Выбранная регрессионная модель определения n_2 имеет наилучшие показатели критериев качества.

Граф регрессионной модели определения n_2 по косвенным замерам представлен на рис. 1.

Автором были определены ошибки аппроксимации при определении n_2 по представленному алгоритму для исследуемого парка виртуальных двигателей с различным техническим состоянием и для эталонного двигателя: для сформированной регрессионной зависимости определения n_2 ошибка аппроксимации составляет $\sim 2,2\%$ при доверительном интервале вероятности $p = 0,95$ (рис. 2).

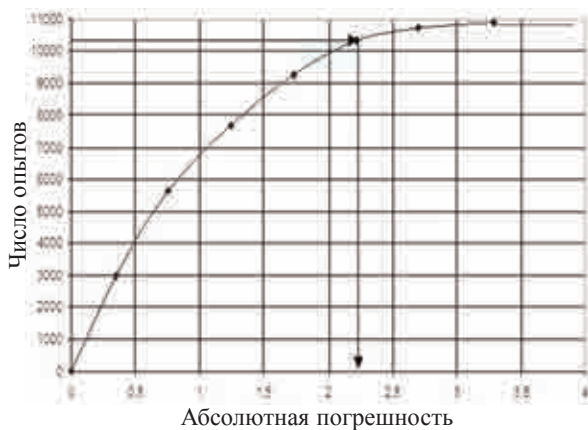


Рис. 2. Погрешность аппроксимации при $p = 0,95$

С помощью математической модели «двигатель–САУ» была имитирована нештатная ситуация выхода из строя измерительного канала одноканального датчика частоты вращения ротора высокого давления n_2 . На 25-й секунде работы двигателя, находящегося на максимальном режиме ($\alpha_{руд} = 67^\circ$), показания датчика превысили максимально возможное значение (рис. 3). В связи с этим регулятор частоты вращения n_2 , воспринимая показание датчика как истинное и пытаясь компенсировать превышение «истинного» значения над программным, уменьшает подачу основного топлива G_T в камеру сгорания, что приводит к снижению параметров двигателя до величин,

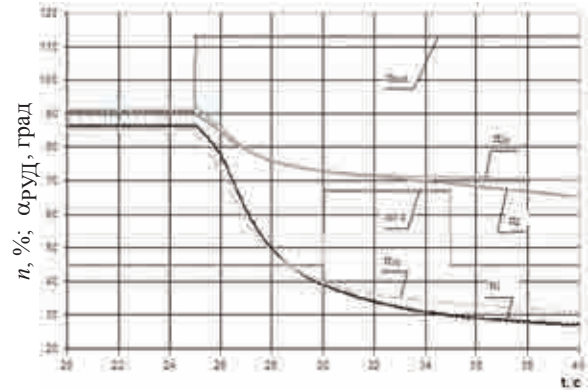


Рис. 3. Изменение частот вращения роторов двигателя при «зашкаливании» показаний датчика n_2 :

n_1 и n_2 – частоты вращения КНД и КВД соответственно; n_{1p} и n_{2p} – частоты вращения КНД и КВД, рассчитанные по регрессионной зависимости, соответственно; $n_{раб}$ – показания датчика частоты вращения при «зашкаливании»

соответствующих ограничению минимального расхода топлива $G_{T\min}$. Тяга R двигателя уменьшается со значения, соответствующего значению тяги на максимальном режиме, до значения, соответствующего режиму «малый газ».

При отказе измерительного канала датчика, приводящего к пропаданию сигнала (например, из-за обрыва обмотки или из-за потери контакта в соединениях), система управления двигателем автоматически переводит двигатель на максимальный режим, определяемый работой ограничителя температуры газа.

Для проверки влияния деградации характеристики датчика на работоспособность САУ и технические показатели двигателя в полете рассмотрим погрешности измерения датчика давления воздуха P_2 за компрессором.

В САУ двигателем параметр P_2 используется

– в контуре ограничения максимального значения давления за компрессором, воздействующего на расход топлива в основную камеру сгорания,

$$P_2 \leq P_{2\max};$$

– в программе ограничения расхода топлива на режиме приемистости двигателя:

$$G_{\text{то}} \leq G_{\text{тап}} = P_2 f(T_{\text{вх}}, \alpha_{\text{руд}}),$$

где $G_{\text{то}}$ – расход топлива в основную камеру сгорания; $G_{\text{тап}}$ – расход топлива, определяемый автоматом приемистости; P_2 – давление воздуха на входе в камеру сгорания; $T_{\text{вх}}$ – температура воздуха на входе в двигатель; $\alpha_{\text{руд}}$ – положение рычага управления двигателем.

В контуре ограничения максимального значения давления за компрессором при деградации характеристики датчика измерения P_2 , приводящей либо к отсутствию сигнала ($P_2 = 0$), либо к выдаче ложного предельного уровня сигнала ($P_2 = P_{2\text{max}}$), двигатель теряет управление аналогично случаю отказа датчика n_2 . Причем при ложном сигнале $P_2 = 0$ САУ переводит двигатель на режим «малый газ», а при $P_2 = P_{2\text{max}}$ двигатель переходит на максимальный режим, определяемый одним из работоспособных контуров ограничения: по температуре $T_{4\text{max}}$ за турбиной, по частоте вращения $n_{1\text{max}}$ ротора низкого давления или по частоте вращения $n_{2\text{max}}$ ротора высокого давления.

Деградация характеристики датчика давления, то есть искажение сигнала P_2 , хотя и находящегося в диапазоне измерений параметра, при регулировании подачи топлива на приемистости приводит к изменению динамических свойств двигателя.

При плюсовой погрешности измерения давления P_2 (измеренное давление больше фактического, $\Delta P_2 > 0$), приводящей к завышению уровня действительного сигнала ($P_2 + \Delta P_2$), время приемистости по тяге двигателя сокращается, однако при этом уменьшается величина запасов газодинамической устойчивости (ГДУ). И наоборот, при ложном снижении уровня фактического сигнала ($\Delta P_2 < 0$, то есть $P_2 - \Delta P_2$), время приемистости увеличивается и запасы ГДУ повышаются. Например, при исходной настройке автомата приемистости время вы-

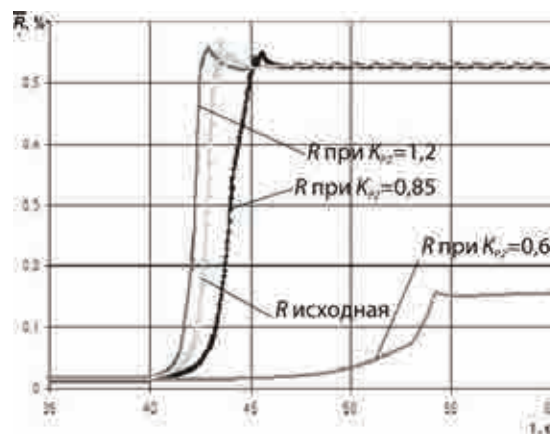


Рис. 4. Изменение относительной тяги двигателя на приемистости с «малого газа» до режима «максимал» при различных ошибках измерения давления P_2

хода на режим прогретого двигателя составляет 3,5 секунды (рис. 4). Если сигнал P_2 завышен на 20 % ($P_2 = 1,2P_{20}$), время приемистости сокращается на 1 секунду и составляет 2,5 секунды, но запасы газодинамической устойчивости компрессора снижаются практически до нуля, что грозит возникновением помпажа компрессора.

Ошибка в измерении давления, снижающая истинное значение P_2 , приводит к увеличению времени приемистости. Снижение более чем на 30 % величины P_2 , приводит к «зависанию» двигателя, то есть к невозможности выхода на максимальный режим.

Фазовые траектории приемистости, изображенные на характеристике компрессора в координатах $\pi = f(G_{\text{в пр}})$ с различным уровнем ошибки измерения давления за компрессором (рис. 5), показывают, что при завышенном уровне сигнала P_2 (при коэффициенте завышения $K_{P_2} = 1,2$) траектория приемистости приближается к границе помпажа, а при искажении сигнала P_2 в сторону уменьшения ($K_{P_2} = 0,6 \dots 0,7$) она приближается к линии рабочих режимов и даже пересекает ее, при этом двигатель не выходит на максимальный режим, то есть «зависает».

Пример влияния нештатной работы канала измерения давления воздуха P_2 за комп-

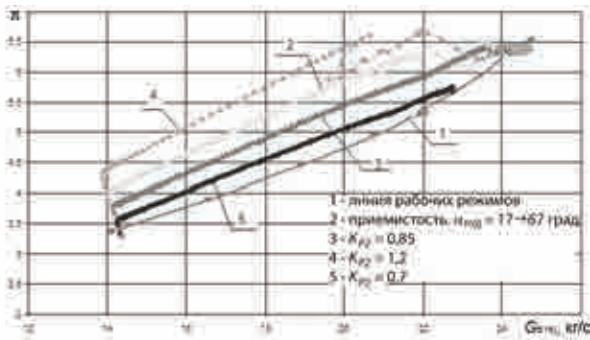


Рис. 5. Фазовые траектории приемистости на характеристике компрессора двигателя с режима «малого газа» до режима «максимал» при различных ошибках измерения давления P_2

рессором на работоспособность двигателя показал необходимость создания алгоритмов, позволяющих компенсировать или, по крайней мере, минимизировать негативное влияние ошибок, возникающих при повреждениях в каналах измерения двигателя и при деградации характеристики датчиков. Создание таких алгоритмов дает возможность для восстановления истинной информации и в других контурах измерения, задействованных в системе автоматического управления, контроля и диагностики авиадвигателя.

На примере анализа работы канала измерения частоты вращения n_2 ротора высокого давления оценим эффективность предложенного алгоритма восстановления искаженной информации этого измерительного канала.

Автором разработана [6, 7] структурная

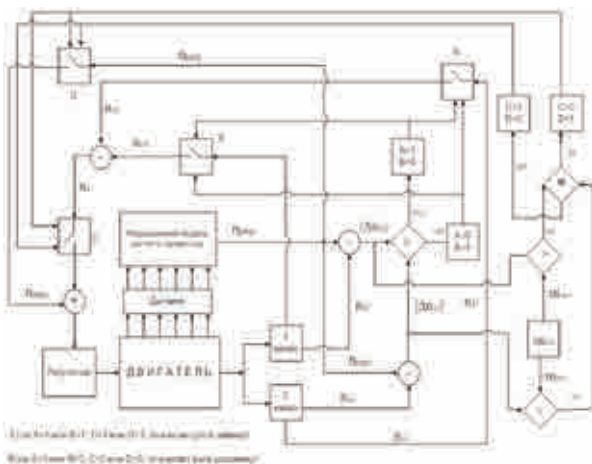


Рис. 6. Структурная схема системы восстановления информации отказавших каналов измерения двигателя

схема (рис. 6) системы восстановления информации при полном отказе датчиков частоты вращения или при наличии значительной погрешности в измерении одного из двух каналов измерения, а также при наличии ошибок в показаниях обоих каналов. Предложенный алгоритм целесообразно реализовать в цифровой системе управления, контроля и диагностики двигателя.

Согласно структурной схеме информация от каждого из двух каналов измерения параметра двигателя (на схеме для примера показано измерение частоты вращения) сравнивается с величиной виртуального эталонного параметра, вычисленного в бортовом процессоре по регрессионной зависимости $n_{\text{рег}}$. Если абсолютная величина разности между измеренным значением и значением, вычисленным по регрессионной модели, меньше заданной допустимой величины ($\Delta n_i = |n_{di} - n_{\text{рег}}| \leq \Delta n_{\text{доп}}$), информация с канала измерения n_{di} поступает на вход системы управления двигателем. Если абсолютные разности каждого из двух каналов измерения превышают допустимую величину ($\Delta n_i = |n_{di} - n_{\text{рег}}| \geq \Delta n_{\text{доп}}$), то на вход системы управления двигателем поступает значение параметра, вычисленное по регрессионной зависимости в бортовом процессоре.

С помощью разработанного автором алгоритма восстановления информации были проведены численные эксперименты на математической модели «двигатель – САУ» [5], имитирующие реакцию системы при изменении положения РУД по циклограмме: $\alpha_{\text{РУД}} = 67^\circ \rightarrow 45^\circ \rightarrow 67^\circ \rightarrow 45^\circ$. Получены результаты (рис. 7) моделирования работы системы «двигатель – САУ» с полным объемом функций, заложенных в предлагаемом алгоритме восстановления информации измерительных каналов. В случае возникновения превышающих допустимую величину погрешностей в обоих измерительных каналах датчика частоты вращения n_2 показан

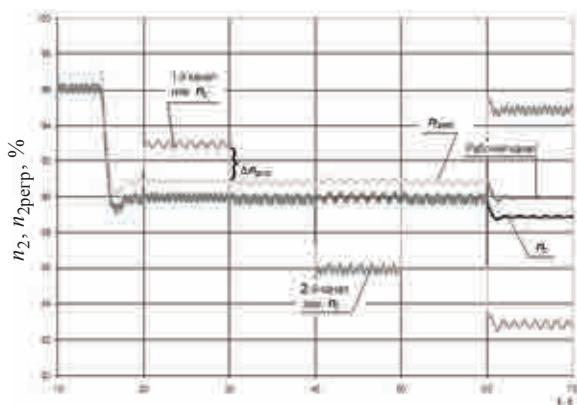


Рис. 7. Изменение сигналов измерительных каналов и истинного значения частоты вращения n_2 ротора высокого давления при неисправностях каналов измерения датчика

переход управления по значению параметра $n_{2\text{регр}}$, вычисленному по регрессионной зависимости.

При наличии погрешности в одном из каналов измерения n_2 (до 60-й секунды процесса) алгоритм управления переключается на исправный измерительный канал, то есть происходит восстановление информации, и параметры двигателя принимают значения, соответствующие режиму исправности обоих каналов.

При возникновении погрешностей в обоих каналах измерения, превышающих заданную допустимую величину $\Delta n_{\text{доп}}$ (см. время процесса после 60-й секунды на рис. 7) в систему управления вместо измеренной величины n_2 поступает значение $n_{2\text{регр}}$, вычисленное по регрессионной зависимости. В диапазоне времени 20...30 с – отказ первого измерительного канала, работаем на втором измерительном канале; 30...40 с – оба измерительных канала исправны; 40...50 с – отказ второго измерительного канала, работаем на первом измерительном канале; 50...60 с – оба измерительных канала исправны; 60...70 с – оба измерительных канала неисправны, рабо-

таем по значению n_2 , определенному по регрессионной зависимости. В этом случае погрешность вычисления частоты вращения ротора высокого давления не превышает 1 %.

Представленный материал на примере анализа работоспособности канала измерения частоты вращения n_2 ротора высокого давления ГТД при возникновении неисправности датчика измерения n_2 подтверждает эффективность применения предложенного алгоритма восстановления информации измерительных каналов.

ЛИТЕРАТУРА

1. **Жернаков С.В., Муслухов И.И.** Задача контроля информационных каналов авиационного ГТД в бортовых условиях // Вестник СГАУ им. С.П. Королева, 2006, № 2. С. 157–161.
2. **Мельникова Н.С.** Методика определения неизмеряемых параметров ГТД по комплексу косвенных измерений в эксплуатации и в серийном производстве // Двигатель, 2008, № 6. С. 16–17.
3. **Пат. 87467 РФ.** МПК РФ МПК F02C 9/28. Система определения неизмеряемого параметра газотурбинного двигателя по комплексу косвенных сигналов / Н.С. Мельникова, Г.В. Добрянский. Приоритет от 22.04.2009. Оpubл. 10.10.2009. Бюл. № 28.
4. **Ивахненко А.Г.** Система эвристической самоорганизации в технической кибернетике. Киев: Техника, 1976. 236 с.
5. **Добрянский Г.В., Мартынова Т.С.** Динамика авиационных ГТД. М.: Машиностроение, 1988. 240 с.
6. **Пат. 104635, РФ МПК F02C 9/28.** Система восстановления информации измерительного канала газотурбинного двигателя / Н.С. Мельникова, Г.В. Добрянский и др. Приоритет от 29.11.2010. Оpubл. 20.05.2011. Бюл. № 18.
7. Заявка на изобретение № 2010148450/06, РФ МПК F02C 9/28. Способ восстановления информации каналов измерения параметров газотурбинного двигателя / Н.С. Мельникова, Г.В. Добрянский и др. Приоритет от 29.11.2010.
8. **Volponi A.** (2008) Enhanced Self-Tuning On-Board Real-Time Model (eSTORM) for Aircraft Engine Performance Health Tracking (Развитая самонастраиваемая бортовая модель реального времени для оценки технического состояния авиационных двигателей), NASA/CR 2008-215273.

ОСОБЕННОСТИ ПРОЦЕССА ОСАЖДЕНИЯ ПОКРЫТИЙ ИЗ ПЛАЗМЕННОГО ПОТОКА НА ОБРАБАТЫВАЕМУЮ ПОВЕРХНОСТЬ ПРИ ВАКУУМНОЙ ИОННО-ПЛАЗМЕННОЙ ОБРАБОТКЕ

В.В.Плихунов, канд. техн. наук, Л.М.Петров, докт. техн. наук, С.Б.Иванчук, канд. техн. наук, В.В.Зеленков, канд. техн. наук (ОАО “Национальный институт авиационных технологий”)

Рассмотрена зависимость структуры осаждаемого слоя от условий его формирования, элементного состава и структуры построения.

Ключевые слова: осаждение, элементы плазменного потока, модифицирование, покрытия, поверхность, структура построения, структурные дефекты.

CHARACTERISTICS OF COATINGS DEPOSITION FROM PLASMA STREAM ON THE PROCESSING SURFACE DURING VACUUM ION-PLASMA TREATMENT. *V.V.Plikhunov, Cand.Techn.Sc, L.M.Petrov, Dr.Techn.Sc, S.B.Ivanchuk, Cand.Techn.Sc, V.V.Zelenkov, Cand.Techn.Sc.*

Dependence of the structure of the layer being deposited on conditions of its formation, elemental composition and pattern of construction is considered.

Keywords: deposition, plasma stream elements, modification, coatings, surface, pattern of construction, structural defects.

Условия эксплуатации авиационной техники и изделий машиностроения предъявляют повышенные требования к физико-механическим и химическим свойствам основного материала изделий и его поверхности. Снижение ресурса и надежности деталей авиационной техники и изделий машиностроения, изготовленных из конструкционных металлических материалов, как правило, происходит в результате повреждения их поверхностного слоя, в процессе воздействия на него внешних эксплуатационных нагрузок и различных сред, в том числе и коррозионно-активных.

Для защиты поверхностного слоя изделий и деталей от внешних эксплуатацион-

ных воздействий широко применяются технологии нанесения функциональных покрытий различного служебного назначения. Покрытия изделий формируются различными методами, в том числе и методом вакуумной ионно-плазменной (ВИП) обработки. К особенностям этого метода относятся экологическая чистота процессов, широкая гамма технологических возможностей для создания модифицированных поверхностных слоев и нанесения покрытий с различными функциональными свойствами. Это позволяет рассматривать ВИП обработку как один из перспективных методов поверхностной обработки. Технологические воздействия потоков газовой и металлической

плазмы, формируя структурные изменения на обрабатываемой поверхности, способствуют созданию модифицированных слоев и покрытий с различными комплексами функциональных свойств, включая трибо-технические и коррозионно-стойкие. Так как большинство из применяемых покрытий являются катодными относительно обрабатываемой поверхности, работоспособность создаваемых поверхностных композитов металл – покрытие определяется их целостностью и отсутствием в них открытых структурных дефектов. Эти качества создаваемых поверхностных структур покрытий при ВИП обработке зависят от эффективности технологических воздействий потоков газовой и металлической плазмы, их энергетических параметров, а также от типа и вида формируемых структур, их толщины, определяемой массопереносом элементов плазменных потоков, температуры процесса и т.д.

Процессу формирования модифицированных слоев и покрытий, как правило, предшествует процесс осаждения покрытий из ионной составляющей плазменных потоков на обрабатываемую поверхность и последующие структурные диффузионные или атомарно-кластерные наноструктурные превращения в формируемых поверхностных слоях. Эти процессы позволяют изменять свойства как исходного материала, так и свойства создаваемого композита металл – покрытие, создавать покрытия различного вида.

При модифицировании структура осаждаемого поверхностного слоя, состоящего из ионной составляющей плазменного потока, должна повторять рельеф исходной поверхности. Величина изменения профиля поверхности может составлять 50–300 нм, так как в этом случае происходит полная диффузия осажденного покрытия в подложку без изменения исходного рельефа. Циклическое повторение процесса осаждения и

диффузионного отжига обеспечивает образование модифицированного слоя заданной толщины.

В отличие от процесса модифицирования осаждаемая на поверхность ионная составляющая потока газовой и металлической плазмы, формирующая покрытия, имеет некоторые отличия: длительность процессов осаждения, вызывающих изменение геометрических параметров формируемого поверхностного слоя, и увеличение дефектности осаждаемого слоя. Для обеспечения качества процесса осаждения ионной составляющей плазменного потока необходимо управлять режимами осаждения, выбирая те, которые создают наименьшую дефектность формируемого слоя.

