

Журнал основан в 1932 году • Москва

Ежеквартальный научно-технический журнал

Орган Департамента авиационной промышленности
Министерства промышленности и торговли РФ

и
Национального института авиационных технологий

СОДЕРЖАНИЕ

	Стр.		Стр.
САМОЛЕТОСТРОЕНИЕ		МАТЕРИАЛЫ И МЕТАЛЛУРГИЯ	
Амплитов П.А. О маневре разворота экраноплана . . . 3		Каблов Е.Н., Полякова А.В., Васильева А.А., Го- ряшник Ю.С., Кириллов В.Н. Микробиологические испытания авиационных материалов 35	
Якимов Е.А., Оболенская Г.Д., Базаев Е.М., Егоров В.Н. Разработка метода проектирования и способа изготовления многоплоскостной многослой- ной тканевой преформы для изготовления закрылка крыла самолета из ПКМ 8		Келина И.Ю., Шаталин А.С., Чевыкалова Л.А., Михальчик И.Л., Аракчеев А.В. Состояние и перс- пективы разработки ультравысокотемпературных кера- мических материалов для применения в гиперзвуковых авиакосмических объектах 40	
Тихомиров В.А., Прохоров А.Г. Определение мини- мальных габаритов 3D моделей в среде Unigraphics 12		КАЧЕСТВО, НАДЕЖНОСТЬ, РЕСУРС	
ВОПРОСЫ ТЕХНОЛОГИИ		Мусатов В.А., Абрамова Е.А., Егоров В.Н. Разработ- ка конечно-элементной модели ферменного крупнога- баритного стенда для динамических испытаний . . 46	
Дунаев В.В., Громов В.Ф., Макаров А.Ф., Ере- мин М.В. Влияние трения на характер контактного взаимодействия болта и пластины в соединении . . 17		Астахов С.А., Коновалов Д.В., Супонько К.Л., Щеголев Г.П. Прогнозирование технического состоя- ния авиационных двигателей при их эксплуатации по состоянию 50	
Марьин Б.Н., Грачева О.А., Сысоев О.Е., Марь- ин С.Б., Серафимов М.А., Гаряев Р.Ф., Шпи- лев А.М., Шпорт В.И. Технология изготовления де- талей из листовых и трубных заготовок посредством замораживания воды 22		Черленяк Н.Н., Шевченко И.В. Оценка качества, надежности и безопасности модулей российского сегмента МКС на начальном этапе их создания . . . 55	
Балла О.М. О выборе концевых фрез для обработки авиационных материалов на многоцелевых станках с ЧПУ 25		ЭКОНОМИКА	
Горленко А.М., Пашкевич А.Г. Сверхпластическая штамповка тонкостенных деталей в производстве летательных аппаратов 32		Климов А.В. Формирование маркетинговой стратегии авиационного предприятия ОПК с учетом диверсифи- кации портфеля заказов 60	
		Информация 63	

Вниманию читателей!

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

Magazine was founded in the year 1932 • Moscow

Quarterly scientific and technical magazine

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

CONTENT

AIRCRAFT ENGINEERING

- Amplitov P.A.** About manoeuvre of the u-turn WIG-craft 3
- Yakimova E.A., Obolenskaja G.D., Bazaev E.M., Egorov V.N.** Development of a method of designing and manufacturing multiplane multilayered fabric cover for manufacturing of the flap of the side panel of the plane from polymeric composite materials 8
- Tikhomirov V.A., Prokhorov A.G.** Determination of 3D model minimal dimensions in the unigraphics environment 12

TECHNOLOGY PROBLEMS

- Dunaev V.V., Gromov V.F., Makarov A.F., Eriemin M.V.** The influence of friction on the nature of bolt-and-plate contact interaction in the joint 17
- Mariin B.N., Grachieva O.A., Sysoev O.S., Mariin S.B., Serafimov M.A., Gariaev R.F., Shpiliev A.M., Shport V.I.** Manufacturing techniques for parts made of sheet and tubular billets by water freezing 22
- Balla O.M.** On selection of end-mills for cutting aircraft materials on NC machining centers 25
- Gorlenko A.M., Pashkevich A.G.** Superplastic forming of thin-walled parts in aircraft production 32

MATERIALS AND METALLURGY

- Kablov E.N., Poliakova A.V., Vasil'eva A.A., Goriashnik Yu.S., Kirillov V.N.** Microbiological tests of aircraft materials 35
- Kelina I.Yu., Shatalin A.S., Chevykalova L.A., Mikhalechik I.L., Arakcheev A.V.** State-of-the-art and prospects for development of ultra-high-temperature ceramic materials for hypersonic aerospace objects . . 40

QUALITY, RELIABILITY, SERVICE LIFE

- Musatov V.A., Abramova E.A., Egorov V.N.** Finite-element model development of a truss large-sized dynamic test bench 46
- Astakhov S.A., Konovalov D.V., Supon'ko K.L., Schegolev G.P.** Prediction of the operational status of the aircraft engines on-condition use 50
- Cherlenyak N.N., Shevchenko I.V.** Evaluation of quality, reliability and safety of modules of the iss russian segment at the initial stage of their development 55

ECONOMICS

- Klimov A.V.** Formation of marketing strategy for an aviation plant under defensive industrial complex in terms of business portfolio diversification 60
- Information 63

О МАНЕВРЕ РАЗВОРОТА ЭКРАНОПЛАНА

П.А.Амплитов (Комсомольский-на-Амуре государственный технический университет)

Рассмотрены особенности разворота экраноплана. Выявлена связь между характеристиками разворота и некоторыми параметрами экраноплана.

Ключевые слова: экраноплан, проектирование, оценка, критерий, эффективность.

ON MANEUVERE OF THE WIG-CRAFT U-TURN. *P.A.Amplitov.*

The article considers particularities of the WIG-craft u-turn. Revealed is the relationship between characteristics of the u-turn and some parameters of the WIG-craft.

Keywords: WIG-craft, designing, evaluation, criterion, efficiency.

Существует проблема маневренности экраноплана по курсу для обеспечения следования экраноплана по заданному маршруту и безопасного обхода препятствий [1]. Экраноплан может выполнять 3 варианта разворота.

Приведем приближенные формулы радиуса разворота R при различных вариантах их:

– плоский разворот

$$R \approx \left| \frac{V^2}{g n_z} \right| \approx \left| \frac{20G/S}{\rho g} \cdot \frac{1}{C_z^\beta \beta_{уст}} \right|;$$

– координированный разворот (правильный вираж)

$$R \approx \left| \frac{V^2}{g \operatorname{tg} \gamma} \right|;$$

– смешанный разворот

$$R \approx \left| \frac{V^2}{g(n_z + \operatorname{tg} \gamma)} \right|.$$

В этих формулах V – скорость движения (окружная скорость), м/с; $g = 9,8$ м/с² – ускорение свободного падения; n_z – боковая перегрузка; G – вес экраноплана, даН;

$\rho = 1,225$ кг/м³ – плотность воздуха у земли; S – базовая площадь (площадь крыла), м²; C_z^β – производная коэффициента бокового сопротивления по углу скольжения, 1/град.; $\beta_{уст}$ – установившийся угол скольжения, град.; γ – угол крена, град.

Если рассмотреть в качестве типового препятствия корабль, то для уклонения потребуется незначительное изменение траектории движения, что будет соответствовать достаточно большим радиусам разворота. При наличии на пути следования непреодолимого препятствия (например, береговой линии) во избежание столкновения необходимо выполнение в горизонтальной плоскости маневра со значительно меньшим радиусом.

Меньшие радиусы разворота могут потребоваться при следовании по заданному маршруту. Так, например, при повороте русла реки шириной 500 м на 90° максимально возможный радиус разворота составит около 1000 м. Маршрут из начального в конечный пункт можно проложить заранее в виде отрезков прямых и дуг окружностей, радиу-

сы которых должны быть не менее минимальных радиусов, определяемых маневренными возможностями экраноплана.

Приведенные формулы получены в предположении, что центростремительная сила, направленная к центру кривизны траектории, уравнивает центробежную силу. Центростремительная сила может возникнуть или при крене самолета, или в резуль-

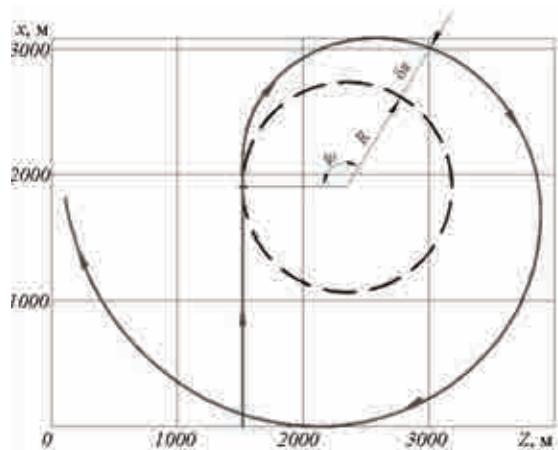


Рис. 1. Фактическая траектория при плоском развороте

($V = 50 \text{ м/с}$; $K_n = 150 \text{ м}$; $n_z = 0,3$; $K_n = 150 \text{ м}$;
 $\gamma = 0$; $V/(R\sqrt{2}) \approx 0$)

тате возникновения некоторого угла скольжения, или одновременного крена и скольжения [2]. Однако равенство центробежной и центростремительных сил возможно только в идеальных условиях, поэтому фактическая траектория разворота будет отличаться от окружности. На рис. 1 приведена траектория разворота при неполной компенсации центробежной силы. В качестве характеристики отклонения траектории от окружности будем использовать радиальное отклонение δR .

Рассмотрим плоский разворот экраноплана с креном. Для упрощения будем считать, что крен создается только элеронами, а момент рыскания только рулем направления. При отклонении руля направления на вертикальном оперении возникает дополнительная боковая сила Z (рис. 2,а). Заменим ее силой, равной Z , приложенной к центру тяжести экраноплана, момент $M_y = ZL$ (рис. 2,б). При этом экраноплан начинает вращаться вокруг оси oy_1 с угловым ускорением $\varepsilon_0 = M_y/J_y$, где J_y – момент инерции относительно оси oy_1 . В процессе вращения

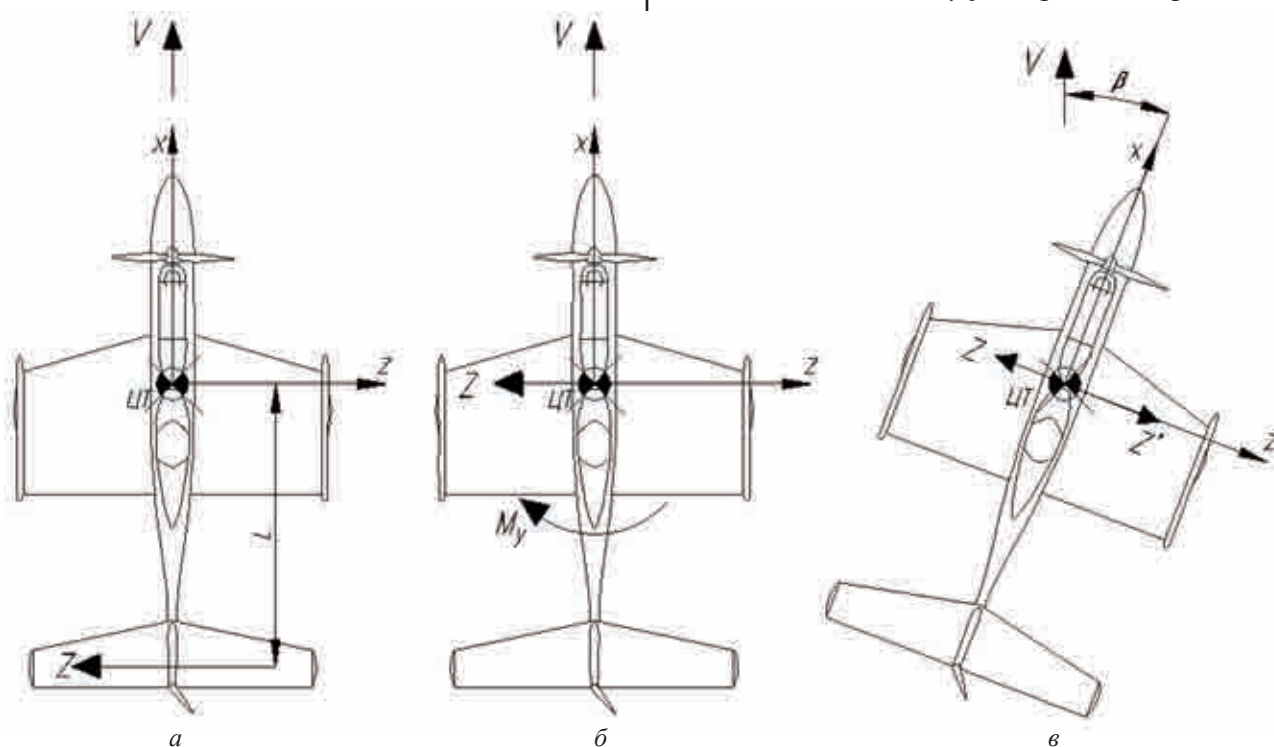


Рис. 2. Силы, возникающие на вертикальном оперении

возникает демпфирующая сила Z' , момент M'_y (рис. 2,б) которой за время t становится равен минус M_y , при этом $\varepsilon = 0$. Из-за того, что время t мало, выражение для угловой скорости можно записать в виде $\omega_y = \varepsilon_0 t$. В дальнейшем будем считать, что значение угловой скорости поддерживается постоянным. Так как при этом экраноплан имеет постоянную поступательную скорость V_x (в начальный момент времени при $V_x = V$), то он будет двигаться равномерно по окружности. Радиус окружности можно определить из выражения

$$\omega_y = V/R.$$

В процессе поворота возникает также и боковая сила, вызванная несимметричным обтеканием (скольжением):

$$F_{\text{бок}} = C_z^{\beta}(\gamma) \beta_{\text{уст}} \frac{\rho V^2}{2} S.$$

Значение $\beta_{\text{уст}}$ определяется геометрией аппарата, параметрами вертикального оперения и системы непосредственного управления боковой силой, в первом приближении можно принять

$$\beta_{\text{уст}} = \omega_y / \sqrt{2},$$

тогда

$$F_{\text{бок}} = \frac{\rho V^2}{2} S_{\text{бок}} \sin \frac{V}{R\sqrt{2}},$$

где $S_{\text{бок}}$ – площадь боковой проекции аппарата, м^2 .

В дальнейшем будем рассматривать движение экраноплана как движение материальной точки. При движении по окружности возникает центростремительное ускорение

$$a_n = V^2/R$$

и инерциальная центробежная сила

$$F_{\text{цб}} = m a_n,$$

где m – масса экраноплана.

Для ее парирования при правильном выражении создается крен внутрь окружности под углом

$$\gamma = \arctg \frac{V^2}{gR}.$$

На экраноплане из-за незначительной высоты полета невозможно получить большие углы крена, поэтому в начальный момент времени можно парировать только часть центробежной силы до величины

$$Z = F_{\text{цб}} - mg \tg \gamma - F_{\text{бок}} - P \sin \beta_{\text{уст}},$$

вызывающей боковое движение с начальным ускорением

$$a_0 = \frac{V^2}{R} - g \tg \gamma - \frac{F_{\text{бок}}}{m} - \frac{P}{m} \sin \frac{V}{R\sqrt{2}},$$

где $Z = m a_0$ – суммарная боковая сила; P – суммарная сила тяги.

С ростом боковой скорости V_R возрастает динамическое сопротивление боковому движению. Для простоты расчетов будем считать экраноплан плоской пластиной площадью $S_{\text{бок}} \cos \frac{V}{R\sqrt{2}}$, поставленной поперек потока в среде с плотностью ρ . На пластине происходит полное торможение потока, донное сопротивление отсутствует. Запишем уравнение баланса сил в горизонтальной плоскости (рис. 3)

$$m a_R = m \frac{V^2}{R} - m g \tg \gamma - \frac{\rho V_R^2}{2} S_{\text{бок}} \cos \frac{V}{R\sqrt{2}} - \frac{\rho V^2}{2} S_{\text{бок}} \sin \frac{V}{R\sqrt{2}} - P \sin \frac{V}{R\sqrt{2}}$$

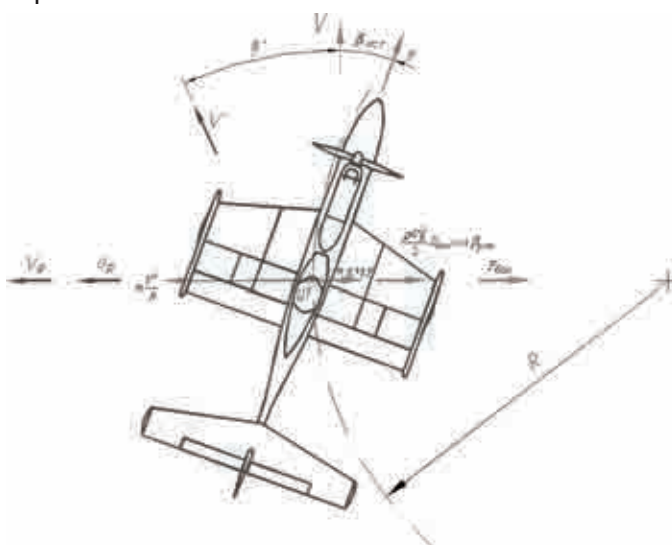


Рис. 3. Силы, возникающие при криволинейном движении

или

$$a_R = \frac{V^2}{R} - g \operatorname{tg} \gamma - \frac{\rho V_R^2}{2m} S_{\text{бок}} \cos \frac{V}{R\sqrt{2}} - \frac{\rho V^2}{2m} S_{\text{бок}} \sin \frac{V}{R\sqrt{2}} - P \sin \frac{V}{R\sqrt{2}}. \quad (1)$$

Введем понятие коэффициента дрейфа $K_n = 2m/\rho S_{\text{бок}}$, определяющего сопротивляемость экраноплана боковому движению. Тогда выражение (1) будет иметь вид

$$a_R = \frac{V^2}{R} - g \operatorname{tg} \gamma - \frac{V_R^2}{K_n} \cos \frac{V}{R\sqrt{2}} - \frac{V^2}{K_n} \sin \frac{V}{R\sqrt{2}} - \frac{P}{m} \sin \frac{V}{R\sqrt{2}}.$$

Если экраноплан при выполнении разворота находится в двух средах (в воздухе и в воде одновременно), то выражение для коэффициента дрейфа примет вид

$$K_n = 2m/\sum(\rho S)_i,$$

где S_i – площадь боковой проекции экраноплана, находящегося в i -й среде; ρ_i – плотность i -й среды.

Примем закон изменения бокового ускорения в виде

$$a_R = a_0 e^{-k_1 t}.$$

Дважды проинтегрировав это выражение с учетом граничных условий (при $t = 0$ $a = a_0$ и $V_R = 0$; при $t = \infty$ $a = 0$ и $V_R = V_{R \text{ уст}}$), можно оценить отклонение от траектории δR по формуле

$$\delta R = V_{R \text{ уст}} t - K_n(1 - e^{-k_1 t}), \quad (2)$$

где $t = R\psi/V$ – время поворота экраноплана на угол ψ относительно центра окружности радиуса R ; $V_{R \text{ уст}} = \sqrt{a_0 K_n / \cos(V/(R\sqrt{2}))}$ – установившаяся скорость бокового движения; $k_1 = \sqrt{a_0 \cos(V/(R\sqrt{2}))} / K_n$ – коэффициент затухания.

Угол дрейфа β' в любой точке траектории определяется соотношением

$$\operatorname{tg} \beta' = V_R/V,$$

где V_R – скорость бокового движения. Тогда установившийся угол дрейфа определится

из выражения

$$\operatorname{tg} \beta'_{\text{уст}} = V_{R \text{ уст}}/V.$$

Воздействующая на экипаж и пассажиров максимальная боковая перегрузка

$$n_z = a_0 \cos \gamma / g.$$

Опыт эксплуатации судов на воздушной подушке показывает, что угол дрейфа не должен превышать 25° , а максимальная боковая перегрузка не должна быть больше 0,3 по условию выносливости и комфорта экипажа и пассажиров. Следует заметить, что величина перегрузки максимальна только в начале движения по кривой, в дальнейшем она снижается за счет увеличения силы бокового сопротивления.

При восстановлении прямолинейного движения после любого криволинейного боковая перегрузка меняет направление и достигает значения

$$n_z = \frac{(V \operatorname{tg} \beta'_{\text{уст}})^2}{g K_n}. \quad (3)$$

Коэффициент дрейфа K_n можно использовать в качестве параметра экраноплана. Рассмотрим выбор значений K_n , удовлетворяющих условиям плоского разворота. Представив формулу (2) для случая полного

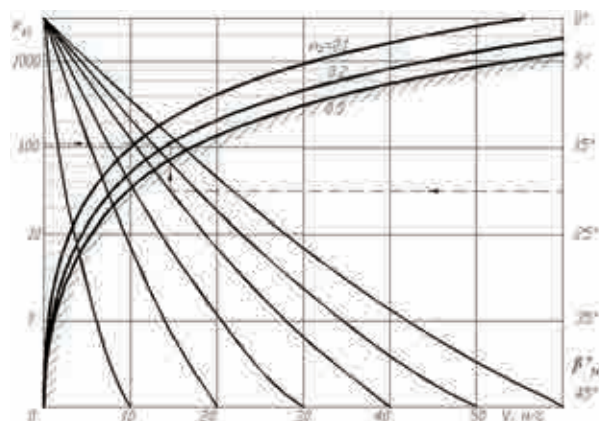


Рис. 4. Номограмма для определения коэффициента дрейфа для плоского разворота из условия заданной боковой перегрузки после восстановления прямолинейного движения.

В качестве примера показано определение значения K_n при $n_z = 0,2$; $\beta'_{\text{уст}} = 20^\circ$; окружной скорости $V = 40$ м/с

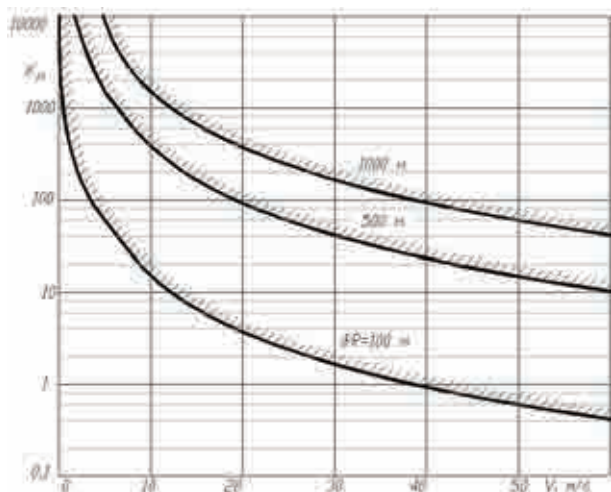


Рис. 5. Влияние величины отклонения от траектории в конце полного плоского разворота на коэффициент дрейфа ($n_z = 0,3$)

разворота без учета скольжения в упрощенном виде как $\delta R \approx 2\pi V \sqrt{K_n / gn_z}$ и выразив K_n из формулы (3), получаем систему уравнений:

$$\begin{cases} K_n = \frac{n_z \delta R^2}{2V^2}; \\ K_n = \frac{(V \operatorname{tg} \beta'_{\text{уст}})^2}{gn_z}. \end{cases} \quad (4)$$

Условие (4) противоречиво (рис. 4 и 5) и показывает необходимость изменения значения коэффициента дрейфа за время выполнения разворота. Однако это сопряжено со многими техническими проблемами: устойчивостью, прочностью, весом, поэтому рациональнее использовать систему непосредственного управления боковой силой.

Разворот экраноплана – сложный пространственный маневр, и для его осуществления необходимо управление всеми аэродинамическими органами и двигателями в течение всего разворота. Для снижения нагрузки на летчика и обеспечения простоты пилотирования при выполнении такого маневра необходима автоматизация маневра, то есть применение системы (элементов системы) автоматического управления.

ЛИТЕРАТУРА

1. Брагазин В.Ф., Стрелков В.В. Автоматизация маневра разворота летательного аппарата в горизонтальной плоскости в непосредственной близости от поверхности воды // Сб. докл. конф. «Геленджик–2002». М.: ЦАГИ, 2002. С. 297–306.
2. Острославский И.В. Аэродинамика самолета. М.: Оборонгиз, 1957. 360 с.

Статья поступила в редакцию
в сентябре 2010 г.

ВНИМАНИЕ!

В редакции журнала "Авиационная промышленность"
изменился номер тел.: (495) 517-90-71.

РАЗРАБОТКА МЕТОДА ПРОЕКТИРОВАНИЯ И СПОСОБА ИЗГОТОВЛЕНИЯ МНОГОПЛОСКОСТНОЙ МНОГОСЛОЙНОЙ ТКАНЕВОЙ ПРЕФОРМЫ ДЛЯ ИЗГОТОВЛЕНИЯ ЗАКРЫЛКА КРЫЛА САМОЛЕТА ИЗ ПКМ

Е.А.Якимова, канд. техн. наук, Г.Д.Оболенская, канд. техн. наук, Е.М.Базаев, канд. техн. наук (Московский гос. ун-т дизайна и технологии), В.Н.Егоров, докт. техн. наук (ОАО “Национальный институт авиационных технологий”)

Описан метод проектирования и способа изготовления многослойной полый тканевой оболочки конической формы для изготовления деталей закрылка крыла самолета из ПКМ.

