АВИАЦИОННАЯ ПРОМЫШЛЕННОСТЬ

2 2012

Стр.

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.

ДВИГАТЕЛЕСТРОЕНИЕ

Кузьмичева А.О., Мельникова Н.С. Проверка	
адекватности регрессионных моделей для расчета	
температуры газа T_4 за турбиной по параметрам	
реальных полетов двигателей АЛ-31Ф	
Венедиктов В.Д., Непомнящий А.Д. Влияние	
числа Рейнольдса на КПД турбин высокого и низ-	
кого давления малоразмерного ТРДД 21	
Шульгин А.Ф., Павлов Ю.И., Таран Е.М. Оцен-	
ка влияния входной радиальной неравномерности	
потока на параметры двухконтурных двигателей 24	

вопросы технологии

МАТЕРИАЛЫ И МЕТАЛЛУРГИЯ

Вниманию читателей!

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

AVIATION INDUSTRYN

2 2012

Pp.

Magazine was founded in the year 1932 • Moscow

Quarterly scientific and technical magazine

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

National Institute of Aviation Technologies

CONTENT

Pp.

AIRCRAFT AND HELICOPTER ENGINEERING

ENGINE BUILDING

Kuz'micheva A.O., Mel'nikova N.S. Checking
conformity of regression models for calculation of T_4
gas temperature past turbine according to parameters
of actual AL-31F engine flights
Venediktov V.D., Nepomnyaschy A.D. The influence
of reynolds number on efficiency of hp and lh turbi-
nes of a low-sized turbojet engine
Schul'gin A.F., Pavlov Yu.I., Taran E.M. Assessing
the influence of input radial non-uniformity of the flow
on bypass engine parameters

TECHNOLOGY PROBLEMS

Vermel' V.D., Bolsunovsky S.A., Gubanov G.A.,
Zinyaev V.V. Improving performance of wafer
background processing on load-bearing frame parts
of aircraft structures

Yakovleva A.P. Analysis of the properties of steel
parts surface layer strengthened by electromechanical
processing
Petrov L.M., Plikhunov V.V. Reactivity of the surface
layer of the structural metal materials in the phase of
ion etching under vip processing

MATERIALS AND METALLURGY

QUALITY, RELIABILITY, SERVICE LIFE

всероссийскому научно-исследовательскому институту авиационных материалов – 80!

Федеральное государственное унитарное предприятие Государственный научный центр Российской Федерации «ВИАМ» и его филиалы — ведущий научноисследовательский институт по созданию перспективных материалов и технологий для авиакомплексов, космической техники, судостроительной, автомобильной и других отраслей промышленности.

Весь непростой путь, пройденный ВИАМом, — это история зарождения и становления авиационного материаловедения, история возникновения материаловедческих предприятий страны. На основе фундаментальных и прикладных исследований создавались и осваивались материалы, отвечающие высоким требованиям по прочности, ресурсу и надежности, которые нашли применение в различных отраслях промышленности.

ВИАМ в содружестве с другими институтами, вузами и КБ разработал 2658 марок конструкционных функциональных материалов, более 3500 новых технологических процессов. Общее число изобретений и патентов превышает 5000. Высокий научно-технический уровень разработок Института подтверждается успешным выполнением 65 международных проектов и контрактов с ведущими зарубежными фирмами.

ВИАМ совместно с КБ им. С.П. Королева выполнил комплекс работ по созданию алюминиевых, магниевых и титановых сплавов и новых технологических процессов по созданию жаропрочных материалов и теплозащитных покрытий для космического корабля «Восток».

Материалы ВИАМа обеспечили реализацию советского атомного проекта. В Институте был создан специальный сплав циркония с ниобием для тепловыделяющих элементов атомных реакторов, разработаны конструкции и технологии производства их для первого промышленного атомного реактора и атомного двигателя ледокола «Ленин». Впервые освоена технология введения уранового топлива в графитовые стержни и выполнены работы по исследованию различных классов неметаллических материалов.

ВИАМ является пионером в области разработки неметаллических, полимерных и композиционных материалов, в том числе пенопластов, герметиков, материалов остекления и радиопоглощающих материалов, которые нашли широкое применение в конструкциях самолетов и вертолетов нового поколения, в деталях газотурбинных двигателей, космических и ракетных комплексов и др. За заслуги в создании и обеспечении материалами новых образцов техники ВИАМ награжден орденом Октябрьской Революции. Разработанный в ВИАМе специальный комплекс материалов (теплозащитные, углерод-углеродные композиты, лаки, клеи и др.) обеспечил создание многоразового космического корабля «Буран». Крыло обратной стреловидности самолета «Беркут» впервые в мировой практике целиком выполнено из адаптирующегося углепластика, созданного в Институте.

ВИАМ активно занимается инновационной деятельностью, выполняет весь цикл работ — от фундаментальных, прикладных исследований до разработки материала, технологии, оборудования и организации малотоннажного производства.

В 2009 г. ВИАМ ввел в эксплуатацию Геленджикский центр климатических испытаний им. чл.-корр. АН СССР Г.В. Акимова – единственный центр климатических испытаний, который проводит натурные испытания в атмосфере и морской воде, а также лабораторные испытания на стойкость к коррозии, старению и биоповреждению различных классов материалов.

Разработанные в Институте материалы, технологические процессы и установки защищены многочисленными патентами и авторскими свидетельствами, они нашли применение во многих отраслях промышленности. Ежегодно осваивается более 130 разработок.

ВИАМ обладает мощным научным потенциалом и высококвалифицированными кадрами. Создано 12 авторитетных материаловедческих научных школ, имеющих международное признание.

В ВИАМе трудятся более 1800 сотрудников. Среди них 32 доктора и 132 кандидата наук, 16 профессоров и 46 доцентов. Возглавляет Институт Генеральный директор академик РАН Евгений Николаевич Каблов.

Для сохранения и поддержания ведущих научных школ и развития научного потенциала в аспирантуре ВИАМа готовят специалистов высшей квалификации. ВИАМ заключил Соглашение о научно-техническом сотрудничестве с семью национальными исследовательскими университетами России и активно сотрудничает с зарубежными университетами Германии и Голландии.

Трудовой подвиг специалистов Института отмечен высокими государственными наградами – более 600 сотрудников награждены орденами и медалями. За большой вклад в разработку и создание материалов для авиационнокосмической, атомной и других видов специальной техники 242 сотрудникам ВИАМа присуждены высокие звания лауреатов Государственных премий, в том числе: 36 Сталинских и 14 Ленинских премий, 55 Государственных премий СССР и 13 Государственных премий РФ, 47 премий Совета Министров СССР и 51 премия Правительства РФ, 16 премий ЦК ВЛКСМ и Ленинского комсомола, 5 премий РСФСР, УССР и Каз. ССР и 2 премии Президента РФ в области науки и инноваций для молодых ученых.

ВИАМ сегодня — признанный лидер отечественной материаловедческой науки.

САМОЛЕТО- И ВЕРТОЛЕТОСТРОЕНИЕ

ВЛИЯНИЕ ТУРБУЛЕНТНОСТИ АТМОСФЕРЫ, БОКОВОГО ВЕТРА НА ХАРАКТЕРИСТИКИ ДОЗВУКОВОГО ТУННЕЛЬНОГО ВОЗДУХОЗАБОРНИКА

А.К.Трифонов, докт. техн. наук, П.Д.Колесинский, канд. техн. наук (ФГУП ЦАГИ); В.И.Злобин, К.А.Анисимов (ОАО «Корпорация "ТРВ"»); Ф.А.Фаррахов, канд. техн. наук, А.В.Беляев, Р.В.Дорофеев (НПО "Сатурн")

Рассматриваются результаты численного исследования течения потока в воздухозаборнике при различных величинах турбулентности и боковом ветре.

Ключевые слова: воздухозаборник, турбулентность атмосферы, численный эксперимент, боковой ветер, коэффициент давления, неравномерность потока, структурная сетка.

EFFECT OF ATMOSPHERIC TURBULANCE AND CROSS WIND ON CHARACTERISTICS OF THE SUBSONIC DUCTED AIR INTAKE. A.K.Trifonov, Dr.Techn.Sc, P.D.Kolesinsky, Cand.Techn.Sc, V.I.Zlobin, K.A.Anisimov, F.A.Farrahov, Cand.Techn.Sc, A.V.Belyaev, R.V.Dorofeev.

Results of computational investigation of the flux in the air intake under different turbulence values and cross wind are considered.

Keywords: air intake, atmospheric turbulence, numerical experiment, cross wind, pressure coefficient, flow irregularity, structural grid.

Существующая методика оценки влияния турбулентности атмосферы и бокового ветра на характеристики воздухозаборника (ВЗ) основана на обобщении результатов экспериментальных исследований. Недостатком этой методики является высокая погрешность при определении расчетных характеристик и большая трудоемкость экспериментальных исследований на модели объекта. Экспериментальные исследования по оценке влияния турбулентности атмосферы и бокового ветра на характеристики воздухозаборника, как правило, выполняются при летных испытаниях натурного объекта, то есть на финальной стадии создания объекта, когда нет возможности существенного изменения геометрии воздухозаборника.

Авторами рассмотрена возможность численной оценки влияния турбулентности атмосферы и бокового ветра на характеристики воздухозаборника на этапе аэродинамического проектирования. Анализ возможности использования численных методов, оценка погрешности расчетов для ВЗ, работающего в развитом пограничном слое, будут рассмотрены в следующей работе.

Было проведено численное исследование течения потока в воздухозаборнике при тур-

булентности атмосферы $\varepsilon = 2$; 5; 10 % и боковом ветре со скоростью $W_{\delta B} = 20$ м/с. Величина турбулентности стандартной атмосферы составляет 2 %, а возмущенной атмосферы (в соответствии с ОСТ 1 02514–84 «Модель турбулентности атмосферы») составляет 4–5 %.

Для численного исследования объекта было использовано коммерческое программное обеспечение ANSYS CFX 11.0. По результатам численного исследования течения потока определены величины неравномерности воздушного потока на выходе из воздухозаборника при разных величинах турбулентности атмосферы и боковом ветре.

Объект для расчетного исследования – тело обтекаемой формы с интегрированным в него воздухозаборником. Масса рабочего тела на выходе из воздухозаборника исключается из общей массы, так как расход воздуха на него составляет не более 0,09% по отношению к общей массе. Расчетная область имеет вид прямоугольника, внутри которого размещен объект. С помощью универсального сеткопостроителя ANSYS ICEM CFD построена сеточная модель,



удовлетворяющая требованиям, предъявляемым к структурированным сеткам для аэродинамических расчетов (размер минимальной пристеночной ячейки 10^{-5} м, отношение сторон ячеек не более 500, углы в ячейках не менее 18°). Расположение граничных условий представлено на рис. 1.

Расчетные исследования по определению

характеристик воздухозаборника объекта выполнены при скорости M = 0.8, углах атаки $\alpha = 6^{\circ}$ и скольжения $\beta = 6^{\circ}$. Угол скольжения обеспечивался поворотом объекта. Угол атаки моделировался разложением вектора скорости на составляющие по осям, которые в дальнейшем прикладывались к входу вместе с различной температурой:

$$V_{x} = M\sqrt{kRT}\cos(\alpha),$$
$$V_{y} = M\sqrt{kRT}\sin(\alpha),$$
$$V_{z} = 0,$$

где *R* – газовая постоянная; *k* – коэффициент адиабаты воздуха.

При проведении расчетов с учетом бокового ветра были заданы скорость ветра 20 м/с и направление (угол 5° по нормали к объекту со стороны, противоположной расположению воздухозаборника). Эти условия были учтены при задании параметров на входе в расчетную область (рис. 2).

На выходе из расчетной области задавалась величина осредненного статического давления среды *P*, равная 101322 Па. В сечении выхода из воздухозаборника (контрольное сечение) при расчете подбиралась величина осредненного статического давления, при которой в сечении перед компрессором силовой установки обеспечивались величины относительной плотности тока $q(\lambda) = 0,9, q(\lambda) = 0,72$. На боковых поверхностях расчетной области было реализовано граничное условие типа Opening (открытая



граница). Это условие работает как граничное условие входа при направлении потока внутрь расчетной области и как выхода при направлении потока из расчетной области.

Среда в поставленных численных экспериментах представлена в виде идеального газа с постоянной теплоемкостью $C_P = 1005 \text{ Дж/кг} \cdot \text{К}$ при k = 1,4 и $R = 287,3 \text{ Дж/кг} \cdot \text{К}$. Поверхности стенок были приняты гладкими и адиабатными. Поток моделировался как течение вязкого сжимаемого газа, зависимость вязкости от температуры учитывалась соотношением Сатерленда.

Сходимость задачи контролируется по невязкам параметров, выводимым на монитор. Контроль может производиться по встроенным невязкам (разнице) параметров, и по введенным пользователем. В нашем численном эксперименте контроль проводился по максимальным невязкам составляющих скорости, энергии, расхода, а также по изменению $q(\lambda)$ в контрольном сечении. При достижении величин максимальных невязок менее 10^{-3} задача считалась сошедшейся.

На рис. 3 приведена схема проточной части ВЗ с контрольным сечением, где определялись аэродинамические параметры.



По результатам 3D расчетов построены графики распределения коэффициента восстановления полного давления σ в окружном направлении на режиме $q(\lambda) = 0,72$ (рис. 4). Для построения графиков контрольное сечение было разбито на 360 равных секторов. Отсчет углов для удобства графического представления был выбран, как показано на рис. 5.



Из рис. 4 видно, что возникают три сектора с областью низких коэффициентов восстановления полного давления общей протяженностью около 280 град. Два сектора пониженного давления вызваны обтеканием боковых стенок лотка перед входом в воздухозаборник «гребней» и крыльев. Центральный сектор пониженного давления, периферийная часть воздухозаборника, формируется отрывным течением потока.

Распределение на режиме $q(\lambda) = 0,72$ полного давления в контрольном сечении воздухозаборника представлено на рис. 6 (см. рис. 3), а на рис. 7 – распределение







относительной скорости потока (числа М) в меридианальной плоскости воздухозаборника (на поверхности, проходящей через 0 град., см. рис. 5).

Поля относительной скорости потока в векторной форме на режиме $q(\lambda) = 0,72$ на периферии воздухозаборника приведены на рис. 8.



Турбулентность 10 % Рис. 8

В результате проведенного анализа картины течения потока установлено, что существует отрывная зона с обратными токами на периферии воздухозаборника.

Результаты расчета воздухозаборника при скорости M = 0.8, углах атаки $\alpha = 3^{\circ}$ и скольжения $\beta = 2^{\circ}$, разных величинах турбулентности и боковом ветре приведены в таблице. В таблице представлены коэффициенты восстановления полного давления и

Режим q(λ)	Турбу- лент- ность, %	Полное давле- ние σ	σ ₀ в секто- ре пони- женного давления	Окружная неравно- мерность потока $\Delta \bar{\sigma}_0, \%$	
0,9	2	0,9616	0,9397	2,28	
	5	0,9605	0,9402	2,12	
	10	0,9579	0,9450	1,34	
	2 (+W _{бв})	0,9508	0,9246	2,76	
0,72	2	0,9486	0,9198	3,04	
	5	0,9465	0,9174	3,07	
	10	0,9436	0,9158	2,94	
	2 (+W _{ÕB})	0,9351	0,8981	3,95	

окружной неравномерности потока в контрольном сечении при разных величинах турбулентности и боковом ветре.

При увеличении турбулентности атмосферы с 2 до 10 % величина окружной неравномерности потока уменьшается на 0,94 % на режиме $q(\lambda) = 0,9$ и на 0,1 % на режиме $q(\lambda) = 0,72$. Величина коэффициента восстановления полного давления уменьшается приблизительно на 0,5 %. При воздействии бокового ветра величина окружной неравномерности потока увеличивается на 0,48 % при $q(\lambda) = 0,9$ и на 0,91 % при $q(\lambda) = 0,72$.

По результатам численных исследований реального объекта и его воздухозаборника установлено, что изменение турбулентности атмосферы не приводит к увеличению неравномерности потока на выходе из воздухозаборника, а боковой ветер со скоростью 20 м/с вызывает увеличение неравномерности потока на выходе из воздухозаборника до 1 %.

Численные методы целесообразно использовать для оценки влияния турбулентности атмосферы и бокового ветра на характеристики воздухозаборника.

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ МОДЕЛИ КРЫЛА ОБРАТНОЙ СТРЕЛОВИДНОСТИ ДЛЯ МАГИСТРАЛЬНЫХ САМОЛЕТОВ ИНТЕГРАЛЬНЫХ СХЕМ

В.И.Рулин, докт. техн. наук (МАТИ – РГТУ им. К.Э. Циолковского), **Ю.В.Давыдов**, канд. техн. наук, **М.А.Лищинский** (ОАО «Туполев»)

Представлены результаты исследования компоновки магистрального самолета интегральной схемы с обратной стреловидностью консолей крыла.

Ключевые слова: самолет интегральной схемы, крыло обратной стреловидности, суперциркуляция.

EXPERIMENTAL INVESTIGATION OF THE SWEPT-FORWARD WING MODEL FOR LONG-HAUL WING-BODY BLENDED AIRCRAFTS. V.I.Rulin, Dr.Techn.Sc, Yu.V.Davydov, Cand.Techn.Sc, M.A.Lischinsky.

Results of experimental investigation of the long-haul wing-body blended aircraft configuration with the swept-forward wing panel are presented.

Keywords: wing-body blended aircraft, swept-forward wing, super-circulation.

Производство самолетов, выполненных по интегральной схеме, - одно из возможных направлений развития транспортной авиации. Применение интегральной схемы позволяет повысить топливную эффективность более чем на 25 % по сравнению с имеющейся [1]. Это обусловлено повышенными значениями аэродинамического качества и весовой отдачи. Повышение аэродинамического качества происходит в результате уменьшения профильного сопротивления за счет уменьшения относительной омываемой поверхности планера, снижения потерь, обусловленных интерференцией, в первую очередь, между фюзеляжем и крылом. Увеличение весовой отдачи является следствием уменьшения массы конструкции планера, силовой установки и топлива. Однако при проектировании магистральных самолетов, выполненных по интегральной схеме, приходится решать ряд проблем, связанных, в частности, с обеспечением необходимых характеристик устойчивости и управляемости, взлетно-посадочных характеристик [1]. Избежать эти затруднения можно, применяя на рассматриваемом типе самолетов консоли обратной стреловидности (рис. 1).

Крыло обратной стреловидности по сравнению с крылом прямой стреловидности уменьшает аэродинамическое сопротивление за счет применения положительной аэродинамической крутки; дает возможность лучшей управляемости на больших углах атаки и уменьшения скорости взлета и посадки на 20...25 % [2].

Долгое время созданию самолетов с крылом обратной стреловидности препятствовали невысокие скорости, при которых начиналась дивергенция крыла. В настоящее



Рис. 1. Схема магистрального самолета интегральной схемы с крылом обратной стреловидности:

l – центроплан; *2* – консоли обратной стреловидности; *3* – консоли прямой стреловидности



время разработаны конструкции, позволяющие устранить этот недостаток путем использования композиционных материалов с разнонаправленными волокнами.

Применение крыла обратной стреловидности на магистральных самолетах интегральных схем позволяет также уменьшить дополнительный пикирующий момент, возникающий при выпуске механизации. При этом управляющие поверхности, расположенные на концах крыльев, находятся перед центром масс самолета, что положительно сказывается на характеристиках управляемости. В месте сопряжения центральной части планера с консолями крыла возникает зона возмущений, обусловленная, с одной стороны, перетеканием пограничного слоя от концов консолей к корневой части, с другой - вихрем, создающимся на передней кромке центральной части планера, работающей как крыло малого удлинения.

Авторы предлагают устанавливать в месте сочленения центральной части планера и консолей двухконтурные реактивные двигатели, сопла которых расположены на верхней части крыла (рис. 2). При этом истекающие из сопел газы положительно влияют на аэродинамическое обтекание места стыка центральной части и консолей, увеличивая энергию пограничного слоя. Кроме того, реактивная струя увеличивает подъемную силу крыла за счет суперциркуляции и улучшает характеристику продольного момента.



Рис. 2. Установка ТРДД в зоне стыка центральной части планера и консоли крыла

Для подтверждения теоретических предположений авторы провели экспериментальные исследования по влиянию обдува верхней поверхности планера реактивной струей двигателей на самолетах, выполненных по интегральной схеме. Эксперимент проведен в дозвуковой аэродинамической трубе AT-1. Цель исследования – экспериментальное определение основных аэродинамических характеристик предлагаемой схемы без обдува и с обдувом стыка консолей крыла и центральной части планера.

Исследования проводились на модели: на верхней поверхности стыка центральной части и консоли крыла был установлен имитатор силовой установки, который позволил с помощью специального компрессора обеспечить скорость истечения струи, в ~2-3 раза превышающую скорость набегающего потока в АДТ. Схема экспериментальной установки представлена на рис. 3.