Формируемый плазменный поток, как правило, имеет первичную энергию, равную

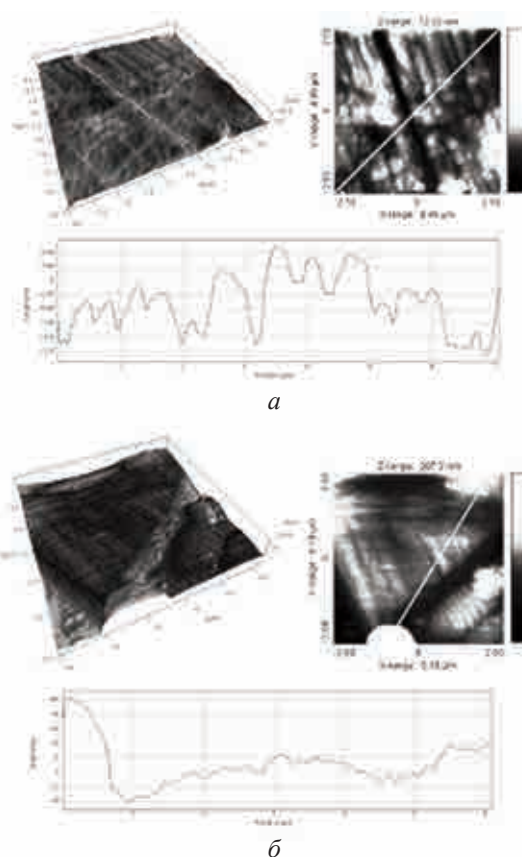


Рис. 1. Изменение поверхностной структуры стали 40X при осаждении Ti покрытия по схеме анод – плазмоввод:
a – исходное состояние ($S_a = 4,6$ нм);
б – после осаждения

энергии его образования (60эВ–100эВ), и вторичную, полученную в процессе его ускорения. Процесс осаждения ионной составляющей плазменного потока может осуществляться как в режиме с первичной энергией, так и со вторичной энергией (ионная бомбардировка). Каждому режиму осаждения соответствует величина удельного массопереноса ионной составляющей плазменного потока и диапазон изменений нанорельефа, интенсивность их зависит от схемы формирования плазменного потока.

Осаждение ионной составляющей плазменного потока, сформированного по схеме, в которой анодом электродугового испарителя является корпус плазмодода, приводит к формированию покрытия шероховатостью 40 нм и образованию отдельных возвыше-

ний размером до 100 нм, при этом значение средней шероховатости поверхности исследуемого скана Sa составляет 18 нм, а процентное содержание осажденного на обрабатываемую поверхность титана – 0,58 % (рис. 1).

Формирование плазменного потока по схеме, в которой анодом является корпус камеры, изменяет условия осаждения ионной составляющей плазменного потока, что приводит к уменьшению шероховатости покрытий до 20 нм и образованию отдельных возвышений до 70 нм, при этом значение средней шероховатости поверхности исследуемого скана $Sa = 9$ нм, а процентное содержание осаждаемого титана – 0,61 % (рис. 2).

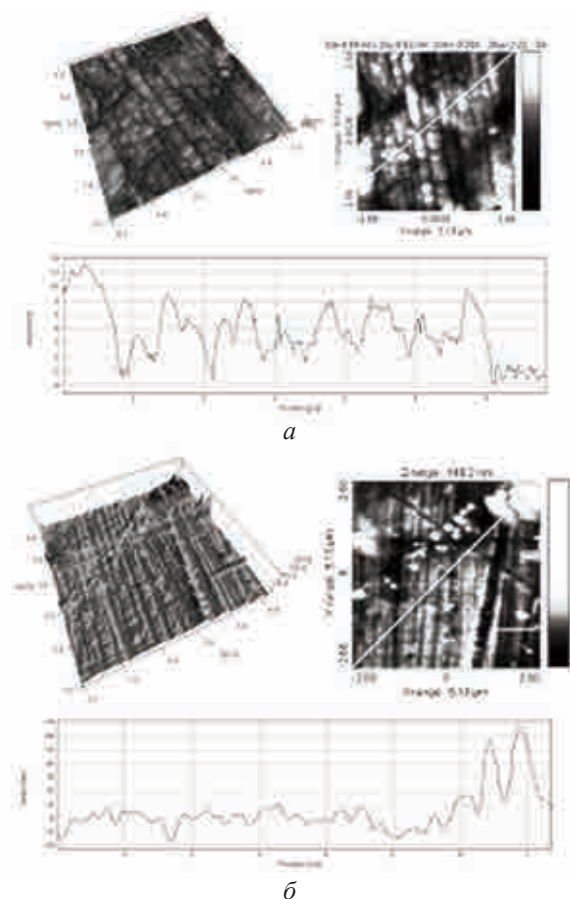


Рис. 2. Изменение поверхностной структуры стали 40X при осаждении Ti покрытия по схеме анод – камера:
a – исходное состояние ($Sa = 4$ нм);
б – после осаждения

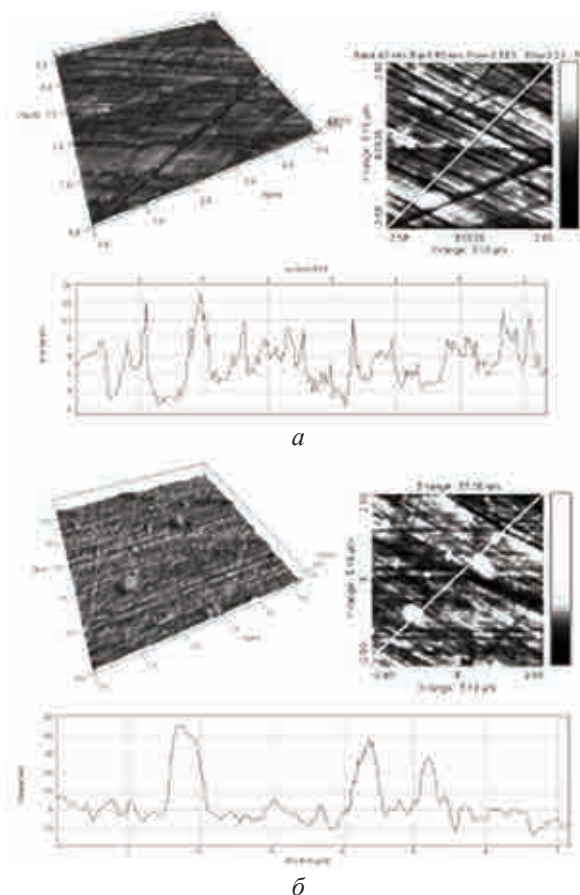


Рис. 3. Изменение поверхностной структуры стали 40X при осаждении Ti покрытия по схеме осаждения всех составляющих плазменного потока:
a – исходное состояние ($Sa = 4$ нм);
б – после осаждения

Формирование плазменного потока по схеме, способствующей осаждению всех составляющих плазменного потока, вызывает минимальные изменения профиля поверхности. При этом значение шероховатости составляет 10 нм, а максимальная высота неровностей 40 нм, значение средней шероховатости поверхности исследуемого скана 5 нм и процентное содержание осажденного титана – 0,46 % (рис. 3). При этом

дефектность сформированного поверхностного слоя составляет 1 микропору, в то время как на предыдущих режимах осаждения дефектность составила соответственно 5 и 10 микропор, определяемых индикаторным методом.

Итак, изменяя схему формирования плазменного потока, можно варьировать уровень дефектности осаждаемых покрытий.

ПНЕВОТЕРМИЧЕСКАЯ ФОРМОВКА ТОНКОСТЕННЫХ ЭЛЕМЕНТОВ ПНЕВМОГИДРОСИСТЕМ

*А.М.Горленко*¹, канд. техн. наук, *А.Г.Пашкевич*², канд. техн. наук,
*Е.И.Унагаев*¹, *А.В.Колесников*¹

¹ *Национальный исследовательский Иркутский государственный технический университет*

² *“МАТИ” – РГТУ им. К.Э. Циолковского*

Приведены результаты опытных работ по штамповке тонкостенных деталей летательных аппаратов в режиме сверхпластичности.

Ключевые слова: сверхпластичная штамповка, температурно-скоростные условия деформации.

PNEUMO-THERMAL FORMING OF THE THIN-WALLED ELEMENTS OF PNEUMO-HYDRAULIC SYSTEMS. *A.M.Gorlenko, Cand.Tech.Sc, A.G.Pashkevich, Cand.Tech.Sc, E.I.Unagaev, A.V.Kolesnikov.*

The article presents results of experiments on super-plastic forming of the thin-walled aircraft parts.

Keywords: super-plastic forming, temperature-speed conditions of deformation.

Тонкостенные элементы пневмогидросистем (ПГС) типа патрубков, переходников и пр. выполняют обычно штамповыми из двух половин с двумя продольными сварными швами.

Нами проведены опытные работы по пневмотермической формовке (ПТФ) цельноштампованных элементов ПГС из трубных заготовок. Процесс ПТФ предполагает герметизацию внутренней полости заготовки, нагрев заготовки до температуры сверх-

пластичности и формообразование изделия избыточным давлением газа (воздуха, аргона, азота).

Эксперименты проводились в блоке пневмотермической формовки (БПТФ) трубных заготовок (рис. 1). Горизонтальный разъем блока обеспечивает удобство закладки заготовок и выемки отформованных изделий из оснастки, винтовой привод – герметизацию внутренней полости заготовки. Рабочая зона формовки регулируется пере-

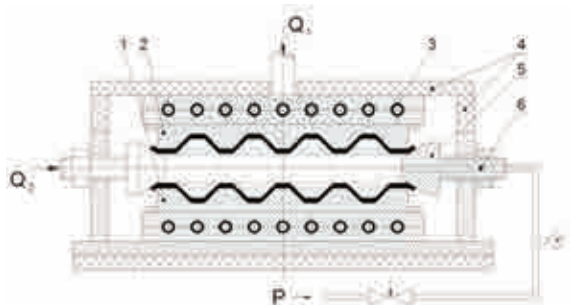


Рис. 1. Схема экспериментального БПТФ трубных заготовок:

- 1, 2 – полуматрицы; 3 – нагреватель;
- 4 – теплоизоляция; 5 – система герметизации;
- 6 – система избыточного давления

мещением сменных полуматриц по соответствующим направлениям.

Комплекты полуматриц различных типоразмеров позволяют формировать детали из трубных заготовок диаметром 20 – 50 мм. При температуре формовки до 450 °С использовалась оснастка из малоуглеродистых сталей; при более высоких температурах – из сталей типа 5ХНВ, 5ХНМ, 12Х18Н10Т. Материалы штамповой оснастки должны быть окалиностойкими. Основными элементами системы нагрева являются трубчатые электронагреватели (ТЭНы) серийного производства общей мощностью 4 кВт. Температура нагрева контролировалась прибором КСП-4 с точностью ± 5 °С. Спаи хромель-алюмелевых термопар устанавливали в глухие отверстия Ø 2–3 мм вблизи рабочих поверхностей инструмента. Для теплоизоляции, обеспечивающей изотермические



Рис. 2. Образцы тонкостенных переходников.
Труба Ø 50×1,5 мм; сплав АМг6
(D/d = 1,6; S/d = 3 %)

условия деформации и защиту оборудования от воздействия высоких температур, были использованы асбоцементные плиты, асбестовое полотно, стеклоткань, маты АТМ-10К. Подвод и регулирование избыточного давления воздуха производили через пневмосистему от компрессора марки ЭК и баллона сжатого воздуха. Точность контроля давления составляла ± 10⁴ Па и обеспечивалась манометрами типа МТН.

Основные эксперименты проводились на трубных заготовках из сплавов АМг6 и ОТ4, а некоторые – на трубах из сплавов МА8, ВТ1-0.

Опытные работы дали положительные результаты.

Образцы труб с отформованными в средней части цилиндрическими полостями показаны на рис. 2. Разделение трубы на две части дает два тонкостенных переходника с большим перепадом диаметров. Так, например, из труб Ø 50×1,0 мм и Ø 50×1,5 мм получены переходники с цилиндрическими участками диаметром 50 и 80 мм.

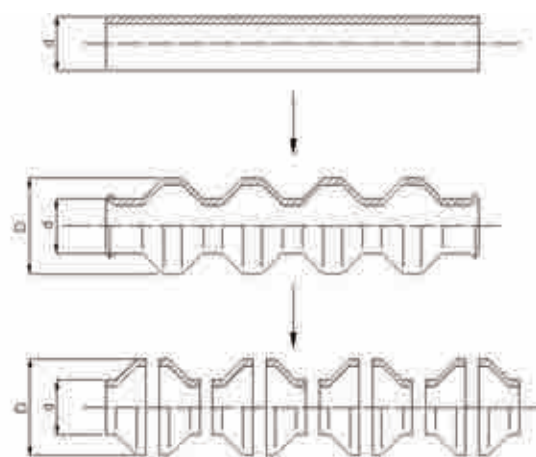


Рис. 3. Групповая формовка переходников

Длительность процесса ПТФ компенсируется возможностью групповой формовки, схема которой представлена на рис. 3.

С помощью ПТФ можно изготавливать трубные коллекторы с разнонаправленными отводами различных диаметров и высот (рис. 4).



Рис. 4. Образцы трубных коллекторов.
Труба $\varnothing 30 \times 1,0$ мм; сплав ОТ4

На детали типа тройников и крестовин коллектор может быть разрезан способом, аналогичным способу изготовления переходников.

Были проведены работы по определению возможности эффективного применения сверхпластичной формовки при изготовлении крутоизогнутых патрубков с отводами (рис. 5). Исходную трубную заготовку $\varnothing 50 \times 1,5$ мм после предварительного редуцирования диаметра до 45 мм изгибали на требуемый радиус патрубка (100 мм), вваривали заглушку с одного торца и штуцер



Рис. 5. Образцы патрубков с отводами.
Труба $\varnothing 50 \times 1,5$ мм; сплав АМг6

с другого, устанавливали в матрицу, прогревали до температуры сверхпластичной деформации 420°C и формовали при давлении воздуха 0,9 МПа. Однако полученные образцы были с сильно выраженной разнотолщиной.

На рис. 6 представлены этапы технологического процесса изготовления тонкостенных крутоизогнутых патрубков с фланцами. Трубные заготовки $\varnothing 50 \times 2,0$ мм из сплава ОТ4 изгибали на радиус, равный радиусу кривизны патрубка. В торцы трубных заготовок вваривали заглушки и штуцеры для подачи аргона. Фланцы патрубков с внутренним диаметром 80 мм точили из сплава ОТ4. Поверхности сопряжения труб с фланцами зачищали наждачной шкуркой и обезжировали ацетоном. Фланцы и трубные заготовки устанавливали в приспособление



Рис. 6. Образцы крутоизогнутых патрубков с фланцами ($R\rho/D = 1$)

с двумя полуматрицами, стягиваемыми кольцами. Чтобы предотвратить схватывание трубы с оснасткой, рабочие поверхности полуматриц покрывали порошком нитрида бора. БПТФ помещали в вакуумную камеру модернизированной установки СГВ-2,4-2/1БИ2, нагревали до $880-920^\circ\text{C}$ и производили формовку трубы аргоном по режиму диффузионной сварки – $t = 920^\circ\text{C}$; $p = 0,8-1,0$ МПа; $\tau \approx 30$ мин. В результате формовки диаметр заготовки увеличивался с 50 до 80 мм, одновременно толщина стенки уменьшилась в 1,6 раза. Получили крутоизогнутые патрубки диаметром $\varnothing 80$ мм и толщиной стенки $\sim 1,2$ мм с радиусом кривизны $R = 80$ мм ($R\rho/D = 1$). Изготовление таких патрубков другими известными способами не представляется возможным.

Металлографические исследования зон сварки труб с фланцами свидетельствовали о высоком качестве диффузионной сварки, непроваров и прочих дефектов не наблюда-

лось. Микроструктура образцов в различных участках, рекристаллизованная зернами размером 10–15 мкм, незначительно отличается от исходной.

Проведенное исследование свидетельствует об эффективности применения пневмотермической формовки трубных загото-

вок при изготовлении тонкостенных элементов ПГС. Практическое освоение процесса расширит возможности поиска рациональных конструктивных решений, повысит качественные показатели систем – вес, прочность, герметичность и надежность.

ПРИМЕНЕНИЕ ВЫСОКОРЕСУРСНЫХ ЛИСТОВЫХ ПРОФИЛЕЙ В КОНСТРУКЦИЯХ ЛА

В.А.Марковцев, канд. техн. наук (ОАО “Ульяновский НИИТ”)

Представлена номенклатура гнутых профилей, применяемых в изделиях отрасли, и технология их изготовления.

Ключевые слова: гибочно-прокатный станок, гнутые профили, высококачественные листовые профили.

APPLICATION OF HIGH-RESOURCE SHEET PROFILES IN THE CONSTRUCTIONS OF AIRPLANES.
V.A.Markovtsev, Cand.Tech.Sc.

The range of formed sections used in products of the industry as well as manufacturing technology is presented.

Keywords: rollforming machines, formed sections, high-resource sheet profiles.

Широкое применение в конструкциях панелей и оболочек, подкрепляющих элементов (профилей и гофров), изготовленных из листовых заготовок различных высокопрочных коррозионно-стойких сплавов и композиционных материалов – один из путей, позволяющий повысить эксплуатационные характеристики летательных аппаратов. Во многих случаях исходный высокопрочный лист имеет дополнительную алюминиевую плакировку поверхности, значительно повышающую характеристики коррозионной стойкости и ресурса.

Использование в качестве исходной заготовки катаного листа высокопрочного сплава толщиной 0,6–8 мм позволяет получать профили полок и стенок, толщина которых соответствует нагрузкам в каждом конкретном элементе конструкции.

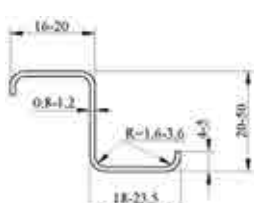
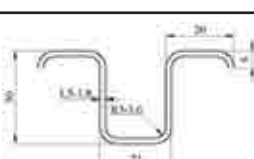


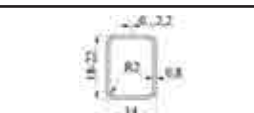
Изготавливать тонкостенные профили из листовых заготовок высокопрочных сплавов и композиционных материалов наиболее технологично гибкой, в том числе методом стесненного изгиба. Широко применяемое прессование профилей из труднодеформируемых сплавов затруднено, а поверхность получаемых деталей не имеет плакировки, что приводит к снижению коррозионной стойкости и ресурса изделий. Кроме того, прессованные профили имеют плюсовой допуск по толщине стенок и полок и, как следствие, повышенную массу.

Обычная гибка высокопрочных листовых заготовок возможна лишь с радиусами зон сгиба, в 3–10 раз превосходящими толщину исходного листа, вследствие чего прочность и жесткость сечения профиля существенно уступают аналогичным характеристикам

прессованного профиля.

В последние годы в изделиях авиационной техники применяются профили, изготовленные по методу стесненного изгиба [4]. Внутренний радиус зон сгиба профилей при этом составляет не более 2–3 толщин исходного материала, а сами зоны сгиба имеют утолщение 3–5 %. Высокое качество профильной продукции, изготавливаемой по технологии стесненного изгиба [1], позволило внедрить эту технологию в производство силовых элементов и других профилей самолетов Ил-114, Ил-103, Ту-334, Бе-200, Ан-70, Ан-140, Ан-148, Ил-112. Номенклатура профилей представлена в таблице.

В настоящее время отрабатывается технология изготовления листовых профилей

Чертеж сечения	Материал	Применение
	B95пчАТ2 1163АТ (Д16чАТ) 1441Т B95пчАМ 1163АМВ 1163пчАМ	Ил-114 Ил-103 Ил-112 Ан-148 Ан-70 Ан-140
	B95	Бе-200ЧС
	1469 B95 1163	Перспективный среднемагистральный самолет
	12Х18Н10Т	Ан-148
	30ХГСА	Ан-148

с уменьшенными радиусами зон сгиба и заданной продольной кривизной для перспективных изделий авиационной техники. Применяются листовые плакированные заготовки авиационных сплавов 1163, В95, 1441 для стрингеров и шпангоутов изделий; АМг6, Д16 – для отделки интерьера; 12Х18Н10Т, 30ХГСА – для элементов конструкции оборудования и бортового оснащения.

Профили изготавливаются из предварительно нарезанных из листа заготовок на гибочно-прокатных станках типа ГПС-350М6 производства ОАО «Ульяновский НИАТ» [2]. Станок ГПС-350 имеет конструктивные особенности, позволяющие успешно реализовывать технологию стесненного изгиба. Повышенная жесткость станины и корпусов клетей, усиленные подшипниковые узлы, специальные конструкции валов и оснастки обеспечивают стабильность зазоров в формующих клетях при нагружении и повышают качество получаемого профиля. Возможность значительного перемещения в вертикальной плоскости верхнего и нижнего валов в клетях при сохранении привода на каждый позволяет оптимально расположить профиль в формующих роликах, обеспечить максимально выгодные условия формообразования и расположения оси профилирования, что особенно важно при получении профилей высотой до 80 мм [3]. Наличие частотно-регулируемого привода позволяет выбрать оптимальный скоростной режим профилирования, исключить проскальзывание и задиры плакирующего слоя заготовки.