Ключевые слова: многоплоскостное изделие, многослойная тканевая оболочка, швейное изделие технического назначения, закрылок крыла самолета.

DEVELOPING A METHOD OF DESIGNING AND MANUFACTURING MULTIPLANE MULTILAYERED FABRIC PREFORM FOR FABRICATION OF THE AIRCRAFT WING FLAP COMPONENTS FROM POLYMERIC COMPOSITE MATERIALS. *E.A.Yakimova, Cand.Tech.Sc, G.D.Obolenskaya, Cand.Tech.Sc, E.M.Bazaev, Cand.Tech.Sc, V.N.Egorov, Dr.Tech.Sc.*

A method of designing and manufacturing of a multiplane hollow fabric conical-shaped cover for fabrication of the aircraft wing flap components from polymeric composite materials is described.

Keywords: multiplane product, multilayered fabric cover, industrial textiles, aircraft wing flap.

За последние годы сложилась тенденция широкого использования швейных изделий из ткани в авиационной и космической промышленности. В авиационной промышленности используют тканевые оболочки из полимерных композиционных материалов в качестве преформ для создания деталей самолетов.

Тканевая преформа многоплоскостной конусной детали планера самолета представляет собой многослойный пакет материала, который для упрощения технологического процесса разделен на четыре внешние и одну внутреннюю оболочки. Конструктивные зоны оболочки выделены по длине объекта, так как исследуемая преформа имеет коническое сужение и переменную толщину. Толщину оболочки характеризует число слоев материала в каждой зоне объекта. Проектируемую оболочку можно разделить

на три зоны: две регулярные (число слоев постоянно) и одну зону с утолщениями (имеющую дополнительные слои материала на внутренних ребрах и нижней обшивке).

Регулярная зона включает слои внешней, внутренней оболочек и ребер жесткости. Рассмотрим случай, когда внешняя оболочка для регулярной зоны состоит из шести слоев материала, внутренняя – из четырех, а ребра имеют дополнительные два слоя. Зона с утолщениями включает дополнительные слои на участках оболочки, заданных чертежом конструкции.

На участке нижней обшивки зона утолщения состоит из двадцати дополнительных слоев, а на участках ребер имеется семь дополнительных слоев для боковых ребер и двенадцать – для центральных (рис. 1).

Проектируют заданный объект с учетом предъявляемых к готовой преформе требо-

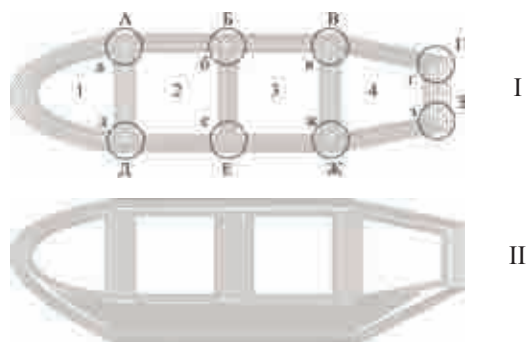


Рис. 1. Схема конструктивных зон преформы закрылка крыла самолета:

I – регулярная зона; II – зона с утолщениями в области «перемычек» и нижней обшивки (А – З, а – з – технологические узлы внутренней и внешней оболочек изделия, 1 – 4 – фрагменты изделия)

ваний. Так как проектируемый объект в поперечном сечении имеет сложную конфигурацию, в дальнейшем целесообразно рассматривать оболочку по конструктивным зонам и фрагментам оболочки.

Для построения развертки частей тканевой оболочки (преформы) определяем поверхность, которую требуется развернуть, необходимые геометрические размеры считываются с чертежа. Для заданной детали требуется построение развертки отдельно внутренних оболочек и внешней. Построим развертку внутренней оболочки, состоящей из четырех фрагментов. У каждого фрагмента внутренней оболочки часть развертки переходит в ребра. Развертка поверхности внешней оболочки построена последовательным совмещением фрагментов развертки внутренней оболочки с учетом заданной толщины ребер. Рассматривая каждый слой внешней оболочки как отдельную поверхность, необходимо получить шесть (по числу слоев) подобных разверток идентичной поверхности с различными местами расположения линий замыкания, обеспечивающими при сборке объекта равнотолщинность и равнопрочность оболочки.

Затем выполняем построение конструкции слоев оболочки. Лекала разрабатывают с учетом технологических припусков. На их

основании строим производные лекала слоев внутренней и внешней оболочек объекта с учетом припуска на огибание слоев материала.

Для фрагментов внутренних оболочек зоны утолщения конструкция деталей неизменна, однако детали кроя предусматривают дополнительные припуски на толщину пакета дополнительных слоев материала в области ребер. Развертку внешней оболочки регулярной зоны преобразуют в области нижней обшивки за счет введения выточек в конструкцию. Расположение выточек определяет зона утолщения. Вытачки вводятся в конструкцию по верхнему и нижнему срезам нижней обшивки. Наличие выточек в конструкции позволяет разместить дополнительные слои материала в зоне утолщения. Лекала деталей внешней оболочки включают припуски на толщину пакета дополнительных слоев материала зоны с утолщением в области нижней обшивки.

По заданию ребра жесткости и нижняя обшивка должны иметь дополнительные слои. Детали кроя проектируют на основе полученных разверток регулярной зоны. Для построения лекал дополнительных слоев ребер жесткости используют развертки фрагментов внутренней оболочки непосредственно в области ребер, для дополнительных слоев нижней обшивки – развертку внешней оболочки в области нижней обшивки.

Изменение геометрических размеров дополнительных слоев предусмотрено чертежом конструкции, что позволяет рассчитать шаг уменьшения каждого слоя. Для дополнительных слоев нижней обшивки изменение геометрических размеров по слоям предусмотрено по длине и по ширине детали. Размеры внутреннего (наибольшего) и внешнего (наименьшего) слоев заданы чертежом. Шаг уменьшения слоев по ширине детали установлен экспериментально. Величину его равномерно распределяют с каж-

дого бокового среза. Предусматривают также припуски по длине деталей на подрезку по лекалам точного кроя. Эти припуски учитывают усадку материала при выстегивании. При использовании машины беспосадочного стежка припуски на усадку материала в процессе выстегивания в конструкции деталей не проектируются.

На основе полученных разверток оболочек необходимо построить лекала деталей кроя, которые предусматривают припуски на швы и уработку. Так как сечение фрагментов внутренней оболочки представляет собой четырехугольник, необходимо задать припуски на огибание углов конструкции с учетом толщины применяемого материала. Общую прибавку одного слоя оболочки распределяют по линиям перегиба и получают припуски по боковым срезам. Необходимо также учесть припуски на изменение геометрических размеров заготовки в процессе выстегивания (~ 10 % от ширины детали). Данная прибавка зависит от толщины применяемого материала и используемого оборудования. По полученным на основе разверток поверхности лекалам выполняют раскрой, соблюдая заданные требования. После раскроя деталей оболочки приступают к сборке объекта.

Согласно разработанным технологическим условиям слои оболочки необходимо укладывать по линиям совмещения и соблюдать порядок слоев так, чтобы верхним слоем пакета оказался внутренний слой оболочки. На этом слое выполняют разметку, задавая направление линий стежки и рас-

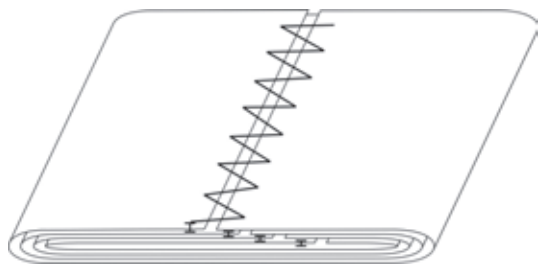


Рис. 2. Схема шва замыкания слоев внешней и внутренней оболочек

стояние между строчками (шаг стежки). Для замыкания контуров внешней и фрагментов внутренних оболочек предложен стачной шов встык (рис. 2).

Чтобы избежать сдвигов слоев и придать формоустойчивость заготовке, для выстегивания плоских деталей оболочек применялась ромбовидная стёжка (рис. 3,а). Для соединения слоев внутренней и внешней оболочек выбрана стёжка вдоль оси симметрии объекта по его длине (рис. 3,б).

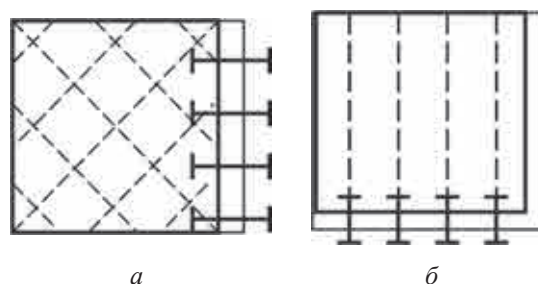


Рис. 3. Стёжка ромбовидная (а) и вдоль оси объекта (б)

Предлагаемое ниточное соединение слоев деталей выполняют на универсальной машине прямого стежка. Предварительно слои деталей кроя укладывают по линии контроля и перед выстегиванием прокладывают скрепляющие строчки вдоль линий перегиба пакета материала по обеим сторонам от угла для равномерного распределения припуска на огибание углов конструкции по ширине деталей. В целях формирования углов конструкции при выполнении строчек необходимо перегибать заготовку под углом 90°. После выстегивания деталей заготовку подрезают, уточняя геометрические размеры и устраняя неровности по срезам.

Технологическая последовательность формирования проектируемого объекта представлена в таблице, технологическая схема обработки сложного пространственного объекта – на рис. 4.

На основе предложенной методики разработан метод проектирования оболочек переменной толщины сложных простран-

№ операции	Операция	Схема выполнения операции	Общее число и состав слоев	Фрагмент/Узлы, направление обработки	Зона оболочки
Заготовка деталей					
1	Разметка линий прокладывания скрепляющих строчек		6сл = 6Вн	1...4 / В → Б	Контур
2	То же		4сл = 4в	1...4 / ад, абед, бвже, вгзж	Контур
3	" _ "		7сл = 7П	ад, вж	Ребро
4	" _ "		12сл = 12П	бе	Ребро
5	" _ "		20сл = 20П	А → 3	Нижняя обшивка
6	Прокладывание скрепляющих строчек вдоль линий перегиба		6сл = 6Вн	1...4 / В → Б	Контур
7	Выстегивание дополнительных слоев «подушки»		20сл = 20П	Д → 3	Нижняя обшивка
...	...	...	...	...	...
Сборка фрагментов внутренней оболочки					
21	Ниточное соединение внутренней оболочки в зоне перемычки с вложением дополнительных слоев		15сл = = 4в+4в+7П	1...2 / а → д	Ребро
22	То же		15сл = = 4в+4в+7П	3...4 / в → ж	Ребро
Сборка оболочки					
23	Ниточное соединение внутренней и внешней оболочек		10сл = 6Вн+4в		Контур
24	То же		10сл = 6Вн+4в		Контур
25	Стачивание срезов внутренней оболочки в кольцо		1сл = 1в		Ребро
26	Ниточное соединение внешней и внутренней оболочек		10сл = 6Вн+4в		Контур
27	То же		30сл = = 6Вн+4в+20П		Контур
...	...	...	...	...	...
34	Стачивание срезов внешней и внутренней оболочек в кольцо		1сл = 1Вн ... 1сл = 1в	3 / Бб → Вв	Контур
Примечание. В – слои внутренних оболочек; Вн – слои внешних оболочек; П – перемычка (ребро жесткости).					

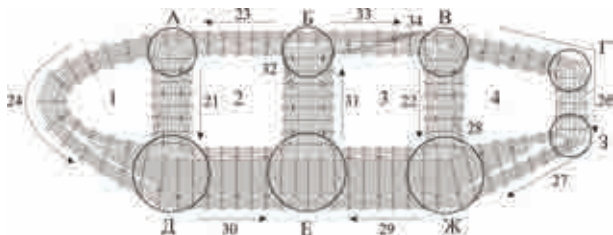


Рис. 4. Технологическая схема обработки сложного пространственного объекта

ственных объектов. Процесс формирования преформы можно разделить на 7 этапов: анализ исходной информации; построение

развертки проектируемой поверхности; построение лекал деталей объекта; выбор метода обработки и технических условий; изготовление экспериментального образца; оценка полученного конструктивного и технологического решения; формирование технической документации. Этапы построения лекал и выбора метода обработки и технических условий взаимосвязаны и выполняются одновременно, выполнение остальных этапов происходит последовательно.

ОПРЕДЕЛЕНИЕ МИНИМАЛЬНЫХ ГАБАРИТОВ 3D МОДЕЛЕЙ В СРЕДЕ UNIGRAPHICS

В.А.Тихомиров, канд. техн. наук, А.Г.Прохоров (Комсомольский-на-Амуре государственный технический университет)

Дан алгоритм и его программная реализация в среде CAD системы Unigraphics, позволяющие автоматизировать процесс определения минимальных габаритов 3D моделей и их сборок.

Ключевые слова: минимальные габариты, 3D модель, программирование в Unigraphics, функции Open API Unigraphics.

DETERMINATION OF 3D MODEL MINIMAL DIMENSIONS IN THE UNIGRAPHICS ENVIRONMENT.

V.A.Tikhomirov, Cand.Tech.Sc, A.G.Prokhorov.

An algorithm and its software implementation in CAD environment of the Unigraphics system, which make it possible to automate the process of determination of minimal dimensions of 3D models and their integration, are presented.

Keywords: minimal dimensions, 3D model, programming in Unigraphics, Open API Unigraphics functions.

Система моделирования Unigraphics (UGS) – достаточно мощный инструмент для построения трехмерных моделей авиационных объектов. Однако невозможно построить систему, которая решала бы все запросы производителей, поэтому во многих CAD системах, и в частности в UGS, имеется механизм, с помощью которого квалифицированный пользователь может разрабатывать собственные, встраиваемые в систему, программные модули, решающие нужные пользователю задачи. К таким меха-

низмам в UGS относятся программирование GRIP и Open API [1].

Используя Open API (набор библиотек и подпрограмм, позволяющих внешнему приложению получить доступ к объектам модели UGS), программист может создать собственное приложение (динамическую библиотеку), запустить его в среде UGS и манипулировать объектами CAD системы из этого приложения.

При работе с системой UGS на производстве появилась необходимость определения

габаритов 3D моделей, создаваемых в этой системе.

В современных CAD системах обычно нет инструментов для нахождения минимальных габаритов созданных 3D моделей, а необходимость получения этих данных очевидна, к примеру для проектирования упаковки изделия или раскроя материала в заготовительно-штамповочном производстве. Для упрощения работы проектировщика необходимо автоматизировать вычисление габаритов деталей. Следует найти минимальный параллелепипед, охватывающий 3D модель и замерить его стороны. Для построения охватывающего параллелепипеда находим нижнюю «правую», верхнюю «левую» точку модели. После вычисления модуля разности их координат мы получим длину, ширину и высоту модели (рис. 1). Нужный параллелепипед CAD системы вычисляют в текущих координатах своей рабочей сцены. Однако совсем необязательно, что полученный параллелепипед будет минимальным, ведь 3D модель в текущих координатах сцены может располагаться произвольно и совсем неоптимально.

Для построения алгоритма определения оптимальных габаритов авторами разработаны приемы нахождения координат диагональных точек охватывающего параллелепипеда (min, max) и предложена последовательность перебора поворота 3D модели в

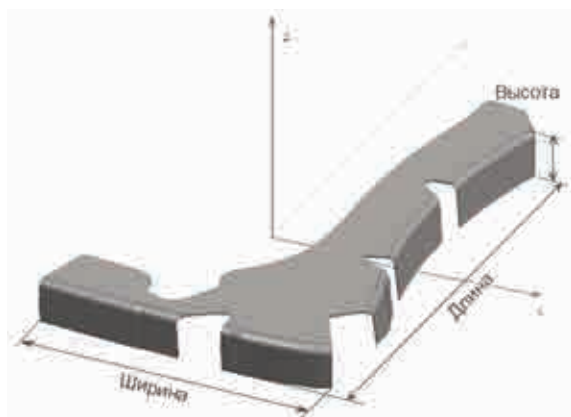


Рис. 1. Габариты модели в рабочей системе координат

текущей системе координат для нахождения ее оптимального положения в пространстве.

Первая задача могла решаться двумя путями:

1. Перемещением координатных плоскостей параллельно самим себе и определением наличия пересечения этих плоскостей с 3D моделью. Для этого надо пройти по трем измерениям детали с неравномерным шагом и на каждом шаге строить плоскость, перпендикулярную измерению. Для проверки наличия пересечения плоскости и 3D модели предлагается строить сечение модели плоскостью. Если сечение не 0, то деталь не входит в ограничивающий параллелепипед, иначе – входит. В последнем случае выполняются операции уточнения результата путем уменьшения шага перемещения секущей плоскости. Такой алгоритм позволяет вычислить габариты абсолютно любой детали, но требует значительного времени на построение плоскостей, сечений и вычисление шага;

2. Преобразованием 3D модели в фасеточный (полигональный) вид и перебором координат всех точек фасеточной модели. Каждая твердотельная модель в системе UGS прорисовывается с помощью функций OpenGL [2], соответственно она состоит из полигонов. При получении всех полигонов возможен расчет габаритов. Однако не гарантировано, что координаты точек полигона будут равны точкам в выбранной системе измерений. Также неизвестно, какими функциями UGS предоставляет доступ к полигонам детали на самом низком уровне, то есть непосредственно к прорисовке. Каждую деталь в системе можно перевести в фасеточную модель (функция UF_FACET_facet_solid), то есть представить деталь в виде полигональной сетки (рис. 2). После преобразования детали необходимо определить количество фасет (функция UF_FACET_ask_n_facets_in_model(...)). Идентификаторы всех фасет получаем в

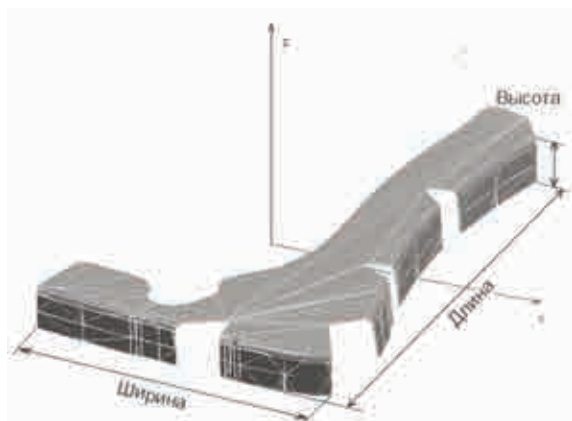


Рис. 2. Разбивка модели на фасеты

цикле функцией `UF_FACET_cycle_facets`. Каждый идентификатор фасеты можно опросить на координаты точек (функция `UF_FACET_ask_vertices_of_facet(...)`). Для работы этой функции ей необходимо передавать указатель на уже выделенную память под массив, а получить его размерность удобнее всего функцией `UF_FACET_ask_max_facet_verts(...)`, которая возвращает максимальное количество вершин в одной фасете в выбранной фасеточной модели. Количество вершин в текущей фасете определяется с помощью функции `UF_FACET_ask_num_verts_in_facet(...)`. В результате перебрать все точки модели и найти из них крайние (max, min) не составляет труда.

В ходе исследований для решения задачи был выбран второй путь как наиболее эффективный по времени. При его использовании достаточно было перебрать все точки детали и найти из них самую нижнюю правую, и самую верхнюю левую, вычислить модуль разности каждой координаты двух точек и получить длину, ширину и высоту (габариты параллелепипеда). Однако бывает, что крайняя точка (относительно рабочей системы координат) детали определилась неправильно. Это происходит, если крайняя граница тела была закруглена, и не точка, а, к примеру, сплайн лежал на самом краю 3D модели по одной из осей координат. В таких ситуациях краевые точки уточнялись по

первому пути, но с неравномерным шагом. Уточнения шли до тех пор, пока шаг не становился равным введенному значению.

Такие приемы применимы к твердотельным, листовым деталям и их граням, именно такие элементы чаще всего измеряются при определении габаритов.

Часто требуется найти габариты не одной детали, а целой сборки. В таком случае описанный выше алгоритм расширяется. Из множества объектов в сборке необходимо найти тот, у которого хотя бы одна точка находится на максимальном удалении по оси. Соответственно необходимо искать и ту деталь, хотя бы одна точка которой находится на минимальной координате той же оси. Поиск ведется для каждой из осей рабочей системы координат, найденных объектов получится 6. К каждому из них применяется вышеописанный алгоритм.

Разработанная программа позволяет измерять габариты одной детали, группы деталей или составной детали, используя второй путь. Деталь может быть построена любым методом, разрешены дополнительные построения, округления, сшивки, карманы и др.

Чтобы полученный охватывающий параллелепипед был минимальным, разработан алгоритм нахождения угла поворота координатных осей CAD системы, при котором габариты тела будут минимальными. Для этого необходимо поворачивать тело по 3 осям (рис. 3). Каждую координатную ось достаточно поворачивать на угол $(180 - \Delta\alpha)^\circ$, где $\Delta\alpha$ – точность вычисления угла вращения. На вращение модели в системе координат UGS и замер габаритов модели в этой системе тратится весьма много времени, поэтому предлагается преобразовывать модель в фасеточный тип, получать все точки модели и далее проводить все операции над массивом этих точек, за счет чего значительно ускоряется алгоритм.

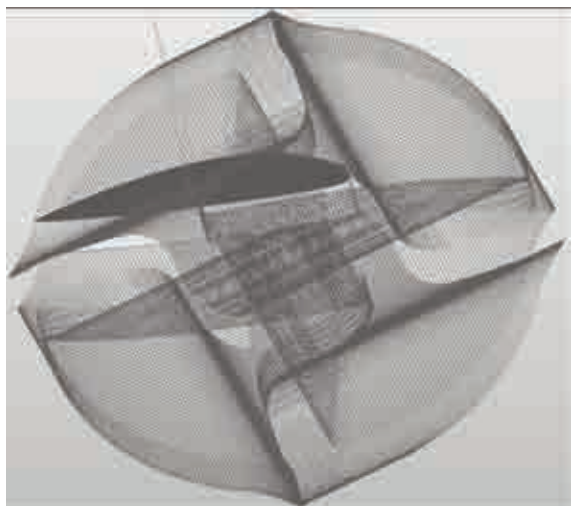


Рис. 3. Вращение модели по осям X , Y , Z средствами UGS

в представленном алгоритме «вращается» не модель, а ее непараметризованная копия. Это существенно ускоряет процесс вращения.

Для тестирования разработанного приложения было взято 30 различных 3D твердотельных моделей. Экспертно для каждой модели были установлены ожидаемые минимальные габариты. По ним определен минимальный ожидаемый объем $V_{ож}$ охватывающего параллелепипеда. Затем все выбранные модели были пропущены через разработанный модуль определения минимальных габаритов и по ним рассчитан реальный минимальный объем V_p охватывающего па-

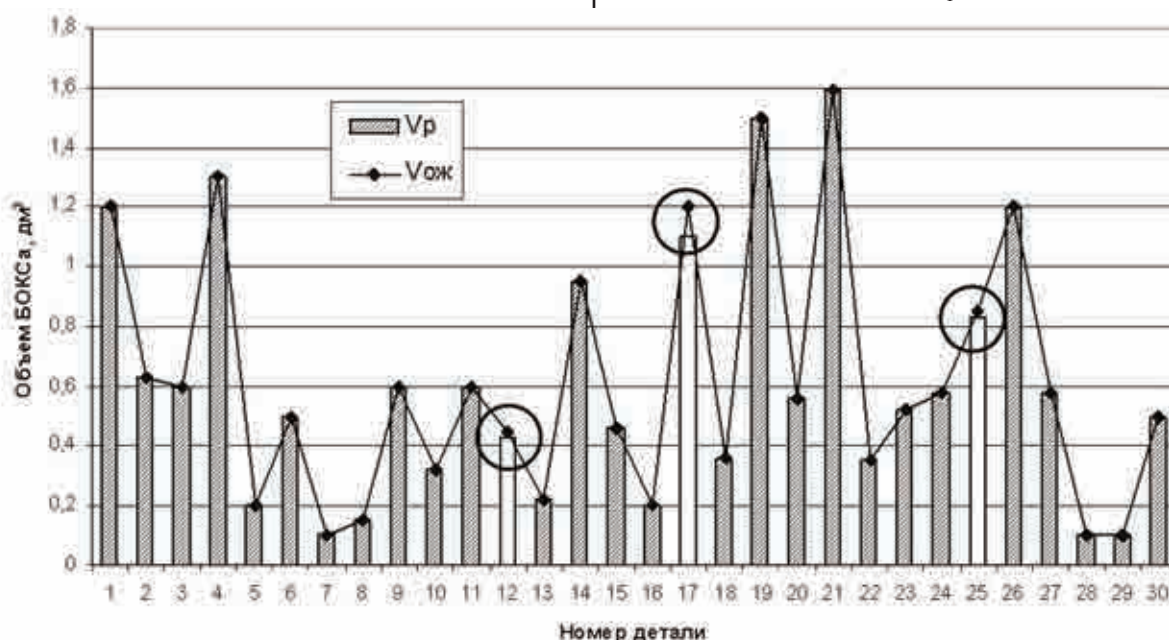


Рис. 4. Ожидаемые и полученные по программе объемы минимальных охватывающих параллелепипедов

Поворот каждой точки осуществляется без участия функций UGS (или другой CAD системы).