Рис. 3. Схема экспериментальной установки: *l* – аэродинамическая труба АТ-1; *2* – компрессор; *3* – штатив для фиксации воздуховода; *4* – стол для установки аэродинамических весов; *5* – воздуховод (имитатор силовой установки); *6* – двухкомпонентные аэродинамические весы; *7* – модель

Весовые испытания модели с имитатором силовой установки проводились без обдува и с обдувом верхней поверхности стыка центральной части и консоли крыла. Полученные результаты подтвердили значительное увеличение коэффициента подъемной силы C_y на крыле за счет суперциркуляции (рис. 4), а также сдвиг фокуса в зоне обдувки назад на 0,05-0,08%, что увеличивает продольную устойчивость. Для демонстрации эффекта прилипания струи одновременно проводилась визуализация обтекания, которая подтвердила устранение



отрыва потока от поверхности крыла при работающем имитаторе силовой установки (рис. 5). Специальная программа эксперимента с использованием имитатора силовой установки позволила получить поправки на влияние воздуховода перед моделью, которые были учтены при обработке результатов эксперимента. Исследования проводились



Рис. 5. Визуализация обтекания модели при неработающем (слева) и работающем (справа) имитаторе силовой установки

при различных углах атаки и значениях скорости обдува верхней поверхности, а также при различных положениях имитатора силовой установки относительно модели.

Проведенные экспериментальные исследования применения крыла обратной стреловидности на магистральных самолетах, выполненных по интегральной схеме, показали ряд их преимуществ по летно-техническим и взлетно-посадочным характеристикам по сравнению с самолетами традиционных схем, в частности, коэффициент подъемной силы увеличивается на 8 – 10 %.

По результатам исследования можно судить о перспективности применения крыла обратной стреловидности при проектировании магистральных самолетов, выполненных по интегральной схеме.

ЛИТЕРАТУРА

1. Матвеев А.И., Подобедов В.А. Магистральные самолеты интегральной компоновки: проблемы и перспективы // Полет. 2008. № 9.

2. Житомирский Г.И. Конструкция самолетов. М.: Машиностроение, 1991. С. 111, 112.

МЕТОД РЕШЕНИЯ ЗАДАЧ КОНТАКТА ПОСАДОЧНЫХ УСТРОЙСТВ ВЕРТОЛЕТА ПРИ ЕГО ПОСАДКЕ НА ТВЕРДУЮ ПОВЕРХНОСТЬ И ПРИВОДНЕНИИ

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

Разработан метод решения задач контакта вертолета с посадочной поверхностью для различных вариантов перехода от полета к посадке. Показана практическая применимость и достоверность предложенного подхода.

Ключевые слова: приводнение вертолета, посадочная поверхность, динамика посадки.

METHOD FOR SOLVING PROBLEMS OF THE HELICOPTER LANDING GEAR CONTACT WHILST LANDING AT SOLID SURFACE AND ON WATER. *D.V.Nedel'ko, Cand.Techn.Sc.*

A method for solving problems of the helicopter contact with the landing surface for different versions of transition from flight to landing has been developed. Applicability and reliability of the proposed approach have been presentedto.

Keywords: helicopter landing on water, landing surface, landing dynamics.

Многие отечественные и зарубежные специалисты исследуют нагружения конструкции шасси и самого вертолета при посадке [1, 2]. В большинстве работ при численном исследовании применяется метод конечных элементов, а посадочная поверхность моделируется в виде конечноэлементных фрагментов, определенным образом реализующих условия контакта шасси со взлетно-посадочной поверхностью (ВПП), которая может быть либо водной поверхностью, либо сушей. Автор предлагает применить метод решения задачи контакта вертолета с ВПП для наиболее общего случая, когда силовые граничные условия такого контакта зависят не только от геометрических характеристик, но и от скоростей и ускорений элементов посадочного устройства в зоне контакта.

В качестве схематизации базовой модели контакта конструкции вертолета с посадочной поверхностью и введения основных систем координат используем подход, реализованный в работе [3] (рис. 1).

При моделировании посадки вертолета применяются общепринятые системы коор-

динат: связанная OXYZ, земная $O_0X_0Y_0Z_0$ и нормальная земная $OX_gY_gZ_g$ [4].

Связь нормальной земной и связанной систем координат определяется углом рыскания ψ , углом тангажа ϑ и углом крена γ . Направления всех пространственных углов принимаем положительными в соответствии с общепринятым правилом знаков.



Переход от связанной системы координат к нормальной может быть осуществлен с помощью матрицы преобразования координат $L^{(+)}_{\psi \Theta \gamma}$ [4]:

	cos ψ cos ϑ	$-\sin \vartheta \cos \psi \cos \gamma +$ $+\sin \psi \sin \gamma$	$\sin \vartheta \cos \psi \sin \gamma +$ + $\sin \psi \cos \gamma$
$L^{(+)}_{\psi \vartheta \gamma} =$	sin 9	$\cos \vartheta \cos \gamma$	-cos θ sin γ
,	– cos θ sin ψ	cosψsinγ+ +sinθsinψcosγ	cosψcosγ– –sin θsinψsinγ

Для обратного перехода от нормальной системы к связанной системе воспользуем-

ся матрицей
$$L_{\psi\vartheta\gamma}^{(-)} = \left[L_{\psi\vartheta\gamma}^{(+)} \right]^{-1} = \left[L_{\psi\vartheta\gamma}^{(+)} \right]^{T}$$
.

Для исследования безопасности выполнения вертолетом посадки в ожидаемых условиях необходимо учесть, что посадочная поверхность Ω_{α} может быть ориентирована к горизонту углами продольного α_{np} и бокового $\alpha_{\delta k}$ уклонов (см. рис. 1). В контексте рассматриваемой задачи это могут быть углы пространственной ориентации рельефа суши или склона волны водной поверхности в момент их касания вертолетом.

Введем оси посадочной поверхности $O_0 X_{\alpha} Y_{\alpha} Z_{\alpha}$, связанные с ней так, чтобы плоскость $O_0 X_{\alpha} Z_{\alpha}$ являлась собственно посадочной поверхностью Ω_{α} . Для перехода от системы координат $O_0 X_{\alpha} Y_{\alpha} Z_{\alpha}$ к системе $O_0 X_0 Y_0 Z_0$ и обратно воспользуемся, соответственно, матрицами $L_{\alpha}^{(+)}$ и $L_{\alpha}^{(-)} = [L_{\alpha}^{(+)}]^{-1} = [L_{\alpha}^{(+)}]^{T}$, где

 $L_{\alpha}^{(+)} = \begin{bmatrix} \cos \alpha_{\pi p} & -\sin \alpha_{\pi p} \cos \alpha_{\delta \kappa} & \sin \alpha_{\pi p} \sin \alpha_{\delta \kappa} \\ \sin \alpha_{\pi p} & \cos \alpha_{\pi p} \cos \alpha_{\delta \kappa} & -\cos \alpha_{\pi p} \sin \alpha_{\delta \kappa} \\ 0 & \sin \alpha_{\delta \kappa} & \cos \alpha_{\delta \kappa} \end{bmatrix}.$ (2)

Согласно авиационным правилам [5] фюзеляж вертолета рассматривается как абсолютно жесткое тело. В рассматриваемой задаче пренебрегаем собственной упругостью фюзеляжа под действием посадочных нагрузок. Учитываем, что в центре втулки несущего винта (т. *B* на рис. 1) в общем случае могут быть приложены все сосредоточенные силы и моменты, создаваемые несущим винтом (например, винтом бесшарнирного типа): $T_{\rm HB}$ – сила тяги несущего винта; $S_{\rm HB}$, *H*_{нв} – боковая и продольная силы несущего винта соответственно; *M*_{прод}, *M*_{поп}
 продольный и поперечный моменты на несущем винте соответственно.

Принимаем, что перечисленные параметры являются не заданными константами, а в общем случае могут быть переменными, зависящими от параметров управления несущим винтом в процессе посадки и меняющимися при этом во времени.

Для расчета скоростей и ускорений каждой точки посадочного устройства в зоне контакта с ВПП автором предлагается способ, основанный на разделении движения данной точки на переносное и относительное. Аналогичный подход был применен в работе [7] для лопастей несущего винта. В рассматриваемом случае предполагаем, что с некоторой произвольной точкой посадочного устройства вертолета связан его отдельный конструктивный элемент. В качестве примера рассмотрим случай аварийного приводнения вертолета (рис. 2) как наиболее показательный при необходимости учета скоростей и ускорений. Баллонет системы аварийного приводнения вертолета (АПВ) схематично может быть представлен в виде цилиндра (поскольку натурные баллонеты близки к цилиндрической форме) и разбит на N элементарных частей. Каждый элементарный объем рассматривается как жесткое тело. К нижней точке каждого элементарного объема проведем радиусвектор \mathbf{r}_i (*i* = 1,...,*N*), связывающий центр тяжести вертолета с данной точкой. Величина h_i (*i* = 1,...,*N*) при этом характеризует глубину погружения рассматриваемой точки относительно поверхности воды Ω_{α} .



14

Каждый радиус-вектор \mathbf{r}_i в общем случае вращается вокруг центра тяжести вертолета вместе со связанной системой координат, при этом повторяя переносное движение произвольной точки, связанной с *i*-м элементарным объемом. При этом данная точка всегда связана радиусом R_i с началом земной системы координат, который указывает абсолютное перемещение точки в текущий момент времени в процессе посадки или приводнения вертолета. Если учесть, что центр тяжести вертолета совершает относительное движение в осях земной системы координат, можно записать следующее векторное равенство:

$$\mathbf{R}_i = \mathbf{r}_{\mathrm{II,T}} + \mathbf{r}_i, \qquad (3)$$

где $\mathbf{r}_{\text{ц.т}}$ – вектор-радиус центра тяжести вертолета в осях $O_0 X_0 Y_0 Z_0$.

Центр тяжести вертолета перемещается со скоростью V_0 и совершает вращение в пространстве с угловой скоростью ω_0 и угловым ускорением ε_0 .

Представим вектор ускорений центра масс вертолета через проекции на оси нормальной земной системы координат:

$${a} = {a_{xg}, a_{yg} + g, a_{zg}}^{\mathsf{T}},$$
 (4)
где g – ускорение свободного падения.

Векторы V_0 , ω_0 и ε_0 запишем в проекциях на оси связанной с вертолетом системы координат:

$$\{V_0\} = \{V_x, V_y, V_z\}^{\mathrm{T}}; \{\omega_0\} = \{\omega_x, \omega_y, \omega_z\}^{\mathrm{T}}; \{\varepsilon_0\} = \{\varepsilon_x, \varepsilon_y, \varepsilon_z\}^{\mathrm{T}}.$$
 (5)

В этом случае скорости и ускорения некоторой *i*-й точки баллонета, вызванные пространственным движением вертолета, можно представить в следующем виде:

$$\frac{dR_{i}}{dt} = \frac{d\left\{\mathbf{r}_{u.\tau.} + \mathbf{r}_{i}\right\}}{dt} = \left\{V_{0} + \omega_{0} \times \mathbf{r}_{i}\right\} = \left\{V_{x} + \omega_{y}z_{\tau} - \omega_{z}y_{\tau}; \\ V_{y} + \omega_{z}x_{\tau} - \omega_{z}z_{\tau}; \\ V_{z} + \omega_{x}y_{\tau} - \omega_{y}x_{\tau}, \right\},$$
(6)

где $\{\mathbf{r}_i\} = \{x_i, y_i, z_i\}^{\mathrm{T}}$ – координаты *i*-й точки в связанных осях вертолета.

$$\frac{d^{2}R_{i}}{dt^{2}} = \frac{d^{2}\left\{\mathbf{r}_{u\tau} + \mathbf{r}_{i}\right\}}{dt^{2}} = \left\{ \begin{aligned} \dot{V}_{x} + \omega_{y}V_{z} - \omega_{z}V_{y} + \varepsilon_{y}z_{i} - \varepsilon_{zc}y_{i} + \\ + \omega_{y}\omega_{x}y_{i} - \left(\omega_{y}^{2} + \omega_{z}^{2}\right)x_{i} + \omega_{z}\omega_{x}z_{i}; \\ \dot{V}_{y} + \omega_{z}V_{x} - \omega_{x}V_{z} + \varepsilon_{z}x_{i} - \varepsilon_{x}z_{i} + \\ + \omega_{z}\omega_{y}z_{i} - \left(\omega_{x}^{2} + \omega_{z}^{2}\right)y_{i} + \omega_{x}\omega_{y}x_{i}; \\ \dot{V}_{y} + \omega_{x}V_{y} - \omega_{y}V_{x} + \varepsilon_{x}y_{i} - \varepsilon_{y}x_{i} + \\ + \omega_{x}\omega_{z}x_{i} - \left(\omega_{y}^{2} + \omega_{x}^{2}\right)z_{i} + \omega_{y}\omega_{z}y_{i}. \end{aligned} \right\}.$$
(7)

С учетом формул (4) и (5) запишем формулы (6) и (7) в более удобном виде:

$$\frac{dR_i}{dt} = \frac{d\left\{\mathbf{r}_{u\tau} + \mathbf{r}_i\right\}}{dt} = \left\{V_0\right\} + \left[\mathbf{W}_1\right]\left\{\mathbf{r}_i\right\}, \quad (8)$$
$$\frac{d^2R_i}{dt^2} = \frac{d^2\left\{\mathbf{r}_{u\tau} + \mathbf{r}_i\right\}}{dt^2} = \left\{\mathbf{a}\right\} + \left[\mathbf{W}_2\right]\left\{\mathbf{r}_i\right\}, \quad (9)$$

где вспомогательные матрицы $[\mathbf{W}_1]$ и $[\mathbf{W}_2]$ имеют вид:

$$\begin{bmatrix} \mathbf{W}_{1} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & -\omega_{z} & \omega_{y} \\ \omega_{z} & 0 & -\omega_{x} \\ -\omega_{y} & \omega_{x} & 0 \end{bmatrix},$$
$$\begin{bmatrix} -\left(\omega_{y}^{2} + \omega_{z}^{2}\right) & -\varepsilon_{z} + \omega_{y}\omega_{x} & \varepsilon_{y} + \omega_{z}\omega_{x} \\ \varepsilon_{z} + \omega_{x}\omega_{y} & -\left(\omega_{x}^{2} + \omega_{z}^{2}\right) & -\varepsilon + \omega_{z}\omega_{y} \\ -\varepsilon_{y} + \omega_{x}\omega_{z} & \varepsilon_{x} + \omega_{y}\omega_{z} & -\left(\omega_{y}^{2} + \omega_{x}^{2}\right) \end{bmatrix}.$$

Выражения (8) и (9) определяют скорости и ускорения *i*-й точки элементарного объема баллонета в проекциях на оси связанной системы координат.

Далее с помощью матриц $L_{\psi \vartheta \gamma}^{(-)}$ и $L_{\alpha}^{(+)}$ определяем координаты произвольной *i*-й точки баллонета в системе координат $O_0 X_{\alpha} Y_{\alpha} Z_{\alpha}$:

$$\begin{cases} X_i^{\alpha} \\ Y_i^{\alpha} \\ Z_i^{\alpha} \end{cases} = L_{\alpha}^{(-)} \begin{cases} X_{u\tau}^{0} \\ Y_{u\tau}^{0} \\ Z_{u\tau}^{0} \end{cases} + L_{\alpha}^{(-)} L_{\psi \vartheta \gamma}^{(+)} \begin{cases} x_i \\ y_i \\ z_i \end{cases}, \quad (10)$$

где $\{X_i^{\alpha}, Y_i^{\alpha}, Z_i^{\alpha}\}^T$ – вектор координат *i*-й точки баллонета в системе координат

посадочной поверхности $O_0 X_{\alpha} Y_{\alpha} Z_{\alpha};$ $\{X_{u\tau}^0, Y_{u\tau}^0, Z_{u\tau}^0\}^T$ – вектор координат центра тяжести вертолета в земной системе координат $O_0 X_0 Y_0 Z_0.$

Определив координаты точек посадочного устройства (баллонета) в системе координат посадочной поверхности и величин их скоростей и ускорений в связанной системе координат, расчет выполняем по следующему алгоритму:

1. Определяем касание точек баллонета (i = 1,...,N) посадочной поверхности Ω_{α} по принципу: если $Y_i^{\alpha} \leq 0$, то точка *i* коснулась Ω_{α} или погрузилась на величину $h_i = |Y_i^{\alpha}|$, а если $Y_i^{\alpha} > 0$, то касания еще не произошло.

2. В соответствии с поставленной задачей определяем величины гидродинамических сил погружения элементарного сечения баллонета (или реакций в точках контакта опор шасси с ВПП) в зависимости от величин скоростей $\overline{v}_i = \frac{dR_i}{dt}$ и ускорений

 $\overline{a}_i = \frac{d^2 R_i}{dt^2}$ *i*-й точки посадочного устройства

и величины $h_i = |Y_i^{\alpha}|$.

В качестве примера универсальности разработанной автором методики расчета условий контакта посадочного устройства вертолета с ВПП рассмотрим случай посадки вертолета на колесном шасси (рис. 3). Для данного случая векторное выражение (3) может быть записано применительно к передней и основной стойкам колесного шасси:

$$\mathbf{R}_{\Pi} = \mathbf{r}_{\Pi, \Pi} + \mathbf{r}_{\Pi}, \ \mathbf{R}_{O} = \mathbf{r}_{\Pi, \Pi} + \mathbf{r}_{O}.$$
(11)



К выражениям (11) может быть применен изложенный выше алгоритм дифференцирования по времени для определения скоростей обжатий передней и основной стоек колесного шасси, а по найденным скоростям обжатий могут быть рассчитаны величины усилий обжатия этих стоек. При этом уравнения (4), (5) и (6) также остаются справедливыми.

Аналогичный подход также применим к расчету условий контакта полозкового шасси вертолета с ВПП. Необходимо отметить, что как для полозкового шасси, так и для колесного шасси в данной постановке задачи возможен учет глубины их погружения в грунт. Если грунт податлив, величины распределенных по длине полозка усилий реакции грунта также могут быть определены с учетом величин

$$h_i = |Y_i^{\alpha}|, \ \overline{v}_i = \frac{dR_i}{dt}$$
 и $\overline{a}_i = \frac{d^2R_i}{dt^2}$

Далее выполняется расчет динамических параметров движения вертолета [6]:

$$\begin{split} m\left(\dot{V}_{x}+\omega_{y}V_{z}-\omega_{z}V_{y}\right) &= F_{x}+G_{x}+H_{_{HB}};\\ m\left(\dot{V}_{y}+\omega_{z}V_{x}-\omega_{x}V_{z}\right) &= F_{y}+G_{y}+T_{_{HB}};\\ m\left(\dot{V}_{z}+\omega_{x}V_{y}-\omega_{y}V_{x}\right) &= F_{z}+G_{z}+S_{_{HB}};\\ J_{x}\dot{\omega}_{x}+\left(J_{z}-J_{y}\right)\omega_{y}\omega_{z} &= M_{x}+M_{_{non}};\\ J_{y}\dot{\omega}_{y}+\left(J_{x}-J_{z}\right)\omega_{x}\omega_{z} &= M_{y};\\ J_{z}\dot{\omega}_{z}+\left(J_{y}-J_{x}\right)\omega_{x}\omega_{y} &= M_{z}+M_{_{npog}}, \end{split}$$
(12)

где $\overline{G} = \{G_x, G_y, G_z\}$ – вес вертолета, приложенный в точке центра тяжести; $J = \{J_x, J_y, J_z\}$ – тензор инерции вертолета; $\overline{F} = \{F_x, F_y, F_z\}$ и $\overline{M} = \{M_x, M_y, M_z\}$ – главные вектор и момент всех внешних сил реакций со стороны ВПП соответственно.

Для определения проекций линейной скорости, а также векторов всех сил и моментов на связанные оси используются матрицы пересчета координат $L_{\psi\vartheta\gamma}^{(-)}$ и $L_{\psi\vartheta\gamma}^{(+)}$ (1). Проекции векторов угловых скоростей на оси связанной системы координат определяются с помощью кинематических соотношений [4].

Интегрирование по времени системы нелинейных дифференциальных уравнений (12) выполняется общеизвестными численными методами.

Система уравнений (12) вместе с уравнениями (8), (9) и (10) в совокупности составляет математическую модель контакта вертолета с посадочной поверхностью в общей постановке.

В качестве подтверждения работоспособности разработанной математической модели на рис. 4 и 5 приведены результаты расчетного моделирования процесса динамического нагружения полноразмерного макета



вертолета с полозковым шасси. На рис. 4 показан процесс изменения по времени величины реакции в зоне контакта одной из консолей рессоры полозкового шасси, а на рис. 5 – процесс изменения вертикального перемещения данной консоли по оси *Y*. Как видно из приведенных результатов, процесс динамического нагружения и условий контакта с ВПП вертолета с полозковым шасси в данном конкретном случае может быть



воспроизведен в расчете по разработанной математической модели со вполне приемлемой точностью.

ЛИТЕРАТУРА

1. Martin S. Annet. LS-DYNA Analysis of Full-Scale Helicopters Crash Test // 11th International LS-DYNA Users Conference, June 06-08, 2010.

2. Александрин Ю.С., Тимохин В.П. Методика и некоторые результаты исследования особенностей характеристик посадочного удара вертолета с учетом свойств поверхности посадочной площадки // Вертолеты: Тр. ОКБ Моск. вертолетного з-да им. М.Л. Миля. М.: Машиностроение, 2010. 390 с.