В конструкции формующих роликов предусмотрены установочные вертикальные и горизонтальные базы (рис. 1), что обеспечивает при смыкании нижнего и верхнего роликов гарантированный зазор в калибре, расположение оси профилирования в горизонтальной и вертикальной плоскостях (пат. № 2190490). Необходимо



Рис. 1. Рабочие калибры роликовых пар

отметить наличие специальных направляющего и правильного устройств. Направляющее устройство обеспечивает подачу заготовки (полоса или лента) под любым углом от 0 до 90°, что позволяет направить заготовку в первую пару формирующих роликов в полном соответствии с формой и расположением ее калибра. При этом не происходит

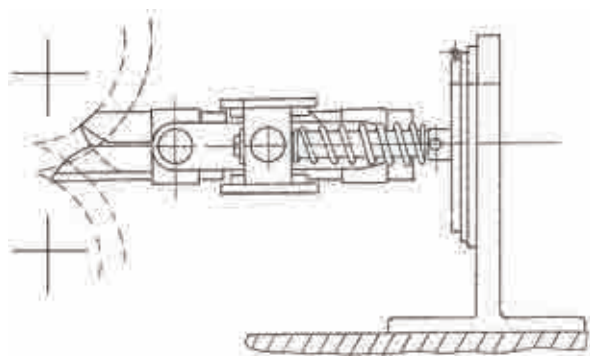


Рис. 2. Правильное устройство

избыточной деформации на входе, а также не появляются задиры и не остается следов инструмента на поверхности листовой плакированной заготовки. Правильное устройство имеет оригинальную конструкцию, позволяющую получать как прямолинейные

профили, так и профили с заданной продольной кривизной. Правильная обойма для получения прямолинейных профилей состоит из двух фильер, соединенных коромыслом, что обеспечивает самоустановку правильного блока в положение прямолинейного выхода профиля и, как результат, стабилизацию процесса стесненного изгиба в роликах (рис. 2). Получение профиля заданной продольной кривизны обеспечивается настройкой оси профилирования, конструкцией оснащения, выбором диаметров роликов, настройкой правильного устройства.

Такая конструкция оснастки позволяет исключить ошибки или неточности при переналадке станка с одного профиля на другой, сократить время переналадки до 30 мин, допускает возможность обслуживания оборудования минимально подготовленным персоналом.

ЛИТЕРАТУРА

1. РТМ 1.4.2005–90. Изготовление профилей из листов алюминиевых сплавов Д16ч, В95, 1420 методом стесненного изгиба. М.: НИАТ, 1990.
2. Пат. 2254193 РФ. Профилигибочный станок / В.А. Марковцев. Оpubл. 20.06.05, Бюл. № 17.
3. Марковцев В.А., Филимонов В.И. Формообразование стесненным изгибом в роликах и правка гнутых тонкостенных профилей. Ульяновск: Изд-во УлГТУ, 2006. 244 с.
4. Проскураков Г.В. Стесненный изгиб // Авиационная промышленность. 1966. № 2. С. 9–13.

КРИОГЕННЫЙ МЕТОД МОНТАЖА ВЫСОКОРЕСУРСНЫХ БОЛТОВЫХ СОЕДИНЕНИЙ В УСЛОВИЯХ АГРЕГАТНО-СБОРОЧНОГО ПРОИЗВОДСТВА

О.М.Балла, канд. техн. наук, С.Ю.Павликова (Иркутский государственный технический университет)

Приведены результаты исследования криогенной сборки высокоресурсных болтовых соединений пакетов из разнородных материалов, в том числе и содержащих ПКМ. Обоснована целесообразность формообразования отверстий по 6-му качеству точности.

Ключевые слова: криогенная сборка, болтовые соединения, растягивающие напряжения, радиальный натяг.

CRYOGENIC ASSEMBLAGE METHOD FOR LONG-LIFE BOLT JOINTS IN AGREGATE ASSEMBLY ENVIRONMENT. *O.M.Balla, Cand.Techn.Sc, S.Yu.Pavlikova.*

Results of investigations in cryogenic assembly of long-life bolt joints in the stacks of dissimilar materials including polymeric composites are presented. Practicability of forming holes according to the 6th grade of accuracy is justified.

Keywords: cryogenic assembly, bolt joints, tensile stress, radial interference.

Повышение ресурса изделий является актуальной задачей. Применительно к высокоресурсным болтовым соединениям решение задачи сводится к созданию при монтаже сжимающих остаточных напряжений. Их величина должна превышать эксплуатационный размах растягивающих напряжений, возникающих под воздействием внешних нагрузок. При этом суммарное значение напряжений сжатия и эксплуатационного размаха сжимающих напряжений не должно превышать предела текучести, а у высокопрочных алюминиевых сплавов – предела допустимого значения, выше которого снижается коррозионная стойкость. Коррозионная стойкость высокопрочных алюминиевых сплавов зависит не только от напряженного состояния и возможности взаимного перемещения сопряженных деталей под нагрузкой, следствием чего является коррозия трения (фреттинг коррозия). Существующие методы сборки соединений с радиальным натягом (путем запрессовки или втягивания) имеют недостатки и ограни-

чения в применении. Поэтому необходимо применение высокоресурсных соединений в изделиях тяжелого класса (транспортных и широкофюзеляжных изделиях) и в пакетах из алюминиевых сплавов.

Для расширения областей применения высокоресурсных болтовых соединений на пакеты из разнородных материалов, в том числе и содержащих полимерные композиционные материалы, и обеспечения возможности их монтажа в условиях ограниченного подхода к местам сборки в ИрГТУ проведены исследования эффективности применения криогенной сборки соединений с радиальным натягом. Исследования были выполнены применительно к следующим сопряжениям, для удобства анализа обозна-

ченными следующими номерами: $1 - \frac{H7}{r6}$,
 $2 - \frac{H7}{r6}$, $3 - \frac{H7}{s1}$, $4 - \frac{H7}{u6}$, $5 - \frac{H7}{v6}$,
 $6 - \frac{H7}{x6}$, $7 - \frac{H7}{z6}$.

Эффективность посадок можно определить, проанализировав изменения минимальных и максимальных значений радиальных натягов, достигаемых при существующих и криогенных методах монтажа высокоресурсных болтовых соединений. Закономерности изменения предельных значений радиальных натягов в зависимости от метода монтажа и применяемых сопряжений на примере болтов диаметром 16 мм из высокопрочных сталей типа 30ХГСН2А и ВНС5 (для других диаметров характер изменения натягов аналогичен, поэтому далее все примеры приведены только для данного диаметра) приведены на рис. 1. Обозначим $N_{\min \text{ сущ}}$, $N_{\max \text{ сущ}}$ – соответственно минимальные и максимальные значения натягов для применяемых методов сборки; $N_{\min \text{ кр}}$, $N_{\max \text{ кр}}$ – соответственно минимальные и максимальные значения натягов для криогенного метода сборки.

Криогенный метод сборки для сопряжений $\frac{H7}{p6}$, $\frac{H7}{r6}$, $\frac{H7}{s1}$ обеспечивает по сравнению с существующими методами увеличение фактических значений радиальных натягов как минимальных (кроме посадки $p6$, где при сочетании минимальных и максимальных размеров натяг может быть равен 0), так и максимальных вследствие исключения повреждения поверхностного слоя на сопрягаемых деталях. У сопряже-

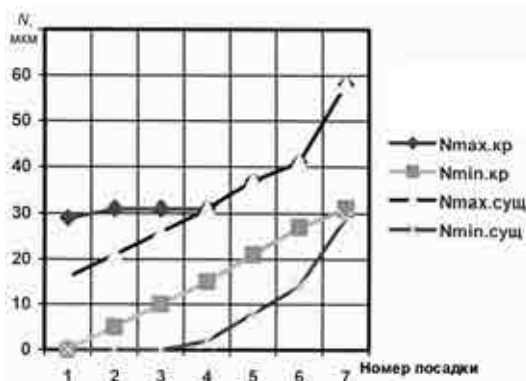


Рис. 1. Закономерность изменения предельных значений радиальных натягов при различных методах установки болтов

ний с большими значениями радиальных натягов наблюдается частичное повреждение поверхностного слоя при максимальных натягах. Максимальные натяги становятся равными при всех методах сборки, эффективность криогенной технологии растет только за счет увеличения минимальных значений натягов, но для сопряжения $\frac{H7}{z6}$ при минимальном натяге наблюдается смятие высот микронеровностей, что приводит к значительному снижению эффекта от применения криогенной сборки. Предельные значения монтажных зазоров и натягов, определенных из условия сочетания предельных значений размеров для сопряжений диаметром 16 мм, приведены на рис. 2.

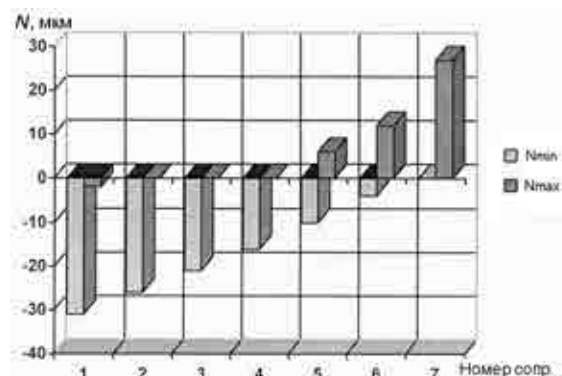


Рис. 2. Монтажные зазоры и натяги для рассматриваемых сопряжений при выполнении криогенной сборки

Изменение монтажных размеров приводит к значительному снижению монтажных усилий (рис. 3).

Для сопряжений $\frac{H7}{p6}$, $\frac{H7}{r6}$, $\frac{H7}{s1}$, $\frac{H7}{u6}$ практически исключена необходимость использования гидравлического или пневмогидравлического инструмента для сборки, что резко снижает требования к размерам рабочего пространства для установки болтов. Это позволит применить соединения с радиальным натягом и для изделий, где ранее подобные сопряжения было невозможно использовать из-за ограниченных размеров. Размеры рабочего пространства при этом

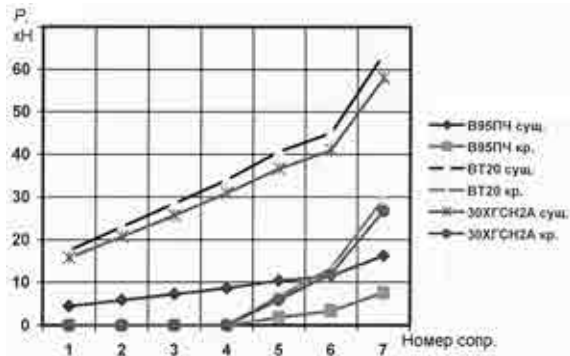


Рис. 3. Усилия запрессовки болтов для применяемого и криогенного методов сборки в зависимости от величины радиального натяга для болтов диаметром 16 мм

становятся сопоставимыми с размерами, необходимыми для монтажа болтов обычных конструкций. Для сопряжений $\frac{H7}{p6}$,

$\frac{H7}{x6}$ возможно независимо от состава пакета

та применение РМИ, обычно используемого для сборки пакетов из алюминиевых сплавов (усиления запрессовки или втягивания для пакетов, содержащих высокопрочные стали и титановые сплавы не превышают значений, характерных для сборки высокоресурсных соединений из алюминиевых сплавов).

Для сопряжения $\frac{H7}{z6}$ только снижаются

усиления запрессовки, напряженное состояние практически не изменяется, но оно значительно выше, чем при сборке пакетов из алюминиевых сплавов, что требует применения специального инструмента с большими тяговыми усилиями и соответственно увеличенного объема рабочего пространства для его размещения.

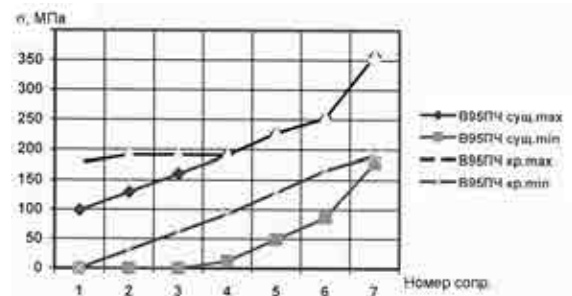
Характер изменения размаха растягивающих напряжений в сопряжениях в зависимости от методов сборки и применяемых материалов на примере соединений диаметром 16 мм приведен на рис. 4.

Размах растягивающих напряжений был определен из условия, что при суммировании сжимающих напряжений, сформированных при монтаже, с размахом допусти-

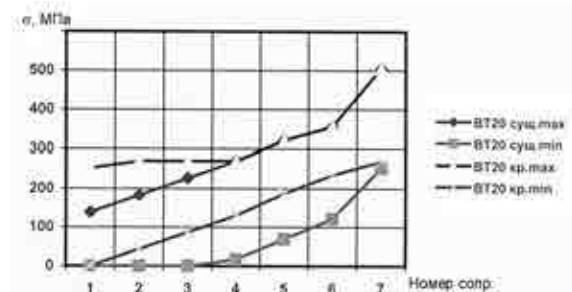
мых растягивающих напряжений, возникающих при эксплуатации в соединении, останутся сжимающие напряжения.

Векторная сумма монтажных сжимающих напряжений и размаха напряжений сжатия при эксплуатации не превысят предел текучести наименее прочного материала, входящего в пакет.

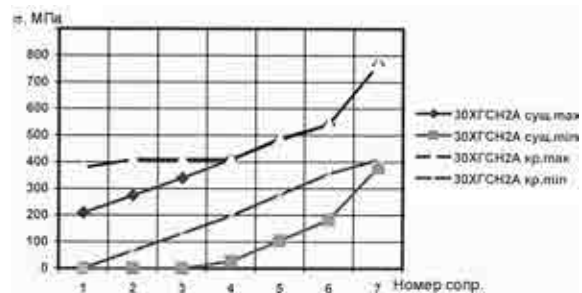
Исследованиями установлено, что характер изменения зависимостей напряженного состояния от применяемой посадки в соединении аналогичен для всех рассмотренных материалов. Криогенный метод установки позволяет расширить область использования высокоресурсных соединений, а также



а



б



в

Рис. 4. Предельные значения размаха растягивающих напряжений для элементов пакета из высокопрочного алюминиевого сплава (а), из титанового сплава (б) и из высокопрочной стали (в) в зависимости от методов сборки

уменьшить размер рабочего пространства, необходимого для выполнения сборочных работ. Сопряжения $16\frac{H7}{p6}$, $16\frac{H7}{r6}$, $16\frac{H7}{s1}$, $16\frac{H7}{u6}$ могут быть выполнены без применения средств механизации, а для выполнения сопряжений $16\frac{H7}{v6}$, $16\frac{H7}{x6}$ монтажные усилия не превышают значений, допустимых для соединений из алюминиевых сплавов. С учетом того, что при сборочных работах вероятность сочетания предельных значений размеров сопрягаемых деталей не превышает 3%, проектирование можно выполнять, учитывая среднеквадратичные натяги. Дальнейшее повышение эффективности сборки высокоресурсных соединений можно обеспечить ужесточением требований к точности собираемых деталей.

Технологически проще обеспечить обработку по более точным квалитетам шеек болтов, но изменение полей допусков в данном случае крайне незначительно. Это не позволит повысить эффективность высокоресурсных соединений. Наиболее существенно поля допусков изменяются при повышении точности обработки отверстий. Исследования показали, что отверстия целесообразно выполнять по 6-му квалитету с шероховатостью обработанной поверхности в пределах $Ra = 0,63$ мкм, величина срезаемых микронеровностей для сопряжений с большими натягами при этом не будет превышать 7 мкм. Дальнейшее повышение точности не целесообразно из-за крайне незначительного влияния изменения полей допусков на значения монтажных зазоров и рабочих натягов, а снижение высот микронеровностей для деталей из алюминиевых сплавов может снизить коррозионную стойкость деталей из высокопрочных алюминиевых сплавов. Для обоснования снижения высот микронеровностей жестче, чем $Ra = 0,32$ мкм при больших значениях ра-

диальных натягов требуется специальное исследование на устойчивость соединений на фреттинг коррозию.

Изменение монтажных зазоров при вышеприведенных сопряжениях для всех методов сборки в случае выполнения отверстий по 6-му и 7-му квалитетам точности приведены на рис. 5, а изменение предельных значений радиальных натягов – на рис. 6.

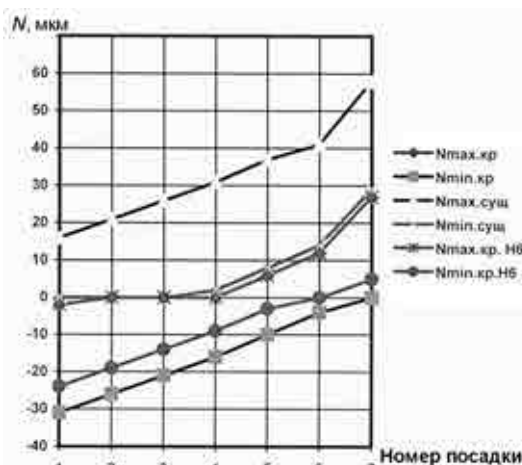


Рис. 5. Предельные значения монтажных натягов и зазоров при различных методах установки высокоресурсных болтов для вариантов выполнения отверстий по 16H7 и 16H6

Формообразование отверстий в пакетах по 6-му квалитету приводит к снижению рассеивания предельных значений размеров, причем минимальные размеры по сравнению с 7-м квалитетом повышаются, сохраняя гарантированный зазор при сборке

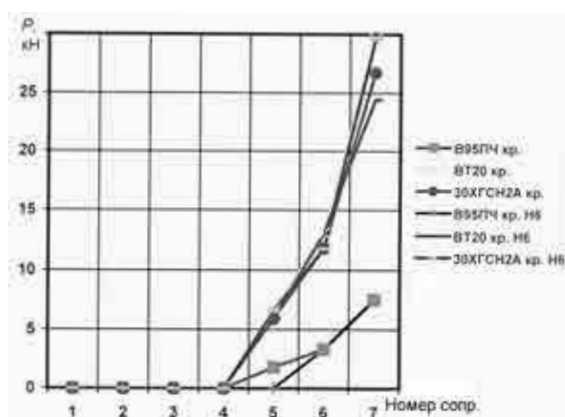


Рис. 6. Усилия запрессовки болтов для криогенного метода сборки в зависимости от величины радиального натяга и квалитета точности

(кроме сопряжения $\frac{H7}{z6}$, где появляется незначительный натяг). Верхние значения размеров становятся сопоставимыми с минимальными значениями для существующих методов сборки и максимальными с криогенной сборкой сопряжений по 7-му качеству. Всё это позволяет выполнять сопряжения с радиальным натягом $16\frac{H7}{p6}$, $16\frac{H7}{r6}$, $16\frac{H7}{s1}$, $16\frac{H7}{u6}$, $16\frac{H7}{v6}$ в пакетах из алюминиевых сплавов без применения механизированного инструмента. Для пакетов, включающих высокопрочные материалы, усилия запрессовки не превышают значений для пакетов из алюминиевых сплавов (кроме сопряжения $\frac{H7}{z6}$, см. рис. 6). Необходимо отметить, что при монтаже методом втягивания усилия будут на 30 % меньше, что позволит расширить области применения сборочных операций с криогенным охлаждением.