Если использовать инструменты UGS [1] для выполнения поворота модели на рабочей сцене CAD системы (см. рис. 3), то для достаточно сложной модели потребуется весьма много времени (от 1 до 5 мин). При этом невозможен поворот моделей, явно зависящих от других построений, UGS сам не в состоянии это осуществить (без нарушения целостности модели). Поэтому

параллелепипеда (рис. 4). Программа в основном дала результаты, соответствующие экспертным оценкам, а в ряде случаев (выделено кружками) даже улучшила их (в среднем на 10 %), предложив не увиденное экспертом решение. Так, на детали, представленной на рис. 5, собранной из цилиндра ($d = 20$, $h = 100$) и конуса ($D = 50$, $H = 80$) оптимальным оказался не «очевидный» для эксперта параллелепипед $50 \times 50 \times 180$, где сборка располагается «прямо» (рис. 5, а), а несколько меньший по объему –

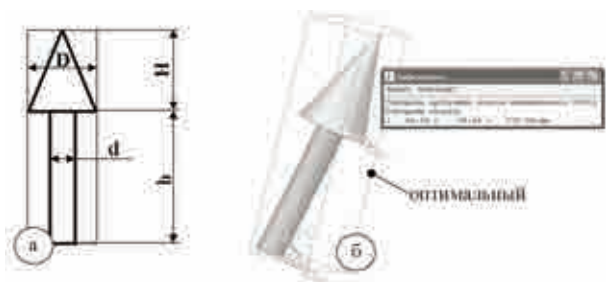


Рис. 5. Формирование габаритного параллелепипеда в программе

49,45×49,45×178,09, где сборка компоуется «наклонно» (рис. 5,б).

Разработанная программа позволяет вычислять габариты как параметризованных, так и непараметризованных моделей. Дает пользователю возможность измерить в CAD системе Unigraphics габариты любой твер-

дотельной, листовой 3D модели или сборок с минимальными затратами. Существует возможность определения габаритов грани(ей) детали.

Программа внедрена в работу технологических служб Комсомольского-на-Амуре авиационного производственного объединения им. Ю.А. Гагарина.

ЛИТЕРАТУРА

1. **Краснов М.** Unigraphics для профессионалов. М.: ЛОРИ, 2004. 141 с.
2. Unigraphics NX – Программирование// ESG.SPB.RU: сервер группы компаний бюро ESG. 2010. URL: http://www.esg.spb.ru/win/Pr_products/Unigraphics/Unigraphics_NX/UG_program.htm (дата обращения: 30.03.2010).



В феврале 2011 г. ОАО «Авиадвигатель» и ОАО «Пермский моторный завод» принимали участие во II Консультационном совете российской авиастроительной корпорации «Иркут».

На Совете был представлен разрабатываемый двигатель ПД-14 для перспективного отечественного ближнесреднемагистрального самолета МС-21 (подробнее см. в разделе «Информация»).

ВЛИЯНИЕ ТРЕНИЯ НА ХАРАКТЕР КОНТАКТНОГО ВЗАИМОДЕЙСТВИЯ БОЛТА И ПЛАСТИНЫ В СОЕДИНЕНИИ

В.В.Дунаев, канд. техн. наук, **В.Ф.Громов**, канд. техн. наук,
А.Ф.Макаров, канд. техн. наук, **М.В.Еремин**
(“МАТИ” – РГТУ им. К.Э. Циолковского)

Приведены результаты исследования механизма работы соединений с радиальным натягом при действии внешней нагрузки. Описано влияние коэффициента трения на усилие начала проскальзывания и образования зазора между болтом и отверстием.

Ключевые слова: болтовое соединение; контактное давление; внешняя нагрузка; радиальный натяг; коэффициент трения.

THE INFLUENCE OF FRICTION ON THE NATURE OF BOLT-AND-PLATE CONTACT
INTERACTION IN THE JOINT. *V.V.Dunaev, Cand.Techn.Sc, V.F.Gromov, Cand.Techn.Sc,*
A.F.Makarov, Cand.Techn.Sc, M.V.Eriemin.

The article presents results of investigations in the action of radial interference joints under external load. The influence of friction factor on the force of starting sliding and bolt-to-hole clearance formation is described.

Keywords: bolted joint, contact pressure, external load, radial interference, friction factor.

Работоспособность затянутых болтовых соединений с радиальным натягом в основном определяется контактным взаимодействием между болтом и отверстием как в поперечном сечении, так и по длине болта в процессе нагружения. Для оптимального проектирования соединений необходимо знать величину и характер распределения контактных напряжений и размера площади контакта на поверхности отверстия.

Различают два основных типа соединений, нагружаемых в плоскости соединяемых деталей: низкосдвиговые, в которых внешняя нагрузка в основном воспринимается соединяемыми деталями, а сдвигающая нагрузка в крепежных деталях невелика (рис. 1), и высокосдвиговые, при которых

сдвигом крепежных деталей передаются значительные нагрузки (рис. 2).

В предварительно затянутом болтовом соединении контактное давление в поперечном сечении распределено практически равномерно. Распределение контактного давления по длине болта (толщине пакета) существенно неравномерно: наибольшее – под головкой болта, наименьшее – под гайкой [1].

При действии внешней нагрузки в плоскости стыка происходит перераспределение контактного давления как в поперечном сечении, так и по длине болта (см. рис. 1 и рис. 2). Для сравнения пунктирной линией показано распределение контактного давления от действия натяга. Распределение кон-

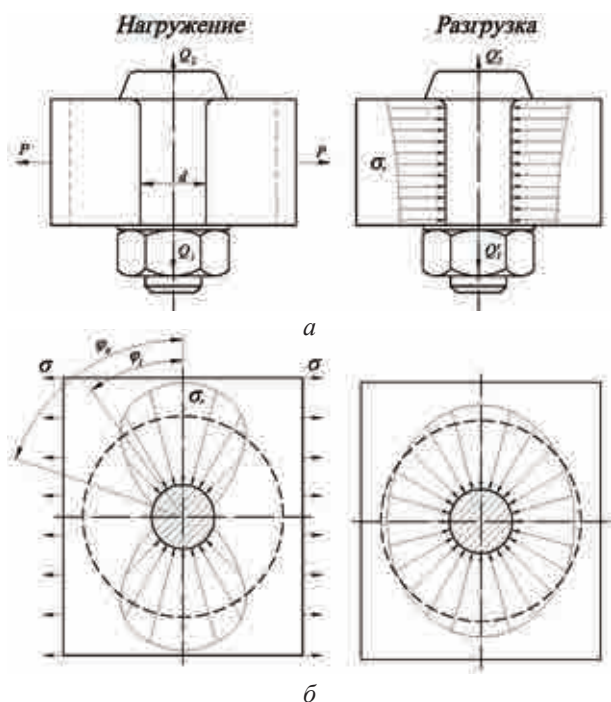


Рис. 1. Распределение контактного давления в низкосдвиговых соединениях:

a – по толщине пластины;
б – по периметру пластины

тактного давления для низкосдвигового (см. рис. 1) и высокосдвигового (см. рис. 2) соединений различно. В низкосдвиговом соединении наибольшие контактные давления расположены перпендикулярно линии действия силы P .

В высокосдвиговом соединении зоны наибольших контактных давлений расположены в направлении действия силы P . С противоположной стороны расположены зоны разгрузки, величина σ_r с ростом нагрузки снижается. При этом распределение контактного давления в соединяемых деталях как в поперечном сечении, так и по длине болта асимметрично.

В зависимости от кинематических условий на контакте болт–отверстие изменяется картина распределения контактного давления в поперечном сечении.

В общем случае работы стыка, в поперечном сечении одновременно возможны участки упругого деформирования стыка, участок локального скольжения и участок образования зазора (см. рис. 1 и 2). Угол φ_1

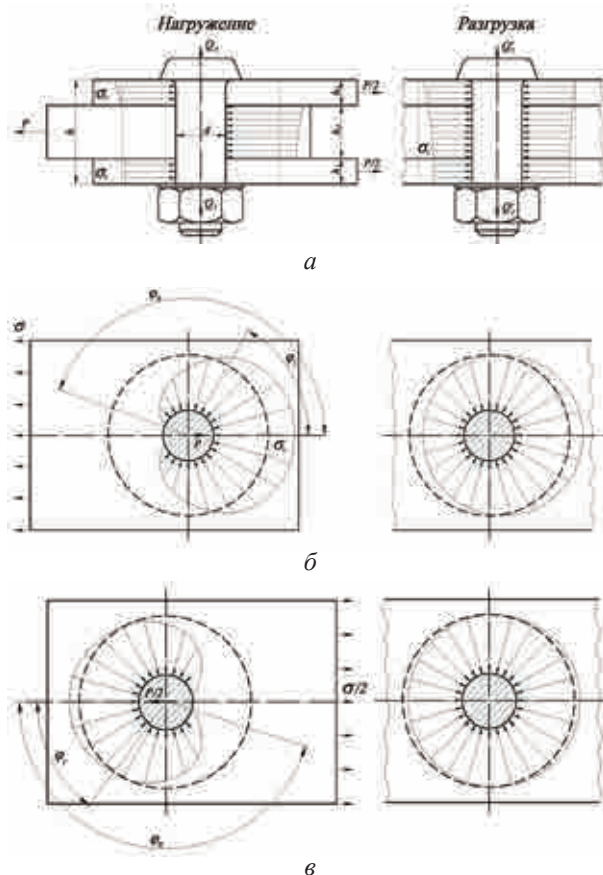


Рис. 2. Распределение контактного давления в высокосдвиговых соединениях:

a – по толщине пластины; *б* – по периметру в средней пластине; *в* – по периметру в верхней и нижней пластине

соответствует упругому деформированию стыка; $\varphi_0 - \varphi_1$ ограничивает участок локального скольжения; φ_0 определяет угол контакта отверстия с болтом. В зависимости от величины внешней нагрузки длина участков может изменяться. Уменьшение нагрузки ведет к исчезновению зазора и зон скольжения и наоборот.

Исследования контактного взаимодействия между болтом и пакетом были проведены в два этапа. На первом этапе проводился анализ взаимодействия остаточных напряжений $\sigma_{ост}$ в поперечном сечении от натяга с напряжениями от основной нагрузки σ .

На втором этапе была проведена оценка динамики стяжки пакета при действии радиального натяга, усилия затяжки болтов и внешней нагрузки при одновременном варьировании факторов, влияющих на стяжку

пакета: натяг, толщина пакета, тип соединения, способ постановки болтов в пакет, материал болта.

При изучении поведения стыка под действием внешней нагрузки были проведены испытания моделей высокосдвиговых и низкосдвиговых соединений с использованием метода фотоупругости. Модель представляла собой пластину из оптически активного материала ОАСО ($E_2 = 3 \cdot 10^3$ МПа, $\mu = 0,37$) шириной $B = 128$ мм, толщиной $t = 4,2$ мм с отверстием диаметром 20 мм с установленным штифтом из сплава ВТ16 ($E_1 = 1,12 \cdot 10^5$ МПа, $\mu = 0,3$) с фактическим натягом $\Delta_\phi = 0,44$ %.

Модель при растяжении нагружали ступенчато от 0,4 до 2 кН. На каждой ступени нагружения фотографировали картины полос интерференции и измеряли порядки полос. После каждой ступени нагружения модель разгружали и фотографировали картины полос после разгрузки. На рис. 3 приведены графики изменения в высокосдвиговом соединении наибольших касательных напряжений $\tau_{\max}/\bar{\tau}$ ($\bar{\tau}$ – наибольшие касательные напряжения от действия натяга) на поверхности контакта пластины и штифта в зависимости от растягивающей нагрузки

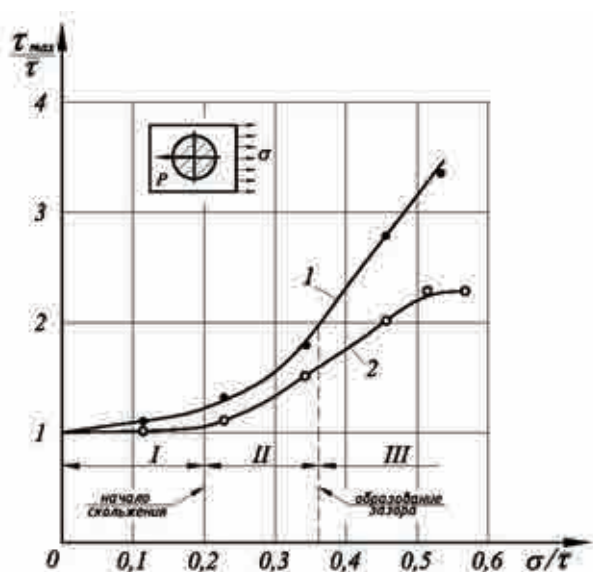


Рис. 3. Изменения наибольших касательных напряжений в точках концентрации

$\sigma/\bar{\tau}$ при нагружении (кривая 1) и после разгрузки (кривая 2).

На кривой 1 можно выделить три участка:

– участок I – практически прямолинейный, характеризующий упругое деформирование стыка на дуге φ_1 (см. рис. 2) ($\tau = \tau_y < f_y \sigma_r$; f_y – коэффициент трения при упругом деформировании стыка);

– участок II – криволинейный участок, соответствующий локальному проскальзыванию на дуге $\varphi_0 - \varphi_1$ (см. рис. 2) ($\tau = \tau_{\text{ск}} = f_{\text{ск}} \sigma_r$; $f_{\text{ск}}$ – коэффициент трения при скольжении). Соотношение между коэффициентами f_y и $f_{\text{ск}}$ не зависит от давления и колеблется в пределах 0,65 – 0,75 [2];

– участок III – практически прямолинейный, отражающий появление зазора и изменение дуги контакта $2\varphi_0$.

Резкое изменение кривой 1 $\tau_{\max} = f \sigma_r$ в основном связано с проскальзыванием и действием сил сдвига по поверхности контакта штифта (болта) и пластины (пакета). Наличие и величину проскальзывания при $\tau_{\text{ск}} = f_{\text{ск}} \sigma_r$ характеризуют остаточные картины полос интерференции, полученные после разгрузки модели. Пока остаточные картины полос одинаковы с картиной полос от натяга, полученной до нагружения модели, проскальзывание отсутствует. Это имеет место при нагрузках $\sigma/\bar{\tau} < 0,2$. В пределах зоны I величина $\tau_{\max}$ после разгрузки не изменяется (кривая 2). В пределах зоны II остаточные напряжения $\tau_{\max}$ увеличиваются с ростом нагрузки. После образования зазора (зона III) остаточные напряжения сначала еще несколько увеличиваются (проскальзывание еще имеет место), однако затем стабилизируются, что связано со стабилизацией величины площади контакта между штифтом и пластиной.

Эксперименты по низкосдвиговым соединениям показали, что проскальзывание отсутствует при нагрузках $\sigma/\bar{\tau} < 0,4$, что

примерно вдвое выше, чем у высокосдвиговых соединений.

Отметим, что в справочном пособии [2] резкий рост напряжений в пластине объясняется образованием зазора в точке, противоположной направлению нагрузки ($\varphi = 180^\circ$). Однако наши эксперименты показывают, что резкое изменение кривой $\tau_{\max}/\bar{\tau} = f(\sigma/\bar{\tau})$ в основном связано с проскальзыванием и действием сил сдвига по поверхности болта и пакета.

С помощью оптического метода установлен характер контакта φ_0 (см. рис. 2) от параметра $P/\Delta dh$ (Δd – натяг, h – толщина модели) в высокосдвиговом соединении. После возникновения зазора между болтом и стенкой отверстия угол контакта уменьшается резко, а затем стремится в пределе к $2\varphi_0 \approx 170^\circ$.

На процесс проскальзывания и величину сдвиговых усилий по поверхности контакта болта и пакета большое влияние оказывает трение, поэтому было проведено испытание моделей при разных величинах коэффициента трения между штифтом и пластиной (без смазки и со смазкой).

Предварительно экспериментально была определена величина коэффициента трения f с использованием следующего приспособления. К штифту диаметром 20 мм жестко крепился рычаг длиной $h \gg d$, к концу которого было приложено усилие P . О значении f при известной величине натяга судили по величине страгивающего момента $M = Ph$. В результате были определены средние из пяти значений величины коэффициентов трения $f = 0,27$ – без смазки и $f = 0,25$ – со смазкой ПП 95/5. После этого каждую модель испытывали при ступенчатом изменении нагрузок.

На рис. 4 приведены графики изменения наибольших касательных напряжений $\tau_{\max}/\bar{\tau}$ в точках концентрации в зависимости от нагрузки $\sigma/\bar{\tau}$ при $f = 0,27$ (кривая 1) и $f = 0,25$ (кривая 2). Здесь же построена

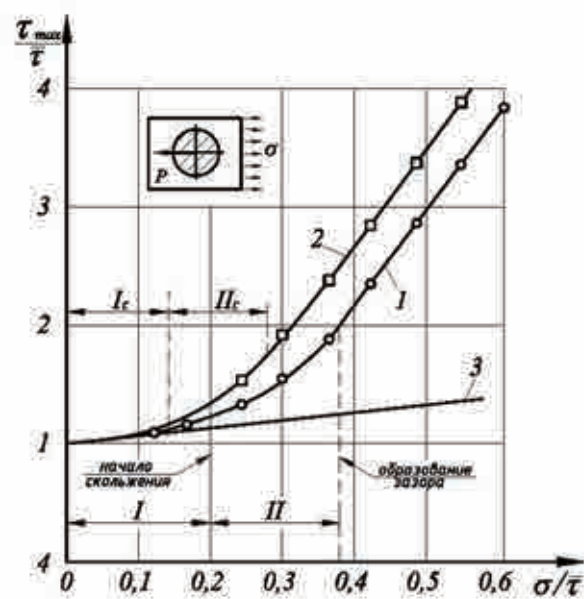


Рис. 4. Зависимость $\tau_{\max}/\bar{\tau}$ от нагрузки

зависимость при $f = \infty$ (штифт впаян в пластину, кривая 3). Видно, что при переходе от $f = 0,25$ к $f = 0,27$ наблюдается более позднее начало проскальзывания и образования зазора.

Эти результаты были учтены при определении влияния коэффициента трения на усилие начала проскальзывания и образования зазора.

Расчеты показали, что изменение нагрузок начала проскальзывания и образования зазора зависят от коэффициента трения f . С увеличением коэффициента трения увеличиваются обе нагрузки, причем нагрузки начала проскальзывания в большей степени, чем нагрузка, при которой появляется зазор, что свидетельствует об эффективности трения для увеличения предельной нагрузки начала проскальзывания и образования зазора. Таким образом, наличие трения и разработка способов создания заданного трения являются дополнительными факторами управления несущей способностью болтовых соединений с радиальным натягом.

Однако увеличение коэффициента трения, как известно, приводит к повышению усилия запрессовки болта и затрудняет сборку соединений при высоких натягах.

При этом максимально возможные значения сил трения между болтом и пакетом вызывают соотношения усилий под гайкой и головкой болта, неблагоприятные для стяжки пакета.

Таким образом, решение проблемы дальнейшего повышения долговечности болтовых соединений с радиальным натягом связано с решением противоречивых требований: минимальный коэффициент трения при постановке болтов в пакет и максимальный – при действии внешней нагрузки. За счет повышения коэффициента трения можно достичь той же самой величины предельной нагрузки при более низком натяге, применяя различные виды упрочнения стенки отверстия, например дорнование.

Для оценки эксплуатационных свойств соединений с радиальным натягом были проведены испытания моделей высокосдвигового соединения из ОАСО при циклическом нагружении. Модель нагружали циклически ступенями по 0,2 кН и после каждого цикла нагружения полностью разгружали. При последовательном ступенчатом циклическом нагружении модели усилие начала

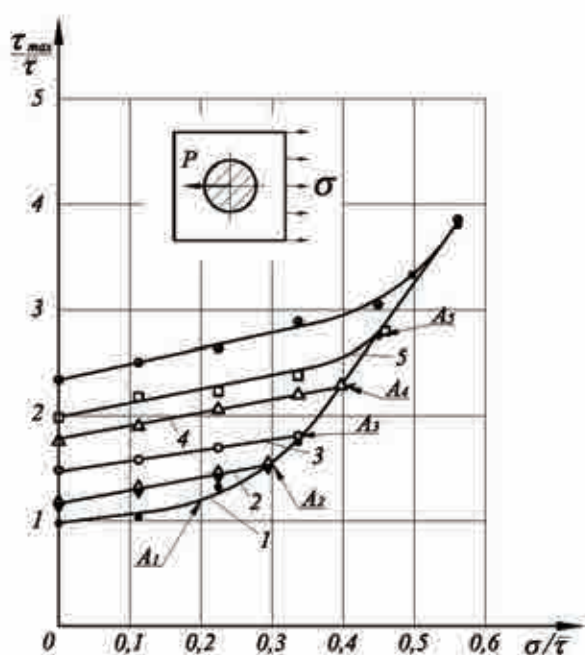


Рис. 5. Изменение $\tau_{\max}/\bar{\tau}$ на поверхности отверстия при пульсирующем нагружении

проскальзывания болта относительно отверстия в точках A_1 – A_5 возрастает (рис. 5). Причиной этому являются силы трения, возникающие вследствие обратного проскальзывания контактных поверхностей. Однако наклон кривых разгрузки и последующего нагружения примерно равен наклону кривой первичного нагружения на начальном участке.

При последующих циклах нагружения величина предельной нагрузки, при которой наблюдается резкое увеличение $\tau_{\max}/\bar{\tau}$, существенно возрастает, а участок работы соединения с малой амплитудой изменения наибольших напряжений расширяется.

Полученные результаты показывают, что при циклическом нагружении проскальзывание при повторных циклах прекращается. Необходимо прежде всего обратить внимание на тот факт, что условия трения при первом цикле и при последующих циклах неодинаковы. Доказательством этого является различие кривых «нагружение–разгрузка».

В затянутом болтовом соединении по длине болта одновременно могут возникнуть участки локального проскальзывания, упругопластического и упругого деформирования. В зависимости от величины усилия Q_1 под гайкой размеры участков могут изменяться. Уменьшение Q_1 ведет к исчезновению зон проскальзывания и наоборот.

Длина участков ограничивается достижением предельных касательных контактных напряжений $\tau_{\lim}$, соответствующих началу упругопластического деформирования, и $\tau_{\max}$, соответствующих локальному проскальзыванию контактируемых поверхностей. Если касательные напряжения достигают предельных значений $\tau_{\max}$ на всей поверхности сопряжения (стыка), то проскальзывание происходит по всей толщине пакета. В этом случае стяжка пакета обеспечивается при различном соотношении усилий под головкой болта Q_2 и под гайкой

$0 \leq Q_2/Q_1 \leq 1$. Соотношение усилий в основном зависит от толщины пакета, величины радиального натяга и крутящего момента на ключе, материала болта и пакета, а также от коэффициента скольжения.

*Статья поступила в редакцию
в июне 2010 г.*

ЛИТЕРАТУРА

1. Дунаев В.В., Ушаков Б.Н., Ширшов А.А. Расчет усилия постановки болтов с радиальным натягом при заталкивании и затягивании // В кн.: Расчеты на прочность. М.: Машиностроение, 1980, вып. 21, с. 29–31.
2. Сухарев И.П. Прочность шарнирных узлов машин. Справочное пособие. М.: Машиностроение, 1977, с. 168.

ТЕХНОЛОГИЯ ИЗГОТОВЛЕНИЯ ДЕТАЛЕЙ ИЗ ЛИСТОВЫХ И ТРУБНЫХ ЗАГОТОВОК ПОСРЕДСТВОМ ЗАМОРАЖИВАНИЯ ВОДЫ

Б.Н.Марьин, докт. техн. наук, **О.А.Грачева**, **О.Е.Сысоев**, канд. техн. наук, **С.Б.Марьин**, канд. техн. наук (Комсомольский-на-Амуре государственный технический ун-т), **М.А.Серафимов** (ОАО «Компания “Сухой”»), **Р.Ф.Гаряев**, **А.М.Шпилев**, докт. техн. наук (Комсомольский-на-Амуре государственный технический ун-т), **В.И.Шпорт**, докт. техн. наук (администрация Хабаровского края)

Рассмотрены возможности формообразования листовых и трубных заготовок за счет фазового перехода воды в лед.

Ключевые слова: формообразование заготовок, фазовый переход воды в лед, формовка и отбортовка листовых заготовок, раздача трубы.

MANUFACTURING TECHNIQUES FOR PARTS MADE OF SHEET AND TUBULAR BILLETS BY WATER FREEZING. *B.N.Mariin, Dr.Techn.Sc, O.A.Grachieva, O.S.Sysoev, Cand.Techn.Sc, S.B.Mariin, Cand.Techn.Sc, M.A.Serafimov, R.F.Gariaev, A.M.Shpiliev, Dr.Techn.Sc, V.I.Shport, Dr.Techn.Sc.*

Possibilities of forming sheet and tubular billets by water-to-ice phase transition are considered.