3. Неделько Д.В. Расчет полозкового шасси вертолета с учетом геометрической, конструктивной и физической нелинейности: Автореф. ... канд. техн. наук. Казань, 2001. 20 с.

4. **Мхитарян А.М. и др.** Динамика полета. М.: Машиностроение, 1978. 424 с.

5. Авиационные правила № 29. Нормы летной годности винтокрылых аппаратов транспортной категории. § 29.471. Жуковский: ЛИИ им. М.М. Громова, 1995.

6. Привен Д.Л., Максимова Т.И., Кирьянов В.И., Привен В.Д., Орлова В.В. Анализ нагружения самолета с многостоечным шасси // Теория и практика проектирования пассажирских самолетов. М.: Наука, 1976. 439 с.

7. Гирфанов А.М. Математическая модель сложного пространственного деформирования лопасти несущего винта при произвольном движении вертолета // Вестник СГАУ. 2009. № 4 (20). С. 26–34.

ДВИГАТЕЛЕСТРОЕНИЕ

ПРОВЕРКА АДЕКВАТНОСТИ РЕГРЕССИОННЫХ МОДЕЛЕЙ ДЛЯ РАСЧЕТА ТЕМПЕРАТУРЫ ГАЗА *Т*₄ ЗА ТУРБИНОЙ ПО ПАРАМЕТРАМ РЕАЛЬНЫХ ПОЛЕТОВ ДВИГАТЕЛЕЙ АЛ-31Ф

А.О.Кузьмичева, **Н.С.Мельникова**, канд. техн. наук (ФГУП «НПЦ газотурбостроения "Салют"»)

Предложено использование относительно простых регрессионных зависимостей для определения некоторых измеряемых параметров для восстановления потерянной информации отказавших в полете датчиков.

Ключевые слова: авиационный двигатель, датчик, температура газа, восстановление показаний, параметр, регрессия, цифровой регулятор двигателя.

CHECKING CONFORMITY OF REGRESSION MODELS FOR CALCULATION OF T_4 GAS TEMPERATURE PAST TURBINE ACCORDING TO PARAMETERS OF ACTUAL AL-31F ENGINE FLIGHTS. *A.O.Kuz'micheva, N.S.Mel'nikova, Cand.Techn.Sc.*

The use of comparatively simple regression dependencies for determination of some measurable parameters to recover lost information of the failed-in-flight transmitters is suggested.

Keywords: aircraft engine, transmitter, gas temperature, recovery of readings, parameter, regression, engine digital regulator.

Основными термогазодинамическими параметрами газотурбинных двигателей, определяющими его техническое состояние и используемыми в системах управления, контроля и диагностирования, являются частоты вращения роторов, давления по тракту двигателя и температура газов за турбиной низкого давления. Утрата значений какого-либо из этих параметров в полете вследствие неисправностей каналов измерения приводит к потере управляемости двигателя и, как следствие, к невыполнению полетного задания и даже к выходу из строя материальной части. В настоящее время отечественные и зарубежные фирмы применяют различные методы восстановления потерянной информации:

– использование упрощенной математической модели двигателя, так называемой «On-Board Model» [1], работающей в режиме полета параллельно с электронно-цифровым регулятором и встроенным фильтром Калмана. Это позволяет идентифицировать модель с реальным состоянием двигателя и производить расчет неизмеряемых параметров;

 использование нейронных сетей для бортовой системы контроля и диагностики, что позволяет обеспечить отказоустойчивость измерительных каналов систем управления ГТД. Основное преимущество применения нейронных сетей – возможность обучения и дообучения в режиме реального времени с учетом индивидуальных характеристик конкретного авиационного двигателя [2].

В разработках ОАКБ «Темп» ФГУП «НПЦ газотурбостроения «Салют» в цифровой регулятор двигателя (ЦРД) не закладывается математическая модель двигателя, а в соответствии с разработанной на предприятии методологией [3, 4] формируются относительно простые регрессионные зависимости для определения в полете как неизмеряемых параметров двигателя (температуры газа перед турбиной Т_г, расхода воздуха G_в через двигатель и др.) для использования их в алгоритмах управления, контроля и диагностики, так и некоторых измеряемых параметров для восстановления потерянной информации отказавших в полете датчиков. Регрессионные зависимости вводятся в прикладное программное обеспечение ЦРД. Это повышает надежность эксплуатации двигателя, упрощает алгоритм системы автоматического управления двигателем, а также позволяет в режиме реального времени на борту рассчитывать значения неизмеряемых параметров и использовать их в новых алгоритмах системы управления, контроля и диагностирования двигателя, реализуя наиболее полно потенциальные возможности, заложенные в конструкцию двигателя.

Методика проверки адекватности регрессионной зависимости определения температуры газа за турбиной низкого давления в двигателях типа АЛ-31Ф включает:

 подбор экспериментального числового материала по испытаниям различных двигателей рассматриваемого типа на конкретном режиме, например «Максимал», «Полный форсаж» и проч.; – составление из выбранного числового материала матрицы X размера $[m \times n]$ из параметров – аргументов X_{ij} ;

– составление из выбранного числового материала матрицы-столбца $[m \times 1]$ из значений функции $Y_{i \text{ эксп}}$;

– расчет значения $Y_{i \text{ perp}}$ по сформированной заранее регрессионной зависимости $Y_i = f(X_i)$ с использованием матрицы экспериментального числового материала $X[m \times n]$;

– исследование ошибки ($Y_{i \text{ эксп}} - Y_{i \text{ perp}}$) аппроксимации и расчет показателей качества регрессионной модели $Y_i = f(X_i)$.

На основе показаний датчиков, зафиксированных в результате испытаний 153 двигателей типа АЛ-31Ф с разной степенью ухудшения характеристик, поступивших в разное время на ФГУП «НПЦ газотурбостроения "Салют"» для ремонта, были составлены исходные таблицы с экспериментальным числовым материалом из девяти столбцов: первые восемь столбцов – это замеренные значения параметров-аргументов, девятый – замеренные в ходе эксперимента значения температуры газа за турбиной $T^*_{4i \, эксп}$.

Была сформирована регрессионная модель определения температуры газа $T_{4i\,\text{perp}}$ в виде полинома Колмогорова–Габора, неизвестные коэффициенты которой определены методом группового учета аргумента:

 $Y = 0,114409 + 0,461403X_1 - 0,115983X_2 - 0,681197X_3 - 0,0148950X_4 - 0,273370X_5 + 0,313884X_6 + 0,798818X_7 - 0,0037948X_8,$

где Y – температура за турбиной низкого давления T_{4i} ; X_1 – температура на входе в двигатель $T_{\text{вx}}$; X_2 – давление на входе в двигатель $P_{\text{вx}}$; X_3 – давление за компрессором P_2 ; X_4 – давление за турбиной $P_{\text{т}i}$; X_5 – частота вращения вентилятора $n_{\text{в}}$; X_6 – частота вращения компрессора $n_{\text{к}}$; X_7 – расход топлива в основной камере сгорания $G_{\text{т}a}$; X_8 – расход топлива в форсажной камере сгорания $G_{\text{т}\phi}$. Следует сказать, расчетная формула дана для относительных значений замеров датчиков: $\overline{X_i} = X_i / X_{i \, \text{баз}}$.

По приведенной регрессионной зависимости и по числовому материалу экспериментальных исследований 153 двигателей на режиме «Максимал» были рассчитаны значения $T_{4i \text{ perp}}$.

При сравнении расчетов $T_{4i\,\text{perp}}$ и замеренных во время экспериментов $T^*_{4i\,\text{эксп}}$ по формуле $\Delta = (T_{4i\,\text{perp}} - T^*_{4i\,\text{эксп}})$ установлено, что среднее значение ошибки Δ составляет:

$$\overline{\Delta} = \frac{\sum_{i=1}^{N} \Delta_{i}}{N} = 4,12880 \text{ град}$$

На рис. 1 показана зависимость между $T_{4i \text{ регр}}$ и $T_{4i \text{ эксп}}$. Поскольку реальные замеры произведены на режиме «Максимал», на рисунке мы видим скопление точек в диапазоне температур 740...800К, соответствующем этому режиму. Этот диапазон обусловлен различным ухудшением характеристик исследуемых двигателей и различными условиями на входе в двигатели. Расчет-



Рис. 2

ные точки располагаются вблизи прямой линии, проходящей под углом 45 град к оси абсцисс.

Распределение ошибки аппроксимации для всех рассмотренных двигателей представлено на рис. 2.

Для сформированной регрессионной зависимости определения температуры газа T_4 за турбиной ошибка аппроксимации составляет около ± 17,0 град при доверительном интервале вероятности p = 95 %, что составляет ± 1,545 % (рис. 3).



Результаты сравнения значений рассчитанной температуры газа $T_{4i \text{ регр}}$ и экспериментальных значений $T_{4i \text{ эксп}}$, подтверждают адекватность регрессионной модели и позволяют использовать регрессионную модель для восстановления в полете значения температуры T_4 в случае отказа канала измерения датчика температуры за турбиной.

ЛИТЕРАТУРА

1. **Donald L., Simon and Sanjay Garg.** Optimal Tuner Selection for Kalman Filter-Based Aircraft Engine Performance Estimation, Glen Research Center, Cleveland, Ohio, NASA/TM-2010 216076, Prepared for Turbo 2009 sponsored by the American Society of Mechanical Engineers Orlando, Florida, June 8–12, 2009, January 2010, pp. 1–13.

2. Жернаков С.В., Муслухов И.И. Задача контроля информационных каналов авиационного ГТД в бортовых условиях // Вестник СГАУ им. акад. С.П.Королева. Самара: СГАУ, 2007. Т. 1. № 2. С. 157–161.

3. Мельникова Н.С. Методика определения неизмеряемых параметров ГТД по комплексу косвенных измерений в эксплуатации и серийном производстве // Двигатель. 2008. № 6 (60). С. 16–17. 4. Мельникова Н.С., Кузьмичева А.О. Управление двигателем по закону $T^*_{\ \Gamma} = \text{const c применением}$

регрессионной модели определения *Т*^{*}_г // Полет. 2009. № 2. С. 29–36.

ВЛИЯНИЕ ЧИСЛА РЕЙНОЛЬДСА НА КПД Турбин высокого и низкого давления малоразмерного ТРДД

В.Д.Венедиктов, докт. техн. наук, **А.Д.Непомнящий** (ЦИАМ им. П.И. Баранова)

Приведены результаты расчетного исследования КПД в ТВД и ТНД малоразмерного ТРДД при низких числах Рейнольдса (при повышенной высоте полета самолета).

Ключевые слова: турбореактивный двухконтурный двигатель, турбина высокого давления, турбина низкого давления, число Рейнольдса, коэффициент полезного действия.

THE INFLUENCE OF REYNOLDS NUMBER ON EFFICIENCY OF HP AND LH TURBINES OF A LOW-SIZED TURBOJET ENGINE. *V.D.Venediktov, Dr.Techn.Sc, A.D.Nepomnyaschy.*

The article presents results of numerical investigation of efficiency in HP and LP turbines of a low-sized bypass turbojet engine at low Reynolds numbers (at high aircraft flight altitudes).

Keywords: bypass turbojet engine, high-pressure turbine, low-pressure turbine, Reynolds number, turbine efficiency.

Известно, что с увеличением высоты полета КПД турбин авиационных двигателей снижается, что обусловлено уменьшением числа Рейнольдса (Re) при обтекании лопаточных аппаратов. Особенно интенсивно это происходит в многоступенчатых турбинах низкого давления (ТНД) двухконтурных двигателей (ТРДД), где пониженный уровень чисел Re определяется пониженным уровнем давления, а также невысоким уровнем теплоперепадов и скоростей газа.

Исследованию влияния числа Re на эффективность ТНД в последние годы посвящено большое число работ. Так, в работе [1] рассматривается влияние числа Re на КПД ТНД двигателя BR715. Приведены экспериментальные данные по КПД этой турбины в зависимости от числа Re для базового варианта турбины и для варианта турбины с уменьшенной густотой лопаточных аппаратов. Результаты расчетного и экспериментального исследования ТНД двигателя PW545 приведены в работе [2]. Показано, что эффективность ТНД, полученная расчетным путем, хорошо согласуется с экспериментальными результатами даже при низких значениях Re. По мнению авторов статьи, это объясняется правильной расчетной оценкой уровня турбулентности в ТНД.

Изменение КПД турбины ТРДД в зависимости от высоты полета определяется в основном влиянием:

 – пониженных значений числа Re при увеличении высоты полета;

 возможного изменения режима работы (что сказывается, в первую очередь, на последних ступенях работы ТНД).

В настоящее время в качестве характерного числа Re принимают, как правило, его значение на среднем диаметре рабочего колеса последней ступени турбины. Однако нагляднее в качестве характерного параметра принимать непосредственно высоту полета.

Очевидно, что влияние числа Re на потери и на КПД в турбинах (имеющих разные размерность, число ступеней, лопаток и др.) может оказаться существенно различным.

Проведем расчетное исследование влияния числа Re на эффективность ТВД и ТНД конкретного ТРДД для беспилотного летательного аппарата (БПЛА) в зависимости от высоты полета. Расчеты проводились по 3D RANS уравнениям [3] с использованием модели турбулентности $(q - \omega)$ Т.J. Coakley [4]. Эта модель турбулентности хорошо предсказывает ламинарно-турбулентный переход на аэродинамических профилях при низких числах Re [4].

Турбина выполнена по схеме 1+3 (рис. 1). Приведем некоторые газодинамические параметры ТВД и трехступенчатой ТНД на крейсерском режиме при высоте полета H = 11 км, полученные из сквозного 3D вязкого расчета узла турбины в целом.

Степень понижения давления в ТВД составляет $\pi_{\rm T}^* = 3,11$. Газодинамическая нагруженность турбины характеризуется коэффициентом ее быстроходности (u/c_{is} для одноступенчатой турбины и у для многоступенчатой турбины). В ТВД этот параметр составляет $u/c_{is} = 0,44$. В сочетании с повышенной степенью реактивности $\rho_{\rm T} = 0,39$ это приводит к значительной закрутке потока на выходе из ТВД, равной 31° (угол потока на выходе $\alpha_2 = 59^\circ$) и высокой выходной скорости $M_{c2} = 0,49^\circ$.



Рис. 1. Схема проточной части ТВД + ТНД ТРДД

Скорость потока за сопловым аппаратом (СА) и за безбандажным рабочим колесом (РК) в ТВД имеет повышенные трансзвуковые значения соответственно: $M_{c1} = 1,07$ и $M_{w2} = 1,04$ при умеренном уровне потерь $\zeta_{CA} = 0,063$ и $\zeta_{PK} = 0,11$.

В ТНД степень понижения давления составляет $\pi_{\rm r}^* = 4,12$ и коэффициент быстроходности y = 0,47. При этом закрутка потока на выходе из ТНД невелика и составляет примерно 17° (угол потока на выходе из ТНД $\alpha_2 = 73^\circ$).

Скорости потока за сопловыми аппаратами и за рабочими колесами в ТНД имеют невысокие дозвуковые значения в диапазоне $0,6\div0,75$. В сочетании с низкой плотностью газа в ТНД это обусловливает пониженные значения числа Re в ступенях ТНД и, следовательно, более высокий уровень потерь: $\zeta_{CA} = 0,102; 0,125; 0,082$ и $\zeta_{PK} = 0,121; 0,117;$ 0,106.

На рис. 2,*а* видно, что обтекание спинки лопаток имеет благоприятный конфузорный характер. Это обеспечивает умеренный уровень потерь по всей высоте лопатки ($\zeta_{CA} = 0,063$).

Аналогичные данные для СА и РК получены для третьей ступени ТНД. Установлено, что в последней ступени ТНД уровень потерь более высокий, чем в трансзвуковых лопаточных аппаратах ТВД.

Расчеты также были выполнены на различных высотах полета, от земли до H = 20 км. В работе [5] отмечается, что в ТНД вследствие меньших чисел Re (по сравнению с их уровнем в ТВД) пропускная способность с увеличением высоты полета снижается сильнее, чем пропускная способность ТВД. Это приводит к уменьшению степени понижения давления в ТВД и увеличению степени понижения в ТВД и изеличению степени понижения равления в ТНД. Чтобы исключить влияние изменения режима работы турбин и оценить в чистом виде влияние уровня числа Re на КПД ТВД и ТНД, в проведенных расчетах режим ра-



Рис. 2. Распределение приведенной скорости λ_{is} по обводам лопатки в привтулочном, среднем и периферийном слоях течения (*a*) и распределение коэффициента потерь по высоте проточной части (*б*) в СА ТВД

боты узла турбины на различной высоте полета принимался неизменным, соответствующим крейсерскому режиму. Результаты расчетов приведены на рис. 3 и 4. Видно, что КПД ТВД в диапазоне от земли до высоты полета H = 11 км изменяется незначительно (что объясняется более высоким уровнем чисел Re) и лишь при бо́льшей высоте полета начинает заметно снижаться. Суммарное снижение КПД в ТВД в диапазоне H = 0.20 км составляет $\Delta \eta^* = 0.02$.

С увеличением высоты полета, начиная от земли, КПД ТНД снижается более интен-



Рис. 3. Изменение КПД ТВД в зависимости от высоты полета



от высоты полета

сивно (см. рис. 4). Это объясняется более низким уровнем числа Re в лопаточных аппаратах. Суммарное снижение КПД ТНД в диапазоне H = 0.20 км составляет $\Delta \eta^* = 0.03$. Для наглядности на рис. 3 и 4 показаны значения числа Re, вычисленного по хорде рабочей лопатки на среднем диаметре для ТВД и соответственно для последней ступени ТНД.

На рис. 5 показаны экспериментальные зависимости КПД от высоты полета для исследуе-



гис. 5. зависимость падения кпгд трехступенчатых ТНД одинаковой размерности с увеличением высоты полета: ο-исследуемая ТНД (Tu = 0,08, ω = 0,02); •- ТНД двигателя BR715 [1]

мой ТНД и для трехступенчатой ТНД двигателя BR715, имеющей практически такую же размерность [1]. Полученная нами расчетная зависимость удовлетворительно согласуется с приведенной в работе [1] для высоты до 14 км.

Использованная в наших расчетах двухпараметрическая модель турбулентности $(q-\omega)$ хорошо предсказывает ламинарнотурбулентный переход на аэродинамических профилях, а также параметры турбулентности, в том числе и при низких числах Re, что дает возможность проводить численные исследования турбин и на больших высотах полета.

ЛИТЕРАТУРА

1. Haselbach F., Schiffer H.P., Horsmann M., Dressen S., Harvey N.W., Read S. The Application of Ultra High Lift Blading in the BR715 LP Turbine // ASME J. of Turbomachinery. 2002. Vol. 124. № 1. Pp. 45–51.

2. Castner R., Chiappetta S., Wyzykowski J., Adamczyk J. An Engine Research Program Focused On Low Pressure Turbine Aerodynamic Performance // ASME paper GT-2002-30004. 3. Иванов М.Я., Крупа В.Г., Нигматуллин Р.3. Неявная схема С.К. Годунова повышенной точности для интегрирования уравнений Навье–Стокса // Вычисл. матем. и физ. 1989. Т. 29. № 6. С. 888–901.

4. Coakley T.J. Turbulence modeling methods for compressible Navier–Stokes equations // AIAA paper № 83-1693. 1983. P. 13.

5. Ланда Б.Ш., Михальцев В.Е. Влияние критерия Рейнольдса на пропускную способность и КПД турбин ГТД // "Некоторые вопросы расчета и экспериментального исследования высотно-скоростных характеристик ГТД". Тр. ЦИАМ №596. М.: ЦИАМ, 1974. С. 30–46.

ОЦЕНКА ВЛИЯНИЯ ВХОДНОЙ РАДИАЛЬНОЙ НЕРАВНОМЕРНОСТИ ПОТОКА НА ПАРАМЕТРЫ ДВУХКОНТУРНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

А.Ф.Шульгин (НИЦ ЦИАМ им. П.И.Баранова), Ю.И.Павлов, канд. техн. наук ("МАТИ" – РГТУ им. К.Э. Циолковского), Е.М.Таран, канд. техн. наук (НИЦ ЦИАМ им. П.И.Баранова)

Приведен метод оценки влияния радиальной неравномерности полного давления на входе на параметры двухконтурных двигателей.

Ключевые слова: входное устройство, поток, радиальная неравномерность, двухконтурный двигатель.

ASSESSING THE INFLUENCE OF INPUT RADIAL NON-UNIFORMITY OF THE FLOW ON BYPASS ENGINE PARAMETERS. A.F.Schul'gin, Yu.I.Pavlov, Cand.Techn.Sc, E.M.Taran, Cand.Techn.Sc.

A method for assessing the influence of radial non-uniformity of the input total pressure on parameters of bypass engines is presented.

Keywords: input device, flow, radial non-uniformity, bypass engine.

Известно, что неравномерность поля полного давления на входе в двигатель создается входным устройством силовой установки, в составе которой находится двигатель. При испытании двигателя на высотном стенде входная неравномерность полного давления может создаваться специальными устройствами (интерцепторами, сетками различной проницаемости) для оценки влияния ее на газодинамическую устойчивость, напряжения в лопатках вентилятора или компрессора и т.д. В случае создания искусственной неравномерности производится вычисление ее параметров – протяженности зон пониженного давления и относительных значений полного давления в этих зонах по отношению к среднему давлению в сечении [1, 2].