От повышения точности формообразования отверстий наиболее значимым будет увеличение фактических значений радиаль-

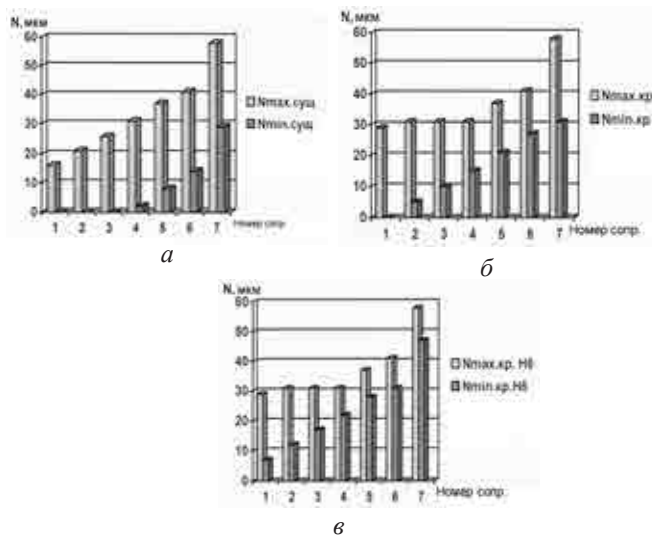


Рис. 7. Закономерность изменения предельных рабочих значений радиальных натягов при установке болтов по Н7 методом запрессовки (а), по Н7 (б) и по Н6 (в) криогенным методом

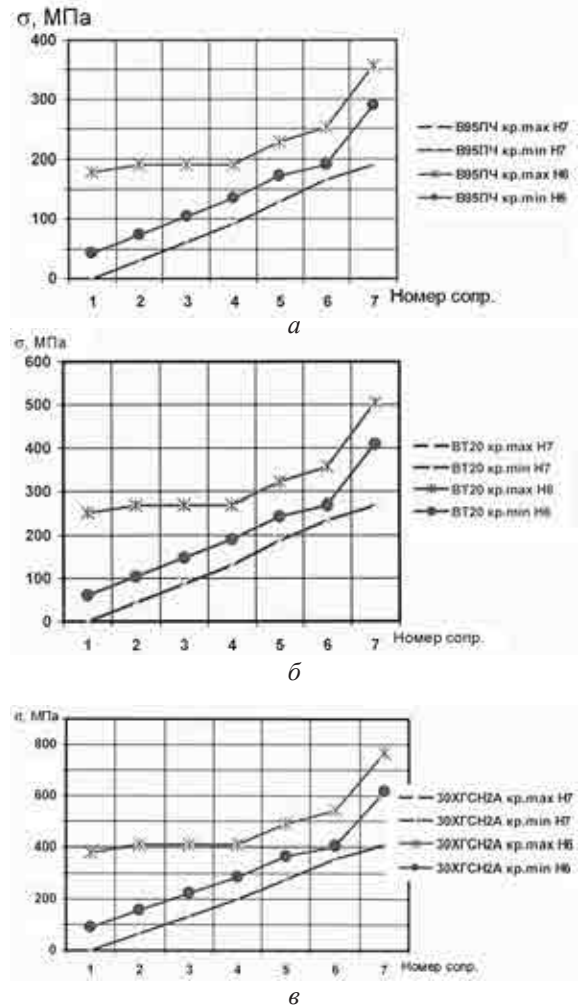


Рис. 8. Предельные значения размаха растягивающих напряжений для элементов пакета из высокопрочного алюминиевого сплава (а), из титанового сплава (б) и из высокопрочной стали (в) в зависимости от качества точности

ных натягов вследствие уменьшения разности предельных размеров сопрягаемых деталей и соответственно напряжений сжатия. Кроме того, формирование отверстий по 6-му качеству точности дополнительно обеспечит увеличение максимальных и минимальных натягов для сопряжений $\frac{H6}{p6}$, $\frac{H6}{s1}$, а для остальных сопряжений – только минимальных. Поля расположения предельных значений натягов для рассматриваемых методов сборки сопряжений приведены на рис. 7.

Полученные результаты убедительно

свидетельствуют о том, что криогенные методы установки высокоресурсных болтовых соединений при соблюдении типовых требований к точности обеспечивают формирование более высоких напряжений сжатия, чем при использовании типовых механических методов. Повышение точности формообразования отверстий до 6-го качества точности и шероховатости $Ra = 0,63$ мкм позволяет создать для всех сопряжений, даже при предельном соотношении размеров, напряжения сжатия. Так, для сопряжения $\frac{H7}{p6}$ при механической и криогенной сборке возможно формирование соединений с нулевым натягом, что исключается для сопряжения $\frac{H6}{p6}$. Всё это позволяет повысить допустимый размах эксплуатационных растягивающих напряжений.

Полученные результаты показали целесообразность повышения точности формообразования отверстий в пакетах и качества обработанной поверхности, несмотря на необходимость применения специального

инструмента (однокромочных разверток типа MAPAL). Повышение точности до 6-го качества только при криогенном методе сборки увеличивает допустимый эксплуатационный размах напряжений растяжения от 1,5 до 3 раз только вследствие увеличения минимальных значений радиальных натягов, в том числе и при посадке $p6$ (рис. 8). По сравнению с механическими методами сборки эффект будет значительно выше.

ЛИТЕРАТУРА

1. **Воробей В.В., Сироткин О.С.** Соединение конструкций из композиционных материалов. Л.: Машиностроение, 1987. 168 с.
2. **Гринченко И.Г., Семенченко И.В.** Обработка сплава В93 с учетом прочности. РТМ-1149. М.: НИИТ, 1968. 13 с.
3. **Фридляндер И.Н., Кишкина С.И., Кутайцева Е.И.** Конструирование и технология изготовления деталей из высокопрочных алюминиевых сплавов В95; В95пч; В93 и В93пч. Инструкция 1021-73. М.: ВИАМ, 1973. 25 с.
4. **Ярковец А.И., Сироткин О.С., Фирсов В.А., Киселев Н.М.** Технология выполнения высокоресурсных заклепочных и болтовых соединений в конструкциях самолетов. М.: Машиностроение, 1987. 192 с.

КОНЦЕПЦИЯ УНИВЕРСАЛЬНОЙ СИСТЕМЫ ЧПУ ДЛЯ СОВРЕМЕННОГО ТЕХНОЛОГИЧЕСКОГО ОБОРУДОВАНИЯ

А.В.Коваленко, канд. техн. наук (ОАО “Национальный институт авиационных технологий”)

Рассмотрен вопрос построения системы управления, предназначенной для использования на современном технологическом оборудовании. Представлена концепция универсальной системы ЧПУ, обладающей набором функций для управления механообрабатывающим и иными типами технологического оборудования. Рассмотрены основные варианты аппаратной реализации универсальной системы ЧПУ.

Ключевые слова: система управления, ЧПУ, технологическое оборудование.

THE CONCEPT OF A GENERAL-PURPOSE NC SYSTEM FOR MODERN MANUFACTURING EQUIPMENT. *A.V.Kovalenko, Cand.Tech.Sc.*

The problem of a control system construction intended for utilization with modern manufacturing equipment is considered. The article presents the concept of a general-purpose NC system with a set of functions to control machining and other types of manufacturing equipment. Basic versions of hardware implementation for the general-purpose NC system are examined.

Keywords: control system, NC, manufacturing equipment.

Ежегодно возрастающая сложность конструкций летательных аппаратов требует совершенствования существующих процессов изготовления их деталей, а также появления принципиально новых, отличных от уже существующих. Новые технологические процессы, вытесняющие устаревшие аналоги, повышают эффективность производства: снижают время обработки детали, повышают качество обработки, являются экологически более чистыми. Однако для реализации большинства новых процессов необходимо сложное технологическое оборудование.

В связи с тем, что новейшие технологические процессы (электронно-лучевая сварка, ионно-плазменное нанесение покрытия, лазерно-плазменная обработка поверхности и т.п.) не ограничиваются механообработкой, а используют различные физические явления, возникает необходимость синхронизации управления всеми параметрами протекающих процессов, а также с взаимным перемещением исполнительных органов. Достижение максимальной эффектив-

ности такого оборудования (именуемого в дальнейшем физико-механическим) ввиду высокой скорости протекания используемых процессов обработки возможно только в случае применения быстродействующей системы управления.

Представленные на российском рынке серийно выпускающиеся системы ЧПУ в силу ориентации на металлорежущие станки и обрабатывающие центры не обладают достаточным набором функций для обеспечения функционирования физико-механического оборудования [1, 2]. Системы управления на базе персональных компьютеров (ПК) и программируемых логических контроллеров (ПЛК) являются узкоспециализированными и имеют значительные функциональные ограничения, а потому зачастую не позволяют полностью автоматизировать процесс обработки. На некоторых видах физико-механического оборудования российского производства устанавливаются децентрализованные системы управления, в принципе не позволяющие синхронизировать параметры протекающих процессов и

взаимное перемещение исполнительных органов. Помимо этого, такие системы управления не являются CALS-совместимыми и не позволяют полностью интегрировать технологическое оборудование в современное производство [3].

Избежать эти недостатки можно с помощью универсальной системы ЧПУ (рис. 1), соответствующей классической архитектуре [4]. Система представляет собой единое устройство, позволяющее синхронно управлять взаимными перемещениями исполнительных органов оборудования и параметрами физических процессов, осуществляющих технологическое воздействие. Программной особенностью универсальной системы ЧПУ является разделение осей ЧПУ на два типа: геометрические и физические.

Под геометрической осью понимается переменная системы ЧПУ, значение которой соответствует положению исполнительного органа, определенному относительно одной из осей координат пространства, и является его управляющей величиной, а под физической осью¹ – аналогичная переменная, управляющая определенным параметром технологического воздействия на обрабатываемую деталь с помощью некоторого физического процесса, применяемого в данном типе технологического оборудования.

Параметры геометрических и физических осей задаются в управляющей программе, написанной на едином стандартизованном языке ISO-7bit [6]. Синхронизация геометрических и физических осей достигается за счет параллельной обработки их данных ядром системы ЧПУ: интерпретатором и интерполятором. Таким образом, геометрическая задача стандартной системы ЧПУ

¹ Понятие физической оси сформулировано в ходе расширенного исследования программного управления физическими процессами, применяемыми при изготовлении авиационных деталей, и базируется на понятии электрической оси, применяемом в системах управления электронно-лучевыми установками [5].



Рис. 1. Функциональная схема универсальной системы ЧПУ

[7], заключающаяся в интерполяции перемещения, дополняется физической задачей, реализующей интерполяцию параметров физических процессов.

Несмотря на различия в алгоритмах работы, обусловленных спецификой работы исполнительных органов, управляющие контуры геометрических и физических осей имеют близкое время запаздывания сигналов, что обеспечивает синхронизацию изменения всех параметров технологического процесса. Так, каждый контур управления геометрической осью включает три типа отрицательных обратных связей [8]: по управляемой величине (положению), ее первой (скорости) и второй (ускорению или моменту) производным, в то время как контур управления физической осью предусматривает только обратную связь по управляемой величине. Контурами управления физическими осями предусмотрено введение настраиваемой нелинейной зависимости управляемой величины от управляющего воздействия. В частности, это применяется в триодных электронно-лучевых пушках для реализации управления током луча изменением напряжения Венельта [9]. Еще одна особенность физических осей – наличие программируемого генератора периодических сигналов, индивидуального для каждой оси. В зависимости от типа техноло-

гического оборудования генератор может использоваться для реализации развертки электронного или лазерного луча.

Такая схема построения управляющих контуров физических осей является универсальной и обеспечивает одинаковую эффективность при использовании исполнительных органов, реализующих различное по своей природе технологическое воздействие.

В универсальную систему ЧПУ может быть внедрено дополнительное программное обеспечение, реализующее работу с периферийным оборудованием, не требующим циклической обработки сигналов (например, для обработки изображения с видеокамеры или растрового видеоконтрольного устройства [10]). В зависимости от предназначения оборудования такое программное обеспечение может взаимодействовать с другими компонентами системы ЧПУ, в частности с интерполятором или ПЛК.

Существует два основных исполнения универсальной системы ЧПУ: на базе промышленного ПК или на базе коммерческой системы управления, построенной в соответствии с классической архитектурой [4].

Универсальная система ЧПУ на базе промышленного ПК подразумевает самостоятельную разработку всех компонентов системы ЧПУ, а также программного обеспечения, необходимого для интеграции оборудования в промышленную сеть предприятия [3]. Существует большое число конфигураций такого исполнения универсальной системы ЧПУ, отличающихся в зависимости от степени интеграции в них коммерческих продуктов.

Основными достоинствами этого исполнения является низкая стоимость оборудования, используемого при разработке универсальной системы ЧПУ, и отсутствие избыточной функциональности (как в алгоритмах работы ядра, так и в структуре че-

ловеко-машинного интерфейса), закладываемой разработчиками серийных систем ЧПУ, так как они ориентированы на механически обрабатывающее технологическое оборудование.

Серьезный недостаток исполнения – высокая трудоемкость реализации, связанная с частичной или полной разработкой базовых компонентов системы ЧПУ: интерпретатора, интерполятора, ПЛК, человеко-машинного интерфейса. В сочетании с самостоятельной разработкой программ для удаленного управления и диагностирования это значительно увеличивает срок изготовления конечного продукта.

Данное исполнение наиболее подходит для реализации разработчиками систем управления, но при этом оно неприемлемо для производителей технологического оборудования ввиду высоких трудовых затрат на разработку и низкой экономической эффективности в случае штучного производства.

Стоит отметить, что ряд моделей физико-механического оборудования российского производства комплектуются системами управления на базе промышленного ПК, однако их нельзя рассматривать как модификации универсальной системы ЧПУ из-за узкой специализации и невозможности перенастройки на другие виды технологического оборудования.

Универсальная система ЧПУ на базе коммерческой системы управления включает все основные компоненты классической архитектуры [4]. Интеграция универсальной системы ЧПУ в промышленную сеть предприятия [3] в данном случае осуществляется с помощью пакета программного обеспечения, входящего в комплект поставки базовой коммерческой системы управления.

К основным достоинствам такого исполнения можно отнести наличие готового ядра системы ЧПУ, ПЛК и человеко-машинного

интерфейса. Помимо этого, большинство ведущих производителей систем ЧПУ комплектуют свои продукты пакетами программного обеспечения, позволяющего интегрировать технологическое оборудование в CALS-производство. Использование коммерческой системы ЧПУ обычно снижает временные и материальные затраты на разработку и подбор электродвигателей и модулей управления к ним, поскольку большинство производителей систем ЧПУ предоставляет набор апробированных решений.

Существенным недостатком данного исполнения является высокая стоимость базовой системы ЧПУ и дополнительные трудозатраты на адаптацию человеко-машинного интерфейса под нужды физико-механического оборудования.

Существует три основных конфигурации универсальной системы ЧПУ в данном типе исполнения, различающиеся способом реализации управляющих алгоритмов физических осей (рис. 2).

В случае программной реализации управляющих алгоритмов физических осей (см. рис. 2,а) управляющий блок получает от интерполятора текущие координаты каждой из физических осей с помощью функций открытой архитектуры ядра [11]. Дан-

ная реализация универсальной системы ЧПУ возможна только на базе коммерческой системы управления класса PCNC. При этом программируемый генератор является частью программного блока, реализующего управляющие алгоритмы физических осей, и управляется с помощью дополнительных команд языка ISO-7bit, получаемых из ядра также с помощью открытой архитектуры.

Данный способ реализации является единственным способом расширения функциональных возможностей, официально поддерживаемым большинством производителей классических систем ЧПУ. Существенным недостатком является высокая стоимость открытой архитектуры ядра, часто являющейся опцией, а также запрет ряда западных производителей на поставку данной опции российским предприятиям.

Альтернативой описанной конфигурации является аппаратная реализация управляющих алгоритмов физических осей (см. рис. 2,б), заключающаяся в разработке аппаратного модуля, маскируемого под штатный блок управления электродвигателем. При этом ядро системы ЧПУ производит обмен данными с этим модулем как со штатным блоком управления электродвигателем.

Программируемый генератор реализован в рамках аппаратного модуля и управляется дополнительными командами языка ISO-7bit, транслируемыми в модуль из ядра системы ЧПУ через ПЛК.

Такой способ реализации позволяет использовать в качестве базовой систему ЧПУ, построенную по архитектуре CNC [12], в том случае, если в технологическом оборудовании отсутствует периферийное оборудование, не требующее циклической обработки сигналов. Это позволяет значительно снизить стоимость универсальной системы ЧПУ. Однако реализация такой системы управления сопряжена с повышенной трудоемкостью, обусловленной необходимостью разработки аппаратного модуля с ин-

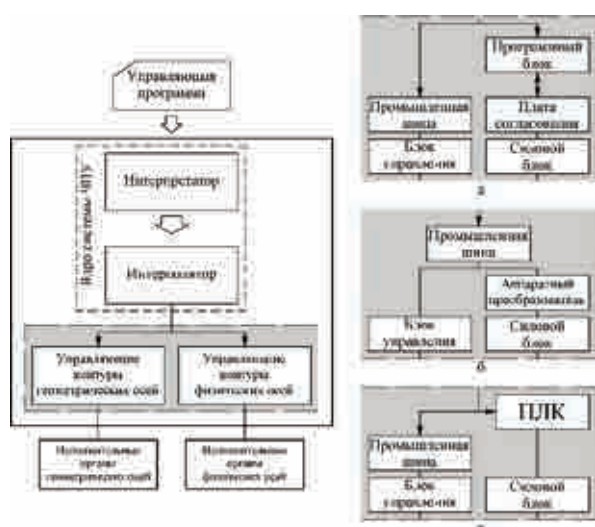


Рис. 2. Основные конфигурации универсальной системы ЧПУ, выполненной на базе коммерческой системы управления

терфейсом, полностью идентичным интерфейсу штатных для базовой системы ЧПУ модулей управления электродвигателями.

Программно-аппаратная реализация управляющих алгоритмов физических осей (см. рис. 2,в) представляет собой симбиоз двух предыдущих конфигураций. В этом случае управляющие контуры физических осей реализованы в интегрированном в систему ПЛК, получающем текущие координаты физических осей из ядра системы ЧПУ по внутреннему интерфейсу.

В случае необходимости в отдельных конфигурациях контуры управления могут быть реализованы на дополнительном промышленном контроллере, имеющем более высокое быстродействие, чем интегрированный ПЛК. Интегрированный ПЛК выполняет функцию связного звена и осуществляет передачу текущих координат физических осей из интерполятора во внешний контроллер.

Основным достоинством данного способа реализации является его высокая экономическая эффективность: для его реализации необходимы минимальные трудозатраты, связанные, в основном, с написанием программы для ПЛК. Однако большинство ПЛК имеют значительно меньшее быстродействие, чем специализированный контроллер или промышленный компьютер, в результате чего такт управляющего контура физических осей в несколько раз превышает такт аналогичного контура геометрических осей, что может оказаться неприемлемым при управлении сверхбыстротекущими процессами.

Возможна также комбинированная конфигурация, включающая различные способы реализации управляющих алгоритмов физических осей, однако в большинстве случаев это экономически не оправдано.

Каждое из названных решений имеет индивидуальный набор конструктивных осо-

Основные исполнения универсальной системы ЧПУ и способы их реализации

Исполнение	Базовая система ЧПУ	Управляющие контуры геометрических осей	Управляющие контуры физических осей
На базе промышленного ПК	Промышленный ПК + программное обеспечение собственной разработки	Коммерческие или собственной разработки	Составная часть программного обеспечения собственной разработки
На базе коммерческой системы ЧПУ	Коммерческая система ЧПУ класса PCNC с открытой архитектурой ядра	Штатные	Программный модуль, встроенный в ядро системы ЧПУ
			Аппаратный модуль, замаскированный под штатный блок управления электродвигателем
	Коммерческая система ЧПУ		Отдельный или интегрированный ПЛК

бенностей (см. таблицу); выбор конкретной конфигурации зависит от особенностей технологического оборудования, а также традиций, сложившихся на предприятии-производителе.

Прототипы универсальной системы ЧПУ в настоящее время используются в физико-механическом оборудовании, разрабатываемом ОАО «Национальный институт авиационных технологий» (НИАТ). В частности, экспериментальными моделями универсальных систем ЧПУ на базе стандартных систем управления семейства Siemens SINUMERIK 840D оборудованы установки электронно-лучевой сварки ЭЛУ-20АМ и ЭЛУ-5 [5], используемые в опытном производстве ОАО НИАТ.

Стоит отметить, что ряд западных производителей физико-механического оборудо-

дования (в частности, фирмы Steigerwald Strahltechnik SST и Pro-Beam, занимающиеся изготовлением электронно-лучевых установок и их компонентов) используют системы управления, схожие с третьим вариантом реализации универсальной системы ЧПУ на базе коммерческой системы управления.

ЛИТЕРАТУРА

1. Плихунов В.В., Шлесберг И.С., Коваленко А.В., Омельченко И.С. Перспективы развития систем управления установками электронно-лучевой сварки // *Авиационная промышленность*. 2008. № 4. С. 16–20.

2. 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.

3. Соломенцев Ю.М. Технологические основы гибких производственных систем. М.: Высшая школа, 2000. 255 с.

4. Сосонкин В.Л., Мартинов Г.М. Концепция числового программного управления мехатронными системами: архитектура систем типа PCNC // *Мехатроника*. 2000. № 1. С. 26–29.

5. Мартинов Г.М., Плихунов В.В., Коваленко А.В. Расширение функциональных возможностей системы ЧПУ для управления установкой электронно-лучевой сварки // *Авиационная промышленность*. 2009. № 1. С. 16–21.

6. Мартинов Г.М., Обухов А.И., Пушков Р.Л. Принцип построения универсального интерпретатора языка программирования высокого уровня для систем ЧПУ // *Мехатроника, автоматизация, управление*. 2010. № 6. С. 42–50.

7. Мартинов Г.М., Сосонкин В.Л. Концепция числового программного управления мехатронными системами: реализация геометрической задачи // *Мехатроника*. 2001. № 1. С. 9–15.

8. Блейз Е.С., Данилов Ю.А., Казмиренко В.Ф. и др. Следящие приводы / Под ред. Б.К. Чемоданова. М.: Энергия, 1976. Кн. 1. 480 с., кн. 2. 383 с.

9. Башенко В.В. Электронно-лучевые установки. М.: Машиностроение, 1972. 168 с.

10. Глазов С.И., Люшинский А.В., Магнитов В.С., Обознов В.В., Чуклинов С.В. Основы технологии электронно-лучевой и диффузионной сварки / Под общ. науч. ред. О.С. Сироткина, С.В. Чуклинова. Рыбинск: Рыбинский дом печати, 2001. 288 с.

11. Сосонкин В.Л., Мартинов Г.М. Концепция систем ЧПУ типа PCNC с открытой архитектурой // *СТИН*. 1998. № 5. С. 7–12.

12. Сосонкин В.Л., Мартинов Г.М. Системы числового программного управления: Учеб. пособие. М.: Логос, 2005. 296 с.