Keywords: forming of billets, water-to-ice phase transition, forming and flanging of sheet billets, expansion of pipe.

Производство тонкостенных деталей из листов, профилей и труб – важная проблема в авиастроении.

В механике сплошной среды при анализе напряженного состояния одним из основных по форме тел является тетраэдр.

Для получения льда исходной средой является вода, молекула которой представляет собой маленький диполь с положительным и отрицательным зарядом на полюсах. Масса и заряд ядра кислорода больше, чем водо-

рода, поэтому электронное облако стягивается в сторону кислородного ядра, причем ядра водорода «оголяются», поэтому электронное облако имеет неоднородную плотность. Около ядер водорода имеется недостаток электронной плотности, а на противоположной стороне молекулы, около ядра кислорода, наблюдается избыток электронной плотности. Такая структура определяет полярность молекулы воды. Если соединить прямыми линиями эпицентры положитель-

ных и отрицательных зарядов, получится объемная геометрическая фигура – правильный тетраэдр. Вода неоднородна по своему составу. С давних пор известно, что лед плавает на поверхности воды, то есть плотность кристаллического льда меньше, чем плотность жидкости. К тому же и после плавления при повышении температуры плотность воды продолжает увеличиваться и достигает максимума при 4 °С.

Низкотемпературный фазовый переход из жидкого состояния вещества (вода) в твердое (лед) позволяет решать ряд сложных технических задач. При замораживании воды в закрытых сосудах за счет изменения ее плотности можно создавать в сосудах высокие и сверхвысокие давления. На основе этого можно осуществлять различные технологические процессы, например листовую штамповку, гидроэкструзию металлов, прессование порошковых материалов и т.д.

Общеизвестный факт, что вода при замерзании расширяется, можно использовать при штамповке деталей. На контейнер, заполненный водой, устанавливают лист металла, сверху закрепляют матрицу нужной формы. Всю конструкцию замораживают. Вода превращается в лед, который, расширяясь, выдавливает металл в матрицу как мощный поршень. Эта технология очень проста и пригодна для формообразования деталей самых разнообразных габаритов и геометрических форм из различных сталей и сплавов. Предлагаемая технология может использоваться взамен штамповки деталей эластичными средами, что позволит значительно снизить затраты на изготовление дорогостоящих рабочих инструментов, которые в процессе штамповки быстро изнашиваются.

Известно, что при 4 °С вода имеет самую высокую плотность, поэтому водой при этой температуре целесообразно заполнение рабочей полости. При замерзании вода увеличивает свой объем на 10 %, следова-

тельно, чтобы усилие деформирования было достаточным, объем полости матрицы V_m не должен превышать 10 % от объема рабочей камеры $V_{p.к.}$:

$$V_m = 0,1 V_{p.к.}$$

Вместо рабочего тела из эластичных материалов можно использовать обычную замороженную воду, так как известно, что при понижении температуры от 0 до –20 °С лед максимально расширяется. Так природную энергию расширения льда при его охлаждении можно использовать для деформирования заготовок, не пользуясь традиционными технологиями и приспособлениями, что позволит снизить себестоимость продукции.

Эксперимент № 1.

Формовка листовой заготовки

На рис. 1 показан штамп, который состоит из контейнера 2 и крышки 1. В крышке имеется полость для установки сменной матрицы 3. Прижим крышкой края листовой заготовки препятствует образованию гофров со стороны торца.

В крышке 1 устанавливается матрица 3. Поверхность матрицы смазывается. Рабочая полость наполняется водой 5. На контейнере штампа располагается листовая заготовка 4. Затем на контейнере 2 крепится крышка штампа. Собранный и наполненный водой штамп помещается в морозильную камеру или в холодную среду. При фазовом

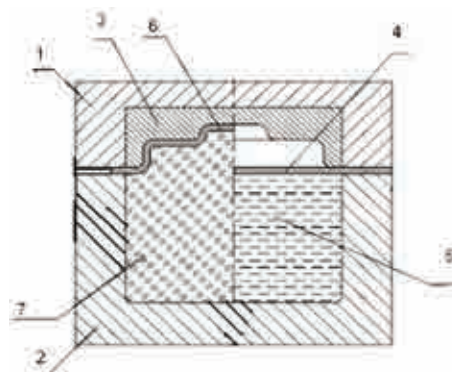


Рис. 1. Штамп для деформирования льдом листовой заготовки

переходе воды в твердое состояние (лед 7) объем твердой фазы увеличивается, за счет чего происходит деформация листовой заготовки, деталь 6 сформована.

Эксперимент № 2. *Отбортовка отверстий в листовой заготовке*

На рис. 2 изображено устройство для отбортовки отверстия в листовой заготовке.

Устройство состоит из контейнера 2 и крышки 1. В крышке имеется полость для установки сменной матрицы 3. Прижим

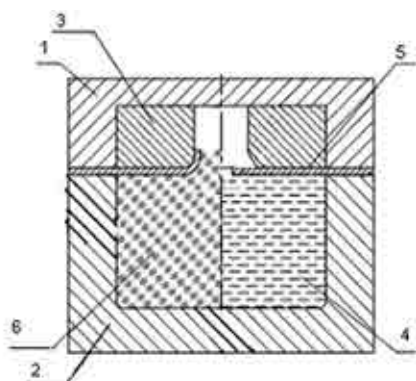


Рис. 2. Устройство для отбортовки отверстий в листовой заготовке

крышкой края листовой заготовки препятствует образованию гофров со стороны торца.

Контейнер 2 заполняется водой 4, затем сверху устанавливается листовая заготовка 5 с предварительно просеченным отверстием. После чего крышка 1 с матрицей 3 монтируется на контейнер. Рабочая среда охлаждается, и образующийся при этом лед 6 производит отбортовку фланца.

Эксперимент № 3. «Раздача трубной заготовки»

Предлагаемый штамп (рис. 3) состоит из разъемной матрицы 1, установленной в жестком корпусе, состоящем из плиты основания 2, наружной обоймы 3, пуансона 4. В матрице 1 размещена трубчатая заготовка 5, внутри которой находится рабочее тело 6, представляющее собой стержень из льда.

Штамп работает следующим образом. В подготовленную матрицу 1 вставляют трубчатую заготовку 5, внутри которой размещено рабочее тело 6 из льда. Передвигая ползун пресса усилием P (на рис. 3 не показан) пуансон 4 перемещается. От пуансона усилие P передается через рабочее тело в зону деформирования трубчатой заготовки,

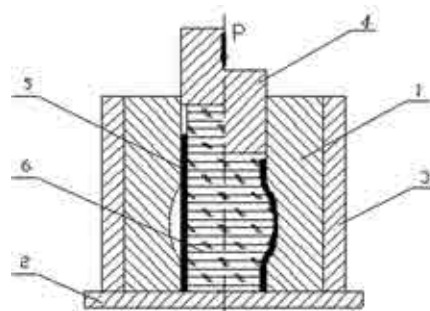


Рис. 3. Штамп для раздачи трубной заготовки

в результате чего происходит раздача трубы. Затем пуансон 4 поднимают, производят разборку матрицы 1 и выемку готовой детали с рабочим телом из льда 6. Лед тает за счет положительной температуры в рабочем помещении. Деталь готова.

Для исследования возможностей описанной технологии, то есть использования энергии расширения льда при его охлаждении для формоизменения листовых заготовок, была изготовлена технологическая оснастка (рис. 4), которую можно использовать при изготовлении деталей различных форм и размеров. Опытные образцы, полученные деформированием листовой заготовки с помощью предложенной технологии, представлены на рис. 5.



а



б

Рис. 4. Технологическая оснастка для деформирования трубчатых (а) и листовых (б) заготовок льдом



а



б

Рис. 5. Опытные образцы, изготовленные по разработанной технологии:

а – чашка; б – муфта

Выполненная работа показала целесообразность использования предлагаемой технологии формообразования деталей. Себе-

стоимость продукции может быть снижена на 20 – 25 %.

ЛИТЕРАТУРА

1. Пат. РФ № 95571 U1. Штамп для формовки листовых заготовок / Марьин Б.Н., Шпорт В.И., Евстигнеев А.И., Быченко В.Н., Волков К.В., Марьин С.Б. Оpubл. 10.07.2010. Бюл. № 19.
2. Пат. РФ № 96801 U1. Рабочее тело для передачи усилия при раздаче полых и трубчатых заготовок / Марьин С.Б., Марьин Б.Н., Козин В.М., Шпорт В.И. Оpubл. 20.08.2010. Бюл. № 23.

Статья поступила в редакцию в июле 2010 г.

О ВЫБОРЕ КОНЦЕВЫХ ФРЕЗ ДЛЯ ОБРАБОТКИ АВИАЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ НА МНОГОЦЕЛЕВЫХ СТАНКАХ С ЧПУ

О.М.Балла, канд. техн. наук (Иркутский гос. технический университет)

Обоснованы критерии выбора различных конструкций концевых фрез для многоцелевых станков с учетом производительности, динамических нагрузок на технологическую систему, погрешности формы обработанной поверхности и т.д.

Ключевые слова: жесткость, динамические нагрузки, погрешности формы поверхности.

ON SELECTION OF END-MILLS FOR CUTTING AIRCRAFT MATERIALS ON NC MACHINING CENTERS. *O.M.Balla, Cand.Techn.Sc.*

Criteria for selection of different end-mill designs for machining centers with regard to productivity, dynamic loads on technological system, defect of the machined surface form, etc have been justified.

Keywords: stiffness, dynamic loads, defects of the surface form.

Преимущества сборных конструкций инструмента с неперетачиваемыми пластинками (МНП) с экономической точки зрения неоспоримы. Если при точении и в большинстве случаев при торцовом фрезеровании преимущества инструмента с МНП несомненны, то при концевом фрезеровании особенно концевыми фрезами небольших диаметров (менее 50 мм), а также при обработке нежестких элементов конструкций

деталей возникают вопросы о целесообразности их использования.

Критериями, определяющими эффективность применения тех или иных конструкций концевых фрез являются производительность, жесткость фрез, характер изменения динамических нагрузок, биение режущих кромок, возможность применения концевых фрез для чистовой обработки.

Относительный коэффициент произво-

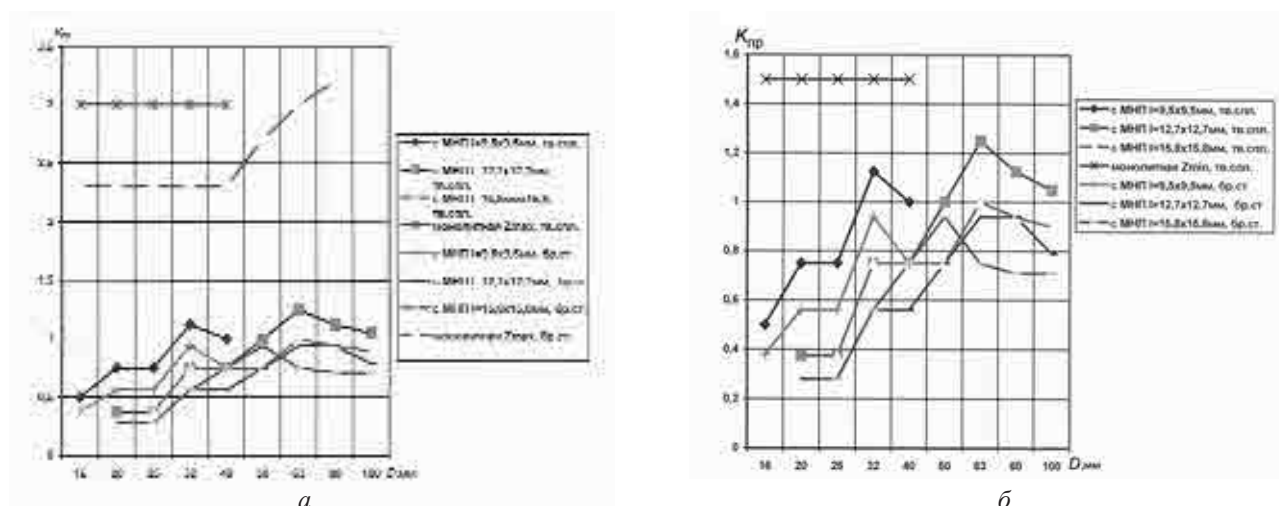


Рис. 1. Зависимость коэффициентов производительности от диаметра концевых фрез при чистовой (а) и при черновой (б) обработке

дительности для сопоставляемых конструкций концевых фрез может быть определен по формуле

$$K_{пр} = \prod_{i=1}^n K_i \frac{S_{мин.н}}{S_{мин.б}}, \quad (1)$$

где $S_{мин.н}$ – минутная подача фрез, сравниваемых с ранее применяемыми конструкциями (базовыми); $S_{мин.б}$ – минутная подача для ранее применяемых фрез; $\prod_{i=1}^n K_i$ – произве-

дение коэффициентов, зависящих от материалов режущей части, геометрических параметров, дефектов пайки, заточки и т.д.

Зависимости коэффициентов производительности от диаметра для различных конструкций фрез приведены на рис. 1 и 2.

Коэффициенты производительности были определены путем сравнения с фрезами

с напайными винтовыми пластинками из твердого сплава с параметрами рабочей части по ГОСТ 24637–81.

Полученные результаты показали, что в диапазоне диаметров при чистовом фрезеровании монокристаллические концевые фрезы с оптимально выбранными конструктивными параметрами [1, 2] как из твердого сплава, так и из качественных быстрорежущих сталей имеют несомненное преимущество по производительности перед сборными конструкциями фрез. Это объясняется тем, что монокристаллический инструмент для чистовой обработки при прочих равных условиях имеет большее число зубьев, следовательно, съем металла будет происходить при больших значениях минутных подач. Число зубьев сборных фрез зависит от размеров МНП и способов их закрепления в корпусах.

При черновом фрезеровании монокристаллические фрезы превосходят сборные конструкции в диапазоне диаметров до 40 мм, фрезы больших размеров серийно не выпускаются, хотя известны случаи применения концевых фрез диаметром 47 мм. В диапазоне диаметров более 50 мм сборные концевые фрезы по производительности предпочтительнее инструмента с напайными пластинками из твердого сплава. Эффект от их применения может быть повышен при использовании специальных плас-

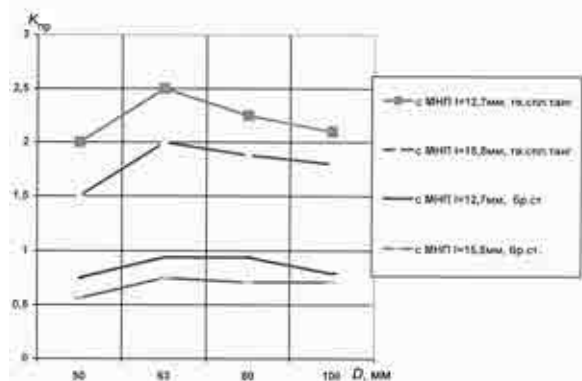


Рис. 2. Зависимость коэффициента производительности от диаметра фрез с тангенциальным расположением пластин

тин твердого сплава, например размерами в плане 15,875×6,35 мм, что позволяет увеличить число зубьев фрез.

При применении концевых фрез со специальными пластинками наиболее эффективным будет тангенциальное расположение пластин из твердого сплава (см. рис. 2). Фрезы с тангенциальным расположением НП обеспечивают увеличение минутной подачи в 2–2,5 раза, а в ряде случаев выше (в условиях черновой обработки).

Значительное влияние на работоспособность концевых фрез оказывает их жесткость, особенно при большой ширине фрезерования. Для оценки жесткости фрез целесообразно применить коэффициент жесткости. Его значение может быть определено по формуле

$$K_j = EI, \quad (2)$$

где E – модуль упругости материала фрезы, для сборных фрез, МПа; I – момент инерции поперечного сечения рабочей части фрезы, мм⁴.

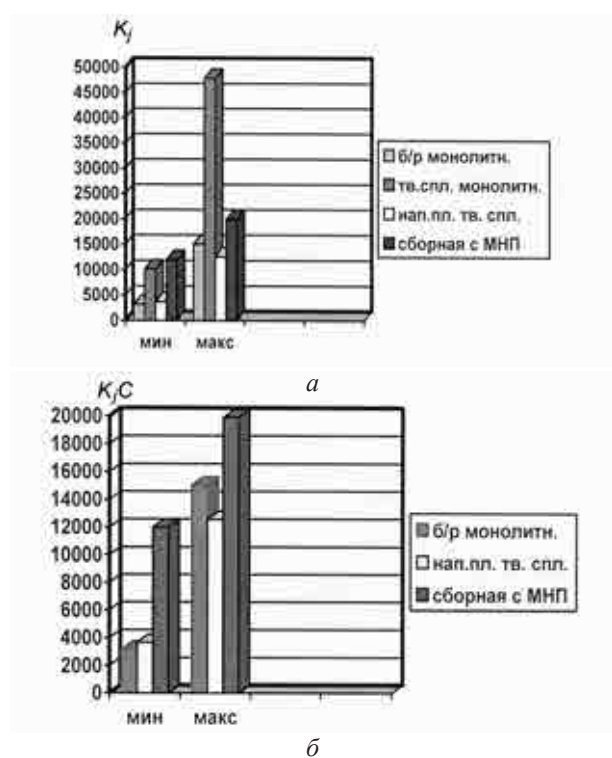


Рис. 3. Коэффициенты жесткости для фрез диаметром 40 мм (а) и диаметром более 40 мм, где C – масштабный коэффициент (б)

Для сравнения коэффициенты жесткости для различных конструкций концевых фрез приведены на рис. 3. Минимальные значения коэффициентов имеют фрезы для черновой обработки (число зубьев определено из условия размещения стружки, для сборных фрез допустим наибольший размер пластин), максимальные – для чистовой обработки.

Зная коэффициенты жесткости, можно определить возможность увеличения длины рабочей части фрезы. Коэффициент изменения длины режущей части может быть рассчитан по формуле

$$K_i = \frac{E_i I_i}{E_{i+1} I_{i+1}}, \quad (3)$$

где E_i, E_{i+1} – модули упругости сопоставляемых конструкций фрез, МПа; I_i, I_{i+1} – моменты инерции сечений рассматриваемых фрез, мм⁴.

Основным критерием при выборе фрез для многоцелевых станков является производительность. Чтобы обосновать рациональность выбора той или иной конструкции концевой фрезы целесообразно ввести дополнительный комплексный технологический показатель

$$K_t = K_{пр} K_j. \quad (4)$$

Высокая жесткость позволит повысить виброустойчивость, а производительность – улучшить экономические показатели (технологическую себестоимость).

Графическая интерпретация данного коэффициента для различных конструкций концевых фрез приведена на рис. 4.

Полученные результаты показали, что монолитные фрезы малых диаметров, в том числе и из быстрорежущих сталей, эффективнее сборных конструкций тех же диаметров. Это объясняется тем, что сборные фрезы конструктивно имеют ограниченное число зубьев, а у монолитных фрез число зубьев ограничивается только размещением стружки в стружечных канавках и допусти-

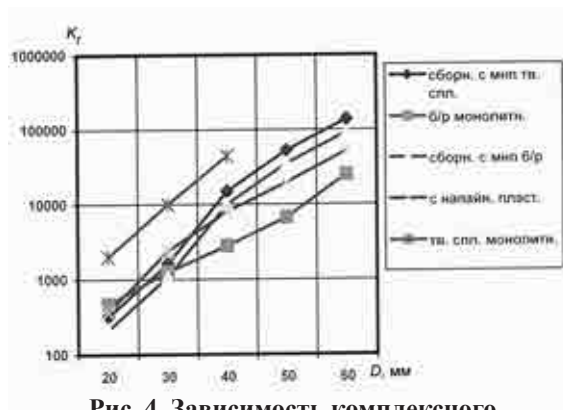


Рис. 4. Зависимость комплексного технологического показателя для различных конструкций фрез

мым числом переточек. Большое количество зубьев при прочих равных условиях обеспечивает высокую интенсивность процесса фрезерования.

Для оценки динамики процесса фрезерования можно применить понятие градиента сил фрезерования, величину которого можно определить по формуле

$$\text{grad } P = P/\tau_{\text{вр}} \quad (5)$$

или, что удобнее для выполнения анализа, выразить силу резания через ширину среза. Для условий, когда $\omega < \omega'$, формула примет следующий вид:

$$\text{grad } P = \frac{C}{\tau_{\text{вр}}} \left(\frac{B}{\cos \omega} \right)^{n_1} k_{\text{ос}}, \quad (6)$$

где C – постоянный коэффициент, зависящий от обрабатываемого и инструментальных материалов и условий фрезерования (S_z, t); B – ширина фрезерования, мм; P – сила фрезерования, Н; ω – угол подъема винтовой линии зуба, град; ω' – условный угол подъема винтовой линии зуба, град; $\tau_{\text{вр}}$ – время врезания зуба, необходимое для достижения установившегося значения ширины среза, мин; n_1 – показатель степени влияния ширины среза на силы резания; $k_{\text{ос}}$ – число одновременно работающих зубьев по осевому шагу.

Для фрез с прямым зубом $\tau_{\text{вр}} = 0$, а значение $\text{grad } P \rightarrow \infty$, то есть имеет место ударная нагрузка (рис. 5).

При увеличении угла наклона режущих кромок, несмотря на увеличение активной длины их, возрастает время врезания зуба до достижения максимального значения ширины среза и значение $\text{grad } P \rightarrow$ минимальному значению, достигаемому при $\omega = \omega'$. Время врезания зуба в данном случае равно времени выхода и может быть определено по формуле

$$\tau_{\text{вр}} = \tau_{\text{вых}} = \frac{B \text{tg} \omega}{\pi D n}, \quad (7)$$

где n – частота вращения шпинделя, мин⁻¹.

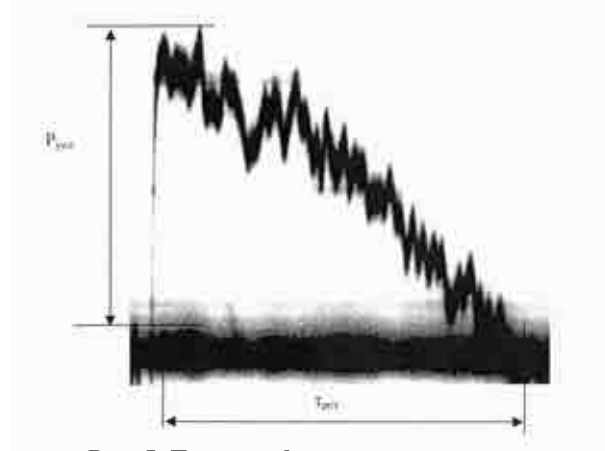


Рис. 5. Типовая форма импульсов сил фрезерования концевыми фрезами с прямым зубом (фрезерование попутное)

Характер изменения сил фрезерования приведен на рис. 6.

Для значений $\omega > \omega'$, что характерно только для концевых фрез, ширину среза b необходимо рассчитывать по формуле

$$b = \frac{\pi D \theta}{360 \sin \omega}. \quad (8)$$

В этом случае значение градиента определяется зависимостью

$$\text{grad } P = \frac{C}{\tau_{\text{вр}}} \left(\frac{\pi D \theta}{360 \sin \omega} \right)^{n_1} k_{\text{ос}}, \quad (9)$$

где D – диаметр фрезы, мм; θ – угол контакта фрезы с заготовкой.

Градиент максимален при $\omega = \omega'$ и его значение равно минимальному значению, определенному по формуле (6), и стремится к нулю по мере увеличения угла наклона режущих кромок и уменьшения угла контакта

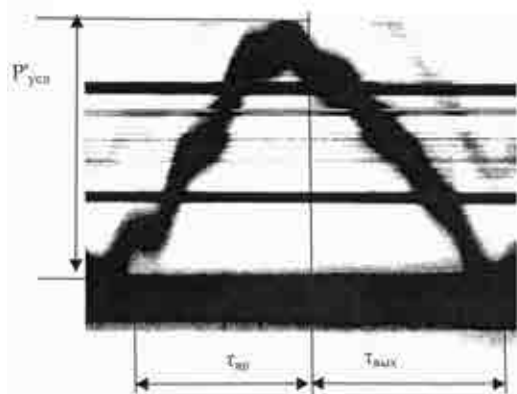


Рис. 6. Типовая форма импульсов сил фрезерования концевыми фрезами при $\omega = \omega'$

фрезы с заготовкой. Время врезания зуба, когда $\omega > \omega'$, можно определить по формуле

$$\tau = \frac{\theta}{360n}. \quad (10)$$

Характер изменения сил фрезерования приведен на рис. 7.

Необходимо учесть, что большие углы подъема винтовых линий зубьев создают меньшие нагрузки на технологическую систему, так как ширина среза при $\omega > \omega'$ значительно меньше, чем при $\omega < \omega'$ [1].