При определении высотно-скоростных характеристик с присоединенным воздухопроводом в основном наблюдается радиальная неравномерность полного давления при незначительной окружной неравномерности. Тогда на входе во внешний контур двигателя полное давление будет ниже среднего, а во внутренний контур – больше среднего. Это вызывает изменение параметров двигателя по отношению к условиям равномерного потока на входе в двигатель.

Типичная схема входного воздухопровода, используемая при испытаниях двигателей на высотных стендах, включает: входной участок в виде лемнискатного насадка, находящегося в ресивере стенда; основной участок, в котором размещается мерное сечение «м», и участок, примыкающий к входному сечению двигателя «вх», где определяется полное давление на входе в двигатель (рис. 1). Для повышения точности измерения расхода воздуха мерное сечение «м» выбирается меньшим, чем входное сечение.



Рис. 1. Схема входного воздухопровода

Полная температура воздуха измеряется вблизи лемнискатного насадка гребенками термопар, в мерном сечении проводится детальное измерение поля полного давления, во входном сечении может измеряться полное давление в пристеночном слое. В сечениях измеряется статическое давление на стенке трубопровода.

Ниже представлены относительные параметры воздухопровода при $D_{\rm M}/D_{\rm p} = 0,29$.

Отношение диаметра ресивера
к диаметру воздухопровода 3,87
Отношение длины воздухопровода
к его диаметру:
до мерного сечения 5,1
от мерного сечения до входа
в двигатель 3,23
до входа в двигатель 8,33
Отношение длины к диаметру
мерного сечения:
конического участка 0,95
входного участка

Поля полных давлений в мерном сечении для двух величин средних скоростей показаны на рис. 2. Результаты измерений поля полных давлений при двух значениях скорости потока в мерном сечении показывают заметную радиальную неравномерность.





Для сравнительного анализа полей скоростей при различных средних величинах скорости в потоке результаты представлены в безразмерном виде как отношение местной скорости к максимальной в сечении, которое находится примерно в середине сечения (рис. 3). В области рабочих режимов можно считать, что реализуется универсальный профиль относительной скорости в мерном сечении входного воздухопровода. Только в пристеночном слое наблюдается небольшое увеличение толщины пограничного слоя при низкой скорости потока.

Протяженность зоны пониженного давления и отношение полного давления в этой зоне к среднему полному давлению харак-



Рис. 3. Профиль безразмерной скорости в диапазоне 0,6 – 0,1

теризуют радиальную неравномерность потока. Граница зоны пониженного давления определяется пересечением среднего давления поля полного давления. Другим параметром, который характеризует поле полных давлений, является толщина пограничного слоя. В данном случае будем использовать толщину вытеснения, которая вычисляется относительно максимального значения полного давления (рис. 4).





Для определения границы пограничного слоя R_b , необходимо решить следующее уравнение (см. рис. 4):

$$p_m^* q\left(\frac{p}{p_m^*}\right) \left(R_b^2 - R_m^2\right) - \int_{R_b}^{R_m} p^* q\left(\frac{p}{p_m^*}\right) R dR - \int_{R_b}^{R_m} p^* q\left(\frac{p}{p^*}\right) R dR = 0.$$

Под знаком интеграла используется зависимость полного давления от радиуса. Величина R_m представляет собой радиус в точке, где величина полного давления p_m^* является максимальной.

Для двухконтурных двигателей необхидимо учитывать тот факт, что влияние величины полного давления на входе в наружный и внутренний контуры по-разному влияют на параметры двигателя. В связи с этим авторы предлагают ввести дополнительный параметр – зависимость коэффициентов давления в наружном $p_{\rm M_1}$ и внутреннем $p_{\rm M_2}$ контурах от степени двухконтурности, то есть от соотношения расхода воздуха, поступающего в контуры.

Последовательно задавая границы, разделяющие потоки на входе в наружный и внутренний контуры, находим зависимость средних давлений на входе в контуры $p_{M_{1}}^{*}$, $p_{M_{2}}^{*}$ и вычисляем коэффициенты полного давления в каждом контуре от среднего давления по всему сечению p_{M}^{*} в зависимо-

сти от степени двухконтурности: $\sigma_{M_1} = \frac{p_{M_1}}{p^*}$,

 $\sigma_{_{M_2}} = \frac{p_{_{M_2}}^*}{p_{_{M}}^*}$, где $p_{_{M}}^* = \frac{p_{_{M_2}}^*G_1 + p_{_{M_2}}^*G_2}{G_1 + G_2}$ – среднее

полное давление в мерном сечении.

В наибольшей степени изменяются эти коэффициенты при малых степенях двухконтурности, в основном относительно наружного контура (рис. 5). При степени двухконтурности 0,2 величина σ_{M_2} в наружном контуре уже достигает 0,95. При степени двухконтурности 1 величины коэффициентов давления в обоих контурах становятся равными 1,018.

Сравнение полей полного давления в мерном сечении и в пристеночном слое во входном сечении в зависимости от безразмерного радиуса R_{ref} (рис. 6,*a*) позволило реконструировать целиком поле полного давления (рис. 6,*б*) во входном сечении.

Неравномерность поля полного давления можно характеризовать зоной пониженного давления $\overline{F_z}$ и отношением среднего давления в пониженной зоне p_z^* к среднему давлению в сечении p_{av}^* . Неравномерность поля характеризуется также толщиной пограничного слоя $\overline{F_b}$ (таблица). При максимальной скорости в трубопроводе толщина по-

λ	p_z^*/p_{av}^*	$\overline{F_z}$	\bar{F}_b
0,106	0,9986	0,24	0,047
0,338	0,9960	0,24	0,049
0,423	0,9826	0,29	0,047
0,654	0,9463	0,25	0,054

ДВИГАТЕЛЕСТРОЕНИЕ



Рис. 5. Зависимость коэффициентов давления $\sigma_{M_1}(a)$ и $\sigma_{M_2}(\delta)$ от степени двухконтурности при различных скоростях

граничного слоя по площади составляет 5%.

Чтобы оценить влияние радиальной неравномерности потока на параметры двухконтурных двигателей, необходимо в математической модели двигателя в качестве независимой переменной использовать степень двухконтурности и раздельно вычислять параметры вентилятора в наружном и внутреннем контуре.

Для демонстрации влияния радиальной неравномерности на параметры двигателя приведем пример для типичного ТРДД с низкой степенью двухконтурности ($m = \sim 0.2$, на максимальном режиме при $\sigma_{M_1} = 1,0038$, $\sigma_{M_2} = 0,982$ в условиях H = 0, M = 0):

Отклонение параметров, %

Тяга0,2
Удельный расход
Степень двухконтурности
Температура газа перед турбиной –1
Степень повышения давления
вентилятора:
во внутреннем контуре 0,6
в наружном контуре 0,6
Степень повышения давления:
компрессора0,8
вентилятора 0,5



Рис. 6. Поле полного давления (*a*), реконструированное поле полных давлений во входном сечении (*δ*)

В наибольшей степени изменяется величина *m*, в рассматриваемом примере на 4,2%. Тяга и удельный расход топлива изменяются незначительно. Степень повышения давления вентилятора в наружном и внутреннем контуре увеличивается на 0,6%. Такое изменение параметров двигателя объясняется в основном уменьшением степени двухконтурности и перераспределением полного давления на входе в контуры.

При анализе результатов испытаний двигателя следует учитывать неравномерность полного давления на входе в двигатель.

ЛИТЕРАТУРА

1. Шульгин А.Ф., Павлов Ю.И., Попов В.Г., Кулаков В.В. Технологические газовоздушные системы стендов экспериментальной базы авиационных двигателей и энергетическтих установок. М.: МАТИ, 2008. 230 с.

2. Марчуков Е.Ю., Онищик И.И., Рутовский В.Б., Таран Е.М., Черкез А.Я. Испытания и обеспечение надежности авиационных двигателей и энергетических установок. М.: МАИ, 2004. 336 с.

ВОПРОСЫ ТЕХНОЛОГИИ

ПОВЫШЕНИЕ ПРОИЗВОДИТЕЛЬНОСТИ ОБРАБОТКИ ВАФЕЛЬНОГО ФОНА НА ДЕТАЛЯХ СИЛОВОГО КАРКАСА АВИАЦИОННЫХ КОНСТРУКЦИЙ

В.Д.Вермель, С.А.Болсуновский, Г.А.Губанов,

В.В.Зиняев (Центральный аэрогидродинамический институт им. проф. Н.Е. Жуковского)

Проведен анализ ключевых геометрических параметров режущего инструмента и технологических параметров обработки.

Ключевые слова: высокоскоростная фрезерная обработка, авиационные конструкции, станки с ЧПУ, повышение производительности, выбор инструмента, вибрации при фрезеровании.

IMPROVING PERFORMANCE OF WAFER BACKGROUND PROCESSING ON LOAD-BEARING FRAME PARTS OF AIRCRAFT STRUCTURES. *V.D. Vermel'*, *S.A. Bolsunovsky*, *G.A. Gubanov*, *V.V. Zinyaev*.

The article presents analysis of the key geometrical parameters of cutting tools and machining process parameters.

Keywords: high-speed milling, aircraft structures, NC machines, performance improvement, tool selection, milling vibrations.

Одним из типовых элементов деталей силового каркаса авиационных конструкций (шпангоуты, нервюры, диафрагмы и др.), изготавливаемых фрезерованием из алюминиевых сплавов, является так называемый вафельный фон. Он образуется в результате фрезерования на детали реберной конструкции, подкрепляющей тонкое основание. Фрезерная обработка вафельного фона – один из трудоемких этапов технологического процесса. Для повышения ее производительности используется эффективная технология фрезерования [1]. Рассмотрим ее существенные аспекты.

Представим типовую ячейку вафельного фона одного из изделий (рис. 1). Мате-



Рис. 1. Схема ячейки вафельного фона

риал – алюминиевый сплав АМг6. Характерная глубина ячеек составляет 8-15 мм (в настоящем примере – 14 мм). При высокопроизводительной обработке алюминиевых сплавов хорошо показали себя твердосплавные монолитные фрезы. Их скорости резания составляют ~500÷1000 м/мин, в зависимости от условий фрезерования при траектории обработки ~ 6000 м. Конструкционный материал и геометрические параметры ячейки (см. рис. 1) позволяют фрезеровать ее за один переход по глубине с чистовым проходом вдоль границы (технологический припуск ~ 0,1 мм). Для обработки рассматриваемой ячейки может быть применена концевая фреза с режущей частью длиной, превышающей глубину ячейки (14 мм) и имеющей скругление r = 3 мм. Такое решение минимизирует затраты на смену инструмента и свободные переходы при послойной обработке. Чтобы исключить затягивание инструмента в углы ячейки, его радиус должен быть, по крайней мере, на ~1-2 мм меньше скругления углов. В данном изделии скругление составляет 8 мм. Следовательно, максимальный допустимый диаметр фрезы – 14 мм. При прохождении углов минутная подача инструмента должна снижаться.

Применяемые фрезы известных изготовителей (SANDVIK, ISCAR, MITSUBISHI и др.) близки по характеристикам. Авторами при определении рациональных технологических параметров обработки рассматривались фрезы фирмы SGS TOOL Company [2], параметры которых даны в табл. 1. Данные фрезы ориентированы на дополнительную шлифовку скругления кромки режущей части пользователем в соответствии с условиями обработки конкретной детали.

Таблица 1

Диаметр, мм		8	10	12	14
Длина режущей части, мм		19	22	26	26
Вылет режущей части, мм	увеличенный	45	50	60	78
	штатный	25	30	35	35
Число зубьев		3	3	3	3
Рекомендуемая подача на зуб, мм		0,133	0,167	0,198	0,198
Рекомендуемая скорость резания (для глубины фрезерования 14 мм), м/мин		750	750	750	750

Производительность фрезерной обработки оценим по известной формуле

$$Q = \frac{a_{\rm p} a_{\rm e} f_{\rm m}}{1000},\tag{1}$$

где Q – производительность обработки, см³/мин; $a_{\rm p}$, a_e – глубина и ширина фрезерования соответственно, мм; $f_{\rm M}$ – минутная подача, мм/мин.

Ширина фрезерования

$$a_e = \bar{a}_e D$$
,

где $\bar{a}_e = a_e/D$ – относительная ширина фрезерования; D – диаметр рабочей части фрезы, мм.

Зависимость минутной подачи от технологических параметров обработки имеет вид

$$f_{\rm M} = \frac{f_z z V_{\rm c}}{\pi D},$$

где f_z – подача на зуб, мм; z – число зубьев в режущей части фрезы; V_c – скорость резания, м/мин.

После выполнения преобразований получим

$$Q = \left[\frac{a_{\rm p} f_z V_c}{1000\pi}\right] \overline{a}_e Z.$$
 (2)

В формуле (2) выражение в квадратных скобках является постоянным для данных материала и фрезы. Следовательно максимальная величина производительности Q_{max} реализуется при максимальных значениях $\bar{a}_e = a_{e \text{ max}}$.

Величина $\bar{a}_{e \max}$ является функцией диаметра режущей части фрезы. Для принятого радиуса скругления режущей части фрезы она определяется следующим образом (рис. 2):

$$\overline{a}_{e \max} = 1 - \frac{2r}{D},\tag{3}$$

где r – скругление режущей части фрезы (в нашем случае r = 3 мм).

Величина подачи на зуб (см. табл. 1), относительная ширина фрезерования (2) и определяемая ими максимальная производительность растут с увеличением диаметра режущей части фрезы.



фрезерования при отсутствии неровности (*a*) и образование неровности ("гребешок") при *a_e > a_{e max} (б*)

Экспериментальная обработка ячейки вафельного фона на технологических образцах для получения максимальной оценки возможной производительности выполнялись фрезой с диаметром режущей части 14 мм и вылетом 78 мм. Обработка проводилась на двух универсальных обрабатывающих центрах с 5-осевым управлением – DMU-125 и DMU-70 evolution (Германия).

Результаты обработки при различном сочетании технологических параметров приведены в табл. 2. Траектория движения фрезы (рис. 3,*a*) представляет спираль, эквидистантную границам ячейки. На коротких угловых отрезках траектории, в которых резко возрастает охват инструмента материалом (рис. 3, δ), осуществлялось торможение фрезы, рабочая минутная подача уменьшалась до 10 % от номинальной.



Рис. 3. Обработка ячейки с эквидистантным смещением траектории (шаг 8 мм)

В табл. 2 время фрезерования соответствует фрезерованию ячейки глубиной 14 мм без врезания и чистового обхода границы ячейки; время с дополнительными операциями дано с учетом врезания и чистового прохода.

При обработке технологом фиксировалось наличие или отсутствие вибраций инструмента. Максимальная скорость резания в экспериментах (594 м/мин) отличается от рекомендаций изготовителя инструмента (см. табл. 1) в связи с ограничениями на частоту вращения шпинделя для используемых станков. В первом эксперименте были приняты уменьшенные значения ширины резания и минутной подачи. Вибрации инструмента при обработке не происходило. Во втором эксперименте была увеличена минутная подача до максимально возможной при сохранении ширины резания, в третьем – в два раза увеличена ширина резания

№ экспери- мента	1	2	3	4	5
Станок	DMU-70	DMU-50	DMU-70	DMU-70	DMU-70
<i>а</i> _е , мм	2,5	2,5	5	5	5
<i>f</i> , мм/мин	6000	8000	4000	6000	8000
<i>n</i> , об/мин	12000	13500	10000	12000	13500
<i>V</i> _р , м/мин	528	594	440	528	594
$f_{\rm M},$ mm	0,198	0,198	0,168	0,133	0,198
Время фрезе- рования, с	32	29	22	32	15
<i>Q</i> фрезерова- ния, см ³ /мин	210	280	280	210	560
Время фрезе- рования с до- полнительны- ми операция- ми, с	53	48	46	53	36
<i>Q</i> средняя, см ³ /мин	127	140	146	127	187
Интенсивность вибраций	Нет	Сла- бая	Сла- бая	Нет	Высо- кая

Таблица 2

при снижении минутной подачи. Во 2 и 3-м экспериментах отмечены вибрации инструмента. В четвертом эксперименте повышена скорость резания при снижении подачи на зуб. При данном сочетании параметров отмечались слабые вибрации инструмента. В пятом эксперименте при максимальной обеспечиваемой станком скорости резания, рекомендуемой подаче на зуб и ширине резания 5 мм отмечались заметные вибрации инструмента.

Реализованное в экспериментах время обработки с учетом операций врезания и чистового прохода и без них (глубиной 14 мм) показано на рис. 4.

Сокращение времени возможно за счет одновременного увеличения ширины фрезерования до максимальной и повышения скорости резания до рекомендованной изготовителем инструмента величины (см. табл. 1). Однако для этого необходимо уменьшение вибраций фрезы при обработке, а эффективным средством уменьшения



Рис. 4. Время обработки ячейки вафельного фона фрезой SGS (*D* = 14 мм, *L* = 78 мм):
■ – полное время обработки; ◆ – время обработки без врезания и финишного обхода контура

их является повышение жесткости за счет сокращения вылета режущей части фрезы.

Имеющийся в ЦАГИ инструментарий позволяет провести измерения амплитудно-фазовой характеристики шпинделя с закрепленной фрезой и на ее основе оценить (для данной силы резания) амплитуды вибраций при обработке. Известная для обрабатываемого материала и используемого инструмента удельная сила резания позволяют оценить силу резания [3] по ширине фрезерования (рис. 5). Для максимальной ширины резания она составляет ~ 1000 Н.

На рис. 6 представлена зависимость допустимой ширины фрезерования от вылета режущей части фрезы при условии отсутствия вибраций инструмента (для скорости резания 750 м/мин). На графике показаны ограничения, соответствующие максимальной ширине фрезерования при отсутствии



Рис. 5. Средняя касательная сила резания в зависимости от ширины фрезерования



неровностей ("гребешков") между строками обработки (см. рис. 2) и по минимальному вылету для данной длины режущей части фрезы. При уменьшении вылета режущей части L < 45 мм возможно проведение обработки ячейки вафельного фона без вибраций.

Дополнительное снижение времени обработки можно обеспечить модификацией траектории, направленной на сглаживание в ней углов (см. рис. 3), прохождение которых требует значительного снижения минутной подачи.





Проиллюстрируем достигаемое снижение времени фрезерования на диаграмме (рис. 7). Первый столбец на диаграмме соответствует времени обработки ячейки вафельного фона (без врезания и чистового прохода), реализованный в эксперименте № 5 (см. табл. 2 и рис. 4). Формальное повышение скорости резания для фрезы с тем же вылетом обеспечивает сокращение времени обработки на 0,9 секунды. В соответствии с величиной расчетного вылета режущей части (см. рис. 4) выбрана из штатного сортамента фреза, для которой при закреплении в патроне вылет составляет 35 мм. Ее использование обеспечивает фрезерование с максимальной шириной 8 мм (см. рис. 6). В результате время обработки ячейки сокращается на 4,3 секунды. Замена исходной (см. рис. 3) траектории на сглаженную позволяет дополнительно снизить время фрезерования ячейки на 3,4 секунды.

В результате основное время фрезерования вафельного фона сокращается до 6,2 секунды, то есть в 2,4 раза. С учетом времени врезания и финишного обхода ячейки полное время на ее обработку составляет 27,4 секунды. В нем преобладающими являются длительность врезания инструмента, время чистового обхода границ, подвода фрезы к зоне обработки и отвода в технологическую позицию. Дальнейшее повышение производительности обработки вафельного фона связано с обработкой данных технологических переходов.

ЛИТЕРАТУРА

1. Грановский Г.И. Резание металлов. М.: Высшая школа, 1985.

2. Монолитные твердосплавные инструменты SGS TOOL Company, www.sgstool.com. Русская редакция; ООО "ТД Халтек", Ульяновск, май 2009.

3. **Губанов Г.А.** Оценка усилий, действующих на заготовку в процессе фрезерной обработки / Тр. XXI науч.-техн. конф. «Аэродинамика ЛА». Жуковский, 2010.

ИССЛЕДОВАНИЕ СВОЙСТВ ПОВЕРХНОСТНОГО СЛОЯ СТАЛЬНЫХ ДЕТАЛЕЙ, УПРОЧНЕННЫХ ЭЛЕКТРОМЕХАНИЧЕСКОЙ ОБРАБОТКОЙ

А.П.Яковлева, канд. техн. наук (МГТУ им. Н.Э. Баумана)

Приведены результаты исследований поверхностных слоев деталей после электромеханической обработки и схема установки для проведения ее. Установлено, что твердость поверхности, глубина, структура зависят от режимов обработки.

Ключевые слова: электромеханическая обработка, свойства поверхностных слоев, регулярный микрорельеф.

ANALYSIS OF THE PROPERTIES OF STEEL PARTS SURFACE LAYER STRENGTHENED BY ELECTROMECHANICAL PROCESSING. *A.P.Yakovleva, Cand.Techn.Sc.*

Results of analysis of parts surface layers after electrochemical processing and the scheme of electromechanical machine are given. It has been found that surface hardness, depth and structure depend on processing modes.

Keywords: electromechanical processing, properties of surface layers, regular microrelief.