ОПРЕДЕЛЕНИЕ ПАРАМЕТРОВ ШТАМПОВКИ РАЗДАЧЕЙ КРУТОИЗОГНУТЫХ И СТУПЕНЧАТЫХ ПАТРУБКОВ

О.М.Болтенкова (Воронежский государственный университет инженерных технологий), А.И.Кочегаров (ОАО “НИИАСПК”, г. Воронеж)

Приведены основные закономерности процесса формообразования патрубков из сверхтонких труб в штампах.

Ключевые слова: сверхтонкостенный, крутоизогнутый, ступенчатый патрубок; формообразование раздачей.

DETERMINATION OF PARAMETERS OF EXPANSION FORMING OF THE STEEPLY CURVED AND STEPPED PIPE BRANCHES. *O.M.Boltenkova, A.I.Kochegarov.*

Basic mechanisms of forming pipe branches from super thin tubes in dies are presented.

Keywords: super thin-walled, steeply curved, stepped, pipe branch, expansion forming.

В ряде изделий авиационной техники применяются трубопроводы с изогнутыми участками, имеющие стенку толщиной $t = 0,4...0,6$ мм из алюминиевых, титановых

сплавов и коррозионно-стойких сталей с наружным диаметром $D = 50...120$ мм. Эти трубные элементы относятся к сверхтонкостенным ($D/t > 130$). Традиционные спосо-

бы гибки проталкиванием под внутренним давлением наполнителя [1] не позволяют получить качественные крутоизогнутые и ступенчатые патрубки из сверхтонкостенных труб из-за возникновения в процессе формообразования дефектов:

– поперечные гофры в зонах контакта трубы с пуансоном проталкивания и малого радиуса изгиба (для крутоизогнутых патрубков);

– недоформовка наружного контура и поперечные гофры в зоне малого радиуса изгиба (для ступенчатых патрубков).

Гофры снижают циклическую долговечность трубопровода, так как увеличивают гидравлическое сопротивление при движении рабочей среды и концентрацию напряжений.

Конструктивные особенности, применяемые материалы, требования повышения ресурса трубопровода вызывают необходимость внедрения специальных методов формообразования, к ним относится гибка крутоизогнутых и ступенчатых патрубков раздачей трубных заготовок внутренним давлением в штампах, имеющих разъем в вертикальной плоскости.

Криволинейный канал штампа имеет тороидальный участок и цилиндрические полости для формообразования раздачей под действием внутреннего давления эластичной среды патрубков с прямыми участками под аргонодуговую сварку кольцевых стыков (рис. 1). К зоне минимального радиуса изгиба патрубка примыкают полости в виде сегментов сферы диаметром, равным диаметру криволинейного канала.

Благодаря наличию сферических полостей в процессе деформации трубной заготовки возникают меридиональные напряжения растяжения, которые формируют полуфабрикат патрубка с образующими одинаковой длины в любом продольном сечении и минимальной разнотолщиной. При этом зоны минимального и максимального радиусов изгиба формируются в одинаковых

условиях радиальной раздачи. По окончании процесса штамповки отформованный полуфабрикат патрубка извлекают из криволинейного канала и вырезают из него требуемую деталь (крутоизогнутый или ступенчатый патрубок).

В работе [2] дан теоретический анализ формообразования тороидальной части полуфабриката патрубка без учета влияния цилиндрических и сферических участков, поэтому полученные результаты по определению энергосиловых параметров процесса могут быть использованы лишь в первом приближении.

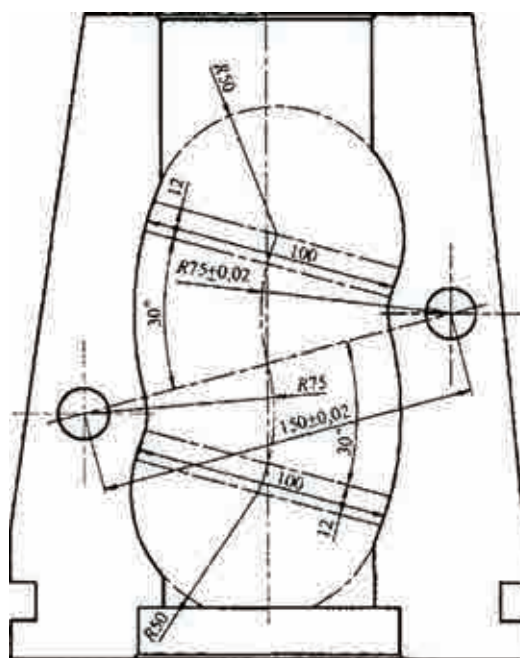


Рис. 1. Полу матрица для формообразования раздачей ступенчатых патрубков

Авторами была поставлена цель определить энергосиловые параметры процесса гибки патрубков раздачей эластичной среды. Процесс формообразования включает в себя несколько стадий. Конечная стадия формообразования наиболее значимая. Рассмотрим левую часть патрубка. Для моделирования кинематики в пределах этой части выделим четыре зоны (рис. 2). Зона 4 является частью исходной трубной заготовки и расположена вне основного очага деформации. Деформации в ней мало влияют на ве-

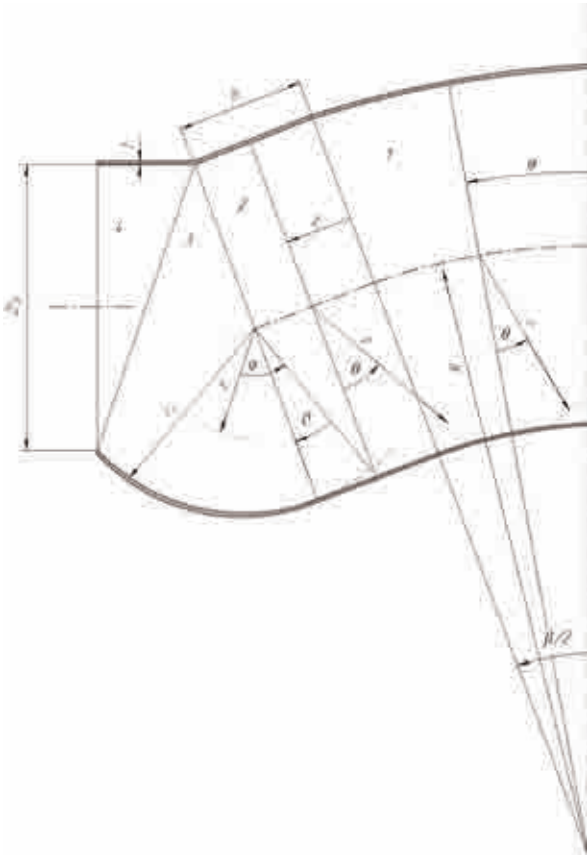


Рис. 2. Геометрические параметры криволинейного канала штампа

личину потребного для гибки внутреннего давления q , поэтому при анализе процесса формообразования эту зону рассматривать не будем.

Построение кинематически возможного поля перемещений. Для описания геометрии зоны 1 используем тороидальную систему координат r, θ, φ . Поле перемещений, моделирующее пластическое течение в этой зоне, должно удовлетворять условию несжимаемости и кинематическим краевым условиям.

Кинематические краевые условия определяются соотношениями:

$$v_r^{(1)}|_{r=r_1} = 0; v_\varphi^{(1)}|_{\varphi=0} = 0, \quad (1)$$

где $v_r^{(1)}, v_\varphi^{(1)}$ – компоненты вектора перемещений в зоне 1. В связи с тем, что при гибке раздачей перемещения поперечного сечения в окружном направлении не происходят, примем, что $v_\theta^{(1)} = 0$.

Поле перемещений в зоне 1, удовлетворяющее условиям (1), имеет вид [3]:

$$v_r^{(1)} = \frac{r_1^2}{r} - r; v_\theta^{(1)} = 0; \quad (2)$$

$$v_\varphi^{(1)} = \left[2R + \left(\frac{r_1^2}{r} - 3r \right) \cos \theta \right] \varphi.$$

Геометрию зоны 2 будем описывать в цилиндрической системе координат r, θ, z . Кинематические условия для данной зоны

$$v_r^{(2)}|_{r=r_1} = 0; v_z^{(2)}|_{z=0} = v_\varphi^{(1)}|_{\varphi=\frac{\beta}{2}}; \quad (3)$$

$$v_r^{(2)}|_{z=0} = v_r^{(1)}|_{\varphi=\frac{\beta}{2}}.$$

Поле перемещений зоны 2, удовлетворяющее условиям (3), определяется выражениями [3]:

$$v_r^{(2)} = \frac{r_1^2}{r} - r; v_\theta^{(2)} = 0; \quad (4)$$

$$v_z^{(2)} = 2z + \left[2R + \left(\frac{r_1^2}{r} - 3r \right) \cos \theta \right] \frac{\beta}{2}.$$

Зона 3 представляет собой часть полушеры радиусом r_1 , центр которой расположен на оси в крайнем сечении цилиндрического участка 2. Для описания геометрии данной зоны используем сферическую систему координат r, θ, φ (см. рис. 2).

Границы зоны 3 определяются неравенствами:

$$r_1 - t \leq r \leq r_1; 0 \leq \theta \leq 2\pi; 0 \leq \varphi \leq \varphi(\theta), \quad (5)$$

где $\varphi_1(\theta) = 8,96 \cdot 10^{-3} \theta^4 - 0,167 \theta^2 + 0,772$ (при $\beta = \pi/6$); $\varphi_1(\theta) = 0,012 \theta^4 - 0,236 \theta^2 + 1,186$ (при $\beta = \pi/4$).

Кинематические краевые условия определяются соотношениями:

$$v_r|_{r=r_1} = 0; v_\varphi^{(3)}|_{\varphi=0} = v_z^{(2)}|_{z=h}; \quad (6)$$

$$v_r^{(3)}|_{\varphi=0} = v_r^{(2)}|_{z=h}.$$

Удовлетворяя условию несжимаемости, а также кинематическим краевым условиям (6) с учетом неравенств (5), получаем кинематически возможное поле перемещений для зоны 3:

$$v_r^{(3)} = \frac{r_1^2}{r} - r; \quad v_\theta^{(3)} = 0; \quad v_r^{(3)} = \left(3r - \frac{r_1^2}{r} \right) \operatorname{tg} \varphi + \\ + \frac{1}{\cos \varphi} \left\{ 2h + \left[2R + \left(\frac{r_1^2}{r} - 3r \right) \cos \theta \right] \frac{\beta}{2} \right\}. \quad (7)$$

Определение внутреннего давления раздачи. В зоне I работа пластической деформации

$$A_{\text{ин}}^{(1)} = k \int_V H^{(1)} dV, \quad (8)$$

где k – предел текучести при сдвиге, осредненный по объему тела;

$H^{(1)} = \sqrt{2 \left((\varepsilon_r^{(1)})^2 + (\varepsilon_\theta^{(1)})^2 + (\varepsilon_\varphi^{(1)})^2 + (\gamma_{\theta\varphi}^{(1)})^2 + (\varepsilon_{r\varphi}^{(1)})^2 \right)}$ – интенсивность деформаций сдвига; V – объем области пластической деформации.

Компоненты тензора деформаций $\varepsilon_r^{(1)}$, $\varepsilon_\theta^{(1)}$, $\varepsilon_\varphi^{(1)}$, $\gamma_{\theta\varphi}^{(1)}$, $\gamma_{r\varphi}^{(1)}$ определим по известным соотношениям на основании принятого поля перемещений (2) в зоне I :

$$\varepsilon_r^{(1)} = - \left(1 + \frac{r_1^2}{r^2} \right), \quad \varepsilon_\theta^{(1)} = \frac{r_1^2}{r^2} - 1, \quad \varepsilon_\varphi^{(1)} = 2; \\ \gamma_{r\theta}^{(1)} = 0, \quad \gamma_{\theta\varphi}^{(1)} = \frac{\left(1 - \frac{r_1^2}{r^2} \right) R \varphi \sin \theta}{R - r \cos \theta}, \quad (9) \\ \gamma_{r\varphi}^{(1)} = \frac{\left[2 \frac{r_1^2}{r} \cos \theta - R \left(1 + \frac{r_1^2}{r^2} \right) \right]}{R - r \cos \theta}.$$

Подставляя выражения (9) в формулу (8), имеем

$$A_{\text{ин}}^{(1)} = 2k r_1^2 t k_1, \quad (10)$$

где $k_1 = 6,6$ при $\beta = \pi/6$; $k_1 = 9,9$ при $\beta = \pi/4$.

Работа внутреннего давления

$$A_q^{(1)} = \int_S q v_r^{(1)} \Big|_{r=r_1-1} dS, \quad (11)$$

где S – площадь внутренней поверхности патрубка.

Из выражения (2) имеем

$$v_r^{(1)} \Big|_{r=r_1-1} = \frac{r_1^2}{r_1 - t} - (r_1 - t). \quad (12)$$

Подставляя формулу (12) в формулу (11) и интегрируя в пределах границ зоны I , получаем

$$A_q^{(1)} = 2\pi q \beta R r_1 t. \quad (13)$$

Определим работу сил трения как

$$A_{\text{тр}}^{(1)} = \int_S \tau_k |v_\tau| \Big|_{r=r_1} dS, \quad (14)$$

где τ_k – напряжение контактного трения; v_r – компонента перемещения, касательная к контактной поверхности.

Для особо- и сверхтонкостенных патрубков можно принять, что $\sigma_k = q$, где σ_k – нормальное напряжение на контактной поверхности.

Тогда согласно закону трения Кулона

$$\tau_k = \mu q, \quad (15)$$

где μ – коэффициент трения.

Для зоны I $v_r = v_\varphi^{(1)}$, а

$$v_\varphi^{(1)} \Big|_{r=r_1} = 2(R - r_1 \cos \theta) \varphi. \quad (16)$$

Подставляя формулы (15) и (16) в формулу (14), получаем

$$A_{\text{тр}}^{(1)} = 7,1 \mu q r_1^3 \beta^2. \quad (17)$$

С использованием формул (10), (13), (17) для зон 2 и 3 с применением для вычисления работ выражений, подобных описанным формулам (8), (11), (14), были получены зависимости для вычисления работ, входящих в уравнения их баланса [4]. В результате было выведено уравнение для определения внутреннего давления наполнителя, в которое входит предел текучести при сдвиге k материала патрубка, определяемый с учетом деформационного упрочнения металла.

Для учета упрочнения служат соответствующие кривые $\sigma_{\text{н}} = f(e_{\text{н}})$ ($\sigma_{\text{н}}$ – интенсивность напряжений, $e_{\text{н}}$ – интенсивность деформаций), построенные по результатам испытаний стандартных образцов на растяжение или сжатие. Использование кривых упрочнения возможно при наличии информации об интенсивности деформаций в пластической области.

Определение интенсивности деформаций. Для приближенного подсчета средней по объему интенсивности деформаций e_m рекомендована следующая зависимость [5]:

$$e_m = \frac{1}{2\sqrt{3}V} \left(\int_V H_1 dV_n + \int_V H_0 dV_n \right) \Delta T, \quad (18)$$

где H_0, H_1 – интенсивность сдвига соответственно на начальной и конечной стадиях деформирования; ΔT – изменение характерного геометрического параметра изделия в ходе деформирования. Так как деформация раздачей сопровождается утонением стенки трубной заготовки, следует принять

$$\Delta T = t_0 - t = \Delta t, \quad (19)$$

где t_0 – толщина стенки исходной трубной заготовки.

В ходе предыдущих исследований по определению необходимого для реализации раздачи внутреннего давления наполнителя для конечной стадии деформирования было получено

$$\int_V H_1 dV = r_1 t [r_1 (2k_1 + k_3) + h k_2], \quad (20)$$

где $k_2 = 25,7, k_3 = 13,6$ при $\beta = \pi/6; k_2 = 26,3, k_3 = 29,2$ при $\beta = \pi/4$.

Проводя аналогичные рассуждения для начальной стадии деформирования, получаем

$$\int_V H_0 dV = \frac{8\pi l_0 t_0^2}{r_0}, \quad (21)$$

где r_0 – радиус трубной заготовки; $l_0 = (\beta R + 2h + k_6 r_1) r_1 / r_0$ – длина трубной заготовки; $k_6 = 0,745$ при $\beta = \pi/6; k_6 = 1,105$ при $\beta = \pi/4$.

Подставляя значения формул (19) – (21) в формулу (18), получим

$$e_m = \frac{1}{4\pi\sqrt{3}} \left[\frac{r_1 (2k_1 + k_3) + h k_2}{2t_0 (\beta R + 2h + k_6 r_0)} + \frac{8\pi t_0}{r_0^2} \right] \Delta t. \quad (22)$$

Полученная зависимость представлена на рис. 3.

В работе [6] получены кривые упрочнения в координатах $\sigma_n - e_n$ по результатам испытаний кольцевых образцов, которые

аппроксимируются следующими зависимостями:

$$\begin{aligned} \sigma_n &= 462,6 e_n^{0,316} && \text{– для сплава АМгЗМ;} \\ \sigma_n &= 1046,6 e_n^{0,187} && \text{– для сплава ВТ1-0;} \\ \sigma_n &= 1209,7 e_n^{0,262} && \text{– для стали 12Х18Н10Т.} \end{aligned} \quad (23)$$

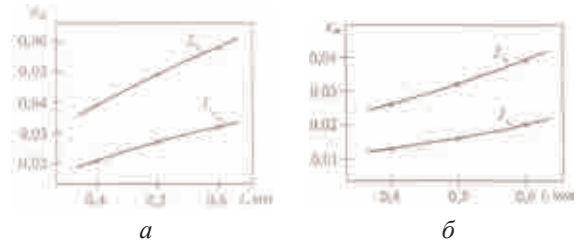


Рис. 3. Зависимость $e_m = e_m(t)$ при $R = 2r_1$ (а) и при $R = 3r_1$ (б):
1 – $\beta = \pi/6$; 2 – $\beta = \pi/4$

На рис. 4–6 представлены зависимости давления q наполнителя от радиуса патрубка r_1 при различных углах β , радиусах изгиба патрубка R и толщины стенки t , построенные по уравнению из работы [4] с использованием зависимостей (22), (23).

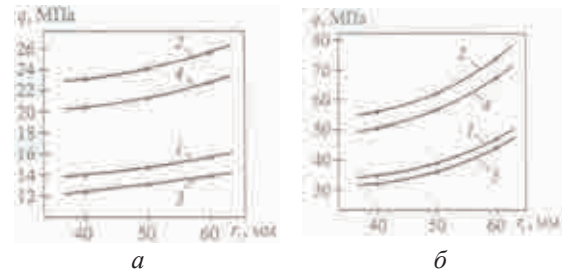


Рис. 4. Зависимость q от r_1 сплава АМгЗМ для углов изгиба $\beta = \pi/6$ (а) и $\beta = \pi/4$ (б):
1 – $R = 2r_1, t = 0,4$ мм; 2 – $R = 2r_1, t = 0,6$ мм;
3 – $R = 3r_1, t = 0,4$ мм; 4 – $R = 3r_1, t = 0,6$ мм

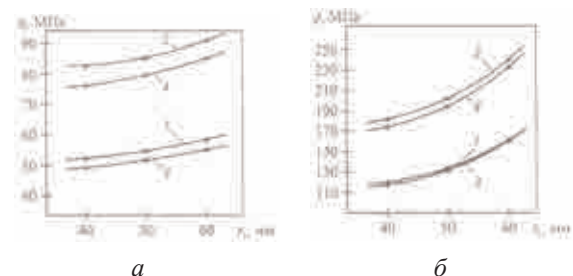


Рис. 5. Зависимость q от r_1 сплава ВТ1-0 для углов изгиба $\beta = \pi/6$ (а) и $\beta = \pi/4$ (б):
1 – $R = 2r_1, t = 0,4$ мм; 2 – $R = 2r_1, t = 0,6$ мм;
3 – $R = 3r_1, t = 0,4$ мм; 4 – $R = 3r_1, t = 0,6$ мм

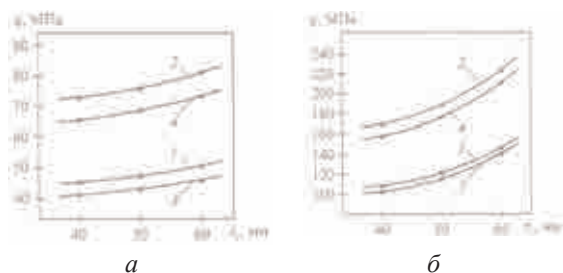


Рис. 6. Зависимость q от r_1 сплава 12X18H10T для углов изгиба $\beta = \pi/6$ (а) и $\beta = \pi/4$ (б):
 1 – $R = 2r_1$, $t = 0,4$ мм; 2 – $R = 2r_1$, $t = 0,6$ мм;
 3 – $R = 3r_1$, $t = 0,4$ мм; 4 – $R = 3r_1$, $t = 0,6$ мм

Полученные зависимости справедливы и при формообразовании ступенчатых патрубков, так как оформление всех его зон происходит одновременно (как бы формируются одновременно два крутоизогнутых патрубка).