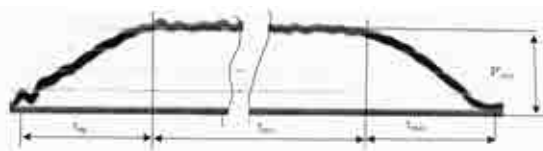


Рис. 7. Типовая форма импульсов сил фрезерования для концевых фрез для условий, когда $\omega > \omega'$

Монолитные концевые фрезы для обработки труднообрабатываемых материалов имеют низкое биение режущих кромок, не превышающее 0,01 мм, допуск на диаметр хвостовика $h5$ (до 2008 г. хвостовик выполняли по $h6$) и на диаметр рабочей части $+0,05$ мм, а у фрез для высокоскоростной обработки требования к точности изготовления значительно выше. Допуск на диаметр рабочей части варьируется в пределах от 0,006 до 0,013 мм соответственно для фрез диаметром от 3 до 25 мм [3]. Биение режущих кромок при этом не превышает (0,3...0,5) допуска на диаметр. Все это

обеспечивает высокую работоспособность фрез при частотах вращения шпинделя до 45000...80000 мин⁻¹ и низкую высоту микронеровностей порядка $Rz = 1,6...3,2$ мкм ($Ra = 0,40...0,80$ мкм) при обработке деталей из алюминиевых сплавов. Кроме того, столь жесткие требования к изготовлению инструмента обеспечивают динамическую балансировку инструмента по классу $G = 1,25$ и выше.

При обработке деталей из титановых сплавов наиболее весомым фактором, определяющим работоспособность инструмента, является биение режущих кромок. При биении не более 0,01 мм также обеспечивается формирование микрорельефа с высотой микронеровностей в пределах $Rz = 1,6...3,2$ мкм ($Ra = 0,40...1,40$), а также увеличение стойкости и снижение интенсивности вибраций [3, 4]. Это подчеркивает необходимость предъявления различных требований к твердосплавному инструменту для обработки алюминиевых и титановых сплавов. Более того, требования будут различаться для фрез из быстрорежущих сталей и твердого сплава при обработке деталей из алюминиевых сплавов. Фрезы для обработки титановых сплавов не критичны к точности изготовления ряда конструктивных параметров (высота зуба, радиус впадин и спинок), так как требования к дисбалансу практически минимальные. У фрез для обработки алюминиевых сплавов низкая точность даже конструктивных параметров, не влияющих на процесс резания, приводит к смещению центра масс и соответственно к увеличению дисбаланса, и как следствие, к росту вибраций, снижению стойкости и ресурса электрошпинделей оборудования. Требования по биению режущих кромок в том и ином случае остаются жесткими. Биение режущих кромок влияет на стойкость инструмента и определяет характер динамических нагрузок на технологическую систему и соответственно на качество

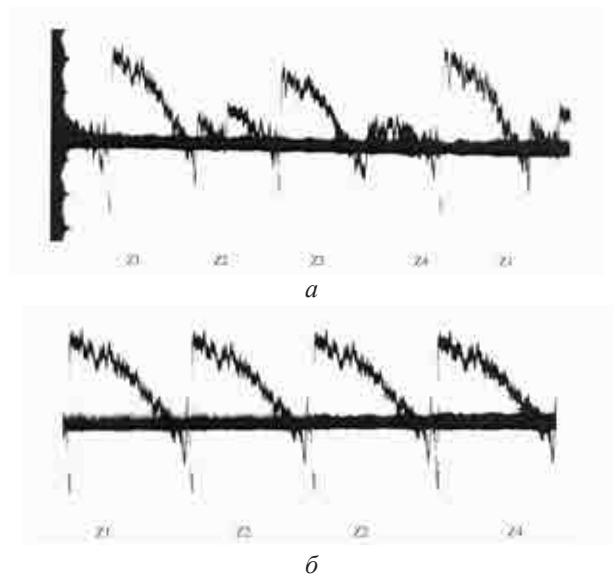


Рис. 8. Осциллограмма составляющей силы фрезерования P_y при концевом фрезеровании сплава ВТ20 при $\delta_{\max} = 0,06$ мм (а) и $\delta_{\max} = 0,01$ мм (б):
концевая фреза $D = 50$ мм, $Z = 4$, ВК8
(фрезерование попутное)

обработанной поверхности. Влияние биения на характер изменения сил фрезерования приведено на рис. 8.

При большом биении режущих кромок наблюдается значительное колебание сил фрезерования и может быть нарушена непрерывность съема одним зубом. Подобные явления могут привести к появлению автоколебаний, и как следствие, к значительной волнистости на обработанной поверхности и разрушению инструмента. След автоколебательной волны приведен на рис. 9.

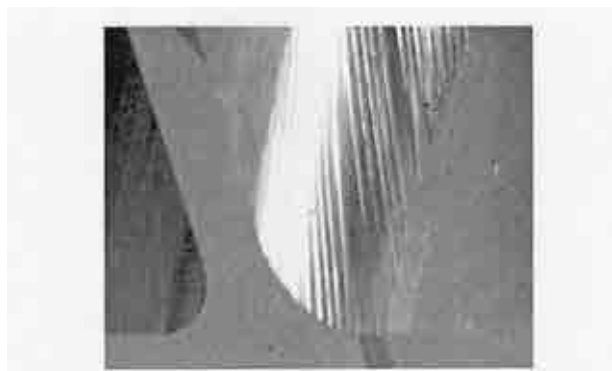


Рис. 9. Волнистость обработанной поверхности из-за многократного прерывания съема отдельных элементов стружки из-за биения режущих кромок и упругих деформаций фрезы

При уменьшении биения режущих кромок с 0,05 до 0,02 мм происходит увеличение стойкости в 2 раза и снижение высоты микронеровностей [3]. Зависимость изменения шероховатости обработанной поверхности от биения режущих кромок приведена на рис. 10.

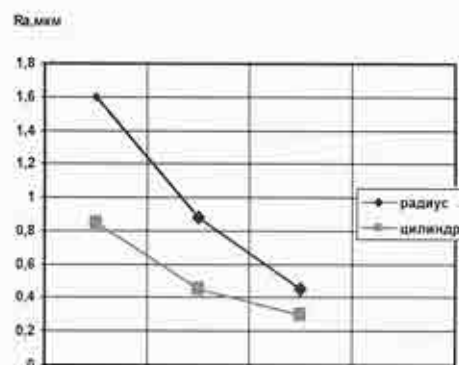


Рис. 10. Зависимость шероховатости от биения режущих кромок
(фрезерование попутное)

$D = 50$ мм, $B = 50$ мм, $n = 998$ мин⁻¹,
 $S_z = 0,12$ мм/зуб, $t = 1$ мм, $z = 4$, материал обрабатываемый – В95ПЧ, режущей части – ВК8

У фрез, оснащенных НП, наблюдается другая картина. Биение режущих кромок определяется как точностью изготовления гнезд под пластинки в корпусах фрез, так и классом точности самих пластин. Исследования показали, что для фрез с большими задними углами (фрезерование материалов с низкими модулями упругости) необходимо применять только пластины F и H классов точности, имеющие точность размеров на диаметр вписанной окружности $\pm 0,013$ мм и толщину $\pm 0,025$ мм, а фрезы с малыми значениями задних углов (обработка легированных сталей) можно оснащать пластинками класса A и G. Установлено, что значение заднего угла влияет на класс точности пластин, например фрезы диаметром 20 мм с пластинками классов F и H при заднем угле 20° будут иметь биение режущих кромок 0,04 мм, а при уменьшении заднего угла до 5° биение изменится до 0,036 мм. Для пластин класса точности A (допуски на диаметр вписанной окружности и толщину

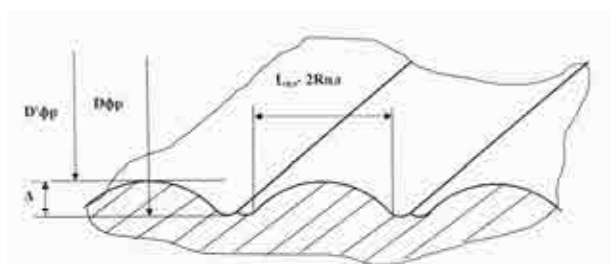


Рис. 11. Теоретическая макропогрешность профиля обработанной поверхности по оси фрез

($\pm 0,025$ мм) биение составит 0,06 мм для любых значений задних углов и класса точности G при допусках, соответственно равных $\pm 0,025$ мм и $\pm 0,13$ мм, – будет соответственно равно 0,086 мм для заднего угла 20° и 0,042 мм для 5° .

Для обеспечения нормальной работоспособности фрез толщина среза, по крайней мере, в 2 раза должна превышать биение режущих кромок. В производственных условиях это может быть выполнено селективным подбором комплектов НП. У монолитных фрез минимальная толщина среза ограничивается только радиусом округления режущих кромок и для современных инструментальных материалов (особомелкозернистые твердые сплавы и порошковые быстрорежущие стали) не должна превышать 0,015...0,03 мм, что недостижимо для фрез с МНП.

Чтобы снизить динамические нагрузки в моменты врезания, режущие кромки пластин устанавливаются в корпусах под углом наклона режущих кромок. Это предопределяет формирование погрешности формы обработанной поверхности. Значения погреш-

ности формы обработанной поверхности в зависимости от длины режущих кромок и диаметра инструмента приведены на рис. 11. Биение режущих кромок несколько искажает приведенную картину, так как режущие кромки расположены выше или ниже расчетного диаметра. Это приводит к тому, что в работу вступает радиусная режущая кромка пластин, затрудняющая стружкообразование. В том и ином случае появляются острые риски, направление которых совпадает с направлением подачи. Следовательно, сборные фрезы пригодны только для черновой и получистовой обработки в условиях высокой жесткости технологической системы. Применение сборных фрез для чистовой обработки возможно только при последовательной обработке стенок по методу деления ширины фрезерования инструментом с пластинами, расположенными в один ряд по высоте и смещением эквидистант в пределах поля допуска при каждом проходе.

ЛИТЕРАТУРА

1. Балла О.М. О выборе углов подъема винтовой линии зубьев концевых фрез // *Авиационная промышленность*, 2009. № 1. С. 27–30.
2. Solid carbide tooling. Garryson Inc. St. Louis, MO63146, USA. 2004. 94 p.
3. Жарков И.Г. Вибрации при обработке лезвийным инструментом. Л.: Машиностроение, 1986. 200 с.
4. Балла О.М., Замашиков Ю.И., Лившиц О.П. и др. Фрезы и фрезерование / Под общ. ред. Промптова А.И. Иркутск: Изд-во ИрГТУ, 2006. 172 с.

*Статья поступила в редакцию
в марте 2010 г.*

СВЕРХПЛАСТИЧЕСКАЯ ШТАМПОВКА ТОНКОСТЕННЫХ ДЕТАЛЕЙ В ПРОИЗВОДСТВЕ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

*А.М.Горленко, канд. техн. наук (Иркутский государственный технический ун-т),
А.Г.Пашкевич, канд. техн. наук (“МАТИ” – РГТУ им. К.Э. Циолковского)*

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

Ключевые слова: сверхпластическая штамповка, температурно-скоростные условия деформации, тонкостенные детали.

SUPERPLASTIC FORMING OF THIN-WALLED PARTS IN AIRCRAFT PRODUCTION. *A.M.Gorlenko, Cand.Techn.Sc, A.G.Pashkevich, Cand.Techn.Sc.*

Results of developmental work in superplastic forming of thin-walled aircraft parts are presented.

Keywords: superplastic forming, temperature-rate strain condition, thin-walled parts.

Применение сверхпластичных сплавов в процессах штамповки дает возможность обеспечить определенные температурно-скоростные условия деформации. Выбор сплавов производят по результатам испытаний на одноосное либо двухосное растяжение. Критерий выбора – достижение максимального значения. В более общем случае критерием выбора является достижение заданной степени деформации с учетом ограничений, накладываемых на процесс производством (средства нагрева, стойкость инструмента, технологические возможности оборудования, производительность и пр.).

Температурные условия определяются маркой штампуемого сплава независимо от вида операции штамповки, формы и размеров очага деформации, степени деформации и сравнительно легко обеспечиваются за счет создания изотермических условий штамповки. Обеспечение скоростных условий представляет более сложную задачу, требующую управления характером нагружения заготовки в процессе штамповки – регулирования давления во времени при формовке листовых и трубных заготовок, регулирования скорости деформирования (перемещения инструмента) при отбортов-

ке, раздаче, обжиме и других операциях штамповки на прессовом оборудовании.

Задача определения параметров нагружения осложняется неравномерным распределением скорости в очаге деформации и изменением поля скоростей по ходу процесса. Расчет параметров нагружения рекомендуется проводить на основе принципа обеспечения контролируемой скорости деформации участка заготовки, получающего максимальную степень деформации. Именно этот участок наиболее опасен при выходе сплава из состояния сверхпластичности и приводит к разрушению заготовки. Разработаны инженерные методы расчета параметров нагружения при конкретных операциях штамповки для различных вариантах их выполнения.

Экспериментальные исследования свидетельствуют о возможности проведения операций штамповки с чрезвычайно большими степенями деформации в режиме сверхпластичности. Влияние температурно-скоростных условий на технологические возможности операций штамповки аналогично влиянию их на относительное удлинение сплавов при механических испытаниях на линейное растяжение. Зависимости предель-

ных степеней формоизменения от температуры и скорости деформации характеризуются наличием на них экстремумов. Происходит некоторое смещение скоростных оптимумов в сторону больших скоростей деформации, возрастающее с увеличением доли сжимающих напряжений.

На рис. 1 показаны образцы ячеистых модулей, отформованные из сплава АМг6 (л. 1,2 мм). Удовлетворительные результаты получены также на сплавах 1420, 1570, ОТ4, ВТ6. Ячеистые конструкции конкурентоспособны по отношению к сотовым – надлежащее соединение обшивок с наполнителем, проще стыковка панелей друг с другом и соединение их с каркасом, имеется возможность местного усиления конструкции введением между ячейками продольных элементов различного направления и сечения.

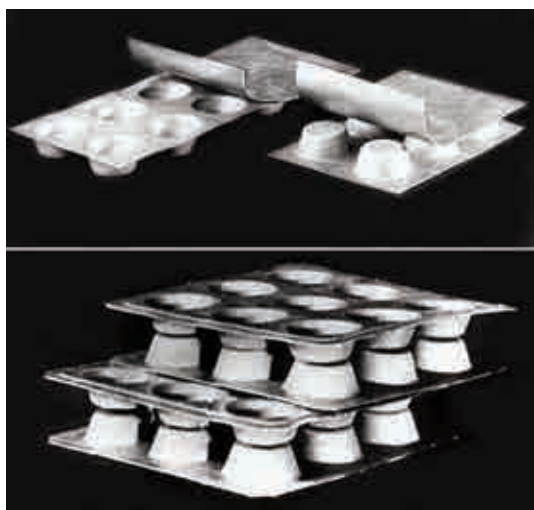


Рис. 1. Ячеистые модули, отформованные в режиме сверхпластичности

Широкие возможности пневмотермической формовки при изготовлении тонкостенных трубных деталей – оболочек с поперечными и продольными рифтами, коллекторов различного назначения с большим количеством разнонаправленных патрубков иллюстрирует рис. 2. Одной из сложных практических задач реализации процесса является герметизация торцов исходной заготовки.



Рис. 2. Трубные детали, изготовленные пневмотермической формовкой
Сплав ОТ4, тр. 50×1,0 мм

На рис. 3 приведены образцы листовых и трубных конструкций, полученные комплексным процессом пневмотермической формовки и диффузионной сварки. В основу комплексного процесса положена идентичность условий и режимов: сопоставимые температурные, силовые и временные параметры, необходимость проведения процессов в вакууме либо в среде нейтрального газа. Комплексный процесс обеспечивает возможность создания эффективных конструкций, получение которых традиционными способами невозможно.

Модельные оболочки различной формы с большим перепадом диаметров показаны на

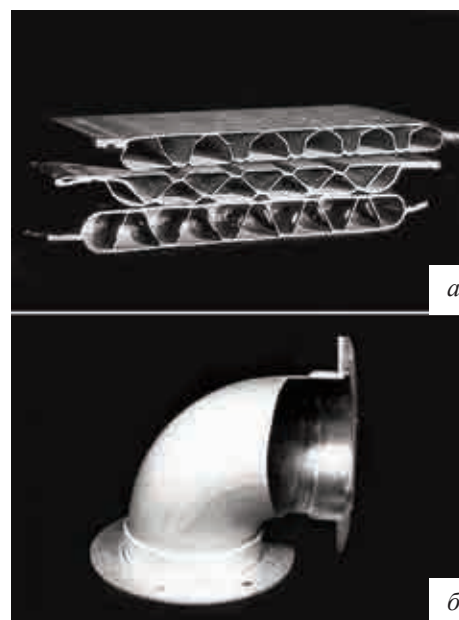


Рис. 3. Фрагменты трехслойных панелей, изготовленных формовкой–сваркой из сплава ВТ6 (а) и тонкостенные крутоизогнутые патрубки с фланцами (тр. 40×1,5 мм) из сплава ОТ4 (б)

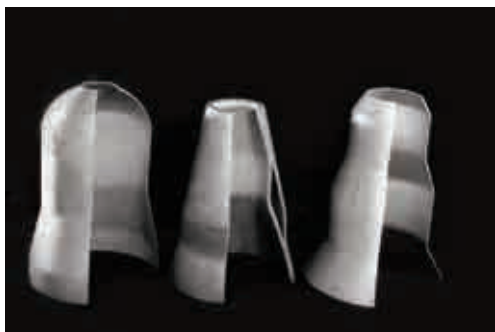


Рис. 4. Тонкостенные корпусные оболочки вращения

Сплав АМг6, тр. d 110 мм, $S = \text{var}$

рис. 4. Прогрессивная технология изготовления оболочек предполагает сочетание операций обжима, раздачи и осадки труб с дифференцированным нагревом. Применение цельноштампованных оболочек дает возможность уменьшить массу, повысить прочность и герметичность изделия.

Опытные работы и конкретные примеры освоения прогрессивной технологии показывают, что штамповка в состоянии сверхпластичности наиболее эффективна при изготовлении особосложных по форме деталей с большими степенями общей и местной деформации из труднодеформируемых малопластичных сплавов. Применение сверхпластической штамповки не только повышает эффективность производства, снижает трудоемкость и себестоимость изделий, но и открывает широкие возможности выбора рациональных конструктивных решений, создания перспективных конструкций, отвечающих возрастающим требованиям к массе, прочности и надежности.

*Статья поступила в редакцию
в июле 2010 г.*

ТРЕБОВАНИЯ К АВТОРАМ 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: (495) 517-90-71.

E-mail: ap.red@yandex.ru

МИКРОБИОЛОГИЧЕСКИЕ ИСПЫТАНИЯ АВИАЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ

*Е.Н.Каблов, докт. техн. наук, А.В.Полякова, А.А.Васильева, Ю.С.Горяшник,
В.Н.Кириллов, канд. техн. наук (ФГУП «ВИАМ»)*

Представлены результаты микробиологических исследований различных классов авиационных материалов, выполненных в ФГУП «ВИАМ», рассмотрены вопросы дезинфекции топливных баков самолетов и антисептирования ряда материалов.

Ключевые слова: авиационные материалы, микробиологическая стойкость, грибоустойчивость, микологические исследования, биоцидные присадки, антисептирование материалов, дезинфицирующие средства, натурные микробиологические испытания.

MICROBIOLOGICAL TESTS OF AIRCRAFT MATERIALS. *E.N.Kablov, Dr.Techn.Sc, A.V.Poliakova, A.A.Vasil'eva, Yu.S.Goriashnik, V.N.Kirillov, Cand.Techn.Sc.*

Results of microbiological testing of different classes of aircraft materials conducted by FGUP VIAM are presented; problems of disinfecting aircraft fuel tanks and antiseptic treatment of a number of materials are considered.

Keywords: microbiological resistance, fungus resistance, mycological investigations, antiseptic treatment of materials.

Проблема микробиологической стойкости авиационных материалов, эксплуатирующихся в различных климатических зонах, особенно в районах с влажным теплым климатом, является весьма актуальной.

Наибольшую опасность представляют микроскопические плесневые грибы [1, 2, 3, 4]. Они способны усиливать коррозию металлических конструкций, развиваясь на материалах, непосредственно контактирующих с металлами: ткань, лакокрасочные покрытия, топливо. Выявлены виды микроскопических грибов, усиливающих коррозию алюминия и алюминиевых сплавов, латуни, стали [5, 6].

Довольно часто и интенсивно повреждаются материалы на основе древесины и текстильные материалы, изготовленные из растительного и животного сырья [7].

Негрибостойкими являются натуральные и искусственные кожи, изготовленные на основе поливинилхлорида.

Микроскопические грибы способны быстро уменьшать вязкость эмульсионных красок, разрушать эмульсии, вызывать газообразование и другие их изменения. Микроорганизмам легко доступны такие компоненты лакокрасочных материалов, как казеин, метилцеллюлоза, полиакрилаты, поливиниловый спирт, полисахариды, желатин и др. Рост микроорганизмов ухудшает адгезию и внешний вид лакокрасочных материалов [4, 7].

В авиационной технике широко используются различные смазки и смазочные масла. При наличии влаги почти все масла и смазки поражаются микроорганизмами [8, 9]. Известны виды грибов, способных ис-

пользовать углеводороды авиационного топлива [10, 11, 12].

Некоторые микроскопические грибы и другие микроорганизмы способны поражать изделия из эластомеров. Развитие микроскопических грибов на резинах и герметиках увеличивает конденсацию водяных паров, ухудшает механические, диэлектрические свойства этих материалов.

Грибостойкость резин, герметиков и клеев во многом зависит от грибостойкости компонентов, входящих в их состав. Так, находящиеся в составе эпоксидных клеев негрибостойкие компоненты: тиокол, смола ЭД-20, амины – являются причиной низкой грибостойкости клеев в целом. Введение в состав герметиков У-30МЭС-5, У-30МЭС-10 сажи также снижает их грибостойкость. Замена негрибостойкие компоненты грибостойкими, можно обеспечить увеличение показателя их грибостойкости в целом.

Микроскопические грибы часто поражают оптические приборы. При росте грибов на стекле продукты их жизнедеятельности (органические кислоты, углекислоты и другие) растворяют стекло, вследствие чего после удаления грибной биомассы на поверхности стекла остается рельефный рисунок. Кроме того, грибы способны конденсировать пары влаги в виде капель вдоль внешней поверхности оболочек клеток, что является причиной сильного рассеивания света [6].

Таким образом, практически все материалы, применяемые в авиационной технике, в той или иной степени подвержены воздействию микроорганизмов. Поэтому крайне важной задачей являются постоянные исследования микробиологической стойкости авиационных материалов и разработка способов их защиты.

Лабораторные испытания

Уже более 50 лет существует микробиологическая лаборатория ФГУП «ВИАМ», где ведутся лабораторные исследования микробиологической стойкости авиационных материалов.

В связи с увеличением поставок техники в страны с влажным тропическим климатом в настоящее время актуальность проблемы биоповреждений возросла, так как эти условия благоприятны для воздействия биофакторов. В лаборатории разработан ГОСТ 9.049–91 «ЕСЗКС. Материалы полимерные и их компоненты. Методы лабораторных испытаний на стойкость к воздействию плесневых грибов».

Испытания изделий на грибостойкость проводятся по ГОСТ 9.048–91.

Одна из важнейших задач микробиологических исследований – это защита авиационного топлива и материалов топливных систем от биоповреждений. Накопление грибной биомассы приводит к выходу из строя приборов, аппаратуры, поскольку при этом забиваются трубопроводы, форсунки, створчатые клапаны, отводы для измерения уровня топлива, а также фильтры топливной системы самолетов. В таких случаях могут возникнуть аварийные ситуации, что произошло с самолетами ТУ-204, эксплуатирующимися в тропических условиях.

В настоящее время наиболее эффективным методом является применение биоцидных присадок к топливу, подавляющих развитие микроорганизмов. За рубежом в последние годы применяются присадки Biobor и Katon FP 1.5. Наибольшим биоцидным эффектом, по совместным исследованиям ВИАМа и ЦИАМа, является присадка Katon FP 1.5 фирмы Rohm&Haas. Минимальная эффективная концентрация этого препарата составляет 0,01 масс.%, и данный препарат может быть использован для дезинфекции топливных баков и защиты топлива

от микробиологического поражения. В нашей стране биоцидные присадки в эксплуатации не применяются и исследования в данном направлении начались сравнительно недавно.

Проведенные в ВИАМе исследования применяемых в авиации антиобледенительных присадок ТГФ, ТГФ-М, И, И-М и других показали, что они не обладают биоцидным эффектом.

Анализ литературных данных о способах получения наиболее распространенных биоцидных присадок показал, что в основе их синтеза лежат реакции высших алифатических и ароматических кислот или их производных с низшими полуфункциональными аминами типа этиленаминов и этаноламинов. Особый интерес представляют биоцидные присадки на основе алкилимидозолинов, к которым относится и присадка Katon FR 1.5.

В 2001 г. в лаборатории ВИАМа проводили исследования по выбору отечественных биоцидных присадок под общим названием БКР-Т. Из 11 различных модификаций, синтезированных ОАО «Синтез ПАВ», относящихся к классу алкилимидозолинов на основе катионных ПАВ, были отобраны только три модификации под общим названием «БИКАИР». Минимальная эффективная концентрация присадок 0,001–0,005 масс.%, что на порядок ниже, чем у присадки Katon FR 1.5.