Известно, что разрушение деталей машин в подавляющем большинстве случаев начинается на поверхности. Сопротивление разрушению определяется качеством поверхностного слоя [1, 2, 3], поэтому для увеличения долговечности деталей повсеместно применяют методы поверхностного упрочнения.

При традиционных методах упрочнения (азотирование, цементация, объемная закалка и т.д.) неупрочняемые участки поверхности защищаются либо припуском, либо специальным покрытием. Это приводит к дополнительным затратам и увеличению трудоемкости [2, 3].

В последнее время разработаны технологии поверхностного упрочнения, которые позволяют повысить твердость на определенном участке поверхности, подвергающейся наибольшему износу, например электромеханическая обработка (ЭМО), лазерная закалка, закалка ТВЧ, плазменное покрытие и др.

Закалка ТВЧ имеет ограниченное применение для ответственных деталей машин из-за нестабильности процесса, трудностей управления им и низкой усталостной прочностью в переходных зонах, между упрочненной и неупрочненной поверхностями.

Лазерная наплавка порошковых материалов обеспечивает получение наплавленного слоя высокой степени однородности и качества без значительного термического влияния на нижележащие слои металла. После последующей шлифовки толщина наплавки достигает 0,2-0,4 мм, что обеспечивает повышение износостойкости в 2-3 раза для деталей, работающих без знакопеременных нагрузок.

Лазерная закалка – управляемый, стабильный процесс, обеспечивающий заданную глубину упрочнения на строго определенном участке поверхности. Это выгодно отличает ее от других методов, однако перед применением ее необходима предварительная подготовка поверхности (нанесение светопоглощающих покрытий), также высока стоимость лазерного излучателя.

Простым и эффективным методом упрочнения поверхностного слоя деталей является ЭМО. Создаваемый локальный нагрев облегчает деформирование металла поверхностного слоя, способствует его упрочнению и быстрому охлаждению. Обработка осуществляется на универсальных токарновинторезных станках, подвергнутых модернизации, хорошо встраивается в технологический поток и не требует высокой квалификации исполнителя. При прохождении электрического тока через пятно контакта происходит нагрев со скоростью сотен градусов в секунду, температура может достигать 1000 °C. Зона обработки постоянно охлаждается струей жидкости, и скорость охлаждения нагретого объема металла составляет тысячи градусов в секунду. В результате кратковременности процесса не происходит выгорания легирующих элементов, а поверхностный слой приобретает специфическую ориентированную структуру, высокую твердость, сжимающие остаточные напряжения. Такая закалка поверхностного слоя не требует последующего отпуска. Процесс более производительный по сравнению с химико-термической обработкой, особенно для небольших партий деталей.

Автором исследовалась твердость поверхности, распределение твердости по глубине и зависимость глубины упрочнения от режимов ЭМО за 1 проход на образцах диаметром 30 мм из сталей 30ХГСА, 40ХН2МА и из стали 45 (см. табл.). Упрочнение проводили на установке, представленной на рисунке.



3 – пульт управления;
 4 – токоподвод к детали;
 5 – ролик-электрод;
 6 – планшайба

№ опы- та	Сила тока, А	Подача, мм/об	Ско- рость, м/мин	Глубина упрочне- ния, мм	Мате- риал
1	1500	1,5	1,1	0,5	
2	1900	1,5	1,1	0,7	
3	1900	1,5	1,4	0,7	2010
4	1900	2,0	1,4	0,65	JUATCA
5	2800	1,5	3,0	0,95	
6	2800	2,0	3,0	0,85	
7	2800	2,0	3,0	0,75	
8	2800	2,0	2,1	0,8	
9	2800	2,0	1,1	1,1	107112111
10	2300	1,0	3,0	0,7	40AHZIVIA
11	2800	1,0	1,1	1,5	
12	3000	1,0	3,0	1,0	
13	2500	1,5	2,1	1,2	
14	2500	2,0	1,1	1,0	Сталь 45
15	2500	1,5	1,1	1,2	

Увеличение плотности тока в пятне контакта приводит к повышению температуры на поверхности и в глубине, что способствует увеличению глубины упрочненного слоя. Однако при этом развивается электроэрозионный процесс, увеличивается шероховатость поверхности. Увеличение силы тока более 2400 А вызывает оплавление стали и перенос металла с детали на инструмент.

Для протекания стабильного процесса нагрева металла необходимо плотное прилегание ролика к заготовке. Сила прижатия ролика, обеспечивающая эффективность процесса упрочнения, составляет 100– 400 Н. При меньшей силе возможно искрообразование. Сила выше 350–400 Н приводит к выдавливанию металла из зоны обработки, на поверхности появляются наплывы, снижающие качество поверхности. Опытным путем установлено, что оптимальное значение силы находится в диапазоне 100–250 Н.

Таким образом, регулируя режимы ЭМО, можно получить упрочненный слой различной формы (рельеф твердости). Изменяя ве-

вопросы технологии

личину подачи или силу тока, можно получить чередование упрочненной и неупрочненной поверхности детали, то есть создать регулярный микрорельеф поверхности.

ЛИТЕРАТУРА

1. Аскенази Б.М. Электромеханическое упрочнение и восстановление деталей. М.: Машиностроение, 1968. 230 с.

2. Шнейдер Ю.Т. Эксплуатационные свойства деталей с регулярным микрорельефом. М.: Машиностроение, 1982. 245 с.

3. **Павликов П.Я.** Поверхностное упрочнение электромеханической обработкой // Тр. МГТУ № 578. М.: МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2000. С. 121–125.

4. Смелянский В.М. Механика упрочнения деталей поверхностным пластическим деформированием. М.: Машиностроение, 2002. 300 с.

РЕАКЦИОННАЯ СПОСОБНОСТЬ ПОВЕРХНОСТНОГО СЛОЯ КОНСТРУКЦИОННЫХ МЕТАЛЛИЧЕСКИХ МАТЕРИАЛОВ НА ЭТАПЕ ИОННОГО ТРАВЛЕНИЯ ПРИ ВИП ОБРАБОТКЕ

Л.М.Петров, докт. техн. наук, **В.В.Плихунов**, канд. техн. наук (ОАО "Национальный институт авиационных технологий")

Рассмотрены аспекты получения высокого уровня реакционной способности поверхностного слоя конструкционных металлических материалов на этапе ионного травления газовой плазмой при вакуумной ионно-плазменной обработке.

Ключевые слова: энергетическое состояние поверхности, приведенный поверхностный потенциал, вакуумная ионно-плазменная обработка, реакционная способность, газовая плазма, ионное травление.

REACTIVITY OF THE SURFACE LAYER OF THE STRUCTURAL METAL MATERIALS IN THE PHASE OF ION ETCHING UNDER VIP PROCESSING. *L.M.Petrov, Dr.Techn.Sc, V.V.Plikhunov, Cand.Techn.Sc.*

The aspects of obtaining high level reactivity of the surface layer of the structural metal materials in the phase of ion etching with gas plasma under vacuum ion-plasma processing are considered.

Keywords: surface energy state, reduced surface potential, vacuum ion-plasma processing, reactivity, gas plasma, ion etching.

В процессах формирования любых видов покрытий важная роль отводится реакционной способности обрабатываемой поверхности, характеризующей степень ее готовности к взаимодействию с внешней средой и образованию новых внутренних и внешних структурных композиций и свойств поверхностного слоя. Реакционная способность поверхности, как правило, определяется его структурным состоянием, формируемым предшествующими технологическими воздействиями, а также наличием на ней различных видов барьерных слоев, образующихся в процессе этих воздействий или после их окончания.

Сложные физико-химические процессы, происходящие на поверхности обрабатываемой детали при воздействиях инструментальных, высокоэнергетических потоков газовой и металлической плазмы и других 36

видов технологических воздействий, формируют структурное состояние и соответствующее ему энергетическое состояние поверхности. Количественной характеристикой энергетического состояния поверхности является приведенный поверхностный потенциал $V_{\rm n}$ [1], а так как он является структурно зависимой величиной, как и реакционная способность поверхностного слоя, то по изменению значений $V_{\rm n}$ можно оценить и изменение его реакционной способности.

Исследование взаимосвязи энергетического состояния поверхности и ее реакционной способности на различных этапах вакуумной ионно-плазменной (ВИП) обработки весьма актуально для оценки эффективности технологических воздействий плазменных потоков в процессе обработки, а также для оценки качества создаваемых покрытий на конструкционных металлических материалах. Взаимосвязь прослеживается с начального этапа технологического инструментального воздействия в процессе изготовления детали. Как правило, заготовка будущей детали не имеет конструкторских поверхностей и обладает исходной поверхностной структурой, свойственной «внутренней» структуре основного материала. В процессе воздействия на заготовку технологического инструмента происходит формирование структурно измененной «дефектной» поверхности с очень высокой реакционной способностью. Время существования поверхности в таком состоянии крайне мало и измерение энергетического состояния и реакционной способности практически невозможно. Последующее воздействие технологической атмосферы на высокоактивированную поверхность приводит к формированию «загрязненного» многокомпонентного поверхностного слоя, состоящего из различного рода адсорбентов, простых и сложных оксидов. Изменение энергетических свойств поверхности происходит в течение всего времени обработки (особенно активно в начале), и по ее окончанию значение энергетического состояния поверхности может быть измерено и дана оценка ее реакционной способности. Проведение различных межоперационных очисток поверхности приводит к изменению энергетического состояния ее, а измерение приведенного поверхностного потенциала V_п позволяет сделать вывод об изменении ее реакционной способности. Во время хранения поверхность готовой детали находится под воздействием временного и атмосферного факторов, в результате чего формируется окончательная структура поверхностного слоя детали. Измерение значений V_п можно проводить на любом этапе хранения и тем самым следить за стабильностью свойств готового изделия.

Процессы нанесения внутренних (модифицирование), внешних (конденсация) и комбинированных покрытий [2] являются финишными в технологической цепочке изготовления деталей, поэтому поверхность деталей, поступающих на ВИП обработку, характеризуется наличием оксидов, технологических загрязнений и соответствующим значением $V_{\rm n}$. Проведение технологического этапа предварительной очистки поверхности перед ВИП обработкой изменяет величину этапного значения V_п поверхности детали и его реакционную способность, поэтому для обоснования режимов первой технологической процедуры (ионного травления газовой плазмой аргона, проводимой при ВИП обработке) необходимо знать этапную величину $V_{\rm n}$. Энергия плазменного потока аргона и время его воздействия в процессе ионного травления формирует поверхностные структурные и соответствующие им энергетические состояния с различными значениями V_п. При этом также наблюдается изменение реакционной способности обрабатываемой поверхности.

Проведенные исследования позволили

установить зависимость реакционной способности обрабатываемой поверхности от ее энергетического состояния и значения V_п, что дало возможность оценить эффективность технологических воздействий плазменных потоков на этапах ВИП обработки и обосновать режимы их проведения. Было установлено, что при ионном травлении газовой плазмой аргона стали 40Х в режиме несамостоятельного газового разряда при опорном напряжении $V_{\rm on} = -500 \text{ B}$ в зависимости от времени воздействия газового ионного потока меняется значение $V_{\rm n}$ обрабатываемой поверхности. Измерение значений $V_{\rm m}$ на всех образцах проводилось через 10 мин после их выемки из вакуумной камеры ВИП установки.

Результаты экспериментальных исследований изменения приведенного поверхностного потенциала в зависимости от времени воздействия на поверхность ионного потока газовой плазмы представлены на рис. 1.



Рис. 1. Значения V_п для стали 40Х, полученные при различном времени травления газовой плазмой Ar, после 10 мин выдержки на воздухе

Осуществление процесса ионного травления в течение одной минуты характеризуется переходом значения $V_{\rm n}$ из отрицательной области в положительную, что указывает на удаление с обрабатываемой поверхности загрязняющих адсорбированных слоев и оксидов. Однако последующее воздействие газовой плазмы аргона в течение 5 и 10 мин уменьшает значения $V_{\rm n}$. Это связано с более глубокой очисткой поверхностей от структурных дефектов и вследствие этого с повышением ее реакционной способности, характеризуемой получением более плотного оксида за единицу времени после выемки из камеры. Увеличение режима ионного травления до 15 мин приводит к росту энергетического состояния поверхности, значение V_{π} увеличивается, а реакционная способность поверхности уменьшается. В этом случае процесс окисления ограничивается адсорбцией кислорода на поверхности и замедлением процесса его растворения в подложке из-за уменьшения ее дефектности. Осуществление 20-минутного режима ионного травления приводит к получению максимального значения V_п, отсутствию поверхностных дефектов и образованию видоизмененной поверхностной структуры. Такое структурное состояние поверхности весьма стабильно, а реакционная способность ее очень низкая, и процесс взаимодействия с внешней средой ограничивается адсорбционными процессами.

Результаты исследования изменений значений $V_{\rm n}$ от режимов ионного травления могут быть отображены в виде зависимости их от времени воздействия на поверхность ионного потока газовой плазмы (рис. 2). Отмеченное различие значений $V_{\rm n}$ от времени ионного травления при одинаковых условиях последующего воздействия внешней сре-



ды на формируемую структуру поверхностного слоя можно объяснить только различием реакционной способности поверхности. Высокая реакционная способность поверхностного слоя обеспечивает быстрый рост плотной оксидной пленки и снижение значения $V_{\rm n}$, а низкая обеспечивает только адсорбционный процесс, при этом высокие значения $V_{\rm n}$ сохраняются длительное время. Кривая I (см. рис. 2) показывает значения $V_{\rm n}$ после 10-минутной выдержки на воздухе при комнатной температуре. Кривая 2 показывает предполагаемое изменение $V_{\rm n}$, если бы измерения проводились в условиях вакуумной камеры.

Наблюдаемый эффект изменения реакционной способности обрабатываемой поверхности под воздействием ионного потока газовой плазмы связан прежде всего с ее структурными изменениями. Исследования с помощью туннельного микроскопа показали, что в процессе ионного травления газовой плазмой происходит послойное распыление созданного в процессе технологического инструментального воздействия поверхностного слоя. Время ионного травления определяет глубину распыляемого слоя, температуру разогрева подложки и структуру создаваемой поверхности. Изменения вольт-амперных характеристик туннельного тока (рис. 3) и значений $V_{\rm II}$ показали, что каждому этапу процесса ионного травления соответствует структура поверхностного слоя, определяющая вольт-амперные характеристики туннельного тока и значения V_{π} . Так, структура, полученная при ионном травлении в течение 20 мин, присуща «внутренней бездефектной структуре», обладающей высокой энергией и низкой реакционной способностью. Однако, учитывая ее поверхностное положение, можно сделать вывод, что данная структура нестабильна и со временем полученные свойства будут приближаться к свойствам поверхности до травления. Проведенные дополни-



Рис. 3. Изменение вольт-амперных характеристик туннельного тока поверхности образца из стали 40Х при различном времени травления газовой плазмой Ar после 10 мин выдержки на воздухе: I - 1 мин; 2 - 5 мин; 3 - 10 мин; 4 - 15 мин; 5 - 20 мин; 6 - 30 мин

тельные исследования это подтвердили. После 720-часовой выдержки при комнатной температуре вольт-амперные характеристики туннельного тока фиксировали наличие поверхностной дефектной структуры, а увеличение времени выдержки до 1800 ч привело к окончанию процесса формирования поверхностной структуры с плотным оксидным слоем (рис. 4).



Рис. 4. Изменение вольт-амперных характеристик туннельного тока на поверхности образца из стали 40Х при травлении газовой плазмой Ar, в течение 20 мин в зависимости от времени выдержки на воздухе: l - 10 мин; 2 - 720 ч

Наличие на поверхности структуры с низкой реакционной способностью после ионного травления газовой плазмой затрудняет формирование адгезионного диффузионного слоя по границе металл–покрытие, что нежелательно при ВИП обработке. Поэтому необходимо создавать структуру с высокой реакционной способностью или преобразовывать структуру за счет увеличения времени процесса ионного травления, приводящего к разрыхлению и дефектации поверхностного слоя, при этом значение $V_{\rm п}$ уменьшается, а реакционная способность увеличивается.

Результаты исследований показали, что эффективность технологического этапа ион-

ного травления, осуществляемого воздействием потока газовой плазмы на обрабатываемую поверхность, можно оценить по изменению значений приведенного поверхностного потенциала в зависимости от времени обработки газовой плазмой.

ЛИТЕРАТУРА

1. Петров Л.М., Плихунов В.В. Определение энергетического состояния поверхности конструкционных металлических материалов после технологических воздействий // Авиационная промышленность. 2012. № 1. С. 22–26.

2. Ильин А.А., Плихунов В.В., Петров Л.М. Формирование энергетического состояния поверхности конструкционных материалов при вакуумной ионно-плазменной обработке // Авиационная промышленность. 2011. № 2. С. 28–32.

ПРАВИЛА ОФОРМЛЕНИЯ СТАТЕЙ, НАПРАВЛЯЕМЫХ ДЛЯ ПУБЛИКАЦИИ

Необходимо выслать в адрес редакции:

– статью в виде файла формата MS Word (*.doc). Текст статьи должен быть набран 14 шрифтом через 1,5 интервала между строками. Формульные выражения выполняются только в «Редакторе формул» (MathType или Equation Editor). Иллюстрации выполняют в графических редакторах в виде файлов (*.tif, *.jpg) и в черно-белом варианте;

 акт экспертизы, подтверждающий возможность публикации в открытой печати;

- аннотацию и ключевые слова на русском и английском языках;

 сведения об авторах (фамилия, имя, отчество полностью, год рождения, ученая степень, место работы, контактный телефон).

Публикация в журнале бесплатная.

Телефон редакции: (499) 317-86-66. E-mail: ap.red@yandex.ru

МАТЕРИАЛЫ И МЕТАЛЛУРГИЯ

ИЗУЧЕНИЕ СТРУКТУРЫ, СОСТАВА И СВОЙСТВ АЛЮМИНИДНЫХ ПОКРЫТИЙ НА НИКЕЛЕВОМ ЖАРОПРОЧНОМ СПЛАВЕ БЫСТРОЙ КРИСТАЛЛИЗАЦИИ

Е.С.Белокопытова, канд. техн. наук (Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет) – (МАИ))

Исследовано влияние добавок галогенидов редкоземельных металлов: Y, La, Ho, Er в алюмохромирующую смесь на структуру, химический и фазовый составы покрытий, а также на термостойкость и жаростойкость жаропрочного никелевого сплава быстрой кристаллизации.

Ключевые слова: жаропрочный сплав, диффузионное насыщение, жаростойкое покрытие, жаростойкость, микроструктура, состав, редкоземельный металл, рентгеноэлектронная микроскопия.

STUDY OF THE STRUCTURE, COMPOSITION AND PROPERTIES OF ALUMINIDE COATINGS ON RAPID SOLIDIFICATION NICKEL SUPERALLOY. *Ye.S.Belokopytova, Cand.Techn.Sc.*

Effect of addition of rare earth metal halogenides such as Y, La, Ho, Er to alumina-chrome plating compound upon the structure, chemical and phase compositions of the coating as well as thermal stability and heat resistance of rapid solidification nickel superalloy has been studied.

Keywords: superalloy, cementation, heat-resistant coating, heat resistance, microstructure, composition, rare-earth metal, X-ray electron spectroscopy.

Жаропрочные никелевые сплавы применяют для изготовления высокотемпературных деталей, прежде всего лопаток газовых турбин различного назначения, работающих при высоких температурах и подвергающихся воздействию значительных механических нагрузок. Сплавы быстрой кристаллизации на основе Ni-Al-Mo-W известны как высокожаропрочные материалы, способные работать при температурах 1373-1423К [1]. Эти сплавы не содержат хрома и нуждаются в защите от окисления при рабочих температурах. Сопротивление газовой коррозии достигается формированием на поверхности жаропрочных сплавов жаростойких защитных покрытий [2, 3, 4].

Автором изучено влияние добавок (1-10 масс. %) галогенидов редкоземельных металлов (P3M: (Y, La, Ho, Er) в алюмохромирующую смесь, содержащую 7 % Al, 23 % Cr, 5 % V, Al₂O₃ – остальное, на структуру, химический, фазовый состав покрытий и характеристики жаростойкости жаропрочного никелевого сплава быстрой кристаллизации (СБК-2).

Диффузионное насыщение проводили газовым контактным методом из порошковых смесей в контейнерах с плавким затвором.

Для химического анализа диффузионных слоев использовали стружку, снятую с цилиндрических образцов, которую растворяли в смеси соляной и азотной кислот. Определение алюминия и хрома проводили атомно-абсорбционным методом на спектрофотометре «Сатурн» в пламени смеси ацетилена с закисью азота по резонансным линиям соответственно 309,3 и 357,9 нм, а ванадия, иттрия и лантана – с использованием индуктивно связанной плазмы на приборе фирмы «Лабтест».

Химический состав диффузионных слоев, а также распределение отдельных элементов в слое изучали с помощью рентгеновских микроанализаторов «Сатеса MS-46» и «Стереоскан-180».

Для оценки термостойкости СБК-2 использовали следующую методику. Керамические стаканчики с образцами помещали в печь и проводили термоциклирование по режиму 1173 \leftrightarrow 1473К, $\tau_{цикл} = 20$ мин. Измерение массы образцов со стаканчиком проводили каждые 5–6 ч на аналитических весах (погрешность взвешивания ± 0,5 мг). Измерение массы образца со стаканчиком характеризует склонность материала к окислению, а образца без стаканчика – термостойкость материала с покрытием.