Таким образом, установлено, что с увеличением r_1 при прочих равных условиях требуемое давление q возрастает, так как пластическая область становится более обширной; для формообразования патрубка со стенкой большей толщины требуется большее давление, так как жесткость поперечного сечения возрастает. Формообразование патрубков с большим угломгиба происходит в более стесненных условиях, поэтому требуемое давление раздачи возрастает.

С увеличением радиуса изгиба по средней линии давление уменьшается, так как пластическое течение металла стенки трубной заготовки менее затруднено.

ЛИТЕРАТУРА

1. РТМ 1.4.1638–86. Конструктивно-технологическая обработка трубопроводных коммуникаций, изготовление и контроль труб и патрубков. М.: НИАТ, 1988. 576 с.
2. Егоров В.Г. Штамповка сверхтонкостенных патрубков с криволинейной осью // Кузнечно-штамповочное производство. 1996. № 3. С. 16–20.
3. Давыдов О.Ю., Егоров В.Г., Кочегаров А.И. Определение зон пластического течения при гибке патрубков раздачи // Наука и технологии: Краткие сообщения XXIX Российской школы, посвященной 85-летию со дня рождения академика В.П. Макеева. Екатеринбург: УрО РАН, 2009. С. 264–266.
4. Егоров В.Г., Давыдов О.Ю., Кочегаров А.И. Штамповка раздачи сверхтонкостенных патрубков с криволинейной осью // Авиационная промышленность. 2009. № 4. С. 22–27.
5. Давыдов О.Ю., Егоров В.Г., Зубарев В.Ю., Кочегаров А.И. Моделирование упрочнения при формообразовании элементов трубопровода летательных аппаратов // Матер. IX Междунар. науч.-техн. конф. “АВИА–2009”. Киев, 21–23 сент. 2009. Т. 1. С. 491–493.
6. Егоров В.Г., Захарченко Н.Д., Чудаков Л.Д., Макаров Н.М. Определение кривых упрочнения материалов осботонкостенных труб методом осадки кольцевых образцов // Авиационная промышленность. 1988. № 1. С. 43–44.

СТРУКТУРНЫЕ ПРЕВРАЩЕНИЯ ТЕРМИЧЕСКИ УПРОЧНЯЕМЫХ СПЛАВОВ В ЭЛЕКТРИЧЕСКОМ ПОЛЕ

А.А.Клыпин, докт. техн. наук (Московский авиационный институт)

Исследована возможность интенсификации структурных превращений в алюминиевых сплавах при термической обработке путем создания на поверхности электрического потенциала при воздействии электрического поля.

Ключевые слова: структурные изменения, твердость, упрочнение, электрическое поле.

STRUCTURAL TRANSFORMATIONS OF HEAT-TREATABLE ALLOYS IN THE ELECTRIC FIELD. *A.A.Klypin, Dr.Techn.Sc.*

A possibility of intensifying structural transformations in aluminum alloys during heat treatment by formation of electric potential on the surface under the influence of electric field has been studied.

Keywords: structural transformations, hardness, strengthening, electric field.

Электрическое поле и поток электронов влияют на процессы пластического деформирования [1, 2]. При кратковременных и длительных испытаниях на ползучесть установлено взаимодействие электронной составляющей структуры металла с дислокациями. Взаимодействие дислокаций с препятствиями зависит от внешнего электростатического поля, наличия потока электронов при пропускании электрического тока или от контакта металлов с разным уровнем химического потенциала.

Применение современных высокоэнергетических установок во многих случаях связано с наличием электрических полей высокой интенсивности, поэтому необходимо изучить воздействие электростатического поля на структуру и свойства применяемых в конструкции материалов.

Термодинамическая структура металлических материалов определяется значения-

ми химической свободной энергии, деформационной свободной энергии и свободной энергии поверхностей раздела фаз. Эти три варианта стабильной структуры находятся во взаимосвязи. Воздействуя на одну составляющую, можно добиться необходимого изменения структуры и свойств металлического материала [3].

Термодинамическое равновесие любой неоднородной системы, а даже чистый металл нельзя рассматривать как однородную систему из-за наличия структурных дефектов, определяется воздействием внешних факторов (температура и нагрузка) и реакцией на это воздействие структурных факторов (размер и электрохимический потенциал каждой фазы неоднородной системы). Можно предположить, что любое воздействие на электронную составляющую металлического тела окажет влияние на равновесное состояние и может привести к измене-

нию работы деформирования или к изменению степени (уровня) неоднородности структуры.

Воздействие на внешнюю поверхность металла, создаваемое электрическим потенциалом или другим средством влияния на двойной электрический слой, может изменять деформационную способность (например, ползучесть) или внутреннюю структуру (например, растворение или выделение вторых фаз).

Ранее [4] установлено влияние электрического поля на изменение структуры и свойств алюминиевых сплавов после закалки и старения. Наложение электрического поля при нагреве под закалку увеличивало твердость (рис. 1).

Определение твердости после старения при 150 °С сплава В65 позволяет сделать вывод об эффективности воздействия электрического поля на этапе образования неоднородной структуры при распаде пересыщенного твердого раствора, полученного в результате закалки. Продолжительность воздействия электрического поля также оказывает влияние на твердость материала, что свидетельствует о прохождении структурных изменений.

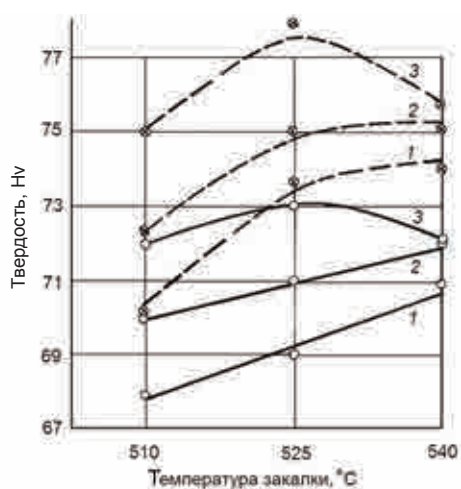


Рис. 1. Влияние температуры закалки на твердость сплава В65 после выдержки в течение 5 мин (1); 20 мин (2); 45 мин (3) без воздействия (сплошная линия) и с воздействием электрического поля (пунктир)

Помимо изучения свойств алюминиевых сплавов автором проверено действие электрического поля на кратковременную прочность никелевого жаропрочного сплава ХН77ТЮ. Закаленные образцы этого сплава подвергались деформированию на разную величину при комнатной температуре без воздействия и при воздействии электрического поля. Затем эти образцы состаривали по стандартному режиму и испытывали на кратковременную прочность. Наклеп при воздействии электрического поля значительно увеличивал предел прочности и предел текучести этого сплава.

Для проверки предположения о возможности воздействия электрического поля нахождение структурных превращений были проведены резистометрические исследования некоторых термически упрочненных алюминиевых сплавов. Электросопротивление определялось по стандартной методике на проволочных образцах диаметром 2 мм из сплавов В65 и Д20. Между корпусом и образцом создавался электрический потенциал, равный 10^5 В/м.

При нагреве с воздействием электрического поля наблюдалось отклонение в величине электросопротивления по сравнению со значением электросопротивления без воздействия электрического поля. Это расхождение соответствует температуре начала растворения вторичных фаз (350...375 °С).

Для наглядности полученные данные были обработаны с изображением разницы значений электросопротивления с воздействием и без воздействия электрического поля (рис. 2). Мы видим, что при воздействии электрического поля температура начала интенсивного растворения вторичных фаз в сплавах В65 и Д20 примерно на 60 °С ниже температуры начала растворения без воздействия электрического поля.

Для подтверждения полученных данных были проведены дилатометрические исследования на сплаве В65. В головке дилато-

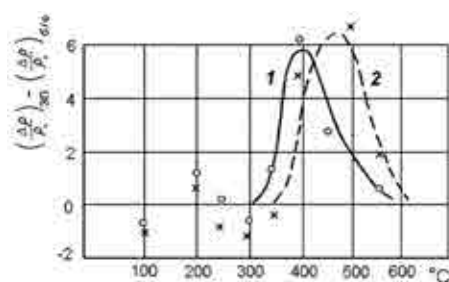


Рис. 2. Разность электросопротивления при нагреве сплава В65 (1) и Д20 (2) без воздействия и с воздействием ЭП

метра находился не только образец, но и полый металлический цилиндр, внутрь которого помещался образец. Электрическое поле создавалось за счет подключения одного полюса от источника питания к образцу и второго полюса к цилиндру. Образцы попеременно испытывались без воздействия и с воздействием электрического поля. Кривые снимали дифференциальным методом при нагреве и при охлаждении. Наиболее типичные кривые, полученные при нагреве с воздействием и без воздействия электрического поля, представлены на рис. 3. Сопоставление этих кривых позволяет сделать вывод, что при наложении электрического поля растворение вторых фаз начинается при температуре примерно на 60°C ниже, чем без воздействия. Кроме того, видно, что сами процессы растворения идут более интенсивно, следовательно количество выделившейся фазы должно быть больше.

Проводились исследования специальных двойных образцов, чтобы изучить толщину

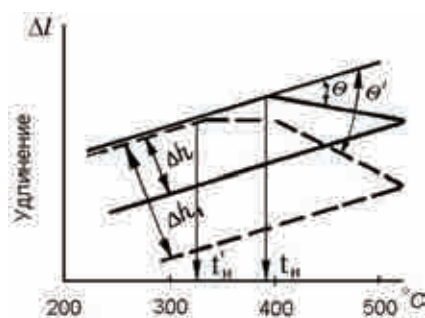


Рис. 3. Дилатометрическая кривая, полученная при нагреве сплава В65 без воздействия (сплошная линия) и при воздействии ЭП (пунктир)

переходного слоя. Был изготовлен образец в виде полого цилиндра наружным диаметром 15 мм, внутренним 4 мм. Внутри алюминиевого цилиндра запрессовывался медный цилиндр. Затем одна партия двойных образцов подвергалась отжигу при 400°C и 500°C без воздействия, другая партия при воздействии электрического поля напряженностью 10^5 В/м. Для определения толщины переходного слоя провели металлографический анализ, а по результатам измерения составили графики (рис. 4). Значительное увеличение толщины переходного

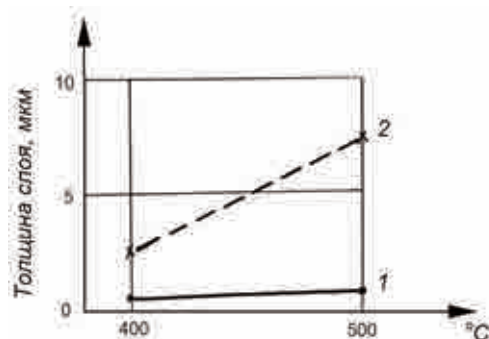


Рис. 4. Изменение толщины переходного слоя при совместном отжиге алюминия и меди без воздействия (1) и при воздействии (2) ЭП

слоя происходит при воздействии электрического поля. Анализ переходного слоя с помощью рентгеновского микроанализатора показал, что при воздействии электрического поля переходный слой по химическому составу соответствует соединению Al_3Cu_9 .

Из полученных данных можно сделать вывод о том, что создание электрического потенциала на поверхности за счет электрического поля может приводить к структурным изменениям в сплавах. Интенсивность структурных превращений при нагреве может понижать температуру начала растворения вторых фаз за счет интенсификации диффузионных процессов.

ЛИТЕРАТУРА

1. Коновалов С.В., Филипьев Р.А., Столбоушкина О.А., Данилов В.И., Громов В.Е. Прочность и пластичность металлов при слабых электрических

воздействиях. Новокузнецк: Изд-во ОАО «Новокузнецкий полиграфический комбинат», 2009. 180 с.

2. Троицкий О.А., Баранов Ю.В., Демин В.А. Внешние электронное и электростатическое воздействия на материалы. М.: МГИУ, 2002. 274 с.

3. Мартин Дж., Доэргн Р. Стабильность микро-

структуры металлических систем. М: Атомиздат, 1978. 14 с.

4. Клыпин А.А., Соловьев Е.С. Термообработка алюминиевых сплавов при воздействии электрического поля // Известия ВУЗов. Цветная металлургия, 1978. № 4. С. 104–108.

ОСОБЕННОСТИ ТРЕНИЯ ПАРЫ TiNi–СТАЛЬ ПРИ КРИОГЕННЫХ ТЕМПЕРАТУРАХ

Д.У.Хасьянова (Институт машиноведения РАН)

Описано поведение материала при пластической деформации мартенситной неупругости в криогенных условиях. Предложены технологические приемы возобновляемости смазочного покрытия из мягких металлических материалов в процессе пластического отеснения.

Ключевые слова: эффект памяти формы, мартенситное превращение, механизм двойникования, криогенные температуры, толщина покрытия.

CHARACTERISTIC FEATURES OF FRICTION OF TiNi – STEEL PAIRS AT CRYOGENIC TEMPERATURE. *D.U.Khasyanova.*

Material behavior under plastic deformation of martensite inelasticity in cryogenic conditions is described. The article suggests techniques for renewability of lubricating coating of soft metal materials in plastic marginalization process.

Keywords: shape memory effect, martensitic transformation, mechanism of twinning, cryogenic temperatures, coating thickness.

Эффект памяти формы (ЭПФ) – это частичный или полный возврат деформированного материала при нагреве. Заданная деформация осуществляется при температурах ниже интервала прямого мартенситного превращения (МП).

Если процессу термического формовосстановления создать препятствие, в материале (рис. 1) генерируются реактивные напряжения, которые превышают деформационные.

Температуры термического формовосстановления A_H^{Φ} , A_K^{Φ} в отличие от температуры начала и конца обратного мартенситного превращения A_H , A_K имеют сдвиг в область повышенных температур. Величина реактивных напряжений зависит от степени восстановления и жесткости противодействия.

Верхняя граница температур эксплуатации для деталей из TiNi составляет 280 °С и определяется началом развития в материале процесса релаксирования, приводящего к необратимой пластичности.



$\sigma_{деф}$ – напряжения деформирования мартенсита неупругости; σ_R – напряжения термомеханического возврата

Рис. 1. Зависимость реактивных напряжений, возникающих в материале при термическом формовосстановлении в условиях противодействия, от температуры

Термомеханические соединения в трубопроводах (ТМС) из материалов с ЭПФ широко применяются в производстве. Простота монтажа, высокие эксплуатационные характеристики и широкие технологические возможности обусловили их массовое применение в авиакосмической, атомной технике и судостроении.

Для эксплуатации ТМС во всеклиматических условиях при изготовлении муфт используются сплавы ТН1-К с температурой конца прямого мартенситного превращения M_k не ниже -90°C , что обеспечивает аустенитное (В2) состояние материала при эксплуатационных температурах. В исходном состоянии внутренние размеры силовых поясков муфт на 6–7% меньше наружного диаметра соединяемых труб. Предварительно, в специальном приспособлении [1] (рис. 2) с жидким азотом, муфты охлаждаются до температур ниже M_k и раздаются по диаметру. Деформированные муфты с комплектом монтажного оборудования и трубоохладителями могут неопределенно долго сохраняться в специальном контейнере с жидким азотом. При монтаже холодная деформированная муфта свободно устанавливается

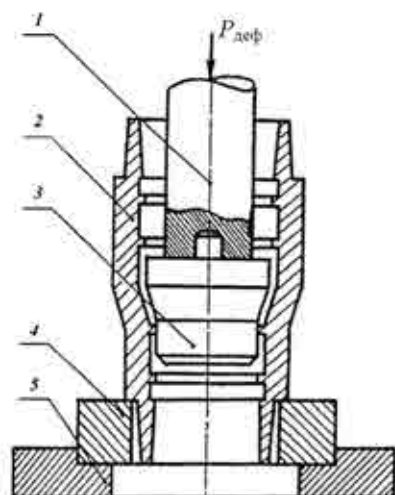


Рис. 2. Технологическая схема радиальной раздачи (формоизменения) муфты ТМС конической прошивкой:

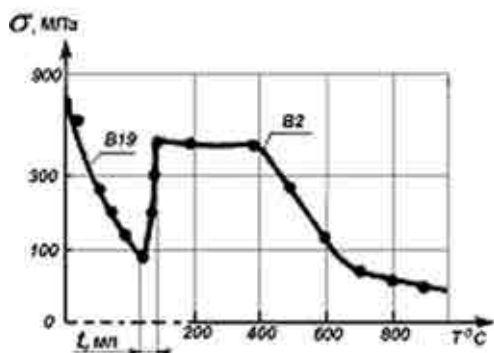
1 – шток установки; 2 – муфта; 3 – дорн;
4 – сменная опора; 5 – опорный башмак

на охлажденные законцовки труб. В результате естественного нагрева в интервале температур $A_n^\Phi - A_k^\Phi$ муфта восстанавливает свою исходную форму и плотно обжимает законцовки трубопроводов. Сила, с которой герметизирующие пояски врезаются в уплотняемые поверхности трубопроводов, должна быть достаточной для обеспечения сквозной пластической деформации [2].

Формовосстановление связано с трансформацией кристаллической структуры мартенсита (В19) в аустенит (В2). В процессе превращения генерируются внутренние напряжения термомеханического возврата, которые в зависимости от режимов технологической переработки материала могут при растяжении достигать 500 МПа.

Деформирование никелида титана в пределах мартенситной неупругости в основном осуществляется двойникованием. Характерной особенностью механизма двойникования является кооперативность движения атомов и сохранение их соседства при значительной (до 10–12%) деформации решетки. При мартенситном превращении движение атомов осуществляется строго в обратном направлении.

Для достижения наибольших напряжений термомеханического возврата и обеспечения минимальных толщин муфты раздают по диаметру на 8%. Высокие эксплуатационные характеристики ТМС обеспечиваются качественным проведением предварительной деформации муфт. Большая степень деформирования мартенсита неупругости сопровождается выделением значительного количества тепла в очаге деформации и от трения на поверхностях контактируемых деталей. В среде жидкого азота никелид титана имеет высокую когезионную активность, а контактируемые материалы малую теплоемкость и температуропроводность. Процесс формирования деформированного состояния муфты тесно связан с двойнико-



$t_{МП}$ – интервал температур мартенситного превращения

Рис. 3. Температурная зависимость напряжений текучести никелида титана при растяжении

ванием и особенностями процесса трения при прошивке в условиях криогенных температур. Очевидно, что наименьшее тепловыделение в очаге деформации будет отмечаться при минимальном усилии дорнования.

Влияние температур на величину сопротивления деформации представлено на рис. 3 [3]. В интервале температур мартенситных превращений сопротивление деформированию фазы B19 составляет 50–150 МПа. Истинная величина сопротивления деформированию возрастает с увеличением разности между температурами деформирования и конца мартенситного превращения. Интенсивность тепловыделения зависит от скорости перемещения дорна и его геометрии, а температура в очаге деформации от протекающих особенностей термодинамических процессов. Экспериментально установлено, что деформация (двойникование) мартенсита на 6% сопровождается мгновенным повышением температуры на $\sim 15^\circ\text{C}$ [4]. Таким образом, формоизменение материала для обеспечения заданных размеров муфты должно производиться при температурах ниже M_K на 20–30 $^\circ\text{C}$. В противном случае теплота, выделяемая в процессе деформирования, оказывается достаточной для обратного фазового превращения и восстановления исходных размеров. Наиболее стабильным по температуре, дешевым и технологичным

хладагентом является жидкий азот.

Отсутствие сколов, микротрещин и вырывов частиц металла на поверхностях силовых поясков муфты является обязательным требованием к качеству деформации. Однако при криогенных температурах процесс формоизменения коническими прошивками из-за трения имеет неблагоприятные воздействия, так как в среде жидкого азота окисные пленки на контактируемых поверхностях разрушаются. Следовательно, при деформации резко возрастает когезионная активность трущихся поверхностей и проявляются процессы схватывания. Поэтому необходимым условием реализации процесса является создание разделительной среды, обладающей хорошими антифрикционными свойствами.

Применение минеральных и органических материалов в качестве жидких смазок ограничено температурой замерзания ($> -196^\circ\text{C}$). В качестве смазки можно использовать фтористые полиэфиры со степенью полимеризации 1 (жидкость E1 с температурой замерзания -154°C), а также твердые смазки (дисульфид молибдена), слоистые материалы (графит) и парафин. Однако в среде жидкого азота все они трудно удалимы с поверхностей муфты и переносятся на сборочную единицу. Поэтому при криогенных температурах в качестве разделительной среды применяются мягкие металлические покрытия, гальванически наносимые на рабочую поверхность прошивки. Недостаток метода – сравнительно низкий теплоотвод от поверхности трения и невозможность восстановления покрытия в процессе износа.

В результате тепловыделения при формоизменении и значительной пластической деформации материала покрытия изменяется структура его свойства. Низкая теплопроводность и малая теплоемкость в сочетании с тепловой нагрузкой в среде жидкого азота приводит к мгновенному нагреву металла

в очаге деформации, а при выходе из зоны контакта сверхбыстрому охлаждению [5], поэтому в теплопоглощении участвуют лишь малые объемы металла. Толщина эффективной зоны определяется соотношением $G = 1,94(\alpha\tau)^{0,5}$, где α – температуропроводность, $\text{м}^2/\text{с}$; τ – время оплавления, с.

В этих условиях отмечается нарушение монотонности температурной зависимости коэффициента трения.