Проведенные в лабораторных условиях исследования по стойкости неметаллических материалов (резина 3826НТА, герметики У-30-МЭС-5 и УТ-32, лакокрасочные покрытия (ЛКП) ЭП-076 и ЭП-02150) к воздействию микроорганизмов в среде топлива ТС-1 с биоцидными присадками «БИКАИР» показали, что рост микроорганизмов незначительный, при этом состояние материалов не изменилось.

Проводились также и испытания присадок на коррозионную активность. Установ-

лено, что топливо ТС-1 с биоцидными присадками «БИКАИР» в концентрации 0,001 и 0,005 масс.% не оказывает коррозионного воздействия на материалы топливных систем и может быть использовано при работе с конструкционными материалами. Подобрана биоцидная присадка отечественного производства «БИКАИР», которая по биоцидному эффекту значительно превосходит Katon FR 1.5. Минимальная эффективная концентрация Katon FR 1.5, используемая для дезинфекции, – 0–1 масс.%, а присадки «БИКАИР» – 0,005 масс.%. Кроме того, присадка «БИКАИР» значительно дешевле.

В Институте разработаны инструкции по предотвращению микробиологического поражения топливных систем с использованием биоцидной присадки «БИКАИР».

Присадка «БИКАИР» пока может быть рекомендована только для дезинфекции топливных баков самолетов от микробиологического поражения. Для того чтобы рекомендовать ее в качестве присадки к топливу, требуются дополнительные исследования в условиях эксплуатации.

Для предотвращения преждевременной забивки топливных фильтров крайне важно определить наличие микроорганизмов в топливе именно на ранней стадии их развития. Оценка биостойкости топлив в лабораторных условиях проводится по ГОСТ 9.023–91. В лаборатории разработан экспресс-метод определения биозасорения топлива, который может применяться на практике, ведется поиск и разработка новых способов обнаружения биоповреждений на ранних стадиях развития.

Помимо авиационного топлива, микробиологической коррозии могут подвергаться алюминиевые сплавы, используемые в конструкциях топливных баков. Однако разрушительную деятельность биологических агентов по отношению к металлам, и в частности к алюминиевым сплавам, очень труд-

но идентифицировать и отделить от аналогичного действия естественных и технологических сред. Имеющиеся в литературе данные об усилении коррозии под воздействием продуктов жизнедеятельности микроорганизмов, и в первую очередь плесневых грибов, весьма противоречивы и требуют дополнительных исследований.

В лаборатории были проведены исследования, направленные на разработку методики испытаний металлических материалов на стойкость к воздействию микроорганизмов, на выяснение роли микроорганизмов в процессе коррозии. Установлено, что воздействие микроорганизмов и их метаболитов на образцы сплава Д16 во всех случаях приводит к увеличению скорости коррозии металла, что неминуемо ведет к потере его прочности.

По результатам проведенных исследований были разработаны методические материалы, включающие три метода испытаний, которые взаимно дополняют друг друга и позволяют исследовать микробиологическую коррозию более полно.

Выбор метода испытаний зависит от условий эксплуатации металлических материалов в составе изделия.

В микробиологической лаборатории ведутся исследования по защите неметаллических материалов от воздействия микроорганизмов. Многочисленными исследованиями показано, что унифицировать – подобрать одно средство защиты (антисептик) от воздействия микроорганизмов для различных классов неметаллических материалов невозможно, так как для различных материалов используются различные методы введения антисептиков, температурные режимы и т.д.

Для защиты целлюлозосодержащих материалов (древесина, фанера, х/б, льняные и чехольные ткани) был выбран антисептик «Катамин АБ». «Катамин АБ» – антисептик отечественного производства на основе чет-

вертичных аммониевых соединений, не токсичен, не вызывает коррозии металлических материалов, имеет низкую цену. Обработка материалов производится методом пропитки, который позволяет, в случае необходимости, проводить дополнительную обработку антисептическим раствором в условиях эксплуатации.

Для древесины и фанеры, предназначенных для изготовления тары рекомендована пропитка 15 %-ным водным раствором «Катамина АБ» и последующая окраска. При этом рекомендуется введение в лакокрасочный материал 2 масс. % антисептика салициланилида для более надежной защиты при больших сроках хранения и транспортировки.

В Институте разработаны технологические рекомендации по антисептированию древесины и фанеры, предназначенных для изготовления тары. По результатам проведенных исследований по оценке фунгицидной активности химических препаратов составлен «Справочник химических соединений для защиты неметаллических соединений и топлив от микробиологического поражения».

В лаборатории имеется большая база данных по грибостойкости неметаллических материалов с указанием их прочностных характеристик после воздействия плесневых грибов и повышенной влажности, ведется целый комплекс работ по проблеме микробиологических повреждений авиационных материалов. Совместно с «Синтез ПАВ», ЦИАМом разработана и запатентована биоцидная присадка, которая по свойствам превосходит зарубежные аналоги. Она применяется в меньшей концентрации, легко синтезируется. Присадка недорогая и экологически чистая. В настоящее время ведутся исследования по разработке грибостойких неметаллических материалов, широко применяемых в авиационной промышленности – резины, герметиков, ЛКП и др.

Постоянно ведется поиск новых химических соединений, которые могут быть использованы для защиты различных неметаллических материалов от микробиологического поражения, эффективных при малых концентрациях, малотоксичных, соответствующих экологическим нормам и др., разработаны технические рекомендации.

Натурные испытания

При проведении лабораторных исследований нельзя учесть влияние всех климатических факторов, воздействующих на материалы при эксплуатации. Поэтому, наряду с ускоренными испытаниями в лабораториях, необходимо проводить исследования в природных условиях, где происходит естественное заражение материалов микроорганизмами. Натурные испытания позволяют выделять микрофлору и выявлять активные виды микроорганизмов-биодеструкторов, которые могут использоваться при проведении ускоренных испытаний, оценить сохранность защитных средств.

В России наиболее благоприятной зоной для проведения натурных испытаний является юг Черноморского побережья с теплым влажным (субтропическим) климатом. В 2007 г. в районе г. Сочи, в юго-восточной части тисосамшитовой рощи, была организована микологическая площадка для проведения испытаний в соответствии с разработанным ВИАМом ГОСТ 9.053–91 «ЕСЗКС. Материалы неметаллические и изделия с их применением. Метод испытаний на микробиологическую стойкость в природных условиях в атмосфере». Микологическая площадка площадью 0,5 га располагается в низменной, хорошо увлажненной местности, защищенной от действия ветра и затененной двухъярусной лесной растительностью. Почвенный покров представлен перегнойно-карбонатными выщелочными среднетощными почвами. На микологической площадке созданы условия для

активного развития почвенной микрофлоры.

Для оценки соответствия микологической площадки ГОСТ 9.053–75 проводили контрольные испытания на образцах различных систем ЛКП, на х/б и лавсановых тканях без пропитки антисептиками. Осмотр образцов после экспозиции в течение шести месяцев показал, что в условиях микологической площадки материалы обрастают микроорганизмами.

Помимо испытаний материалов на микробиологическую стойкость, ведутся работы по изучению микрофлоры. Трижды в год на территории микологической площадки берутся образцы микрофлоры и исследуются в лаборатории. За 2 года подобных исследований было выделено 24 вида мицелиальных грибов, относящихся к 11 родам, а также бактерии и актиномицеты.

Анализ результатов микробиологических исследований микрофлоры показал, что на микологической площадке велико видовое разнообразие микроорганизмов. Кроме того, доминирующие виды грибов относятся к списку культур, рекомендуемых ГОСТ 9.049–91 для проведения испытаний на грибоустойчивость. Результаты исследований микрофлоры подтверждают, что микологическая площадка полностью соответствует требованиям для проведения натурных испытаний материалов и топлив на микробиологическую стойкость.

Выделенные штаммы микроорганизмов дополнили банк данных микроорганизмов лаборатории и используются при проведении испытаний в лабораторных условиях.

Таким образом, микологическая площадка в окрестностях г. Сочи полностью соответствует требованиям ГОСТ 9.053–91 по всем необходимым показателям: почвенно-растительному покрову, климатическим характеристикам, геоморфологическим условиям, численности и видовому составу микрофлоры. Микологическая площадка явля-

ется единственной на территории РФ, на которой можно проводить натурные испытания материалов, элементов конструкций и изделий в условиях субтропического климата.

ЛИТЕРАТУРА

1. Бобкова Т.С., Злочевская И.В., Рудакова А.К., Чекунова Л.Н. Повреждение промышленных материалов и изделий под воздействием микроорганизмов. М.: Изд-во Московского ун-та, 1971. С. 25–33.
2. Ильичев В.Д. Биоповреждения – экологотехнологическая проблема // Микроорганизмы и низшие растения – разрушители материалов и изделий. М.: Наука, 1979. С. 7–10.
3. Коваль Э.З., Сидоренко Л.П. Микодеструкторы промышленных материалов. Киев: Наукова думка, 1989. 187 с.
4. Синадский Ю.В. Первый международный симпозиум по биологическим повреждениям // Микология и фитопатология. Л.: Наука, 1969. Т. 3. С. 397–400.
5. Андреюк Е.И., Билай В.И., Коваль Э.З., Козлова И.А. Микробная коррозия и ее возбудители. Киев: Наукова думка, 1980. 288 с.

6. Благник Р., Занова В. Микробиологическая коррозия. М.-Л.: Химия, 1965. С. 11–20.

7. Каневская И.Г. Биологическое повреждение промышленных материалов. Л.: Наука, 1984. 232 с.

8. Торопова Е.Г., Егоров Н.С., Матюша Г.В., Скрибачилин Г.А., Новикова Г.А., Белоусова А.А., Кричинский И.С. Поражаемость смазочных масел микроорганизмами при хранении и эксплуатации // Актуальные вопросы биоповреждений. М.: Наука, 1983. С. 207–217.

9. Фельдман М.С., Шляпникова М.А., Кулаков С.И., Веселов А.П. Изучение грибостойкости масел // IV Всесоюзная конференция по биоповреждениям: тезисы докладов. Н. Новгород, 1991. С. 78.

10. Гаджиева М.А., Джафаров А.А., Керимова Я.М. Грибы – разрушители реактивных топлив и методы защиты их // Химические средства защиты от биокоррозии: тезисы докладов. Уфа, 1980. Ч. 1. С. 136–137.

11. Hamme J.D.V., Singh A., Ward O.P. Recent advances in petroleum microbiology // Microbiology and molecular biology reviews, 67(4), 2003. P. 503–549.

12. Scott J.A., Forsyth T.J. Thermophilic microorganisms in aircraft fuel // Int. Biodeterioration Bull. V. 12. № 1. 1976. P. 1–4.

СОСТОЯНИЕ И ПЕРСПЕКТИВЫ РАЗРАБОТКИ УЛЬТРАВЫСОКОТЕМПЕРАТУРНЫХ КЕРАМИЧЕСКИХ МАТЕРИАЛОВ ДЛЯ ПРИМЕНЕНИЯ В ГИПЕРЗВУКОВЫХ АВИАКОСМИЧЕСКИХ ОБЪЕКТАХ

И.Ю.Келина, канд. техн. наук, А.С.Шаталин, докт. техн. наук, Л.А.Чевыкалова, И.Л.Михальчик, А.В.Аракчеев (ФГУП «ОНПП “Технология”»)

Дан анализ зарубежных публикаций об ультравысокотемпературных керамических материалах, применяемых в гиперзвуковых авиакосмических изделиях.

Ключевые слова: гиперзвуковая авиакосмическая техника, ультравысокотемпературные материалы, керамика, диборид циркония, диборид гафния.

STATE-OF-THE-ART AND PROSPECTS FOR DEVELOPMENT OF ULTRA-HIGH-TEMPERATURE CERAMIC MATERIALS FOR HYPERSONIC AEROSPACE OBJECTS. *I.Yu.Kelina, Cand.Techn.Sc, A.S.Shatalin, Dr.Techn.Sc, L.A.Chevykalova, I.L.Mikhalchik, A.V.Arakcheev.*

Foreign publications on ultra-high-temperature ceramic materials used in hypersonic aerospace objects have been analyzed.

Keywords: hypersonic aerospace engineering, ultra-high-temperature materials, ceramics, zirconium boride, hafnium diboride.

Предельные температуры, при которых могут работать материалы, во многих слу-

чаях определяют рабочие характеристики и предельные возможности техники. Потреб-

ность в ультравысокотемпературных материалах наиболее остро проявляется при создании гиперзвуковых летательных объектов (беспилотные и пилотируемые самолеты, орбитальные и межпланетные возвращаемые корабли, двигательные системы).

Согласно концепции NASA (США) для увеличения скорости, маневренности летательных аппаратов необходим «переход» от «тупой» их формы («Шатл», «Буран») к «острой» при значительном увеличении отношения подъемной силы к тормозящей (L/D , lift/drag), что сопровождается значительным ростом температуры поверхности «острого» носового обтекателя, передних кромок крыла и руля вплоть до 3000°C . Для сравнения, максимальные температуры носового обтекателя и передних кромок крыла «Шатлла» $\sim 1650^{\circ}\text{C}$.

Важными преимуществами возвращаемых на землю орбитальных кораблей острой формы, высокой скорости и маневренности являются снижение ограничений по времени, месту и положению корабля при приземлении, исключение периода отсутствия связи с кораблем при входе в атмосферу, для межпланетных полетов, кроме того, сокращение в 1,5–2 раза времени полета. Успешный демонстрационный полет Х43А («Нурег-Х») со скоростью 7 махов в марте 2004 г. подтвердил указанные преимущества.

Ультравысокотемпературные материалы (УНТС) необходимы и для деталей проточного тракта различных двигательных систем с ресурсом работы от нескольких секунд для твердотопливных до часов для жидкотопливных двигателей. Совокупность экстремальных температур, которые могут превышать 3000°C , химическая агрессивность и запыленность газового потока сильно ограничивает выбор материалов для них. Существует ограниченный перечень материалов с температурой плавления или разложения выше 3000°C (табл. 1) [1].

Таблица 1

Материал	Температура плавления (разложения), $^{\circ}\text{C}$	Плотность, г/см^3
ZrB ₂	3245	6,08
ZrC	3530	6,73
HfB ₂	3380	11,2
HfC	3890	12,22
HfN	3305	13,8
TaB ₂	3000	–
TaC	3880	13,9
TaN	3387	–
TiC	3250	4,9
NbC	3470	7,85
BN	3000	2,2
ThO ₂	3300	10,0
C	3652	–
W	3410	–
Re	3180	–

Температуры плавления указанных материалов известны давно, но только в последнее десятилетие исследования и разработки ультравысокотемпературных материалов получили целевую направленность на гиперзвуковую технику и финансирование по программам NASA (SHARP-B2) и военных ведомств.

Материалы, которые могут быть использованы для УНТС, трудно уплотняются при спекании из-за высокой температуры плавления и сильных ковалентных связей. Для уплотнения порошковых заготовок высокотемпературных соединений необходимо термическое оборудование с рабочей температурой 2500°C и более. Поэтому в большинстве исследований для уплотнения используется горячее прессование при температурах 2000°C и выше с приложением удельного давления 35 МПа. Следует отметить, что в настоящее время в масштабах лабораторий методом горячего прессования изготавливаются образцы размерами порядка нескольких сантиметров. Эти результаты необходимо переносить на изделия размерами порядка нескольких десятков сантиметров.

ров. Рассматривается также применение горячего изостатического прессования, самораспространяющегося высокотемпературного синтеза и плазменного нагрева. Последний способ по сравнению с горячим прессованием имеет преимущество в более коротком режиме, что сказывается на стоимости и возможности проведения синтеза без активатора спекания. Исследуются различные добавки как для активирования спекания, так и для повышения прочности, устойчивости к окислению, термостойкости.

Наиболее исследуемые комбинации материалов: $\text{HfB}_2 - \text{SiC}$, $\text{HfC} - \text{C}$, $\text{HfC} - \text{TaC} - \text{C}$, $\text{ZrB}_2 - \text{SiC}$, $\text{ZrB}_2 - \text{SiC} - \text{C}$, $\text{ZrB}_2 - \text{MoSi}_2$, $\text{ZrB}_2 - \text{ZrC} - \text{SiC}$, $\text{ZrB}_2 - \text{SiCw}$, $\text{Cf/ZrC} - \text{SiC}$, $\text{Cf/ZrB}_2 - \text{SiC}$, $\text{Cf/ZrC} - \text{ZrB}_2 - \text{SiC}$ [2, 3]. Большинство исследований посвящено материалам на основе боридов циркония и гафния [4]. Отмечается их очень высокая теплопроводность, сопоставимая с теплопроводностью меди при комнатной температуре, которая постепенно убывает до 2500°C (табл. 2). Это обуславливает их высокую термостойкость и позволяет рассматривать их применение для изготовления

Таблица 2

Свойства	ZrB_2	HfB_2
Плотность, г/см^3	6,1	11,2
E , ГПа	489	480
σ , МПа	305	350
$\text{HV}_{1,0}$, ГПа	23	28
λ , $\text{Вт/(м}\cdot\text{К)}$	60	104
Cp , $\text{Дж/(кг}\cdot\text{К)}$	628	–
T_{max} , $^\circ\text{C}$	$3245 T_{\text{пл}}$	$3380 T_{\text{пл}}$

сопла реактивных двигателей, где температура внутренней стенки достигает 2000°C менее чем за 0,15 с.

В основном исследуются UHTCs материалы в системах на основе диборидов циркония и гафния с добавками карбида крем-

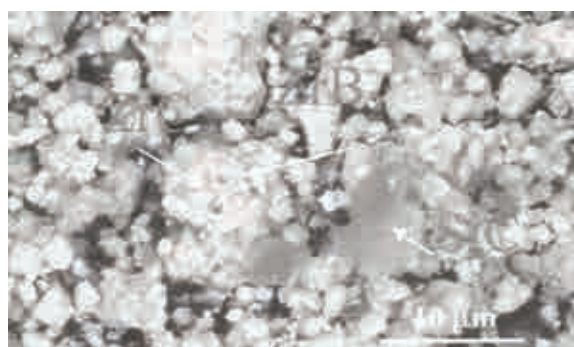
Таблица 3

Свойства	$\text{ZrB}_2 - 20\% \text{ SiC}$	$\text{HfB}_2 - 20\% \text{ SiC}$
Плотность, г/см^3	5,61	9,33
Пористость, %	< 1	–
E , ГПа	480 ± 49	–
σ , МПа	$887^{20^\circ\text{C}}$ $255^{1500^\circ\text{C}}$	$450 - 900^{20^\circ\text{C}}$ $500^{1450^\circ\text{C}}$
$\text{HV}_{1,0}$, ГПа	$17,7 \pm 0,4$	17 – 22
K1c , $\text{МПа}\cdot\text{м}^{1/2}$	$4,07^{20^\circ\text{C}}$ $2,53^{1500^\circ\text{C}}$	3,8 – 6,29
λ , $\text{Вт/(м}\cdot\text{К)}$	$103,8^{20^\circ\text{C}}$ $67,5^{2100^\circ\text{C}}$	–
Cp , $\text{Дж/(кг}\cdot\text{К)}$	$459^{20^\circ\text{C}}$ $811^{1900^\circ\text{C}}$	–
Коэф. Пуассона	0,13	–
T_{max} , $^\circ\text{C}$	2587,5	–

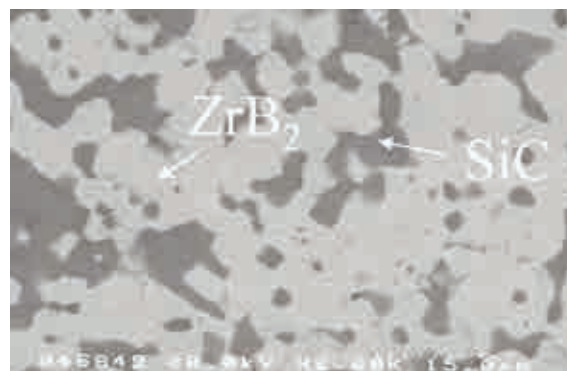
ния на дисперсность исходного сырья, соотношение ингредиентов, достижение теоретической плотности, получение однородной микроструктуры; приводятся значения физико-механических свойств – ρ , σ , K1c , HV , исследуются стойкость к термоудару и высокотемпературному окислению, то есть исследуются взаимосвязи в системе состав–структура–свойства. В большинстве работ (например, [5]) в качестве исходного сырья используются порошки фирмы H.C. Starck: ZrB_2 (Grade B) с содержанием SiC (UF-10) до 30 %. Полученные горячепрессованные материалы имеют высокие механические характеристики. Некоторые свойства горячепрессованных композиционных материалов в системе $\text{ZrB}_2 - \text{SiC}$, $\text{HfB}_2 - \text{SiC}$, по данным зарубежных исследователей [4, 6], приведены в табл. 3.

Характерная микроструктура излома (а) и полированной поверхности (б) материала в системе $\text{ZrB}_2 - 20\% \text{ SiC}$ с трещиностойкостью $\text{K1c} = 4,1 \text{ МПа}\cdot\text{м}^{1/2}$ и микротвердостью $\text{HV} = 16 \text{ ГПа}$ представлена на рис. 1 [7].

Много работ посвящено исследованию стойкости к окислению UHTCs материалов



а



б

Рис. 1

и изучению структуры окисленной поверхности и поперечного сечения [8–10]. При исследовании окисляемости образцов горячепрессованной плотной керамики на основе ZrB_2 , содержащей 0, 10, 20 или 30 об. % частиц SiC, установлено, что до $\sim 1200^\circ C$ поведение окисления в печи чистой ZrB_2 и ZrB_2 –SiC было похожим вследствие образования защитного слоя B_2O_3 на поверхности. При более высоких температурах испарение B_2O_3 привело к увеличению скорости окисления образца чистой ZrB_2 . Скорость окисления образцов, содержащих SiC, ниже благодаря включению SiO_2 в защитный слой. Общее приращение массы во время нагревания до $1500^\circ C$ на воздухе уменьшилось от $0,05 \text{ мг/мм}^2$ для ZrB_2 до $0,01 \text{ мг/мм}^2$ для ZrB_2 –30 %SiC. Изучение поперечного сечения окисленных образцов показало присутствие участка, обедненного SiC, между защитным оксидом и неизменным ZrB_2 –SiC (рис. 2). Условия, необходимые

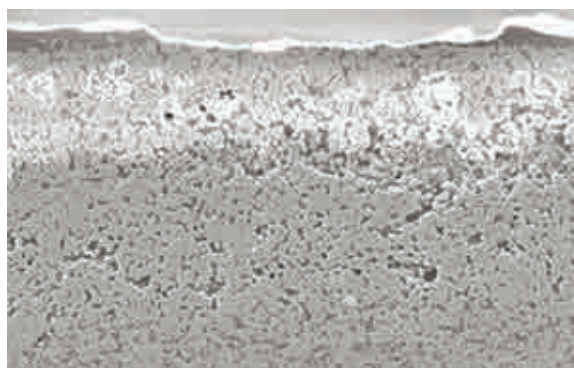


Рис. 2

для стимулирования окисления SiC и обеспечения стабильности ZrB_2 , были определены с использованием диаграммы фазовой стабильности.

В настоящее время ведутся исследования по применению этих полученных сведений для разработки добавок или покрытий, которые повысят стойкость к окислению материалов на основе ZrB_2 для теплозащитных целей.

Для исследований и испытаний UHTCs материалов в Ames Research Center создан дуговой плазмотрон (реактивное сопло), разработаны методики испытаний материалов в режимах возвращения корабля в атмосферу земли. Проводятся испытания различных материалов [11, 12] на образцах различной геометрии.

При испытаниях в реактивном сопле при $1800^\circ C$ не наблюдается деградации материала ZrB_2 –20 %SiC. Результаты исследования окисляемости материалов на основе ZrB_2 –SiC в диапазоне 1400 – $2100^\circ C$ показали недостаточную их устойчивость, тем не менее разрабатываются и испытываются материалы на основе боридов гафния и циркония для защиты от окисления углерод-углеродных композитов. Результаты испытаний керамических материалов в NASA Ames Research Center представлены в табл. 4.

На сайте NASA [9] приводится информация по тестированию трех UHTCs материалов на основе ZrB_2 на стойкость к окисле-

Таблица 4

Состав	$T_{\text{испыт}}, ^\circ\text{C}$	$T_{\text{пл}}, ^\circ\text{C}$
HfB ₂ – SiC (20 об. %)	2277	2817
ZrB ₂ – SiC (20 об. %)	2017	2587
ZrB ₂ – C (30 об. %) – SiC (14 об. %)	2110	2587

нию при температурах 1327, 1627 и 1927 °C. Материалы на основе HfB₂ не рассматривались ввиду их высокой стоимости. Полученные результаты сравнили с результатами испытаний коммерческого высокотемпературного керамического материала на основе нитрида кремния марки AS 800, обладающего высокой теплопроводностью и широко используемого для разработок перспективных ГТД. УНТС материалы уступают этому материалу и могут быть использованы не дольше, чем несколько минут.

УНТС материалы также находят применение в качестве барьерных покрытий и защиты от окисления на углеродных и карбид-кремниевых волокнах при создании композиционных материалов. Исследования по получению покрытий на основе тугоплавких карбидов, оксидов и нитридов методом химического транспорта через газовую фазу в системе металл–углерод–галогенсодержащий газ (изотермический транспорт) проводятся в Институте химии твердого тела и механохимии РАН (г. Новосибирск). Были получены однородные покрытия TaC (рис.3) и ZrC толщиной до 1 мкм [13].