Началом разрушения считали начало отслаивания покрытия или образование точек и «язв» на поверхности. При появлении признаков разрушения (очередной замер) время до разрушения принималось равным общей продолжительности испытания до предыдущего замера. В качестве показателей термостойкости было принято время до начала разрушения покрытия $\tau_{\text{разр}}$ и средняя скорость окисления $\Delta m/(S \cdot \tau)$.

Изучение влияния состава диффузионного покрытия (режим насыщения 1213К, 4 ч) на скорость окисления $\Delta m/s$ (г/м²) сплава СБК-2 при термоциклировании по режиму 1173 \leftrightarrow 1473К ($\tau_{цикл} = 20$ мин) показало, что благотворное влияние РЗМ на термостойкость СБК-2 убывает в ряду Y–La–Er–Ho (рис. 1).

Введение в алюмохромирующую смесь 5% галогенида иттрия приводит к увеличению долговечности до 114 ч, а средней скорости окисления до 0,17 г/м²·ч, то есть по сравнению с алюмохромированием долговечность увеличивается в 5,7 раза, средняя скорость окисления снижается в 4,2 раза.

Благотворное влияние РЗМ на термостойкость сплава СБК-2 убывает в ряду Y– La–Er–Ho.

Темпера- тура испы- тания, К	Условное обозначение смеси	Время до разру- шения, ч	Средняя скорость окис- ления, г/м ² ·ч
1373	Без покрытия	До 5	12
1373	Al-Cr-5Y	38	0,75
1373	Al–Cr–5Y–5V	100	0,82
1423	Без покрытия	До 5	20
1423	Al-Cr-5Y	62	0,54
1423	Al–Cr–5Y–5V	100	0,09
1473	Без покрытия	До 5	40
1473	Al-Cr-5Y	23	0,88
1473	Al–Cr–5Y–5V	37	0,48

В таблице приведены результаты исследований влияния температуры испытаний и Анализ результатов испытаний показывает, что СБК-2 без покрытия в исследуемом интервале температур неокалиностоек; диффузионное насыщение сплава в алюмохромирующей смеси, содержащей галогенид иттрия и ванадий (Al–Cr–5Y–5V), обеспечивает сплаву СБК-2 при 1373К и 1423К сточасовой ресурс работы. Повышение температуры испытаний до 1423К приводит к уменьшению скорости окисления, что, возможно, связано с более быстрым начальным ростом окисной пленки на поверхности и дальнейшим торможением диффузии кисло-



рода. При 1473К защитные покрытия обеспечивают 23- и 37-часовой ресурс работы.

Наиболее эффективным составом для диффузионного насыщения жаропрочного никелевого сплава СБК-2 в целях повышения его термостойкости и окалиностойкости в интервале температур 1273 – 1423К следует считать состав типа Al–Cr– 5P3M–5V.

Изучение микроструктуры сплава СБК-2 с покрытиями показало, что после диффузионного насыщения в смеси Al–Cr толщина диффузионного слоя составляет 30 мкм, микротвердость ≈ 6000 МПа. Диффузионный слой, полученный насыщением в смесях Al–Cr– 5P3M–5V, состоит из двух зон, имеет толщину ≈ 100 мкм, микротвердость составляет ≈ 7500 – 7700 МПа. (Режим насыщения в обоих случаях 1213K, 4 ч).

С помощью микрорентгеноспектрального анализа было исследовано распределение легирующих компонентов (алюминия, иттрия, лантана, гольмия, хрома, молибдена, вольфрама) в покрытиях, полученных насыщением в смесях Al–Cr– 5P3M–5V. На рис. 2 показана микроструктура сплава CБК-2 с покрытием, полученным насыщением в смеси Al–Cr–5Y–5V (1213K, 4 ч), в поглощенных электронах (a), в излучении Ni_{Ka} (b), в излучении Al_{Ka} (b), в излучении Y_{Ka} (c), в излучении Cr_{Ka} (d), в излучении Mo_{Ka} (e).

Основу защитных покрытий составляют алюминиды никеля NiAl и Ni₃Al (по данным рентгеновского фазового анализа). В покрытиях обнаружены алюминиды P3M, расположенные на границе подложки и слоя карбидов типа MeC и Me₆C. Тугоплавкие металлы: хром, молибден, вольфрам образуют карбиды и располагаются под алюминидами P3M.

Изучение влияния количества галогенида иттрия на сплаве СБК-2 в насыщающей смеси состава Al–Cr–5V–Y на содержание алюминия *1*, хрома *2*, ванадия *3* и



иттрия 4 в покрытии, сформированном на сплаве СБК-2, проводили с помощью химического анализа. Толщина анализируемого слоя 100 мкм (рис. 3).

Зависимости среднего содержания алюминия, хрома, ванадия и иттрия в диффузионном слое от содержания фтористого иттрия в смеси носят экстремальный характер. Максимальное содержание ванадия и иттрия соответствует составу насыщающей смеси с 5 % фтористого иттрия. Именно такой состав обеспечивает формирование защитного покрытия СБК-2, имеющего лучшие характеристики термостойкости и окалиностойкости. Ванадий и иттрий могут растворяться в алюминидах никеля, иттрий может образовывать соединения с алюминием.

Проведенные исследования структуры, состава и свойств легированных РЗМ и ванадием алюминидных покрытий на жаропрочном никелевом сплаве СБК-2 позволяют сделать вывод о том, что наиболее эффективным составом для диффузионного насыщения в целях повышения термостойкости и окалиностойкости в интервале температур 1273К-1423К является состав типа Al-Cr-5P3M-5V. При насыщении в смеси такого состава получается покрытие, имеющее двухфазную структуру (NiAl, Ni₃Al) и наиболее высокое содержание ванадия и РЗМ. Ванадий растворяется в алюминидах никеля, РЗМ частично растворяются в алюминидах и образуют соединения с алюминием (например, YAl, YAl₂), расположенные на границе раздела «покрытие – основной металл» и, по-видимому, улучшающие адгезию покрытия и основы.

Работа выполнена под руководством профессора, докт. техн. наук М.Г. Карпмана.

ЛИТЕРАТУРА

1. Металловедение и технология быстрозакаленных сплавов: Учеб. для вузов: в 2 кн. / О.Х.Фаткуллин, Г.Б.Строганов, А.А.Ильин, А.В.Шульга, В.Н.Мартынов. М.: Изд-во МАИ – ПРИНТ, 2009.

2. Коломыцев П.Т. Газовая коррозия и прочность никелевых сплавов. М.: Металлургия, 1984. 216 с.

3. Абраимов Н.В. Высокотемпературные материалы и покрытия для газовых турбин. М.: Машиностроение, 1993. 336 с.

4. **Абраимов Н.В., Елисеев Ю.С.** Химико-термическая обработка жаропрочных сталей и сплавов. М.: Интермет Инжиниринг, 2001. 622 с.: ил.

СТРУКТУРА И МИКРОТВЕРДОСТЬ ПОВЕРХНОСТНЫХ СЛОЕВ ТЕХНИЧЕСКИ ЧИСТОГО ТИТАНА ВТ1-0 ПОСЛЕ ЭЛЕКТРОВЗРЫВНОГО НАУГЛЕРОЖИВАНИЯ И ПОСЛЕДУЮЩЕЙ ЭЛЕКТРОННО-ПУЧКОВОЙ ОБРАБОТКИ*

Е.А.Будовских, докт. техн. наук, **Ю.Ф.Иванов**¹, докт. физ.-матем. наук, **В.Е.Громов**, докт. физ.-матем. наук, **С.В.Райков**, канд. техн. наук, **Л.П.Бащенко**, **А.В.Ионина**, канд. техн. наук (Сибирский государственный индустриальный университет, г. Новокузнецк) ¹(Институт сильноточной электроники СО РАН, г. Томск)

Представлены результаты комбинированной обработки поверхности технически чистого титана марки ВТ1-0 путем электровзрывного науглероживания и последующей электронно-пучковой обработки в различных режимах.

Ключевые слова: технически чистый титан, электровзрывное науглероживание, электронно-пучковая обработка, углеграфитовые волокна, упрочнение.

THE STRUCTURE AND MICROHARDNESS OF COMMERCIALLY PURE TITANIUM VT1-0 SURFACE LAYERS AFTER ELECTRON-EXPLOSIVE CARBURAZING AND ELECTRON-BEAM POSTPROCESSING. E.A.Budovskih, Dr.Techn.Sc, Ivanov Yu.F., Dr.Phys.Sc, Gromov V.E., Dr.Phys.Sc, Raikov S.V., Cand.Techn.Sc, Baschenko L.P., Ionina A.V., Cand.Techn.Sc.

Results of complex treatment of commercially pure titanium VT1-0 surface layers using electron-explosive carburizing and electron-beam postprocessing under different modes are presented.

Keywords: commercially pure titanium, electron-explosive carburizing, electron-beam processing, carbon fibers, hardening.

Одним из эффективных направлений улучшения служебных характеристик конструкционных материалов, в том числе и титановых сплавов, является модифицирование рабочих поверхностей деталей путем диффузионного насыщения их легирующими элементами. При этом резко сокращается расход дефицитных и дорогих материалов, а эффект повышения поверхностночувствительных свойств оказывается значительным [1].

Для упрочнения поверхности металлов и сплавов применяется электровзрывное легирование (ЭВЛ). Оно осуществляется путем оплавления и насыщения поверхностных слоев материалов продуктами электрического взрыва проводников с последующей самозакалкой. Продукты электрического взрыва представляют собой многофазную систему, включающую плазменный компонент и конденсированные частицы различной дисперсности. При формировании струи ее фронт образует плазменный компонент, конденсированные же частицы, обладая большей инертностью, располагаются в тылу струи, что приводит не только к легированию основы, но и формиро-

^{*} Работа выполнена при поддержке ФЦП «Научные и научно-педагогические кадры инновационной России» на 2009–2013 гг. (гос. контракт № 14.740.11.0813) и грантами РФФИ (проекты № 11-02-91150-ГФЕН-а, № 11-02-12091-офи-м-2011 и № 11-08-98020-р_сибирь_а).

ванию на поверхности покрытия [2]. Улучшение качества поверхности и свойств может достигаться при последующей электронно-пучковой обработке (ЭПО) [3].

Авторами проведен анализ структуры и профиля микротвердости поверхностных слоев образцов технически чистого титана ВТ1-0, подвергнутых комбинированной обработке, сочетающей электровзрывное легирование углеродом и последующее облучение электронными пучками.

Образцами служили шайбы толщиной 5 и диаметром 20 мм. ЭВЛ осуществляли на установке ЭВУ 60/10 [2]. Инструментом воздействия на поверхность была импульсная плазменная струя, сформированная из продуктов электрического взрыва углеродной ленты марки ЛУ-П/0,1-50 производства ООО «Аргон» (г. Балаково). Поглощаемая плотность мощности при ЭВЛ составляла 6,5 ГВт/м². Последующую ЭПО проводили на установке «Соло» [3] в среде аргона при остаточном давлении газа в рабочей камере 0,02 Па. Энергия электронов составляла 18 кэВ, длительность импульса воздействия пучка электронов 100 мкс, частота следования импульсов воздействия 0,3 Гц, число импульсов воздействия 10, плотность энергии пучка электронов – 45 (режим 1), 55 (режим 2) и 60 Дж/см² (режим 3).

Исследование структуры поверхностных слоев образцов после ЭПО осуществляли на шлифах, проводилась сканирующая электронная микроскопия на приборе «LEO EVO 50». Микротвердость определяли с помощью прибора HVS-1000А с точностью ± 10 % (рис. 1). Изучение распределений микротвердости по глубине позволяет сделать следующие выводы. Во-первых, комбинированная обработка приводит к увеличению до 14 раз микротвердости поверхности облучения. Во-вторых, величина микротвердости поверхности облучения зависит от режима облучения электронным пучком, а именно возрастает с 2100 до 2400 HV с увеличением плотности энергии пучка электронов. В-третьих, увеличение плотности энергии пучка электронов





Рис. 1. Профили микротвердости образцов после электровзрывного науглероживания и последующей ЭПО при плотности энергии пучка электронов: 45 (*a*), 55 (*б*), 60 Дж/см (*в*) до 55 Дж/см² и более приводит к вырождению объемного максимума, выявляющегося на глубине 25...30 мкм при обработке образца в режиме 1 (рис. 1,*a*). В-четвертых, глубина слоев, в которых микротвердость превышает 2000, 1500 и 1000 МПа, изменяется немонотонным образом, достигая минимальных значений при обработке в режиме 2. В-пятых, толщина упрочненного поверхностного слоя увеличивается с ростом плотности энергии пучка электронов со 130 до 155 мкм при 45 и 60 Дж/см² соответственно.

Плотность энергии пучка электронов оказывает существенное влияние и на морфологию структуры поверхностного слоя. Независимо от плотности энергии пучка электронов на шлифе выявляется многослойная структура (рис. 2). Наиболее отчетливо слоистое строение модифицированного объема выявляется при обработке в режиме 1 (рис. 2,а). Условно можно выделить следующие слои – поверхностный слой 1, промежуточный слой 2 и переходный слой 3. При этом слой 1 при обработке в режиме 1 разделяется на два подслоя, обозначенных *1* и *1*^{*} (см. рис. 2,*a*). Слой *1*, очевидно, формируется в результате совместного воздействия на поверхность образца потока углеродной плазмы и частиц углеграфитовых волокон, летящих в тылу мно-



Рис. 2. Многослойная структура поверхностного слоя образца после электровзрывного науглероживания и последующей ЭПО: *а* – режим 1; *б* – режим 2; *в* – режим 3

гофазной плазменной струи продуктов взрыва. Вследствие этого поверхностный слой является высокопористым и содержит большое количество частиц углеграфитовых волокон. Последующая ЭПО приводит, прежде всего, к изменению толщины данного слоя. С увеличением плотности энергии пучка электронов в интервале от 45 до 60 Дж/см² толщина поверхностного слоя снижается (см. рис. 2,6 и в). Изменяется и структура данного слоя (рис. 3). Формирующийся поверхностный слой при обработке в режиме 1 имеет большее количество микропор и более грубую структуру, чем при обработке в режимах 2 и 3. Следовательно, увеличение плотности энергии пучка электронов приводит к уменьшению толщины, снижению пористости и диспергированию структуры поверхностного слоя.



Рис. 3. Структура поверхностного слоя, формирующегося в образцах при электровзрывном науглероживании и последующей ЭПО: *а* – режим 1; *б* – режим 2; *в* – режим 3

ЭПО поверхности электровзрывного науглероживания по режиму 1 сопровождается формированием подслоя (см. рис. 2, a, подслой l^*). Основываясь на морфологических признаках, можно предположить, что он является многофазным образованием и содержит частицы углеграфитовых волокон, проникающих в зону легирования. Особенно отчетливо расположение частиц волокон в объеме титана видны в подслое l^* , что определяется плотностью материала (атом-



Рис. 4. Структура подслоя 1^{*}, формирующегося при электровзрывном науглероживании и последующей ЭПО по режиму 1 (стрелками указаны частицы углеграфитовых волокон)

ным весом) (рис. 4). Углерод, имеющий меньший атомный вес по сравнению с титаном, формирует более темные области материала. Характерное изображение структуры поверхностного подслоя, полученное в отраженных электронах, приведено на рис. 4, б. Частицы углеграфитовых волокон имеют разнообразную форму, изменяющуюся от пластинчатой до равноосной. Размеры частиц также изменяются в широких пределах. К примеру, для частиц пластинчатой формы поперечные размеры изменяются в пределах от 0,5 до 2,5 мкм, продольные – от 2 до 6 мкм. Размеры частиц равноосной формы изменяются в пределах от 0,5 до 1,5 мкм. Структура металлической матрицы промежуточного подслоя имеет субмикрокристаллическое строение, размер кристаллитов изменяется в пределах 200-350 нм (см. рис. 4,*a*).

Промежуточный слой 2 характеризуется относительно гладким рельефом, что особенно ярко выражено после обработки в режимах 2 и 3 (см. рис. 2). Анализируя характерные электронно-микроскопические изображения структуры данного слоя (рис. 5), можно выделить присутствие в нем частиц второй фазы (возможно, графита) преимущественно округлой формы. Размеры таких частиц изменяются в пределах 80-300 нм, с увеличением плотности энергии пучка электронов размеры частиц уменьшаются. Значительно реже в структуре выявляются частицы осколочной формы (по всей видимости, графита). Размеры таких частиц изменяются в пределах 1-2,5 мкм.



Рис. 5. Структура промежуточного слоя, формирующегося при науглероживании и последующей ЭПО титана по режимам 1 (*a*, *б*), 2 (*в*) и 3 (*г*)

Переходный слой 3 является более рельефным по сравнению с промежуточным слоем (см. рис. 2). С увеличением плотности энергии пучка электронов размеры элементов структуры (очевидно, кристаллитов титана) переходного слоя увеличиваются, изменяясь в пределах от 0,5 мкм в режиме 1 до 10 мкм в режиме 3 (рис. 6). Переходный слой содержит выделения вторых фаз, располагающихся преимущественно по границам зерен и субзерен титана. Размеры выделений изменяются от 0,3 до 3 мкм. При этом с увеличением плотности энергии пучка электронов размеры выделений увеличиваются, линейная плотность их (количество частиц на единицу длины секущей) снижается.

Рис. 6. Структура переходного слоя, формирующегося при электровзрывном науглероживании и последующей ЭПО по режимам 1 (*a*), 2 (*б*) и 3 (*в*)

Итак, комплексная обработка, сочетающая ЭВЛ и ЭПО, формирует многослойную структуру и многократно увеличивает микротвердость поверхности облучения образцов технически чистого титана. Величина Авиационная промышленность № 2 – 2012 г.

микротвердости поверхности облучения и приповерхностного слоя слабо зависит от режима электронно-пучковой обработки.

Структура модифицированного материала при 10 импульсах в течение 100 мкс каждого зависит от плотности энергии пучка электронов, изменяющейся от 45 до 60 Дж/см²: уменьшается толщина, снижается пористость и происходит диспергирование элементов структуры поверхностного слоя, уменьшаются размеры частиц графита в промежуточном слое и увеличиваются размеры кристаллитов титана и включений второй фазы переходного слоя.

ЛИТЕРАТУРА

1. Колачев Б.А., Елисеев Ю.С., Братухин А.Г., Талалаев В.Д. Титановые сплавы в конструкциях и производстве авиадвигателей и авиационно-космической техники / Под ред. А.Г. Братухина. М.: Изд-во МАИ, 2001. 412 с.

2. Багаутдинов А.Я., Будовских Е.А., Иванов Ю.Ф., Громов В.Е. Физические основы электровзрывного легирования металлов и сплавов. Новокузнецк: Изд-во СибГИУ, 2007. 301 с.

3. Иванов Ю.Ф., Филимонов С.Ю., Колубаева Ю.А. и др. Структурно-фазовое состояние поверхности электронно-пучковой обработки стали, подвергнутой электровзрывному алитированию // Фундам. проблемы соврем. материаловедения. 2009. № 2. С. 119–123.



20 MIN

КАЧЕСТВО, НАДЕЖНОСТЬ, РЕСУРС

ОЦЕНКА ДОПУСТИМОСТИ КОРРОЗИОННОГО ПОВРЕЖДЕНИЯ ЭЛЕМЕНТА КОНСТРУКЦИИ

А.Н.Тимофеев, **В.К.Белов**, докт. техн. наук, **О.В.Корелина** (ФГУП "СибНИА им. С.А. Чаплыгина")

Рассматриваются методы оценки допускаемых размеров коррозионных повреждений типа язвенной или расслаивающей коррозии элемента конструкции с концентратором напряжений и циклической долговечности элемента с повреждением больших размеров.

Ключевые слова: авиационные конструкции, коррозия, критерий повреждения, ресурс.

EVALUATION OF THE TOLERANT CORROSION DAMAGE IN A STRUCTURAL COMPONENT. *A.N.Timofeev, V.K.Belov, Dr.Techn.Sc, O.V.Korelina*.

Methods for evaluation of allowable size of corrosion damage like pitting or exfoliation of a structural component with stress concentrator, and its fatigue life when damage has larger size, have been developed.

Keywords: aircraft structures, corrosion, damage criterion, fatigue life.

Сопротивление усталости авиационных металлических конструкций в значительной степени определяют концентраторы напряжений. При коррозии элемента дополнительно возникает вероятность его усталостного разрушения от коррозионного повреждения (КП). В этом случае возможны две постановки задачи:

 – оценка величины повреждения, не снижающего долговечность элемента конструкции, определяемую основным концентратором;

 – определение долговечности элемента с повреждением большей величины.

Рассмотрим решения для типового случая повреждения язвенной или расслаивающей коррозией кромки реального элемента конструкции типа полки профиля силового набора фюзеляжа (крыла, оперения и т.п.), усталостная долговечность которой в неповрежденном состоянии определяется отверстиями под крепежные элементы (рис. 1).

Принимается, что полка нагружена циклическим напряжением σ. Натяг от крепежа и передаваемое усилие отсутствуют, отверстие работает как свободное.