Металл	Теплопроводность λ , Вт/м·°С	$\alpha \cdot 10^6$, $\text{м}^2/\text{с}$	$T_{\text{пл}}$, °С	τ , с	G , мм
Цинк	95	30	420	0,28	5,6
Кадмий	87	29,8	321	0,042	2,17
Олово	58	31	232	0,032	1,93
Свинец	30,2	20,4	327	0,026	0,14
Висмут	7,7	6,1	271	0,004	0,96

Из данных таблицы, где представлены сравнительные характеристики времени оплавления некоторых металлов в зависимости от их теплофизических свойств под действием теплового потока $12 \text{ Вт}/\text{м}^2$, видно, что наибольшие значения G и τ у цинка, следовательно, в качестве разделительной среды он обладает лучшими свойствами.

Аналогичная картина мгновенного нагрева поверхности при прохождении инструмента и ее сверхбыстрого охлаждения в среде жидкого азота отмечается и у никелида титана. Так, для слоя толщиной $0,1 \text{ мм}$ скорость нагрева составляет $10^4 - 10^5 \text{ }^\circ\text{C}/\text{с}$, а скорость охлаждения $10^3 - 10^4 \text{ }^\circ\text{C}/\text{с}$. В этих условиях структура поверхностного слоя никелида титана в очаге деформации претерпевает фазовые превращения, а его толщина определяется интенсивностью процессов механического и термического нагружения.

Мощность тепловыделения зависит от скорости и величины деформации, а также от геометрии прошивки. При формоизме-

нении муфт на 8% скорость перемещения прошивки ограничена «тепловыми» режимами обработки и находится в пределах $0,16 - 0,32 \text{ мм}/\text{с}$.

Толщина покрытия существенно влияет на характер процессов деформирования. В среде жидкого азота трение в условиях значительной пластической деформации характеризуется пластическим оттеснением и заполнением мягким металлом покрытия микронеровностей более жестких поверхностей инструмента и муфты. Так как молекулярные силы сцепления значительны, трение в основном определяется величиной удельного сопротивления сдвигу материала покрытия, и проявляется «клиновой» эффект, если толщина покрытия не превышает 6 мкм . В этом случае процесс трения стабилен и слабо зависит от степени деформации. После обработки отмечается высокое качество внутренних поверхностей муфт.

Увеличение толщины покрытия свыше 8 мкм приводит к его разрушению, покрытие «чулком» снимается с поверхности дорна. Отсутствие промежуточного слоя приводит к схватыванию материалов муфты и дорна и скачкообразному изменению усилий дорнования. На внутренней поверхности муфты образуются сколы, вырывы и царапины, а на наружной поверхности дорна – вмятины и разрушения.

Стабильные результаты показали покрытия из кадмия и цинка, имеющие гексагональную кристаллическую решетку и обладающие низкой адгезией по отношению к TiNi. Покрытия из олова подвержены «оловянной чуме», а из свинца оттесняются на первоначальных стадиях деформирования. Для кадмия и цинка усилия деформации несколько выше, чем для свинца; наличие дефектов на внутренних поверхностях муфт не отмечается. При толщине покрытия $2 - 6 \text{ мкм}$ коэффициент трения находится в пределах $0,18 - 0,22$. Покрытие на поверхности дорна после деформации разрушает-

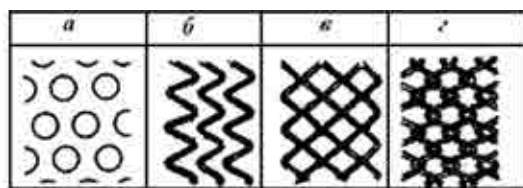


Рис. 4. Виды микрорельефа канавок при алмазном вибровыглаживании поверхности дорна до нанесения гальванического покрытия:
 а – луночные; б – ручьевые; в – пересекающиеся;
 з – переплетающиеся

ся и осыпается на дно сосуда с азотом.

При использовании твердых смазок из гальванических покрытий многократное применение дорна без его восстановления невозможно. Поэтому требуется создание «обменного фонда», так как дорн из стали Х12-М твердостью НРС 62–65 с покрытием из цинка или кадмия может применяться не более двух раз.

Чтобы многократное применение дорнов стало возможным, их поверхности перед нанесением гальванического покрытия подвергают алмазному вибровыглаживанию в целях образования микрорельефов. Виды образующихся микрорельефов на конусных и калибрующих участках дорна зависят от режимов обработки (рис. 4).

В этом случае, гальваническое покрытие, находящееся в микроканавках, выполняет роль возобновляемого смазочного материала. При деформировании материал из микроканавок постепенно вытесняется и перемещается в зону контакта. Дорны с микрорельефом позволяют осуществлять качественное формоизменение без возобновления покрытия до 6 раз.

ЛИТЕРАТУРА

1. **Хасьянов У.** Исследование термомеханических характеристик сплавов с памятью и разработка технологического процесса изготовления неразъемных соединений муфтами ТМС. Дис. ... канд. наук. М.: МАТИ, 1981. 210 с.
2. **Шишкин С.В., Махутов Н.А.** Расчет и проектирование силовых конструкций на сплавах с эффектом памяти формы. М.: НИЦ «Регулярная и хаотическая динамика», 2007. 412 с.
3. **Корнилов И.И., Белоусов О.К., Качур Е.В.** Никелид титана и другие сплавы с памятью формы. М.: Наука, 1977. 90 с.
4. Структурные превращения, физические свойства и эффекты памяти в никелиде титана и сплавах на его основе // В.Н. Хачин и др. // ФММ, 1978. №6, вып. 3. С. 98–103.

ФОРМИРОВАНИЕ СТРУКТУРЫ ЭКСПЛУАТАЦИОННОГО КОНТРОЛЯ РАБОТОСПОСОБНОСТИ АВИАЦИОННЫХ ГТД

*С.А.Астахов, канд. техн. наук, Д.В.Коновалов, А.В.Кречко,
Г.П.Щеголев, докт. техн. наук (Гос. корпорация "Ростехнологии",
НИЦ ЭРАТ (г. Люберцы) 4-го ЦНИИ Минобороны России)*

Приведена структура программно-аппаратных диагностических комплексов авиационных ГТД, позволяющих осуществлять количественную оценку ресурсных возможностей двигателей и обеспечивать обоснованную их эксплуатацию по состоянию.

Ключевые слова: надежность, безотказность, эксплуатация, повреждаемость, диагностика.

FORMATION OF THE STRUCTURE FOR OPERATIONAL CONTROL OF SERVICEABILITY OF AIRCRAFT GAS TURBINE ENGINES. *S.A.Astakhov, Cand.Techn.Sc, D.V.Kononov, A.V.Krechko, G.P.Schegolev, Dr.Techn.Sc.*

The structure of hardware-software diagnostic complexes for aircraft gas turbine engines, which allows for quantitative assessment of engine life capabilities and their justified on-condition service, is presented.

Keywords: reliability, trouble-free operation, operation, fault probability, diagnostics.

В технической диагностике, особенно при построении оптимальных диагностических систем, обеспечивающих процесс распознавания технического состояния авиационных ГТД, широко используется теория информации.

Известно, что интегральным показателем состояния любых технических систем является их энтропия, значение которой с полным основанием можно принять за меру их неопределенности. Вот почему общая задача всех видов контроля состояния технических систем (или устройств), как правило, сводится к снижению уровня их энтропии путем получения конкретной и достоверной информации об их фактическом состоянии.

В соответствии с данными работы [1]

уровень диагностической оценки технического состояния любого подконтрольного объекта Z_p по комплексу признаков (в частности, R_1 – исправное состояние и R_2 – неисправное состояние) может быть представлен выражением

$$Z_p(R_1, R_2) = H(P) - H(P/K_{1,2}), \quad (1)$$

где $H(P)$ – исходная энтропия исследуемой системы до оценки ее технического состояния; $H(P/R_1, R_2)$ – ожидаемая энтропия системы диагнозов P после проведения исследования по диагностическим признакам R_1 и R_2 ; $K_{1,2}$ – комплекс признаков.

Ценность диагностического контроля системы (оценки ее технического состояния) по комплексу признаков K можно определить выражением:

$$Z_p(R) = \lambda H(P), \quad (2)$$

где $H(P)$ – энтропия системы диагнозов P до исследования; λ – показатель полноты проведенного исследования ($0 < \lambda < 1$).

Величина λ , прежде всего, зависит от достоверности распознавания исследуемых состояний. В реальных диагностических процессах эта величина может существенно меняться в зависимости от степени совершенства применяемых способов контроля и номенклатуры контролируемых параметров. Однако в любом случае у всех заинтересованных сторон (разработчиков, производителей и эксплуатантов) цель одна – добиваться максимального значения показателя λ . Этого можно достичь только путем создания высокоэффективных систем эксплуатационного контроля.

Современные авиационные газотурбинные двигатели имеют большое количество составных элементов и узлов, подверженных в процессе эксплуатации воздействию широкого спектра разнообразных нагрузок (газовые, массовые, весовые, инерционные, центробежные, тепловые и вибрационные силы, зависящие как от режимов полета, так и от климатических условий, районов базирования, полетного задания и интенсивности применения). Кроме того, воздействуют гироскопические моменты и разнообразные напряжения от теплового расширения. Все это приводит к тому, что перечень неисправностей современных ГТД достаточно объемный и разнообразный. Одни неисправности проявляются часто, другие носят единичный характер за все время эксплуатации парка двигателей. Вот почему оценка технического состояния каждого экземпляра ГТД должна быть сугубо индивидуальной и количественной. Основная ее задача сводится к тому, чтобы обеспечить высокую достоверность определения предотказного состояния ГТД. Такой результат можно получить только путем глубокого диагностирования двигателей.

Существующие в реальной практике системы диагностики авиационных ГТД последних поколений включают в себя значительное количество разнотипных элементов, применяемых в соответствии с руководством по их технической эксплуатации и эксплуатационными бюллетенями. Основным недостатком всех этих систем является отсутствие единого алгоритма обработки общих потоков разноплановой информации о техническом состоянии ГТД в целом и, как следствие, отсутствие итогового заключения, определяющего возможность (или невозможность) дальнейшей его эксплуатации. Кроме того, они не могут выдавать количественную оценку (что очень важно для обслуживающего инженерно-технического персонала) величины остаточного ресурса ГТД на момент диагностического контроля. Для снижения уровня влияния субъективных факторов на оценку технического состояния ГТД на аэродроме желательно иметь также интегральную систему эксплуатационного контроля. Предлагаемая структура такой системы представлена на рис. 1.

Главным разработчиком востребованной на сегодняшний день единой системы эксплуатационного контроля должен стать генеральный конструктор ГТД. Только ему под силу объединить все потоки информации и выдать объективное заключение о реальной степени работоспособности подконтрольного объекта, а также обоснованную величину его остаточного ресурса.

В настоящее время в формулярах некоторых типов ГТД ведется учет отдельных факторов, характеризующих малоцикловую повреждаемость узлов и деталей (например, фиксируется число включений режимов «максимал» и «форсаж», переходных режимов и др.). Однако в эксплуатационной документации этих типов ГТД отсутствуют конкретные рекомендации по использованию данной информации для корректи-

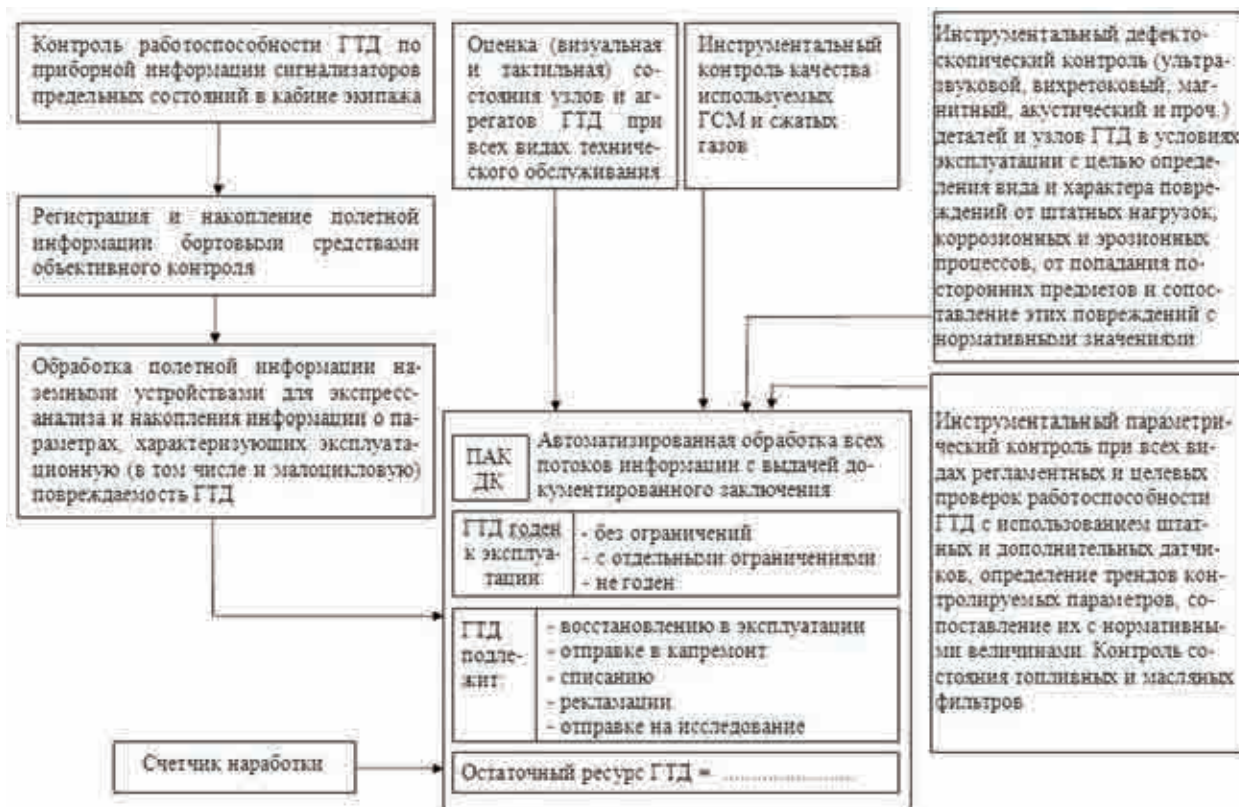


Рис. 1. Рекомендуемая схема сбора и обработки информации о техническом состоянии ГТД в условиях эксплуатации

ровки ресурсов и объемов их технического обслуживания. В эксплуатационной практике применяются некоторые системы эксплуатационного контроля. Эти системы получили наименование программно-аппаратных комплексов диагностического контроля (ПАК ДК) авиационных ГТД.

С появлением ПАК ДК все большее применение на практике стала находить стратегия эксплуатации авиационных ГТД по техническому состоянию (ЭТС), которая позволяет компенсировать отдельные недостатки широко использовавшейся ранее планово-предупредительной системы (ППС). Причем уровень эффективности ЭТС в значительной степени зависит от заложенного в конструкцию двигателя фактического уровня его контролепригодности, правильности принятой системы его технического обслуживания, а также от возможности учета полученного уровня фактической поврежденности его агрегатов, деталей и узлов.

Из опыта эксплуатирующих подразделений известно, что применение ПАК ДК существенно меняет картину распределения неисправностей ГТД по способам их обнаружения. В таблице для примера представлены данные о результатах обработки карточек учета неисправностей одного из типов авиационных двигателей за двухлетний период.

Способ обнаружения	Выявленные неисправности, % от общего числа,	
	без применения ПАК ДК	с применением ПАК ДК
Бортовые средства контроля	16,8	27
Наземные средства контроля	21,5	39,5
Визуальный контроль	61,7	33,5

Видно, что при использовании ПАК ДК происходит заметный рост числа обнаруженных неисправностей, а доля инструмен-

тального и бортового контроля возросла с 38,3 до 66,5 %, то есть более чем в 1,7 раза. Такое перераспределение эффективности различных средств эксплуатационного контроля способствует заметному повышению достоверности оценки технического состояния ГТД в условиях эксплуатации. Получается, что при использовании ПАК ДК коэффициент λ (см. уравнение (2)) существенно возрастает, а значит, возрастает полнота, качество и ценность $Z_p(R)$ системы диагнозов P при оценке технического состояния подконтрольных объектов.

Возможность дальнейшего повышения показателей надежности и безопасности полетов в значительной мере зависит от того, каким образом в эксплуатирующих организациях будет обеспечено техническое обслуживание и ремонт авиационной техники (АТ) по техническому состоянию.

Техническое обслуживание заключается в проведении профилактических работ, направленных на предупреждение отказов и неисправностей, а также работ по их обнаружению и устранению. При эксплуатации АТ по техническому состоянию в зависимости от наработки периодически проводится диагностическая оценка технического состояния подконтрольных объектов. Объемы профилактических работ зависят от полученных диагностических результатов контроля, что позволяет во многом сократить эксплуатационные расходы. Имеет место обратная зависимость: чем ниже объемы затрат, тем выше эффективность использования АТ. Кроме того, большое значение приобретают глубина и достоверность оценки состояния ГТД. На рис. 2 представлен характер изменения интенсивности отказов ГТД Q в зависимости от его наработки τ при различных системах эксплуатационного обслуживания ППС и ЭТС.

Известно, что надежность авиационных ГТД обычно определяется характеристиками долговечности чаще всего отдельных

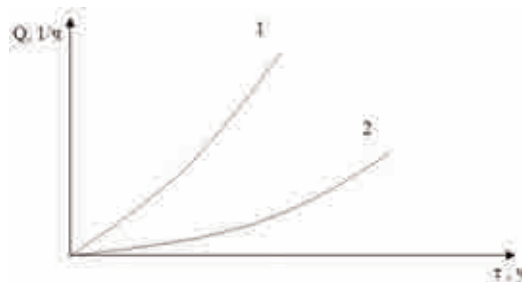


Рис. 2. Зависимость интенсивности отказов ГТД в полете от наработки:
1 – при ППС обслуживания ГТД; 2 – при обслуживании ГТД по техническому состоянию

(наиболее слабых) его элементов при использовании в особо тяжелых условиях. Однако при этом подходе не в полной мере учитываются технические возможности конструкции двигателя в целом. Очевидно, чтобы исключить этот недостаток, необходимы объективные методы и средства оценки интенсивности выработки ГТД в зависимости от воздействия всевозможных эксплуатационных факторов.

Выбор методов и средств оценки остаточного ресурса ГТД зависит в первую очередь от удачного выбора наиболее слабого элемента в конструкции; от имеющейся возможности контроля его технического состояния в процессе эксплуатации. Не последнее место здесь занимает также и уровень совершенства средств контроля.

Для контроля технического состояния наиболее слабых элементов конструкции ГТД (лопатки и диски компрессора; межвальные подшипники роторов; корпуса камер сгорания; лопатки и диски турбины) в процессе эксплуатации и своевременного обнаружения дефектов целесообразно использовать концепцию безопасного развития дефекта [2] с помощью метода *Damage Tolerance*¹.

¹ *Damage tolerance* (допустимое повреждение) – способность деталей машин (включая авиационные ГТД) в течение точно установленного промежутка времени противостоять отказу, несмотря на наличие дефектов, трещин или других повреждений. Метод основан на определении скорости роста трещин.

Если нет возможности провести точный контроль технического состояния элементов и узлов ГТД, оценку уровня его остаточного ресурса осуществляют косвенно. Обычно об уровне повреждаемости любого механического устройства в косвенном эквиваленте можно получить представление по величине

- проделанной им работы, которую можно оценить, например, по расходу топлива за оцениваемый промежуток времени;
- эквивалентного коэффициента запаса длительной прочности одного из наиболее нагруженных элементов ГТД (например, лопаток турбины) с минимальным расчетным запасом прочности для взлетного режима в стандартных условиях, так как он чаще всего соответствует гарантийному ресурсу двигателя в целом.

Накопленный эквивалентный запас прочности лопаток турбины обычно определяется путем приведения всех действующих режимов работы двигателя к взлетному режиму для стандартных условий. В этом случае вполне пригодной оказывается гипотеза линейного суммирования повреждений. В качестве режимов, определяющих выработку ресурса в каждом полете, целесообразно принять взлетный, номинальный и крейсерский.

Степень длительных статических повреждений лопаток на некотором i -м эксплуатационном режиме

$$D_i = t_i / [\tau(\sigma_i, T_i)], \quad (3)$$

где t_i – длительность рассматриваемого режима; $\tau(\sigma_i, T_i)$ – долговечность материала лопаток при напряжении σ_i и температуре T_i .

Для эквивалентного режима с параметрами t_{3i} , σ_3 , T_3 степень повреждения находится аналогичным образом:

$$D_{3i} = t_{3i} / [\tau(\sigma_{3i}, T_{3i})]. \quad (4)$$

Понятно, что эквивалентный режим должен вносить те же повреждения, что и действующий режим, то есть должно выполняться равенство

$$D_i = D_{3i}, \quad (5)$$

которое с учетом уравнений (3), (5) позволяет определить длительность эквивалентного режима:

$$t_{3i} = t_i [\tau(\sigma_3, T_3) / \tau(\sigma_i, T_i)]. \quad (6)$$

Суммарная длительность эквивалентного режима и числа его изменений для j -го полета определяется выражением

$$t_{3j} = \sum_{i=1}^{n_j} t_{3ij} = \sum_{i=1}^{n_j} t_{ij} [\tau(\sigma_3, T_3) / \tau(\sigma_{ij}, T_{ij})], \quad (7)$$

где n_j – число использовавшихся режимов в j -м полете.