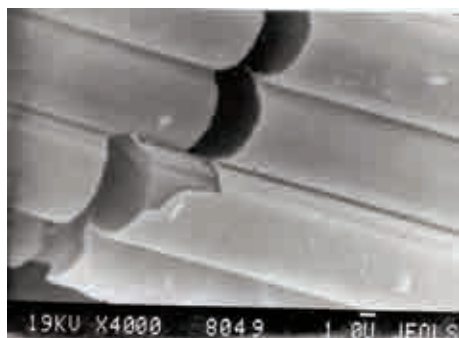


Рис. 3

В ФГУП «ОНПП «Технология»» разработан горячепрессованный материал на основе нитрида кремния марки ОТМ-914, который по комплексу свойств не уступает лучшему зарубежному аналогу марки AS 800, с которым зарубежные исследователи сравнивают характеристики ультравысокотемпературных материалов. Испытаниями деталей ГТД подтверждена высокая работоспособность материала ОТМ-914 в окислительных условиях при 1500 °C [14]. На предприятии имеется техническая возможность начать исследования по составу, структуре и свойствам ультравысокотемпературных материалов и основам технологии их получения методом горячего прессования. В качестве научного задела можно использовать работы, проводимые Санкт-Петербургским государственным технологическим институтом по исследованию физико-химических основ создания композиционных керамических материалов на основе тугоплавких соединений и закономерностей взаимодействия в системах для построения диаграмм состояния [15].

Таким образом, возрастающая активность исследований и разработок в области ультравысокотемпературных материалов (США, Италия, Япония, Китай) свидетельствует о подготовке технологического прорыва в создании гиперзвуковой авиакосмической техники.

ЛИТЕРАТУРА

1. Wichina E., Opila E., Opeka M., Fahrenholtz W.G., Talmy I. UHTCs: Ultra-High Temperature Ceramic Materials for Extreme Environment Applications // The Electrochemical Society Interface. 2007. P. 30–36.
2. G.J.Zhang, W.M.Guo, D.W.Ni. Ultrahigh Temperature Ceramics (UHTCs) Based on ZrB₂ and HfB₂ Systems: Powder Synthesis, Densification and Mechanical Properties // J. Phys.: Conf. Ser. 2009. № 176.
3. X.-Y.Zhou, Guo-Jun Zhang, Yao-Gang Li, Yan-Mei Kan, Pei-Ling Wang. Hot Pressed ZrB₂–SiC–C Ultra-High Temperature Ceramics with Polycarbosilane as a Precursor // Received 30 June 2006.

4. **R.Loehman, E.Corrall, H.Peter Dumm, P.Kotula, R.Tandon** Ultra-High Temperature Ceramics for Hypersonic Vehicle Applications // SANDIA REPORT. Printed June 2006.
5. **Sung S. Hwang, Alexander L. Vasiliev, Nitin P. Padture** Improved Processing and Oxidation-resistance of ZrB_2 Ultra-High Temperature Ceramics Containing SiC Nanodispersoids // J. of Materials Science and Engineering A. 2007. № 464. P. 216–224.
6. **L.Scatteia, F.De Filippis, G.Marino.** Ultra-High Temperature Diboride Ceramics for RLV's Hot Structures // European Conference Aerospace Sciences Received.
7. **R.Licheri, R.Orru, C.Musa, A.M.Locci.** Spark Plasma Sintering of ZrB_2 - and HfB_2 -Based Ultra High Temperature Ceramics Prepared by SHS // International J. of Self-Propagating High-Temperature Synthesis, 2009. Vol. 18. № 1. P. 15–24.
8. **X.Zhang, P.Hu, X.Zhang, J.Han, S.Meng.** Ablation behavior of ZrB_2 -SiC Ultra High Temperature Ceramics Under Simulated Atmospheric Re-Entry Conditions // Received 15 February 2008.
9. **S.R.Levin, E.J.Opila, M.C.Halbig, J.D.Kiser, M.Singh, J.A.Salem.** Evaluation of Ultra-High-Temperature Ceramics for Aeropropulsion Use // J. European Cer. Soc. 2002. Vol. 22. P. 2757 (<http://www.grc.nasa.gov> Ultra-High-Temperature Ceramics Evaluated for Aeropropulsion Use).
10. Rapid Investigation of Ultra High Temperature Ceramics // J. of Materials Science and Engineering, University of Michigan. 2005.
11. **R.Savino, MDe Stefano Fumo, D.Patema, A.Di Maso.** Arc-Jet Testing of Ultra High Temperature Ceramics // Workshop on Science and Technology of UHTC-Based HOT Structures. CIRA, October 28–29, 2008.
12. **S.R.Levine, E.J.Opila, R.C.Robinson, J.A.Lorincz.** Characterization of an Ultra-High Temperature Ceramic Composite // Received May 2004 – NASA/TM-2004-213085.
13. **Baklanova N., Zaitsev B., Titov A., Zima T.** The chemistry, morphology, topography of titanium carbide modified carbon fibers // Carbon. 2008. V. 46. № 2. P. 261–271.
14. **Шаталин А.С., Ромашин А.Г.** Новые конструкционные материалы на основе керамики и композитов с керамической матрицей. Ч. I // Конструкционные керамические материалы. Перспективные материалы. 2001. № 4. С. 5–16.
15. **Орданьян С.С., Унрод В.И.** Эвтектики в системах с участием тугоплавких соединений и их модели – спеченные композиции // Новые огнеупоры. 2005. № 7. С. 42–48.

РАЗРАБОТКА КОНЕЧНО-ЭЛЕМЕНТНОЙ МОДЕЛИ ФЕРМЕННОГО КРУПНОГАБАРИТНОГО СТЕНДА ДЛЯ ДИНАМИЧЕСКИХ ИСПЫТАНИЙ

В.А.Мусатов (ЗАО “Энергоконтракт”), **Е.А.Абрамова**, канд. техн. наук
(ФГУП “ГКНПЦ им. М.В. Хруничева”), **В.Н.Егоров**, докт. техн. наук
(ОАО “Национальный институт авиационных технологий”)

Представлена модель стенда для испытаний натурных объектов на динамические нагрузки и функциональное срабатывание.

Ключевые слова: испытательный стенд, ферма, конечно-элементная модель, динамические нагрузки, напряженно-деформированное состояние.

FINITE-ELEMENT MODEL DEVELOPMENT OF A TRUSS LARGE-SIZED DYNAMIC TEST BENCH.
V.A.Musatov, E.A.Abramova, Cand.Tech.Sc, V.N.Egorov, Dr.Tech.Sc.

Aimed at dynamic load and functional operation testing of full-sized objects a constructively similar finite-element model of the truss test bench is presented.

Keywords: test bench, truss, finite-element model, dynamic load, mode of deformation.

Крупногабаритные стенды в авиационно-космической промышленности применяются для испытаний натурных объектов на прочность, жесткость, функциональное срабатывание. Для протяженных объектов крупногабаритные стенды имеют ферменную конструкцию из металлических стандартных профилей – швеллеров и уголков, стыкуемых с помощью сварных соединений. Большие массы объекта испытаний и стенда, а также динамика процесса требуют включения в расчетную схему стенда основания – силового пола и силовых колонн.

При испытаниях на стенд передаются значительные динамические нагрузки (удары, вибрации), поэтому необходимо проводить расчет стенда на прочность, устойчивость, колебания; расчет сварных соединений профилей, болтовых соединений стенда с полом. Решение таких задач опирается на

знание напряженно-деформированного состояния стенда, которое можно определить с помощью метода конечных элементов. Современные конечно-элементные программные комплексы состоят из большого набора элементов, поэтому необходима правильная дискретизация исходной конструкции (стенда). Эта задача не всегда является очевидной, и представляет собой самостоятельное исследование. Размерность задачи должна соответствовать требуемой точности расчетов.

Анализ напряженно-деформированного состояния стенда (фермы) при нагружении импульсами сил от четырех тяг пневмотолкателей проводился в два этапа: статический и динамический анализ в программно-вычислительном комплексе Nastran.

Конечно-элементная модель (КЭМ) фермы была создана конструктивно подобно

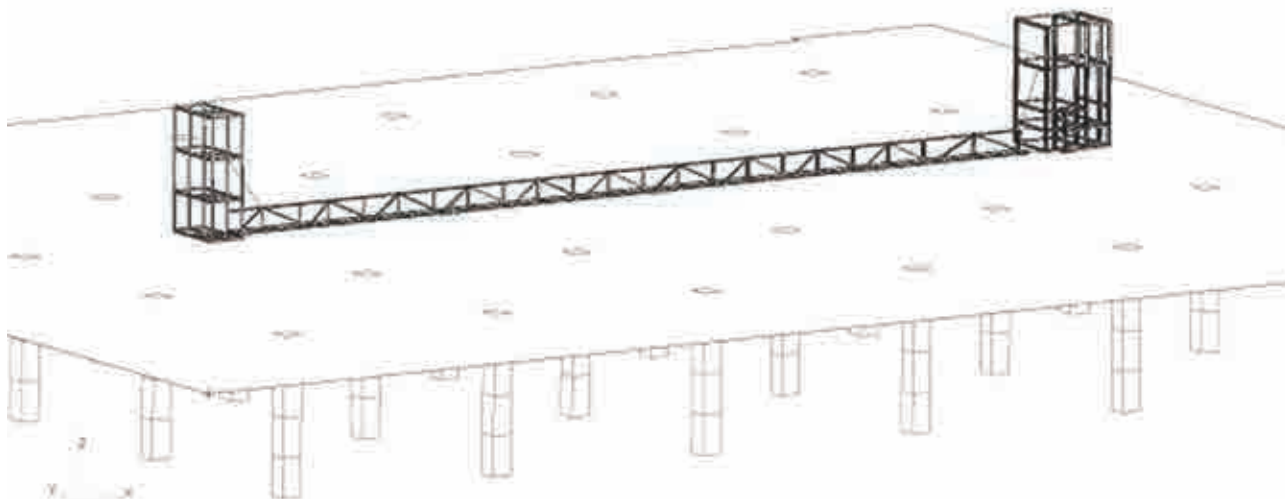


Рис. 1. Общий вид конечно-элементной модели

(рис. 1). Она включает непосредственно ферму, силовой пол и силовые колонны – опоры пола. Параметры КЭМ заданы в системе единиц СИ. КЭМ можно без доработки использовать как для статического, так и для динамического анализа. Всего расчетная модель включает ≈ 33 тыс. узлов и ≈ 32 тыс. элементов, что соответствует ≈ 20 тыс. степеней свободы.

Расчетная схема может быть представлена следующим образом. Ферма связана с силовым полом с помощью крепежных элементов, а силовой пол неразрывно связан с колоннами, жестко защемленными по свободному краю. Нагрузка прикладывается в точках на ферме, соответствующих местам крепления подвижной части стенда.

Основной расчетной системой является глобальная декартова система координат: ось X направлена вдоль оси фермы, ось Y – перпендикулярно ей по правилу правой руки, ось Z – по нормали к плоскости XY и соответствует направлению «пол – потолок». В этой системе производится объединение матрицы жесткости всей модели. Элементы имеют свои собственные системы координат, с помощью которых происходит ориентирование балочных элементов или физико-механических свойств неизотропных материалов.

Ферма смоделирована из балочных ли-

нейных двухузловых элементов типа Beam, которые работают на растяжение–сжатие, кручение, изгиб и сдвиг в двух взаимно перпендикулярных плоскостях. Элемент может обладать жесткостью по всем шести степеням свободы в каждой узловой точке. Компонентами перемещений в узловой точке элемента являются три поступательные и три вращательные степени свободы. Каждый пролет фермы включает несколько элементов по высоте для снижения погрешности при определении изгибных напряжений. Сечения балок соответствуют стандартным профилям швеллеров и уголков.

Тяги смоделированы из двухузловых линейных элементов типа Rod – стержней с шарнирной опорой на концах. Они имеют продольную и крутильную жесткости относительно продольной оси.

Силовой пол представлен линейными четырехузловыми элементами типа Quad: это наиболее применяемый тип элемента при моделировании пластин и оболочек. Плоский линейный четырехузловой элемент Quad4 может воспринимать мембранные, изгибные усилия, а также сдвиг из плоскости. Усилия и моменты определяются в геометрическом центре элемента, а напряжения – на внешней и внутренней поверхностях.

Неоднородность физических свойств пола по толщине была учтена с помощью

таблицы толщин в соответствующих точках с заданными координатами. При задании свойств все толщины автоматически выстраиваются от средней линии симметрично в обе стороны. В данном случае пришлось воспользоваться функцией сдвига толщины относительно средней линии, так называемой Offset, чтобы силовой пол с верхней стороны был гладким, а с нижней представлял собой «гребенку». Функция Offset не работает для задач устойчивости и статики в геометрически нелинейной постановке.

Ферма крепится к силовому полу в 65 точках (рис. 2), что соответствует 46 шпилькам $\varnothing 35$ мм и 19 шпилькам $\varnothing 20$ мм. Шпильки представлены в модели жесткими связями RBE2, которые соединяют шпильки с полом в осевом и поперечных направлениях, поэтому по результатам расчета можно определить действующие в них усилия в виде векторного поля.

Для фермы задана модель изотропного материала. Принимая в расчет, что ферма воспринимает сравнительно высокие ударные нагрузки, в модель материала была введена диаграмма деформирования для случая физически нелинейного анализа. Диаграмма в среде MSC.Nastran задается в виде кусочно-линейной функции, состоящей из двух отрезков: первый соответствует закону Гука, второй – приведенному к линейной зависимости участку от предела текучести до предела прочности. Поскольку материалом пола является армированный бетон, для

описания его физических свойств выбрана модель материала 2D Orthotropic. В этом случае задаются более высокие характеристики (армирующего металла) в направлении армирования и характеристики бетона во всех остальных направлениях. Аналогичная модель материала выбрана и для силовых колонн. Для подробного статического расчета рекомендуется вводить критерий разрушения по максимальным напряжениям растяжения и сжатия. При решении задачи даже в линейной постановке можно определить, происходит ли разрушение колонн.

На ферму действуют нагрузки от верхних и нижних тяг пневмотолкателей (рис. 3). Для них были введены законы изменения в зависимости от времени.

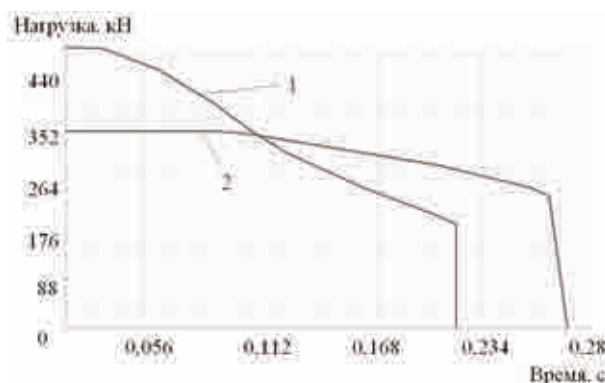


Рис. 3. Нагрузки от верхних 1 и нижних 2 тяг пневмотолкателей

В первую очередь был проведен статический анализ конструкции в линейной постановке. Основной его целью была верификация расчетной математической модели. Для расчета были приняты нагрузки, соответ-

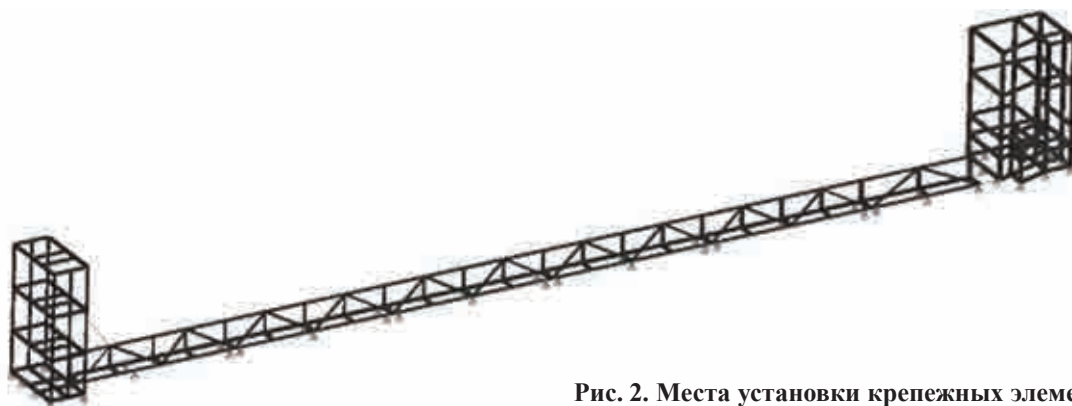


Рис. 2. Места установки крепежных элементов

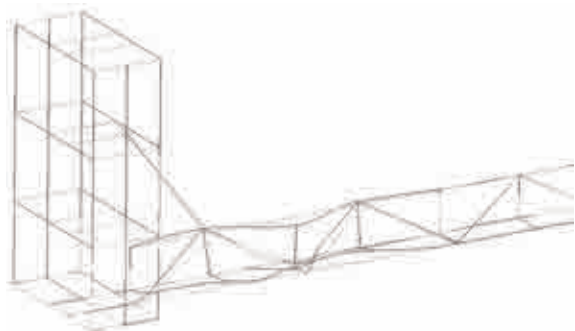


Рис. 4. Местная потеря устойчивости фермы

ствующие максимальным по амплитуде динамическим нагрузкам, приведенным к статическим с коэффициентом динамичности $k_d = 2$.

Был проведен анализ общей и местной устойчивости (рис. 4) с помощью решателя SOL 106. Решалась задача линейной устойчивости; в этом случае не достигают состояния текучести материала и направление нагрузки остается неизменным. Для определения устойчивости применяли метод Ланцоша как для модели средней размерности. Его использование особенно эффективно для слабозаполненных матриц при вычислении скорости и экономичности использования машинного ресурса. Он наиболее надежный по сравнению с методом обратных итераций и методом последовательности Штурма.

Определен коэффициент местной потери устойчивости фермы: $k > 2$. Общая потеря устойчивости наступает при превышении расчетной нагрузки более чем в 4 раза.

$$[M]\{\ddot{u}(t)\} + [B]\{\dot{u}(t)\} + [K]\{u(t)\} = \{P(t)\} + \{N(t)\},$$

Динамическая задача решается с помощью алгоритма нелинейного анализа переходного процесса с применением Nastran. В основе метода – уравнение равновесия динамической системы:

где $[M]$, $[B]$ и $[K]$ – матрицы масс, демпфирования и жесткости соответственно; $\{N(t)\}$ – вектор нелинейности нагрузки.

Анализ переходного процесса – наиболее распространенный метод получения откликов конструкции, нагруженной переменными во времени нагрузками. Был задан закон изменения нагрузки по времени для нижней и верхней тяг пневматолкателей (см. рис. 3).

Для коррекции свойств материалов введены значения ударной вязкости и критериев податливости (фон Мизеса для металла и Дрюкера – Прагера для бетона).

При решении использован прямой метод, позволяющий учесть демпфирование опор в виде матрицы демпфирования $[B]$. Отклик в виде перемещений $\{u(t)\}$ является основным результатом, запрашиваемым в этом решении. Результаты выдаются с фиксированным шагом: приращение по времени Δt составляет 0,01 с.

Решение по SOL 129 потребовало ручной коррекции входного файла решателя .bdf. Это объясняется тем, что в автоматическом режиме в современной версии программы недоступны многие настройки, обеспечивающие вывод результатов в матричной форме.

В результате проведенного анализа стенда на действие нагрузок, соответствующих рабочим условиям, было получено напряженно-деформированное состояние, поля перемещений и ускорений в каждой точке стенда, пола и опор.

Таким образом, созданная КЭМ ферменного стенда и выбранный прямой метод численного интегрирования уравнения движения позволяют адекватно описать поведение исходной конструкции стенда с учетом демпфирования. Предложенный подход к конечно-элементной дискретизации ферменного стенда может применяться при получении расчетных схем других подобных конструкций. Проведенные расчеты показали, что масса стенда может быть значительно снижена.

ПРОГНОЗИРОВАНИЕ ТЕХНИЧЕСКОГО СОСТОЯНИЯ АВИАЦИОННЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ ПРИ ИХ ЭКСПЛУАТАЦИИ ПО СОСТОЯНИЮ

С.А.Астахов, канд. техн. наук, Д.В.Коновалов, К.Л.Супонько, канд. техн. наук, Г.П.Щеголев, докт. техн. наук (ФГУ “13-й ГНИИ МО РФ”)

Предлагается алгоритм прогнозирования технического состояния авиационных ГТД при их эксплуатации по состоянию. Данный алгоритм позволяет минимизировать суммарные (временные и стоимостные) эксплуатационные расходы.

Ключевые слова: надежность, эксплуатация, обслуживание, логистика.

PREDICTION OF THE OPERATIONAL STATUS OF THE AIRCRAFT ENGINES ON-CONDITION USE.

S.A.Astakhov, Cand.Tech.Sc., D.V.Kononov, K.L.Supon'ko, Cand.Tech.Sc., G.P.Schegolev, Dr.Tech.Sc.

Algorithm for prediction of the operational status of the aircraft gas turbine engines on-condition use is proposed. The given algorithm allows for minimization of the total (time and monetary) operating costs.

Keywords: reliability, operation, service, logistics.

Снижение показателя эксплуатационных затрат для авиационной техники (АТ) на сегодняшний день является определяющим фактором на международном рынке продаж АТ. Решение общей проблемы, связанной со снижением эксплуатационных затрат, целесообразно начать с перевода ГТД на эксплуатацию по состоянию, потому что объем затрат на их обслуживание составляет значимую долю от общих затрат на все обслуживание воздушного судна. Вот почему вполне обоснованно можно ожидать, что снижение трудозатрат на обслуживание ГТД позволит быстро и ощутимо получить положительный практический результат.

Механизм перевода ГТД на эксплуатацию по состоянию в общем случае включает в себя ряд промежуточных этапов. На начальном этапе необходимо сформировать вектор параметров $\{y_j(t), j = 1, \dots, J\}$, с помощью которого в дальнейшем будет оцениваться техническое состояние подконтрольного объекта. Применительно к ГТД в указанный вектор принято включать основные его газодинамические параметры, например

$T^*_r, P^*_r, n_{тк}, \Delta k_y$ и др. При необходимости контролируются также и отдельные геометрические параметры: Δl – хорды лопаток первой или промежуточных ступеней компрессора, $\alpha_{на}$ – угол установки направляющих аппаратов, $\Delta_{зi}$ – зазоры, влияющие на безопасность полетов, результаты выполненных регулировок и т.д. Далее на каждый параметр данного вектора $y_j(t)$ задаются его предельные границы с указанием допусков работоспособной области F_j , а также допустимая суммарная наработка на лимитированных предельных и переходных режимах. Ключевым параметром при эксплуатации ГТД по состоянию является его наработка t , в которой $\Delta t_i, i = 1, 2, \dots$ будет интервалом времени между процедурами проверок. Если предположить, что объект начинает эксплуатироваться в момент $t_0 = 0$, то момент $t_1 = t_0 + \Delta t$ – время для проведения очередного контроля параметров вектора $\{y_j(t), j = 1, \dots, J\}$. Результат измерения каждого параметра вектора $y_j(t)$ сравнивается последовательно с допуском F_j . Если $y_j(t_1) \geq F_j$, то по данному параметру фиксируется от-

каз, а значит требуется ремонт или регулировка.

Если $y_j(t_1) \leq F_j, j = 1, \dots, J$, объект считается работоспособным, а его показатели удовлетворяют всем предъявляемым техническими условиями требованиям. На этом основании принимается решение о продолжении эксплуатации объекта до следующего момента $t_2 = t_1 + \Delta t_1$ без каких-либо изменений его технического состояния.

В зависимости от результата каждой проверки может приниматься одно из трех решений:

- произвести локальный эксплуатационный ремонт или регулировку;
- продолжить эксплуатацию до очередного контроля;
- отстранить ГТД от эксплуатации и отправить его в заводской ремонт.

Таким образом, общее пространство состояний ГТД включает в себя не менее двух возможных вариантов – исправное состояние и состояние отказа. Следовательно, при заданных свойствах процессов $y_j(t)$ и заданной границе работоспособности F_j весьма значимым параметром этой системы становится время следующей проверки Δt_i , которое в полной мере зависит от качества алгоритма и достоверности проведенных расчетов. Вот почему на данном этапе следует остановиться более подробно.

Согласно эксплуатационной практике, принятой в нашей стране, определение величины Δt_i производится по различным показателям и критериям. К ним обычно относят число самолетовылетов, коэффициент готовности (оперативной готовности), вероятность безотказной работы на заданном интервале времени, средние удельные затраты и т.п. В качестве критериев при таком подходе обычно принимается максимум или минимум перечисленных выше показателей. При создании алгоритмов определения Δt_i необходимо иметь в виду, что на них существенное влияние оказывает вид случай-

ного процесса, описывающего поведение технического состояния подконтрольного объекта во времени. Применительно к ГТД можно указать два типовых варианта изменения технического состояния. Один из них характерен тем, что подконтрольные параметры являются монотонно убывающими (или возрастающими). Это присуще так называемым «износным моделям» развития отказов (например, износ рабочих лопаток компрессора ГТД, изменение соосности стыковочных узлов или элементов).