Рис. 1. Модель полки с повреждением на кромке





На рис. 2 представлены результаты расчета напряженно-деформированного состояния (НДС) рассматриваемого участка полки без повреждения, выполненного методом конечного элемента для случая растяжения напряжением, равным единице. Методика расчетов аналогична использованной в работе [1].

Небольшие повреждения кромки как вблизи отверстия, так и на удалении от него могут находиться в достаточно однородном поле напряжений – в поле брутто-напряжений полки. Ограничимся для более четкого представления общей схемы расчетов этим случаем. Усталостные разрушения, определяемые для зоны отверстия и зоны КП по моментам возникновения соответствующих трещин, можно рассматривать как независимые события.

Обозначим разрушение полки от отверстия как событие О, вероятность которого P(O). Разрушение от кромочной язвы – событие Я, вероятность его P(Я). Противоположное этому событие обозначим \overline{A} , вероятность которого $P(\overline{A})$.

Решение первой задачи в вероятностной постановке определяется условием разрушения от отверстия и неразрушением от язвы:

 $P(O\bar{R}) = P(O)P(\bar{R}) = P(O)(1 - P(R)).$ (1)

Вторая задача определяется условием разрушения либо от отверстия, либо от язвы определенного размера:

 $P(\mathbf{O} \cup \mathbf{A}) = P(\mathbf{O}) + P(\mathbf{A}) - P(\mathbf{O})P(\mathbf{A}).$ (2)

Вероятности разрушения полок от отверстия и от КП могут быть определены при знании соответствующих им законов распределений циклических долговечностей.

Необходимые характеристики распределений определяем путем усталостных испытаний образцов-полок (см. рис. 1) и образцов типа полосы с поверхностными искусственными КП [2]. В сравнении со случаем повреждения кромки такие образцы, с центральным положением КП, более удобны как для моделирования коррозии, так и (вследствие симметрии) для усталостных испытаний. Характеристики выносливости металла, полученные на образцах с поверхностными КП, применимы и для кромочных повреждений [1]. Методики моделирования коррозии, испытаний и измерений повреждений приведены в работах [2–3]. Материал полок и образцов с КП – сплав В95пчТ2. Усталостные испытания проведены отнулевым циклом с частотой 3 или 5 Гц в среде лабораторного воздуха на трех уровнях максимального напряжения цикла σ: 98; 132 и 176 МПа. На каждом уровне было испытано по 12 образцов-полок и не менее 30 образцов с КП.

Исследования законов распределений долговечностей зоны отверстия и зоны повреждения показали возможность аппроксимации в обоих случаях логарифмически нормальным законом.

Результаты усталостных испытаний образцов-полок – математические ожидания M_j величины $y = \lg N$ (десятичного логарифма числа циклов до разрушения) и выборочные стандартные отклонения sh_j величины y для трех определяемых индексом j уровней напряжений представлены в табл. 1. Для зоны КП за независимую переменную приняли величину повреждения

$$f = F/t^2, \tag{3}$$

где *F* – площадь сечения миделя КП; *t* – толщина металла. Таблица 1

Параметры распределений логарифмов долговечностей зон отверстий и зон повреждений

σ,	Зона отверстия		Зона КП			
MIIa	Mj	sh _j	a _j	bj	\bar{x}_j	s _j
98	5,08	0,163	5,19	-0,779	0,0502	0,125
132	4,62	0,123	4,78	-0,578	0,0951	0,131
176	4,16	0,089	4,36	-0,462	-0,0941	0,141

Данный параметр из всех известных в настоящее время «мер» коррозии имеет наиболее тесную связь с циклической долговечностью металла с одиночным повреждением язвенной или расслаивающей коррозией [1–2].

Математические ожидания нормального закона распределения логарифмов долговечностей зон КП для произвольных размеров повреждений определяются линиями регрессии между логарифмом циклической долговечности по моменту образования трещины в зоне КП и логарифмом параметра повреждения [2]:

$$Y_j = a_j + b_j(x - \bar{x}_j), \tag{4}$$

где $x = \lg f$; a_j , b_j , \bar{x}_j – параметры прямых, определяемые по стандартной методике линейного регрессионного анализа для детерминированной независимой величины [4]; j – ссылка на уровень напряжений (98; 132 или 176 МПа) при испытаниях образцов с КП.

В качестве оценки дисперсии используем дисперсию относительно эмпирической линии регрессии:

$$s_j^2 = \frac{1}{n-2} \sum_{i=1}^n \left(y_i - Y_j \right)^2, \tag{5}$$

где индекс *i* определяет результат испытаний y_i и значение аргумента lg f_i при вычислении Y_i по формуле (4), n – объем выборки.

В табл. 1 представлены значения данных параметров линий регрессии и стандартных отклонений.

Изменения дисперсий в диапазоне изменения размеров повреждения оценивали расчетом величин по формуле (5) для двух половин и всего диапазона (табл. 2).

Таблица 2

Дисперсии циклических долговечностей на интервалах диапазона изменения параметра коррозионной язвы

σ _{max} , MΠa	Интервал изменения параметра повреждения <i>f</i>				
Iviiia	0,0460,999	1,05,4	0,0465.4		
98	0,020	0,012	0,015		
132	0,015	0,020	0,017		
176	0,019	0,015	0,020		

Изменения дисперсий по интервалам диапазона невелики; при необходимости учет этих изменений не создаст принципиальных трудностей, поэтому в целях более четкого представления основной схемы расчетов приняли, что дисперсии не зависят от параметра повреждения и равны определенным по формуле (5) для всего диапазона изменения параметра.

Допускаемые размеры повреждений. Обозначим в уравнении (1) общую вероятность разрушения $P(O\overline{R})$ при числе циклов нагружения $N = 10^{y}$ как P. Вероятность разрушения P(R) удобно рассматривать как долю k от полной вероятности разрушения полки:

$$P(\mathcal{R}) = kP,$$

тогда вероятность разрушения от отверстия P(O) = P/(1 - kP).

Уравнение, определяющее величину *Y_j*, составляем, исходя из условия совмещения квантилей обоих распределений:

$$Y_{j}(P,k) = qn\left(\frac{P}{1-kP}, M_{j}, sh_{j}\right) - qn(kP, 0, s_{j}), (6)$$

где *qn*(Вер, Мо, Ско) – квантиль нормального распределения для вероятности Вер с математическим ожиданием Мо и стандартным отклонением Ско.

Величина площади сечения миделя КП будет, исходя из выражений (3) и (4),

определяться формулой

$$F = \frac{t^2}{2} \cdot 10^{\frac{Y_j(P,k) - a_j}{b_j} + \bar{x}_j}.$$
 (7)

Здесь множитель $\frac{1}{2}$ определяет переход от параметра *f* поверхностной язвы к кромочной [1]; a_j , b_j , \bar{x}_j – параметры *j*-й линии регрессии (4) долговечности зоны КП (см. табл. 1).



Результаты расчетов для ряда величин вероятностей разрушения показаны на рис. 3.

Долговечность полок с повреждениями. Циклическая долговечность $(N = 10^{y})$ полки с повреждением при заданной величине вероятности разрушения *P* определяется решением относительно *y* уравнения (2), записанного в виде

 $pn(y, M_j, sh_j) + pn(y, Y_j(f), s_j) - - pn(y, M_j, sh_j) \times pn(y, Y_j(f), s_j) = P$, (8) где pn(y, Mo, Cko) - функция вероятностинормального распределения с математическим ожиданием Мо и стандартным отклонением Ско аргумента*y* $; <math>Y_j(f)$ определяется кривой регрессии (4) для *j*-го случая нагружения.

Задаваясь значениями параметра повреждения *f*, вероятностью разрушения полки *P*



и используя данные табл. 2, были построены зависимости циклической долговечности от величины параметра повреждения при различных значениях вероятности разрушения (рис. 4). На графиках видно, что на всех уровнях напряжений долговечность резко снижается при значениях параметра fболее 1.

Полученные графики применимы для оценок повреждений полки не только на кромке (с корректировкой площади сечения множителем ¹/₂), но и при повреждениях на поверхности в отдалении от отверстия.

Расчеты были проверены при усталостных испытаниях образцов-полок с кромочными КП. Образцы разрушались либо с зарождением трещины от отверстия (рис. 5,*a*), либо от кромочного повреждения (рис. 5,*б*), что нетрудно определить по излому. Результаты нанесены на графики (см. рис. 4). Темными символами отмечены разрушения от КП, светлыми – разрушения от отверстий.

На уровнях $\sigma_{max} = 176$ и 98 МПа долговечности зон КП оказались в области малых вероятностей. Это вызвано тем, что размеры повреждений были относительно велики (см. рис. 5, δ) и имела место существенная



а б Рис. 5. Разрушения образцов-полок с коррозионными повреждениями кромки: *a* – от отверстия; б – от повреждения

интерференция обоих концентраторов. Необходимо отметить, что разрушения от повреждений и в этих случаях происходили только при $f \ge 1$, так как величина допускаемого повреждения (см. рис. 3) относительно мало изменяется с увеличением действующего напряжения. В этих случаях для расчетной оценки долговечности в соответствии с общей схемой возможно приведение распределений долговечностей зоны отверстия и зоны КП к соответствующим реальной ситуации уровням напряжений на основе анализа НДС. Оценивание квантилей по формуле (6) надежно только при достаточно большом объеме испытаний. При малом объеме и особенно при высоких и низких уровнях вероятности возникает потребность определения доверительных границ для квантилей. Применение односторонних доверительных границ квантилей, определяемых по методике [4], практически не меняет схему расчетов.

ЛИТЕРАТУРА

1. Белов В.К., Тимофеев А.Н. Анализ характеристик коррозионных повреждений, необходимых для оценки остаточной усталостной долговечности авиационных конструкций // Авиационная промышленность. 2011. № 3. С. 37–42.

2. Тимофеев А.Н., Корелина О.В. Резервы работоспособности конструкций авиационной техники с коррозионными повреждениями // Авиационная промышленность. 2010. № 3. С. 43–49.

3. Дубинин В.В., Тимофеев А.Н., Паулова Л.П. К вопросу оценки допустимой величины коррозионных поражений в регулярных зонах силовой конструкции // Вопросы авиационной науки и техники. Сер. Аэродинамика и прочность летательных аппаратов. Вып. 1: Сопротивление усталости и живучесть авиационных конструкций. Новосибирск: ОНТИ Сиб-НИА, 1991. С. 136–142.

4. Степнов М.Н., Шаврин А.В. Статистические методы обработки результатов механических испытаний: Справочник. М.: Машиностроение, 2005. 399 с.

ТЕПЛОВЫЕ ПРОЦЕССЫ В ПОЛУПРОВОДНИКОВЫХ ТЕНЗОРЕЗИСТОРАХ НА ОСНОВЕ МОНОСУЛЬФИДА САМАРИЯ

Н.М.Володин, **Ю.Н.Мишин** (ФГУП "НПО им. С.А.Лавочкина"), **В.В.Каминский**, докт. техн. наук (Физико-технический институт им. А.Ф.Иоффе РАН), **В.П.Макаров**, канд. техн. наук (ФГУП "НПО им. С.А.Лавочкина")

Рассмотрены различные конструкции полупроводниковых тензорезисторов и связанные с ними вопросы передачи деформаций и саморазогрева.

Ключевые слова: моносульфид самария, саморазогрев, полупроводниковый тензорезистор, передача деформации, импульсное питание.

HEAT PROCESSES IN SEMICONDUCTOR RESISTANCE STRAIN GAGES BASED ON SAMARIUM MONOSULFIDE. *N.M.Volodin, Yu.N.Mishin, V.V.Kaminsky, Dr.Techn.Sc, V.P.Makarov, Cand.Techn.Sc.*

Different structures of semiconductor resistance strain gages and associated problems of strain transfer and self-heating are considered.

Keywords: samarium monosulfide, self-heating, semiconductor resistance strain gage, strain transfer, switch-mode supply.

Преимущества редкоземельного полупроводника (SmS) как материала для формирования тензочувствительного элемента уже рассматривались в ряде публикаций [2, 3].

Зонная структура этого материала позволяет изготавливать полупроводниковые тензорезисторы (ПТР) с уникальными метрологическими характеристиками. Рекордная тензочувствительность при сравнительно невысоком температурном коэффициенте сопротивления (ТКС), линейность характеристик, широкий температурный диапазон, радиационная стойкость – все это делает SmS объектом пристального внимания тензометристов. Интегральное исполнение датчиков механических величин с использованием моносульфида самария отработано. Тензочувствительный элемент формируется на металлическом упругом элементе, который и поглощает выделяемое чувствительным элементом тепло. Однако наклеиваемый ПТР имеет сравнительно толстую полимерную подложку, из-за чего возникают проблемы как с передачей деформации, так и с рассеиванием выделяемого тензочувствительным элементом тепла.

Рассмотрим три характерные конструкции ПТР на основе моносульфида самария. Отметим прежде, что поликристаллическая пленка SmS конденсируется в вакууме на металлической фольге (носителе), которая подвергается во время конденсации воздействию высокой температуры (400 ÷ 500 °C).

ПТР конструкции № 1 представлен на рис. 1. ПТР наклеен на деталь *1*. Полимер-



a – в плане; *б* – продольный разрез; *в* – увеличенный фрагмент

ная подложка 2 формируется после высокотемпературных операций в вакуумной камере на носителе 3, который представляет собой константановую фольгу (ленту) толщиной 0,008 мм; в плане это прямоугольник, совпадающий по размерам с полимерной подложкой 2. С обратной стороны на носитель 3 осаждены разделительная диэлектрическая пленка 4 из моноокиси кремния (SiO) толщиной 0,002 мм, моносульфид самария 5 толщиной 0,0005 мм, контактный металл (алюминий) 6 и никель, предназначенный для крепления выводов пайкой.

ПТР конструкции $\mathbb{N} \ 2$ (рис. 2) отличается от конструкции $\mathbb{N} \ 1$ тем, что у него носитель 3, разделительная диэлектрическая пленка из SiO 4 и тензочувствительная пленка из SmS 5 имеют форму гантели. В тепловом отношении этот ПТР менее защищен от саморазогрева, чем конструкция $\mathbb{N} \ 1$, так как «радиатор», в роли которого выступает металлический носитель, меньше по размерам.



Рис. 2. Конструкция № 2 полупроводникового тензорезистора в плане

ПТР конструкции № 3 принципиально отличается от первых двух (рис. 3). На полимерной подложке 2 расположена тензочувствительная пленка 5. Она зашунтирована, кроме центральной рабочей части размером $0,3 \times 0,3 \text{ мм}^2$, контактной пленкой алюминия 6 толщиной 0,0005 мм. Рабочая часть защищена диэлектрической пленкой из моноокиси кремния 4, а в качестве контактных площадок 3 используется часть удаленного из рабочей зоны носителя, то есть константан толщиной 0,008 мм. Из всех рассмот-



а – в плане; *б* – продольный разрез; *в* – увеличенный фрагмент

ренных моделей такой ПТР должен наиболее безупречно передавать деформацию объекта, на который он наклеен. Жесткий силовой элемент не отлеляет ПТР от объекта. В первых двух моделях таким элементом является носитель, модуль упругости которого на два порядка выше, чем у связующего. К жесткости и адгезионным характеристикам подложки и клея в этом случае предъявляются повышенные требования. Но несмотря на очевидные преимущества в передаче деформации третья модель лишена «радиатора», следовательно более других моделей подвержена саморазогреву. Мощный радиатор, роль которого выполняет носитель, защищает тензочувствительный элемент от саморазогрева. Носитель располагается между объектом исследования и тензочувствительным элементом, и его деформация в идеале должна соответствовать деформации объекта. Возникает проблема передачи деформации с помощью связующего, модуль упругости которого на два порядка меньше модуля упругости металлического носителя.

Из рассмотренных моделей наибольший интерес представляет третья, у которой механизм передачи деформации идеальный, а ожидаемый значительный саморазогрев можно снизить с помощью импульсного питания. Для оценки саморазогрева всех рассматриваемых моделей были произведены тепловые расчеты. Авторами произведен расчет теплового режима ПТР для случая кондуктивного теплообмена при Тепловыделение на поверхности задано равномерно по времени. Зона теплонагружения – двухсторонняя площадка площадью 0,3×0,3 мм² в центре пластины из моносульфида самария (SmS-пластина). Тепловая нагрузка, рассеиваемая в рабочей зоне, 0,005 Вт. Объект измерения выполняет функцию радиатора большой теплоемкости, поскольку линейные размеры его многократно превышают размеры тензорезистора. Передача тепла осуществляется исключительно через места контакта материалов.

В таблице приведены значения толщины и теплопроводности для каждого материала в составе тензорезистора. Модель рассматривается как сплошная среда. Материал каждого слоя является однородным, то есть его свойства одинаковы во всех точках детали. Считается, что свойства материалов не зависят от времени, температуры и др.

№ слоя	Материал	Толщина слоя, мм	Теплопро- водность, Вт/(м·К)
1	АЛ19	1	117
2	Полимерная пленка ВЛ-931	0,03	0,034
3	Фольга константановая	0,003	22
4	Моноокись кремния	0,002	1,38
5	Моносульфид самария	0,0005	20
6	Алюминий	0,0005	120
7	Никель	0,002	94

Характеристики материалов

Для тепловых расчетов выбраны ПТР трех конструкций (см. рис. 1–3). Они все имеют равные по площади и сопротивлению тензочувствительные элементы. ПТР находятся в рабочем состоянии, то есть наклеены на металлическую деталь и запитаны равным по величине током напряжением 5 В. Сопротивление всех 5000 Ом и, следовательно, на всех рассеиваются равные мощности 0,005 Вт, все имеют равные по габаритам и толщине полимерные подложки из лака ВЛ-931.

Итак, все три типа ПТР генерируют равные количества тепла, а различаются они эффективностью теплоотвода. В результате расчетов были получены величины изменения температуры ПТР при постояннои питании напряжением 5 В: модель № 1 – 0,17 °С; модель № 2 – 4,38 °С; модель № 3 – 60,57 °С. Как и ожидалось, третья модель нагревается значительно сильнее первой и второй.

Выходной сигнал с равноплечего тензорезисторного моста определяется формулой

$$\Delta U = \Delta R / R \cdot U, \tag{1}$$

где ΔU – напряжение выходного сигнала, В; $\Delta R/R$ – относительное изменение сопротивления плеча тензорезисторного моста; U – напряжение тока питания моста, В.

Величина выходного сигнала прямо пропорциональна питающему напряжению, увеличение которого приводит к увеличению температуры саморазогрева и, в конечном счете, к увеличению погрешности измерений. Таким образом для каждого типа ПТР существует допустимая температура саморазогрева, следовательно и допустимое напряжение питания.

Допустимое напряжение импульса питания [1] определяется уравнением

$$U_{\rm gon} = 2\sqrt{\frac{1-e^{-\beta}}{1-e^{-\beta\gamma}}\alpha R\Delta\Theta_{\rm gon}},$$

где $U_{\text{доп}}$ – допустимое напряжение импульса питания, В; α – коэффициент теплоотдачи ПТР, Вт/м²·°С; *R* – электрическое сопротивление ПТР, Ом; $\Delta\Theta_{\text{доп}}$ – допустимое приращение температуры ПТР, °С; $\beta = T/T_{\Theta}$, где $T_{\Theta} = mc/\alpha s$ (*m* – масса ПТР, кг; *s* – площадь ПТР, м²; $\gamma = \tau/T$, *T* – период повторения импульсов, с; τ – длительность импульса, с).

Если мост питается постоянным напряжением, то приращение температуры при всех остальных равных условиях будет

$$\Delta\Theta = \frac{U^2}{4\alpha sR}.$$
 (2)



Рис. 4. Питание мостовой схемы импульсами прямоугольной формы

Приняв $\Delta \Theta_{\text{доп}} = \Delta \Theta$, можно показать, что применение импульсного питания моста (рис. 4) при сохранении температуры саморазогрева позволяет увеличить напряжение питания его в N_u раз, то есть

$$N_{u} = \sqrt{\frac{1 - e^{-\beta}}{1 - e^{-\beta\gamma}}},\tag{3}$$

или снизить температуру саморазогрева при сохранении напряжения питания, следовательно и выходного сигнала, в N_{Θ} раз,

$$N_{\Theta} = \frac{1 - e^{-\beta}}{1 - e^{-\beta\gamma}}.$$
(4)

Из выражения (3) следует, что применение импульсного питания дает существенное преимущество лишь при $\beta << 1$, то есть при условии $T << T_{\Theta}$.

Выполнить это условие реально несложно, так как тепловая постоянная времени

ПТР находится в пределах $0,5 \div 2$ с, а период повторения импульсов питания $10^{-4} \div 10^{-2}$ с. Значение тепловой постоянной времени ПТР зависит от его конструкции и физических свойств отдельных его элементов, в том числе от марки клея и технологии наклейки. На основании изложенного

$$N_{\mu} = \sqrt{T/\tau}; \quad N_{\Theta} = T/\tau.$$
 (5)

Таким образом, применяя импульсное питание мостовой схемы, мы можем или увеличить выходной сигнал в N_u раз, или снизить температуру саморазогрева в N_{Θ} раз.

ЛИТЕРАТУРА

1. Груздев С.В., Прошин Е.М. Импульсная тензометрия. М.: Энергия, 1976. 88 с.