Если общее число полетов до контроля выработки ресурса обозначить индексом k , то длительность эквивалентного режима можно определить с помощью уравнения

$$t_{3j} = \sum_{j=1}^k t_{3j} = \sum_{j=1}^k \sum_{i=1}^{n_j} t_{ij} [\tau(\sigma_3, T_3) / \tau(\sigma_{ij}, T_{ij})]. \quad (8)$$

Для известной величины t_3 по кривой длительной прочности материала лопаток, соответствующей температуре T_3 , определяется эквивалентный предел длительной прочности $\sigma_{3,пр}(t_3, T_3)$, а затем и накопленный эквивалентный коэффициент запаса прочности:

$$K_3 = [\sigma_{3,пр}(T_3, t_3)] / \sigma_3. \quad (9)$$

Как следует из уравнения (9), при увеличении числа полетов накопленный эквивалентный запас прочности лопаток уменьшается, так как длительность t_3 возрастает, что приводит к уменьшению эквивалентного предела их длительности прочности. Причем скорость уменьшения коэффициента будет зависеть от условий эксплуатации двигателя, которые, как это видно из соотношения (6), оказывают влияние на накопленную эквивалентную длительность через параметры t_i , σ_i , T_i . Уменьшение накопленного эквивалентного запаса прочности характеризует степень выработки ресурса лопаток. При этом можно принять, что ресурс лопаток будет полностью израсходован тогда, когда накопленный эквивалентный коэффи-

циент запаса прочности достигнет минимального значения коэффициента запаса прочности лопаток K_{\min} , соответствующего, как правило, гарантийному ресурсу двигателя.

Количество выработки ресурса ГТД можно оценить [3] с помощью коэффициента выработки ресурса:

$$K_{\text{вр}} = (K_{\min}/K_3) \cdot 100\%, \quad (10)$$

который близок к нулю в начале эксплуатации двигателя, когда $K_3 \rightarrow \infty$, и равен 100% при полной выработке ресурса, характеризуемой равенством $K_{\min} = K_3$.

На равновесных режимах работы двигателя рабочие лопатки турбин испытывают, как известно, действие центробежных и газовых сил.

Суммарное напряжение в лопатках

$$\sigma = \sigma_{\text{ц}} + \sigma_{\text{г}} = K_{\text{ц}} n_{\text{в}}^2 + K_{\text{га}} \Delta p + K_{\text{га}} \rho_1 c_{1a} \Delta c_u, \quad (11)$$

где $K_{\text{ц}}$, $K_{\text{га}}$, $K_{\text{га}}$ – коэффициенты, зависящие от геометрических характеристик лопаток и свойств их материала; Δp ; ρ_1 ; c_{1a} ; Δc_u – газодинамические параметры; $n_{\text{в}}$ – частота вращения ротора.

Частота вращения ротора двигателя и его газодинамические параметры, как известно, существенно зависят от условий эксплуатации, которые обычно характеризуются высотой полета $H_{\text{п}}$, скоростью полета $V_{\text{п}}$, температурой $T_{\text{н}}$ и давлением атмосферного воздуха $p_{\text{н}}$.

Зависимости между газодинамическими параметрами, определяющими напряжения в лопатках ГТД, и условиями его эксплуа-

тации традиционно устанавливаются путем газодинамического расчета турбины с использованием экспериментально-расчетных дроссельных и высотно-скоростных характеристик двигателя.

Итак, эффективность ЭТС ГТД при использовании ПАК ДК с предложенными дополнительными функциями ощутимо возрастет за счет расширения их конструктивных и функциональных возможностей. Особенно заметно это при индивидуальной оценке уровня повреждаемости наиболее нагруженных элементов каждого подконтрольного двигателя. В этом случае появляется реальная возможность количественно оценить значения его остаточного (на момент контроля) ресурса.

Следующим этапом повышения эффективности ЭТС ГТД по мере накопления опыта использования ПАК ДК в подразделениях государственной авиации, по всей видимости, станет обоснование рациональной периодичности использования ПАК ДК.

ЛИТЕРАТУРА

1. **Биргер И.А.** Прочность и надежность машиностроительных конструкций: Избранные труды. Уфа: УГТУ, 1998. 350 с.
2. **Потапов С.Д., Перепелица Д.Д.** Определение ресурсных показателей основных деталей авиационных двигателей на основе методики оценки остаточной долговечности // Двигатель. 2010 г. № 5 (71). С. 28–33.
3. **Лозицкий Л.П., Янко А.К., Лапшов В.Ф.** Оценка технического состояния авиационных ГТД. М.: Транспорт, 1982. 160 с.

ВЛИЯНИЕ НЕСТАЦИОНАРНЫХ ПАРАМЕТРОВ ОБРАБОТКИ НА ВЕЛИЧИНУ ПЛОЩАДИ КОНТАКТА ПРИ ШЛИФОВАНИИ ПЕРА ЛОПАТОК КОМПРЕССОРА ГТД

В.Л.Юрьев, докт. техн. наук, М.А.Мишкина (ОАО “Институт технологии и организации производства”, г. Уфа)

Рассмотрено влияние технологических параметров и геометрии детали и инструмента на величину площади контакта шлифовального круга с поверхностью при шлифовании лопаток компрессора ГТД тороидальным кругом на станке 4ШСЛ-300ПЗ.

Ключевые слова: поверхностный слой, критерий качества, схема формообразования, подача на строку, радиус кривизны, тороидальный круг, площадь контакта.

THE INFLUENCE OF NON-STATIONARY MACHINING PARAMETERS ON THE VALUE OF CONTACT AREA WHEN GRINDING BLADE AIRFOILS OF A GAS TURBINE ENGINE COMPRESSOR. *V.L.Yuriev, Dr.Techn.Sc, M.A.Mishkina.*

The influence of process parameters as well as part and tool geometry on the size of contact area of the grinding wheel and the surface, when grinding gas turbine engine blades with toroidal wheel on 4 ШСЛ-300ПЗ machine is considered.

Keywords: surface layer, quality criterion, forming scheme, feed per line, curvature radius, toroidal wheel, contact area.

Для увеличения ресурса работы лопаток компрессора газотурбинного двигателя и соблюдения регламентируемых требований к прочности их при изготовлении необходимо обеспечить оптимальные параметры качества поверхностного слоя [1].

Отклонение от оптимальной величины любого из показателей качества ведет за собой ухудшение эксплуатационных свойств лопаток. Поэтому для управления качеством поверхностного слоя при механической обработке необходимо иметь аналитические зависимости между характеристиками качества поверхностного слоя и технологическими параметрами процесса.

Процесс электроалмазного шлифования лопаток протекает в нестационарных условиях вследствие переменной криволинейности обрабатываемой поверхности; относительно малой жесткости пера, вызывающей переменную величину глубины резания; неравномерности распределения припусков на заготовках лопаток; непрерывного изменения величин параметров режимов реза-

ния; переменного сечения среза, вызывающего изменение плотности тока.

Для оптимизации нестационарных процессов электроалмазного шлифования лопаток необходимо установить обобщенные аналитические зависимости параметров поверхностного слоя от технологических условий при электроалмазном шлифовании лопаток компрессора. Критерием оптимальности показателей качества поверхностного слоя при чистовой обработке является энергетический критерий качества, представляющий собой отношение накопленной энергии деформации (скрытой энергии в поверхностном слое лопатки), определяемой через глубину наклепа, к площади поверхности, обработанной в единицу времени [2].

При обработке поверхностей пера лопатки (спинки и корыта), к качеству поверхностного слоя которых предъявляются жесткие требования, предпочтительной является оптимальная скорость резания. При обработке на оптимальной скорости резания обеспечивается минимальный износ инст-

румента, а также минимальные значения параметров шероховатости и наклепа обработанной поверхности.

Вторым параметром, позволяющим управлять величиной энергетического критерия качества, является площадь контакта инструмента с деталью $S_{\text{конт}}$. Изменение площади пятна контакта при обработке различных участков сложной криволинейной поверхности лопатки приводит к изменению температуры, силы резания, следовательно качества обрабатываемой поверхности.

При плоском шлифовании цилиндрическим кругом площадь контакта инструмента с обрабатываемой поверхностью определяется шириной строки и глубиной шлифования.

Площадь контакта тороидального шлифовального круга с лопаткой компрессора является величиной переменной, зависящей от схемы формообразования, глубины резания и кривизны детали.

Рассмотрим две схемы формообразования: обработка круговой поперечной (рис. 1,а) и продольной строкой (рис. 1,б).

При плоском шлифовании кругом с прямолинейной образующей (рис. 2) пятно контакта имеет форму прямоугольника, площадь которого рассчитывается умножением дуги контакта на ширину круга:

$$S_{\text{конт}} = (2\pi R h \gamma) / (360^\circ), \quad (1)$$

где R – радиус круга; h – ширина круга; γ – угол контакта круга с деталью.

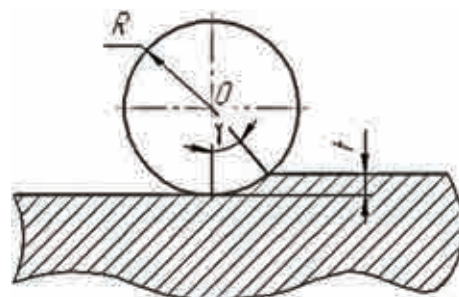


Рис. 2. Схема плоского шлифования кругом с прямолинейной образующей

Преобразовав зависимость (1), получим формулы расчета площади контакта при шлифовании плоскости тороидальным кругом для двух схем формообразования – поперечной (рис. 3,а) и продольной строкой (рис. 3,б):

$$S_{\text{конт.поп}} = (\lambda/2\pi)[R_0(\omega_1 + \omega_2) + r/2(\sin(\omega_1) + \sin(\omega_2))]; \quad (2)$$

$$S_{\text{конт.прод}} = (\omega/2\pi)[R_0(\lambda_1 + \lambda_2) + r/2(\sin(\lambda_1) + \sin(\lambda_2))], \quad (3)$$

где λ , λ_1 , λ_2 , ω , ω_1 , ω_2 – углы контакта круга с деталью в продольном и поперечном сечении соответственно; R_0 – радиус направляющей окружности; r – радиус тора.

Углы контакта круга с деталью в двух плоскостях (λ_i , ω_i) определяются путем геометрических построений и зависят от радиуса тора r , радиуса направляющей окружности R_0 , глубины резания t и величины остаточного гребешка Δ , образуемого при перестановке шлифовального круга на строку.

При шлифовании плоской поверхности глубина резания t – величина постоянная. Но при шлифовании сложнофасонной по-

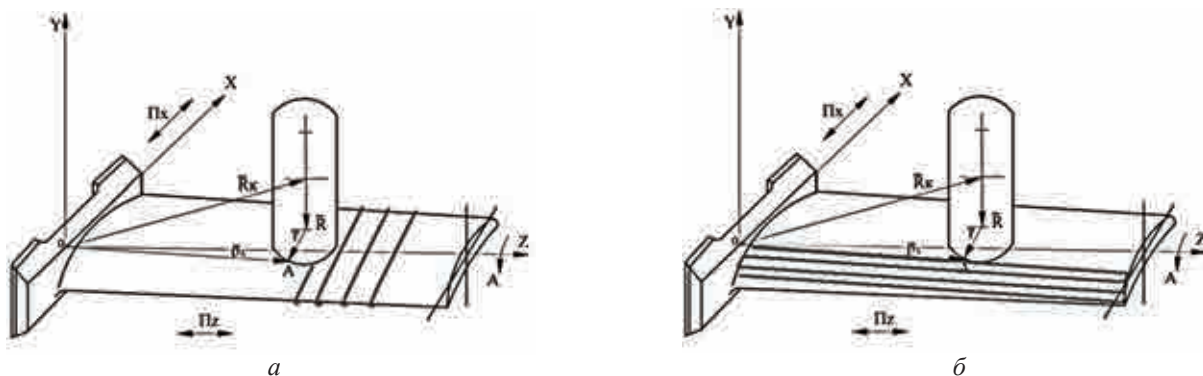


Рис. 1. Схемы формообразования на станке 4ШСЛ-300ПЗ

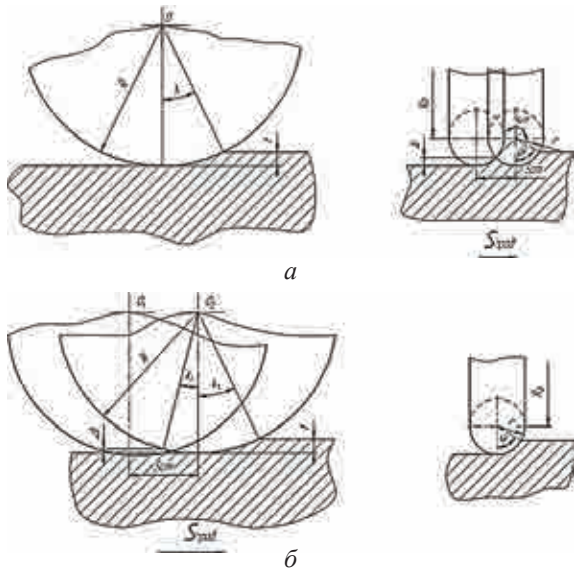


Рис. 3. Схемы плоского шлифования тороидальным кругом

верхности (перо лопатки) глубина резания изменяется в зависимости от кривизны профиля. Кроме того, кривизна реального профиля пера лопатки оказывает значительное влияние на величину остаточного гребешка Δ обработанной поверхности, так как при шлифовании участков фасонной поверхности с различным углом наклона к базовой плоскости изменяется угол врезания α (рис. 4).

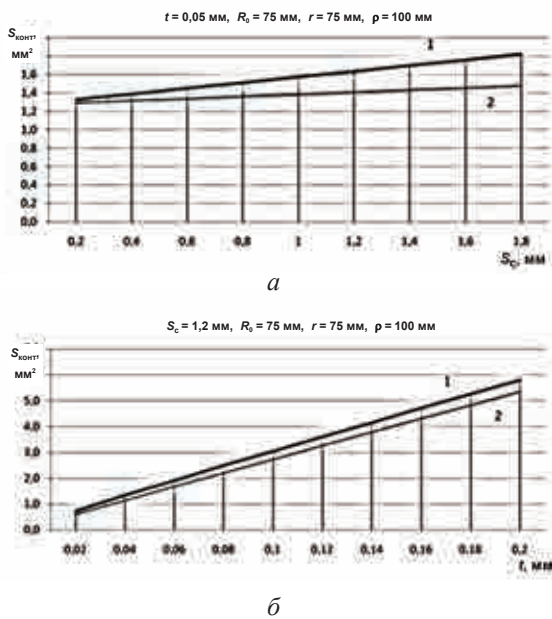


Рис. 5. Влияние подачи на строку S_c (а) и глубины резания t (б) на величину площади контакта $S_{\text{конт}}$ при обработке спинки (1) и корыта (2)

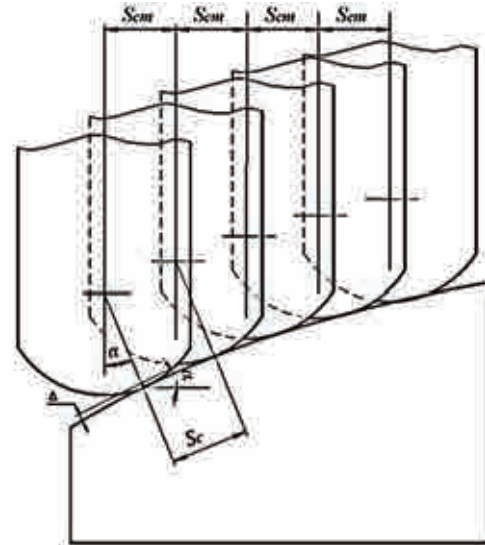


Рис. 4. Схема для определения величины остаточного гребешка при шлифовании фасонной поверхности

Путем преобразования существующей зависимости Δ от геометрических параметров при плоском шлифовании получим формулы для определения величины остаточного гребешка Δ и величины подачи на строку S_c для двух схем формообразования при обработке сложнофасонной поверхности (см. таблицу). Знак «+» в формуле определения Δ соответствует обработке выпуклой поверхности (спинки лопатки), знак «-» –

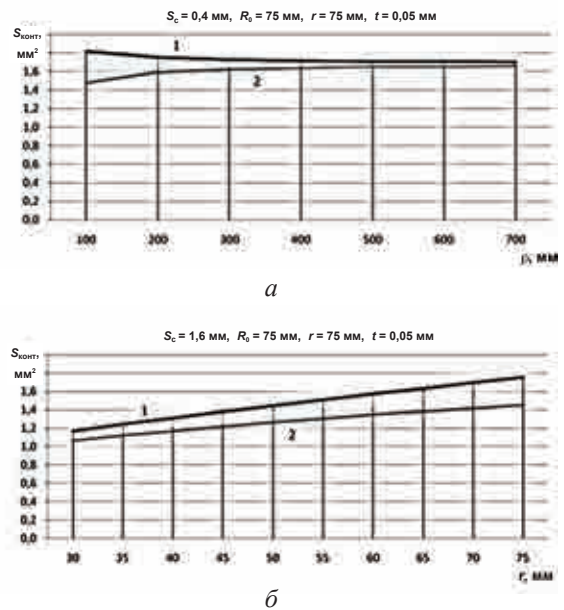


Рис. 6. Влияние радиуса кривизны ρ детали (а) и радиуса тора r шлифовального круга (б) на величину площади контакта $S_{\text{конт}}$ при обработке спинки (1) и корыта (2)

Обработка поперечной строкой	Обработка продольной строкой
$\Delta = \frac{S_c^2 \rho}{r(8\rho^2 - S_c^2)} (\rho \pm r)$	$\Delta = \frac{R \rho \operatorname{tg}^2 \Delta \varphi}{8\rho^2 \cos^4 \alpha - R^2 \operatorname{tg}^2 \Delta \varphi} (\rho \pm R)$
$S_c = \frac{S_{\text{ст}} + r \sin \Delta \alpha}{\cos \alpha}$	$S_c = R \frac{\operatorname{tg} \Delta \varphi}{\cos^2 \alpha}$
ρ – радиус кривизны детали; α – угол врезания; $S_{\text{ст}}$ – подача на строку по лимбу станка; $\Delta \varphi$ – угловая подача.	

обработке вогнутой поверхности (корыта).

На основании полученных зависимостей проведем численное моделирование для определения влияния технологических параметров и геометрии детали и инструмента на величину площади контакта. По результатам его построим графики зависимости площади контакта $S_{\text{конт}}$ от подачи на строку, глубины резания, радиуса кривизны лопатки и радиуса тора шлифовального круга (рис. 5, 6).

Видно, что увеличение подачи на строку и глубины резания приводит к равномерному увеличению площади контакта. Увеличение радиуса кривизны детали приводит к снижению площади контакта при обработке спинки и к увеличению площади при обработке корыта. Площадь контакта возрастает при увеличении радиуса тора шлифовального круга при обработке спинки и корыта во всем диапазоне значений r .

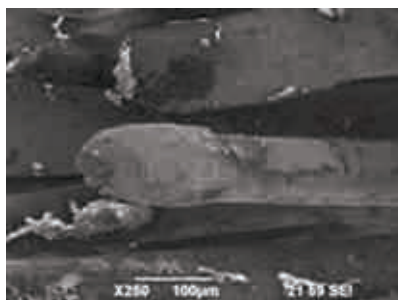
Полученные аналитические зависимости площади контакта тороидального шлифовального круга с поверхностью лопатки при различных схемах шлифования могут быть использованы для управления качеством обработанной поверхности через энергетический критерий и положены в основу определения технологических параметров обработки, учитывающих нестационарность процесса шлифования лопаток. Это позволит корректировать управляющие программы на станках с ЧПУ в целях обеспечения заданного физико-химического состояния поверхностного слоя детали.

ЛИТЕРАТУРА

1. **Крымов В.В., Елисеев Ю.С., Зудин К.И.** Производство лопаток газотурбинных двигателей / Под ред. В.В. Крымова. М.: Машиностроение, 2002. 376 с.
2. **Старков В.К.** Дислокационные представления о резании металлов. М.: Машиностроение, 1979. 160 с.
3. **Мухин В.С.** Качество поверхности и эксплуатационные свойства жаропрочных сталей и сплавов в связи с некоторыми вопросами их механической обработки: Дисс. ... канд. техн. наук. Уфа, 1967. 200 с.
4. **Силин С.С.** Метод подобию при резании материалов. М.: Машиностроение, 1979. 152 с.
5. **Безъязычный В.Ф.** Технологические процессы механической и физико-химической обработки в авиадвигателестроении / Учеб. пособие. М.: Машиностроение, 2007. 539 с.

Вниманию читателей!

В № 3 журнала на стр. 20 допущена ошибка: вместо приведенного рис. 3,б должен быть



б