2. Володин Н.М., Каминский В.В., Мишин Ю.Н. Тензометрия на основе редкоземельных полупроводников в космических аппаратах (КА) // Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина, 2011. № 5. С. 51–56.

3. Харитонов Г.М., Володин Н.М., Мишин Ю.Н., Каминский В.В. Термокомпенсированные тензорезисторы для неметаллических материалов в летнопрочностных испытаниях самолетов // Авиационная промышленность. 2012. № 1. С. 3–8.

МЕТОДИКА ОПРЕДЕЛЕНИЯ НЕСУЩЕЙ СПОСОБНОСТИ ДЛЯ ПАНЕЛЕЙ СКОШЕННЫХ ФОРМ

Н.С.Азиков, докт. техн. наук, **Ю.В.Гайдаржи** (ОАО "Национальный институт авиационных технологий")

Разработана методика определения устойчивости и несущей способности для панелей скошенных форм, нагруженных в плоскости сжимающими и касательными усилиями.

Ключевые слова: слоистые скошенные панели, композитные материалы, устойчивость, несущая способность.

TECHNIQUE FOR DETERMINATION OF LOAD-CARRYING CAPACITY FOR SKEW-SHAPED PANELS. *N.S.Azikov, Dr.Techn.Sc, Yu.V.Gaidargi.*

The technique to determine stability and load-carrying capacity of the skew-shaped panels loaded in plane with compression and transverse shearing forces has been developed.

Keywords: laminated skew-shaped panels, composite materials, stability, load-carrying capacity.

В последнее время композиционные материалы все шире применяются в силовых элементах конструкции самолетов: в панелях крыльев, киле, стабилизаторах, элеронах и т.д. Форма панелей в плане в зависимости от конструктивного решения может быть прямоугольной, ромбовидной, трапециевидной. При проектировании таких тонкостенных элементов необходимо учитывать особенности нагружения силовыми потоками и условия закрепления кромок панели. Для достижения высокой весовой эффективности конструкции необходимо на начальном этапе проектирования провести большой объем исследований по поиску рациональных структур армирования КМ. Поэтому необходима разработка новых аналитических и численных методов расчета и создание методики определения напряженного состояния, критических и разрушающих нагрузок слоистых композитных панелей с различной формой в плане.

Рассмотрим скошенную слоистую композитную панель, нагруженную в своей плоскости потоками сжимающих и касательных усилий (рис. 1). Введем ортогональную систему координат ξη*z*, оси которых совпадают с направлением кромок панели. Геометрия в плане определяется длиной l, шириной bи углом скоса χ . Обшивка состоит из k элементарных слоев композиционного материала, расположенных симметрично по толщине пакета под углами $\pm \varphi$ или $+\varphi$ к некоторой оси 0α ортогональной системы координат $\alpha\beta z$, относительно которой задается



Рис. 1. Скошенная панель, нагруженная контурными усилиями

структура армирования. Задачи устойчивости и несущей способности при закритическом деформировании решаются в два этапа. На первом этапе с помощью метода Релея–Ритца осуществляется решение задачи устойчивости. Критические усилия сжатия и сдвига находим в виде вектора

$$\left[T^{0}\right]_{\xi\eta} = \left[T^{0}_{\xi}T^{0}_{\eta}T^{0}_{\xi\eta}\right]^{T} = \frac{\pi^{2}}{b^{2}}\sqrt{D^{\xi\eta}_{11}D^{\xi\eta}_{22}}\left[k_{\xi}k_{\eta}k_{\xi\eta}\right]^{T},$$

где $T_{\xi}^{0}, T_{\eta}^{0}, T_{\xi\eta}^{0}$ – соответственно критические усилия при осевом сжатии, при поперечном сжатии и при сдвиге; $D_{11}^{\xi\eta}, D_{22}^{\xi\eta}$ – изгибные жесткости панели в косоугольном базисе [1]; $k_{\xi}, k_{\eta}, k_{\xi\eta}$ – безразмерные коэффициенты устойчивости.

Прогиб панели задается в форме ряда, члены которого в зависимости от граничных условий определяются с помощью балочных функций Крылова [2]. Так как производные от этих функций не являются ортогональными величинами, решаем обобщенную задачу на собственные значения [3], определяем векторы собственных значений $|\lambda_{\xi}|, |\lambda_{\eta}|, |\lambda_{\xi\eta}|$ и принадлежащих им собственных форм при осевом сжатии, поперечном и при сдвиге. Выделяем минимальные собственные значения (коэффициенты устойчивости) $k_{\xi} = \min(\lfloor \lambda_{\xi} \rfloor),$ $k_{\eta} = \min(\lfloor \lambda_{\eta} \rfloor), \ k_{\xi\eta} = \min(\lfloor \lambda_{\xi\eta} \rfloor)$ и находим критические усилия по вышеприведенной формуле. Далее проводим исследования влияния геометрии панели, граничных условий на контуре и структуры армирования слоев КМ на устойчивость панели. Варьируя углами ± ϕ и γ (см. рис. 1), можно найти такие структуры армирования, при которых критические усилия сжатия и сдвига достигают максимальных значений.

Найденная рациональная структура армирования на втором этапе подвергается прочностному анализу с учетом возможной потери устойчивости панели [4]. Напряженное состояние каждого слоя композита находим из решения геометрически нелинейной задачи. Сравним его с предельным состоянием однонаправленного материала по выбранному критерию прочности. Для определения напряжений в слоях необходимо найти зависимость «силовой поток – амплитуда закритического прогиба панели». Для этого предлагаем использовать собственные формы \overline{w} . Искомая зависимость — алгебраическое уравнение третьей степени, корни которого связаны с величиной силовых потоков.

В качестве примера рассмотрим углепластиковую панель с углом скоса $\chi = 20^{\circ}$ и сторонами размером a/b = 1. Материал однонаправленных слоев – УКН-5000; число слоев в пакете - 20; направление армирования $\gamma = 15^{\circ}$. Панель шарнирно оперта по продольным и защемлена по поперечным краям. На рис. 2 приведены зависимости критических усилий от углов армирования при сжатии $T^0_{\xi}(\pm \phi)$ (линия *l*) и сдвиге $(+)T^0_{\xi\eta}(\pm \phi)$ (линия 2), $(-)T^0_{\xi\eta}(\pm \phi)$ (линия 3). Последние две зависимости (линии 2 и 3) указывают на то, что для скошенных систем существенное значение имеет направление действия касательного усилия, положительное направление которого показано на рис. 1. При осевом сжатии рациональной будет считаться структура армирования $\pm \phi = 0^{\circ}$, для которой критические усилия равны $T_{\xi}^{0} = 82,07 \text{ кH/м}$. Критические усилия сдвига (+) $T^0_{\xi\eta}$ достигают максимума при структуре армирования $\pm \phi = 40^{\circ}$, равной $(+)T_{\xi\eta}^0 = 106,51 \, \text{кH/м}.$ При отрицательном направлении действия касательного усилия $(-)T_{\epsilon_n}^0$ рациональной является структура



Рис. 2. Зависимость критических усилий сжатия и сдвига от угла армирования



Рис. 3. Соотношение разрушающих и критических усилий с учетом углов армирования

 $\pm \phi = 45^{\circ}$, равная (-) $T_{\xi\eta}^{0} = 159,8 \text{ кH/м}$. Поскольку несущая способность панели не исчерпывается устойчивостью, найдем предельную (разрушающую) нагрузку на панель с возможностью закритического деформирования. На рис. 3 даны соотношения между разрушающими и критическими усилиями при сжатии $T_{\xi}^{\text{pasp}}(\pm \phi)/T_{\xi}^{0}(\pm \phi)$ (линия *1*) и сдвиге (+) $T_{\xi}^{\text{pasp}}(\pm \phi)/((+)T_{\xi}^{0}(\pm \phi))$ (линия *2*),

 $(-)T_{\xi}^{pasp}(\pm \phi)/(-)T_{\xi}^{0}(\pm \phi)$ (линия 3). Если при сдвиге панель сразу после потери устойчивости разрушается (соотношение близко к 1), то при осевом сжатии отмечается значительный запас прочности по несущей способности.

Предлагаемая методика позволяет определять рациональные структуры армирования слоистых скошенных панелей из КМ по условиям максимума критических усилий сжатия и сдвига при разных граничных условиях на ее контуре и оценивать несущую способность панели после потери устойчивости при закритическом деформировании.

ЛИТЕРАТУРА

1. Азиков Н.С. Устойчивость слоистых композитных косоугольных панелей / ИПРИМ РАН. Механика композиционных материалов и конструкций. Январьмарт 2004. Т. 10. № 1. С. 133–152.

2. Бабаков И.М. Теория колебаний. М.: Гостехиздат, 1958. 628 с.

3. Алфутов Н.А. Основы расчета на устойчивость упругих систем. 2-е изд. М.: Машиностроение, 1991. 336 с.

4. Азиков Н.С., Гайдаржи Ю.В. Закритическое поведение скошенных композитных панелей // Механика композиционных материалов и конструкций. 2011. Т. 17. № 3. С. 411–420.

ВЛИЯНИЕ РАДИАЛЬНОГО НАТЯГА СОЕДИНЕНИЯ НА КОРРОЗИЮ ПОД НАПРЯЖЕНИЕМ В АЛЮМИНИЕВОМ СПЛАВЕ Д16Т

В.В.Дунаев, канд. техн. наук (Московский государственный технический университет им. Н.Э. Баумана), **В.Ф.Громов**, канд. техн. наук, **М.В.Еремин** (Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет) – (МАИ))

Приведены результаты экспериментальных исследований влияния радиального натяга на коррозионную стойкость материала в зоне соединений с различными натягами в коррозионно-активной среде.

Ключевые слова: акустическая эмиссия, коррозия под напряжением, радиальный натяг, коррозионно-активная среда.

THE INFLUENCE OF RADIAL INTERFERENCE IN A JOINT ON STRESS CORROSION IN D16T ALUMINUM ALLOY. *V.V.Dunaev, Cand.Techn.Sc, V.F.Gromov, Cand.Techn.Sc, M.V.Eremin.*

Results of experimental investigation of the influence of radial interference on material corrosion resistance in the joint area with different interferences in the corrosive environment are presented.

Keywords: acoustic emission, stress corrosion, radial interference, corrosive environment.

Известны различные виды коррозии, действующие на материалы авиационных конструкций. Наиболее опасна по воздействию на сопротивление усталости материала коррозия под напряжением, которая, во-первых, создает концентраторы (типа острого надреза) и, во-вторых, может быть причиной внезапного разрушения элемента конструкции.

Коррозионное растрескивание под напряжением возможно только в том случае, когда существуют эффективные составляющие растягивающего напряжения, действующие на конструкцию. При этом коррозия под напряжением протекает с различной скоростью в зависимости от свойств материала и величины длительно действующих растягивающих напряжений [1]. Уровень напряжений, при которых происходит коррозионное растрескивание, значительно ниже предела текучести материала, так что причиной разрушения может быть суммарное воздействие внешних $\sigma_{\rm BH}$ и остаточных $\sigma_{\rm oct}$ напряжений.

В конструкции в зоне болтового соединения технологические остаточные напряжения σ_{oct} возникают от радиального и осевого натяга. В зависимости от величины радиального натяга на контуре отверстия могут возникать растягивающие или сжимающие эквивалентные напряжения. Поэтому в период расчетной долговечности конструкции для этих мест необходимо, чтобы $\sigma_{oct} + \sigma_{BH} \le \sigma_{nop}$.

Из широко применяемых в самолетостроении конструкционных алюминиевых сплавов Д16Т, В93Т1, В95, В95пчТ1 и других наиболее опасными по воздействию коррозии под напряжением считаются сплавы В95 и В93 [2].

Авторами проведены экспериментальные исследования по влиянию радиального натяга на коррозионную стойкость материала в зоне соединений с натягом $\Delta_{\rm H} = 0,54$; 1,2 и 2% в активной коррозионной среде. Эксперимент основан на степени травления средой участков материала, находящихся под действием сжимающих или растягивающих напряжений, а также участков, свободных от остаточных напряжений.

Для сплава Д16 использовали раствор NaCl + HNO₃ + KNO₃, содержащий хлористый натрий 50÷60 г/л, азотную кислоту 60÷70 г/л, калий азотнокислый 95÷105 г/л.

Образцы состояли из двух пластин Д16Т и Д16Т Ан.окс.хр шириной 52 мм с шестью запрессованными титановыми штифтами из сплава ВТ16 Ан.окс (рис. 1). Штифты электроизолировали от действия раствора. Перед погружением в раствор образцы обезжиривали.

После 48 ч травления появились границы напряженной и ненапряженной зон в виде концентрических окружностей, с которых снимали с помощью микроскопа МБС-2 по-



Рис. 1. Образец соединения, исследованного на коррозионное воздействие напряжений от натяга: *1* – пластины; 2 – штифт; 3 – штифт для фиксации пластин



верхностные топограммы и определяли площадь напряженной зоны. Причем участки со сжимающими напряжениями были светлыми (повышенная сопротивляемость травлению), а участки с растягивающими напряжениями – темными (пониженная сопротивляемость травлению).

Образцы соединений с натягом также исследовали на коррозионную стойкость в 10%-ном растворе FeCl₃, измеряя акустическую эмиссию (АЭ). Испытание образца в виде пластины из сплава Д16T с запрессованным в отверстие с фаской 0,8×45° штифтом из сплава BT16 Ан.Окс проводили в приспособлении, показанном на рис. 2.



Рис. 2. Приспособление для испытания на коррозионное воздействие напряжений от натяга методом акустической эмиссии: *1* – пластина; *2* – штифт; *3* – стеклянная ванна; *4* – электрод; *5* – самописец КСП-4; *6* – потенциостат П-5827М; *7* – коррозионно-стойкий лак; *8* – герметик

В эксперименте исследовалось влияние величины натяга на интенсивность АЭ, измеряемой прибором «Сигма-3» в комплекте с частотомером; потенциал коррозии, измеряемый потенциостатом с автоматической регистрацией; измерялась поверхность травления с помощью микроскопа МБС-2.

В начальный период травления появились локальные очаги коррозии, кроме участков поверхности вблизи запрессованного штифта. После 3 ч травления наблюдалась общая коррозия, за исключением зоны вокруг штифта. После 5 ч выдержки эта зона начала сжиматься. На рис. 3,*а* показана типовая картина поверхностной топограммы



Рис. 3. Поверхностная топограмма в зоне штифта с радиальным натягом:

 1 – зона, свободная от продуктов коррозии;
 2 – переходная зона;
 3 – зона общей поверхностной коррозии;
 4 – зона локальных очагов коррозии;
 5 – штифт

соединения при натяге $\Delta_{\rm H} = 0,54$ % в растворе NaCl + HNO₃ + KNO₃, а на рис. $3, \delta - \epsilon$ – при натяге $\Delta_{\rm H} = 2\%$ в 10%-ном растворе FeCl₃ с различным временем коррозионного воздействия: через 1,5 ч (рис. 3,б), 3 ч (рис. 3, в), 5 ч (рис. 3, г). Сжимающие напряжения в зоне 1 (рис. 3, а) независимо от коррозионной активности среды образуют зону без продуктов коррозии, что обеспечивает повышенную коррозионную стойкость соединений [3]. Зона представляет собой волнистую ломаную линию. Измерения с помощью микроскопа величины «а» (см. рис. 3,*a*) по трем направлениям (вдоль, поперек образца и под углом 45°) позволили определить величину зоны, свободной от коррозии, $\rho = (r + a)/r$. В зависимости от натяга поле разброса этой величины составляло от 9 до 20%, причем верхнее отклонение не изменялось, а нижнее возрастало с увеличением натяга (рис. 4).

Известно, что процесс коррозионного разрушения материала сопровождается изменением электродного потенциала φ металла, зависящего от коррозионной среды,



Рис. 4. Влияние натяга на величину зоны, свободной от коррозии

химического состава исследуемого материала и уровня остаточных напряжений [4]. Поэтому закономерность развития коррозии можно сопоставлять с изменением общего электродного потенциала на поверхности образца. Состояние поверхности металла в коррозионной среде при этом прямо связано со значениями ее общего потенциала ф. Кинетика электрохимической коррозии при испытании образцов методом АЭ представлена на рис. 5.



Характер кривых свидетельствует об идентичности происходящих процессов коррозии с наличием экстремума, после которого происходит стабилизация. В течение 30 мин наиболее положительный электродный потенциал коррозии (-160 мВ) (соответствует наибольшей коррозионной стой-кости сплава Д16Т), устанавливается в соединении с натягом $\Delta_{\rm H} = 1,2$ %. При натяге $\Delta_{\rm H} = 2$ % электродный потенциал достигает величины –180 мВ, время до стабилизации, как и при натяге $\Delta_{\rm H} = 1,2$ %, составляет

~5 мин. Снижение величины натяга до 0,54 % увеличивает время до стабилизации коррозионного процесса до 12 мин и смещает электродный потенциал коррозии в зоне соединения до величины –210 мВ.

Результаты измерения АЭ показали, что наибольшее значение интенсивности $N = 2,3 \cdot 10^4$ имп/с достигается при натяге 0,54 % ориентировочно через 15 мин, а наименьшее $N = 1,68 \cdot 10^4$ имп/с – при натяге 1,2 % через 90 мин. При натяге, равном 2 %, произошло возрастание интенсивности АЭ до величины $N = 1,74 \cdot 10^4$ имп/с через 50 мин. При натягах 1,2 и 2% в начальный период воздействия коррозионной среды наблюдается так называемый инкубационный период, свидетельствующий о положительном влиянии величины сжимающих остаточных напряжений. Причем при натяге 2 % продолжительность инкубационного периода примерно в два раза выше, чем при натяге 1,2 %.

В нормативно-технической документации (производственных инструкциях и OCTax) рекомендован радиальный натяг в механических соединениях от 0,5 до 1,2 %. Учитывая полученные экспериментальные данные, рассмотрим кинетику коррозионного воздействия на соединения при наименее рациональном натяге $\Delta_{\rm H} = 0,54 \%$ и более длительном действии раствора FeCl₃ (рис. 6). Процесс коррозии начинается с увеличения электродного потенциала и интенсивности сигналов АЭ, однако максимум АЭ отстает во времени от максимума электродного потенциала, а характер их изменения практически идентичен. Горизонтальный участок на кривой N на начальном этапе коррозии свидетельствует о наличии инкубационного периода.

Изменение общего электродного потенциала ф качественно связано с различными стадиями коррозионного разрушения металла.

Начальная стадия (участок *OA*, см. рис. 6) характеризуется скачкообразным измене-



и интенсивности АЭ при коррозионном воздействии на материал Д16Т в зоне соединений с натягом 0,54 %

нием потенциала в отрицательную сторону. Это возможно в результате разрыва (разрушения) защитной оксидной пленки. На участке AB наблюдается интенсивное смещение потенциала φ в положительном направлении и означает снижение анодной поляризации, то есть часть анодов как бы выключается из общей системы элементов и потенциал ее становится более положительным.

Третья стадия (участок *BD*) соответствует постепенному «разблагораживанию» потенциала в течение четырех часов. Это, возможно, связано с увеличением площади поверхности. В этот же период происходит рост интенсивности АЭ.

Критериями коррозионной стойкости соединений с натягом могут служить: инкубационный период, значения интенсивности АЭ в определенный период времени, максимальное значение интенсивности АЭ и время выхода на максимальное значение. Эти критерии могут быть использованы для сравнительной оценки коррозионной стойкости материала в зоне соединений с натягом из различных конструкционных алюминиевых сплавов.

После испытаний на коррозионную стойкость образцов соединений с натягом был проведен химический анализ коррозионноактивной среды на хроматографе D-10 фирмы Dionex. Определяли содержание основных компонентов сплава Д16 (алюминия и магния) в отработанном после коррозионных испытаний в 10%-ном растворе FeCl₃. Число этих элементов относили ко времени процесса и определяли скорость растворения сплава Д16. Диаграмма изменения скорости растворения V_p компонентов сплава Д16Т при различных натягах представлена на рис. 7.



Рис. 7. Диаграмма изменения скорости растворения Al (*a*) и Mg (*б*) при натяге: 1 - 0,54%; 2 - 1,2%; 3 - 2%

Наименьшая скорость растворения Al и Mg наблюдается при натяге 1,2 %, наибольшая – при 0,54 %.

Результаты эксперимента показали влияние упругопластической деформации натяга на стойкость сплава Д16Т к коррозии под напряжением. Наибольшей коррозионной стойкостью обладают соединения с радиальным натягом 1,2 %. Поэтому рекомендуемый интервал величины натяга целесообразно ограничить в пределах 0,8–1,2 %.

ЛИТЕРАТУРА

1. Логан Х.Л. Коррозия металлов под напряжением. М.: Металлургия, 1970. 340 с.

2. Кишкина С.И. Сопротивление разрушению алюминиевых сплавов. М.: Металлургия, 1981. 208 с.

3. Зарецкий Е.М. Коррозионное растрескивание, защита и химическая обработка алюминиевых сплавов, применяемых в летательных аппаратах: Дис. ... докт. техн. наук, 1978.

4. Стеклов О.И. Стойкость материалов и конструкций к коррозии под напряжением. М.: Машиностроение, 1990. 384 с.