Другой тип изменения технического состояния, наоборот, характерен отсутствием выраженного износа. Возможные реализации параметров, описывающих данный процесс изменения технического состояния, в значительной степени зависят от времени, то есть имеют вид функции времени, случайным образом изменяющейся в пределах области ее существования. Причем на одних интервалах времени функция может быть возрастающей, на других – убывающей. Для таких параметров наиболее предпочтительным является одномодалый закон распределения их значений (в пределах какого-то заданного интервала времени). Для объектов класса ЭРД¹, БПР², БАРК³ (устройств, ограничивающих предельные параметры подконтрольных режимов двигателей в целом или показателей работоспособности их отдельных элементов) наиболее предпочтительным (с точностью до критериев согласия) является закон распределения Гаусса.

Первый из вариантов хорошо аппроксимируется процессом с независимыми во времени приращениями, другой – распространен в более широком диапазоне и аппроксимируется цепями Маркова I порядка со стационарными вероятностями переходов.

¹ ЭРД – электронный регулятор двигателя.

² БПР – блок предельных режимов.

³ БАРК – блок автоматического регулирования и контроля.

В качестве показателя имеет смысл выбрать величину средних удельных затрат, а за критерий принять минимальное их значение. Кроме того, в процессе проводимого анализа дополнительно принимается допущение о том, что техническое состояние объекта оценивается с помощью какого-то одного (ключевого) измеряемого параметра. Однако это не принципиально. Например, для случая, когда такое допущение неприемлемо, число параметров может быть и увеличено. На алгоритм расчетов это никак не повлияет, так как момент оптимальной остановки процесса эксплуатации ГТД в данном случае вычисляется для каждого параметра в отдельности, возрастет лишь объем потребных расчетов.

Логика управления техническим состоянием подконтрольного объекта при монотонном изменении его параметров следующая. Пусть имеется периодически измеряемый параметр $y(t)$, реализации которого по совокупности представляют собой случайные и монотонно изменяющиеся функции времени. Оценка значения параметра производится в моменты времени t_i , $i = 0, 1, 2, \dots$, причем $t_{i+1} = t_i + \Delta t_i$. Таким образом, приращения процесса $\Delta y_i = y(t_{i+1}) - y(t_i)$ образуют последовательность независимых и одинаково распределенных величин с функцией распределения:

$$\Phi(y) = \Phi\{\Delta y < y\}. \quad (1)$$

Для некоторого упрощения алгоритма вычислений вводится предположение о том, что затраты на контроль незначительны или даже равны нулю, а достоверность измерения равна единице.

При $y(t_i) \geq F$ производится регулировка параметра путем изменения контролируемого значения с затратами среднего времени t_p . Например, пусть в момент времени t_{i+1} принято решение об изменении технического состояния подконтрольного объекта. Тогда момент времени, когда впервые $y(t_i) \geq F$, можно обозначить t_F . В этом случае величина

на удельных затрат принимает следующий вид [1]:

$$c_{i+1}(\Delta y_1, \Delta y_2, \dots, \Delta y_{i+1}) = \bar{t}_p / t_{i+1}. \quad (2)$$

В обозначениях $c_{i+1}(\Delta y_1, \Delta y_2, \dots, \Delta y_{i+1})$ указаны моменты принятия решения в виде индекса при «с», а также все наблюдения (зафиксированные приращения отслеживаемого параметра), которые имели место до рассматриваемого момента времени $(\Delta y_1, \Delta y_2, \dots, \Delta y_{i+1})$.

Средние удельные затраты определяются как математическое ожидание удельных затрат. Восстановление работоспособности произойдет с вероятностью $1 - p\{\Delta y_{i+1} \leq [F - y(t_i)]\}$. Тогда средние удельные затраты аналитически можно выразить [2]:

$$M[c_{i+1}] = (\bar{t}_p / t_{i+1}) [1 - p\{\Delta y_{i+1} \leq [F - y(t_i)]\}]. \quad (3)$$

Определяя интервал времени очередного контроля, можно предположить, что средние удельные затраты принимают минимальное значение именно тогда, когда впервые нарушается введенное ограничение

$$1 - p\{\Delta y_{i+1} \leq [F - y(t_i)]\} \leq \bar{t}_p / t_{i+1}. \quad (4)$$

Для удобства расчетов неравенство (4) целесообразно представить в виде

$$\Delta t_i \leq \bar{t}_p / (1 - p\{\Delta y_{i+1} \leq [F - y(t_i)]\}). \quad (5)$$

Из выражения (5) видно, что в правой части $p\{\bullet\}$ в соответствии с формулой (1) представляет собой функцию распределения величин Δy . Поэтому можно записать

$$\Delta t_i \leq \bar{t}_p / (1 - \Phi[F - y(t_i)]). \quad (6)$$

Если в формуле (6) оставить только знак равенства, при вариации i получится уравнение огибающей, то есть очередного момента контроля. Это и есть искомое выражение для определения момента оптимальной (промежуточной или окончательной зависит от результатов контроля) остановки процесса эксплуатации ГТД $y(t)$.

Из вышесказанного следует, что, чем ближе значение параметра $y(t)$ к предельному значению F , тем чаще нужно проводить проверки этого параметра (рис. 1).

Более наглядно изменение интервала времени Δt между очередными проверками i

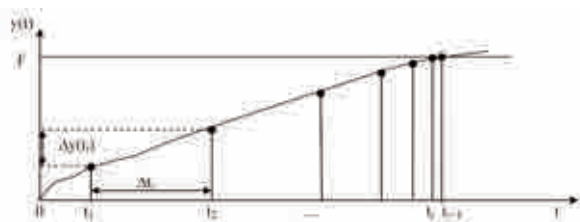


Рис. 1. Определение момента времени очередного контроля ГТД

представлено на рис. 2. При практическом использовании приведенного алгоритма каждому исполнителю следует иметь в виду, что и техническое состояние и значения интервала времени между очередным контролем представляют собой точечные функции, существующие только в моменты контроля. Значения интервалов времени очередной проверки на рис. 2 условно обозначены символом «♦», для обозначения технического состояния ГТД использованы символы «•».

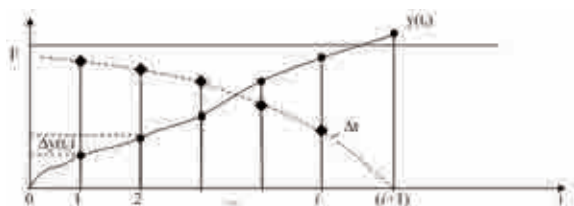


Рис. 2. Определение интервала времени между проведением контроля параметра

Если значения Δt соединить огибающей (см. пунктирную линию на рис. 2), она будет представлять собой некую кривую, похожую на гиперболу. К такому же выводу можно прийти, анализируя и уравнение (6). Зависимость технического состояния от очередного момента контроля на рис. 2 изображена сплошной линией, соединяющей значения параметра $y(t_j)$ в моменты контроля.

Условие проводимого контроля работоспособности ГТД связано с необходимостью обязательной фиксации всей предыстории осуществляемого контроля технического состояния ГТД, то есть сама по себе технология контроля предусматривает процедуру обязательного запоминания момента начала его эксплуатации. Дополнительные ограничения на применение данной модели накладывает также и допущение об ис-

ходном процессе, как процессе с независимыми приращениями, что эквивалентно изменению параметра невозрастающего (или неубывающего) типа.

Наиболее общий случай может быть получен, если в качестве исходного процесса рассматривать цепь Маркова I порядка (рис. 3).

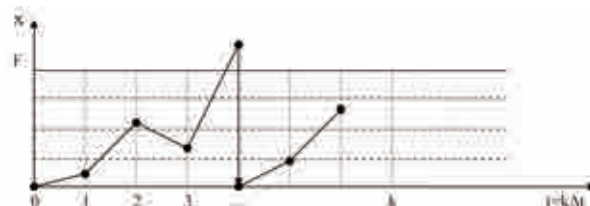


Рис. 3. Определение момента контроля параметра ГТД

При использовании цепей Маркова основой для назначения потребного уровня технического обслуживания ГТД является оценка вероятности достижения контролируемым параметром $x_j(t)$ границ области работоспособности в течение времени t , что в большинстве случаев эквивалентно вычислению прогноза по анализируемому параметру и оценки его точности. Поэтому прогноз параметров $x_j(t)$ здесь служит главной оценкой изменения технического состояния авиационных ГТД. С использованием такой оценки может быть назначена и программа управления техническим состоянием ГТД (программа его обслуживания), оптимальная по любому критерию.

Для авиационных двигателей наиболее характерной является ситуация, когда для решения задачи прогноза требуется оценить вектор технического состояния $X(\tau)$ в будущее время по данным зафиксированного множества предыдущих наблюдений $Y(t)$ на отрезке $[t_0, t]$, $\tau > t$.

Учитывая случайный характер процессов $X(\tau)$ и $Y(t)$, а также то, что эксплуатационный контроль параметров технического состояния авиационных ГТД проводится дискретно, целесообразно остановиться на порядке принятия решения при разработке искомого алгоритма статистического прогно-

за. Целью поиска при этом является оптимальный по выбранному критерию алгоритм, базой для которого служит теория статистических решений.

Поскольку основным требованием к качеству прогноза технического состояния АТ становится его точность, за критерий оптимальности следует принять минимум математического ожидания функции потерь:

$$C[X(l), \hat{X}(l/k)] = [X(l) - \hat{X}(l/k)]^T B [X(l) - \hat{X}(l/k)], \quad (7)$$

где $X(l)$ – J -мерный вектор, характеризующий техническое состояние ГТД в момент времени t_l , $l = k+1, k+2, \dots$; $\hat{X}(l/k)$ – оценка прогноза технического состояния ГТД по данным фиксированного множества наблюдений Y_0^k до момента t_k ; B – заданная неотрицательно определенная матрица.

Из изложенного следует, что решение задачи оптимального прогнозирования технического состояния авиационных ГТД может быть получено с помощью теории оценивания случайных процессов Маркова. Это обусловлено в некотором роде ее универсальностью: с ее помощью в полной мере можно не только моделировать внезапные отказы, но и моделировать независимые совместные, взаимозависимые внезапные, и постепенные отказы, а также процессы эксплуатации сложных систем. Именно эти процессы в полной мере характерны для эксплуатационной практики авиационных ГТД.

Следовательно, задача оптимального прогноза технического состояния ГТД может быть сведена к следующей постановке.

Пусть прогнозируемый вектор технического состояния ГТД $X(k)$ размером $(J \times 1)$ совместно с вектором наблюдаемых параметров $Y(k)$ размером $(m \times 1)$ образует $(J+m)$ -мерный марковский процесс $Z(k) = [X^T(k), Y^T(k)]^T$, который описывается стохастическим разностным уравнением

$Z(k) = \Phi[k, k-1; Z(k-1), W(k-1)], Z(t_0) = Z(0), (8)$ где $\Phi[\bullet]$ – известная векторная функция своих аргументов; $W(k-1)$ – вектор $(r \times 1)$, характеризующий выборки векторного случайного процесса с независимыми значениями и заданной плотностью вероятности.

Требуется, используя критерий минимума математического ожидания функции потерь (7), получить оптимальную оценку значений вектора $X(l)$, $l = k+1, k+2, \dots$ в последующие моменты времени по данным ранее зафиксированного множества точечных наблюдений:

$$Y_0^k = Y[0, k] = \{Y(i), 0 \leq i \leq k\}.$$

Известно [3], что при функции потерь вида (7) оптимальные экстраполированные оценки определяются соотношением:

$$\hat{X}(l/k) = \int X(l) p[X(l) | Y_0^k] dX(l). \quad (9)$$

Поэтому для отыскания оптимального алгоритма прогнозирования технического состояния ГТД необходимо знание апостериорного распределения $p[X(l) | Y_0^k]$.

Отсюда можно получить усредненные по значению x_n моменты времени первого достижения границ допуска, которые и будут являться временем очередного контроля:

$$\bar{t}_k = \int_{e_p} T_k p(x(t_n) | x(t_n), x(t_{n-1}), \dots, x(t_1)) dx_n. \quad (10)$$

Разработанный алгоритм статистического прогнозирования ГТД позволяет по результатам ранее проведенной совокупности контрольных операций оптимальным образом определить значение вектора $X(t)$ в будущие моменты времени с использованием $j(t)$, $j = 1, \dots, J$. Кроме того, полученный алгоритм позволяет определить такие важные характеристики процесса изменения технического состояния ГТД, как вероятность и оптимальное время достижения $j(t)$ границ области его работоспособности.

ЛИТЕРАТУРА

1. Барзилович Е.Ю. Модели технического обслуживания сложных систем. М.: Высшая школа, 1982. 231 с.

2. Барзилович Е.Ю., Воскобоев В.Ф. Эксплуатация авиационных систем по состоянию: (Элементы теории)». М.: Транспорт, 1981. 197 с.

3. Тихонов В.И., Миронов М.А. Марковские процессы. М.: Советское радио, 1977.

ОЦЕНКА КАЧЕСТВА, НАДЕЖНОСТИ И БЕЗОПАСНОСТИ МОДУЛЕЙ РОССИЙСКОГО СЕГМЕНТА МКС НА НАЧАЛЬНОМ ЭТАПЕ ИХ СОЗДАНИЯ

Н.Н.Черленяк (ОАО РКК “Энергия”), И.В.Шевченко, докт. техн. наук (“МАТИ” – РГТУ им. К.Э. Циолковского)

Предложена методика оценки качества, надежности и безопасности модулей российского сегмента международной космической станции (РС МКС) на начальном этапе их создания.

Ключевые слова: модуль МКС, качество, надежность, безопасность, показатели качества, несоответствие, предупреждающие мероприятия.

EVALUATION OF QUALITY, RELIABILITY AND SAFETY OF MODULES OF THE ISS RUSSIAN SEGMENT AT THE INITIAL STAGE OF THEIR DEVELOPMENT. *N.N.Cherlenyak, I.V.Shevchenko, Dr.Techn.Sc.*

The article suggests an evaluation procedure for quality, reliability and safety of modules of the ISS Russian segment (RS ISS) at the initial stage of their development.

Keywords: ISS module, quality, reliability, safety, quality indicators, nonconformance, precautionary measures.

Сохранение достижений отечественной космонавтики невозможно без освоения новых, повышенных уровней качества, надежности и безопасности перспективных образцов изделий космической техники (КТ). Выявление и предотвращение всех возможных причин, влияющих на качество и безопасность функционирования изделий КТ, а также защита изделия, ракетно-космического комплекса, персонала (для пилотируемых проектов – экипажа), окружающей среды от возможных последствий отказов являются первостепенными задачами отработки изделий КТ с заданными показателями свойств.

Разработчику и изготовителю изделий КТ необходимо применять специальные научно-методические и технические меры, со-

ставляющие целевой блок поэтапных действий, которые должны быть адаптированы к условиям конкретной программы полета. Целевой блок структурируется по взаимосвязанным и взаимодействующим программам и плану: программе обеспечения безопасности (ПОБ) (ПОБ-р – этап разработки, ПОБ-П – этап производства, ПОБ-Э – этап эксплуатации), программе обеспечения надежности (ПОН) и комплексному плану экспериментальной отработки (КПЭО)*.

Анализ принципов и проблем обеспечения качества, надежности и безопасности

* **Мирош Ю.М.** Современные подходы и методы обеспечения качества, надежности и безопасности изделий ракетно-космической техники. М.: ИТЦ МАТИ, 2005. 375 с.

сложных технических систем (СТС) свидетельствует о важности организации мероприятий, стимулирующих повышение надежности и предупреждения риска возникновения нештатных ситуаций (НшС), обусловленных низким качеством.

Состав показателей, используемых для оценки качества, надежности и безопасности РС МКС и его составных частей (на ранних этапах их создания) включает заданные в ТТЗ, ПОН, ПОБ РС МКС показатели.

Понятие «безопасность РС МКС» имеет составляющие: безопасность экипажа и техническая возможность применения РС по назначению. Применение РС по назначению считается обеспеченным, если сохраняется работоспособность (выполняются основные задачи функционирования) или имеется возможность восстановить работоспособность модулей: функциональный грузовой блок (ФГБ), служебный модуль (СМ), научно-экспериментальная платформа (НЭП). Здесь принимается допущение, что работоспособность других модулей РС не влияет на выполнение программы работ РС и эффективность его эксплуатации и не препятствует продолжению целевой эксплуатации РС.

В настоящее время применяют два подхода к определению и подтверждению показателей качества, надежности и безопасности модулей РС МКС:

- контроль показателя;
- оценка показателя для анализа качества, надежности и безопасности.

Оценку используют для тех показателей, которые не заданы в виде требований, а введены в конструкторские или методические документы для уточнения условий на разработку или обеспечения получения необходимых данных для подтверждения заданных требований. Показатели подразделяют на контролируемые (подтверждаемые) и оцениваемые.

Изложим алгоритм расчета показателей качества, безопасности и надежности модулей РС МКС на ранних этапах их создания.

Показатель вероятности полного развертывания РС

$$P_{\text{РС разв}} = \prod_{i=1}^n P_{\text{М р } i} \prod_{i=1}^{n-1} P_{\text{М с } i},$$

где n – общее число модулей РС в соответствии с проектом; $P_{\text{М р } i}$ – вероятность развертывания i -го модуля РС; $P_{\text{М с } i}$ – вероятность сохранения работоспособного состояния i -го модуля в составе РС с момента приведения модуля в рабочую конфигурацию до полного развертывания РС; $P_{\text{М выв } i}$ – вероятность сохранения работоспособного состояния i -го модуля на этапе выведения в составе ракеты-носителя.

Вероятность сохранения работоспособного состояния модуля в составе РС с момента приведения модуля в рабочую конфигурацию до полного развертывания сегмента $P_{\text{М с}}$ определяется вероятностями возникновения на модуле за рассматриваемый период времени нештатных ситуаций, после которых дальнейшая эксплуатация модуля невозможна. В качестве таких ситуаций рассматриваются:

– все отказы систем модуля, для которых невозможно восстановление и без которого невозможно сохранение работоспособности модуля;

– пробой корпуса модуля крупным метеоритом или техногенным осколком. При допущении, что эти события по вероятности независимы,

$$P_{\text{М с}} = e^{-\Lambda_k T_c} [1 - Q_{\text{мет}}(T_c)],$$

где Λ_k – суммарная интенсивность отказов, после которых невозможно сохранение работоспособности модуля; T_c – период времени от момента приведения модуля в рабочую конфигурацию до полного развертывания РС; $Q_{\text{мет}}(T_c)$ – вероятность пробоя корпуса модуля крупным метеоритом или техногенным осколком за время T_c .

Вероятность развертывания i -го модуля РС

$$P_{M \text{ п } i} = P_{M \text{ выв } i} P_{M \text{ ап } i} P_{M \text{ конф } i},$$

где $P_{M \text{ ап } i}$ – вероятность успешного выполнения автономного полета i -го модуля, определяемая вероятностью выполнения начальных операций после выведения модуля на орбиту (приведения систем и механизмов в рабочее состояние, тестовых проверок) и поддержания работоспособного состояния модуля в автономном полете, при сближении и выполнении стыковки; $P_{M \text{ конф } i}$ – вероятность приведения i -го модуля в рабочую конфигурацию в составе РС.

Вероятности безотказной работы модуля на этапах развертывания (показатели $P_{M \text{ выв}}$, $P_{M \text{ ап}}$, $P_{M \text{ конф}}$) определяют с использованием оценок вероятностей безотказной работы элементов, систем модуля и структурной схемы надежности модуля РС МКС.

При оценке вероятности обеспечения безопасности экипажа принимают следующие допущения:

- на безопасность экипажа оказывают влияние как внешние, так и внутренние факторы;

- внешние воздействующие факторы влияют на безопасность экипажа только в период нахождения его на борту модулей РС.

К внешним факторам относятся:

- пробой корпуса одного из модулей РС крупным метеоритом или техногенным осколком, приводящий к быстрому развитию катастрофической ситуации, препятствующей своевременной эвакуации экипажа на транспортный корабль;

- пробой корпуса транспортного корабля крупным метеоритом или техногенным осколком, приводящий к невозможности спасения экипажа;

- радиационная обстановка на РС, опасно воздействующая на здоровье экипажа.

Внутренними факторами считаем:

- отказ в системах модулей РС или ошибка управления/экипажа, приводящие к по-

следствиям, определенным как нарушающие свойства безопасности экипажа во время пребывания на борту станции;

- катастрофический отказ КТ, приводящий к невозможности спасения экипажа.

С учетом принятых допущений показатель безопасности $P_{бэ}$ определяем:

$$P_{бэ} = P_{КТ бэ} P_{РС бэ} (1 - Q_{рад}) \times \\ \times (1 - Q_{мет КТ}) \prod_{i=1}^m (1 - Q_{мет i}),$$

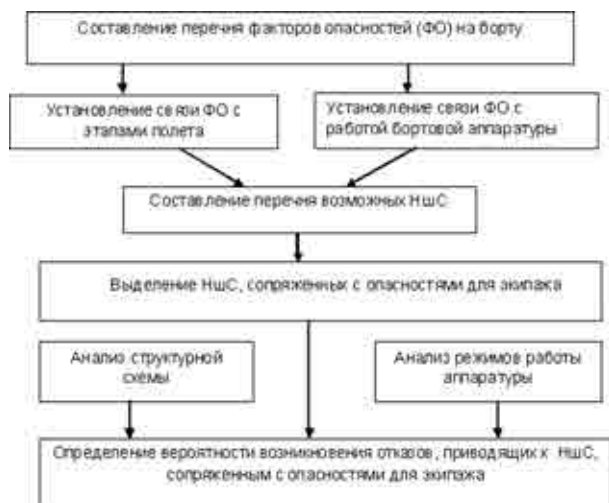
где $P_{КТ бэ}$ – вероятность безопасного возвращения КТ, включая расстыковку с РС и возвращение КТ на Землю; $P_{РС бэ}$ – вероятность безопасного пребывания экипажа на борту РС, обусловленная отказами оборудования; $Q_{мет КТ i}$ – вероятность катастрофического пробоя КТ крупным метеоритом или техногенным осколком за время пребывания одной экспедиции на борту РС; $Q_{мет i}$ – вероятность катастрофического пробоя какого-либо модуля РС крупным метеоритом или техногенным осколком за время пребывания одной экспедиции на борту РС; $Q_{рад}$ – вероятность возникновения опасных последствий для здоровья экипажа из-за радиационной обстановки на борту РС за время пребывания одной экспедиции; m – число модулей РС в период экспедиции.

Алгоритм проектной оценки вероятности безопасного пребывания экипажа на борту РС МКС представлен на схеме.

В соответствии с характером НшС, структурной схемой и режимами работы аппаратуры определяют вероятности возникновения отказов, приводящих к НшС, сопряженным с опасностями для экипажа Q_i . Тогда проектная оценка вероятности безопасного пребывания экипажа на борту РС МКС

$$P_{РС бэ} \approx 1 - \sum_{i=1}^S Q_i,$$

где S – число потенциальных отказов, приводящих к НшС, сопряженным с опасностями



Алгоритм оценки вероятности безопасности экипажа, связанной с потенциальными отказами оборудования

ми для экипажа (по РС МКС в целом); Q_i – вероятности возникновения отказов, приводящих к НшС, сопряженным с опасностями для экипажа.

В качестве возможных катастрофических ситуаций для каждого модуля рассматривают все катастрофические отказы модулей (ФГБ, СМ, НЭП), а также пробой этих модулей крупным метеоритом или техногенным осколком.

Оценку вероятности катастрофического отказа модуля определяют на основе функционального и структурного анализа модуля и его систем. Определение показателя осуществляют в следующем порядке:

- анализ функций модуля и выделение из них функций, невыполнение которых приводит к катастрофической ситуации для модуля или МКС;
- составление перечня катастрофических сценариев (отказов или сочетаний отказов систем модуля);
- определение вероятностей катастрофических сценариев;
- определение вероятности катастрофического отказа модуля.

Наиболее ответственным и сложным является составление перечня катастрофических сценариев. Строго говоря, для восста-

навливаемых систем, какими являются, в основном, системы модулей РС, катастрофических отказов не должно быть. Однако реальная конфигурация систем и условия их эксплуатации, как правило, имеют отклонения от идеальной схемы восстанавливаемых систем. Выявление катастрофических сценариев состоит в выявлении таких отклонений, то есть выявлении мест в структуре и условиях функционирования систем, где свойство восстанавливаемости не полностью реализовано. В качестве типовых катастрофических сценариев можно рассматривать:

- отказ элемента модуля, последствия которого приводят к невозможности дальнейшей эксплуатации станции (пожар, взрыв, разрушение, невозможность стыковки с транспортными кораблями и т.п.);

- отказ всех (включая резервные) восстанавливаемых элементов одного функционального тракта, приводящий к катастрофическим последствиям;

- отказ всех (основного и резервных) элементов, которые допускают восстановление одного функционального тракта на автономном/непилотируемом участке полета модуля или РС, когда не имеется возможности проведения ремонтно-восстановительных работ (РВР);

- неблагоприятное сочетание отказов различных восстанавливаемых элементов, для которых критичным является время от момента отказа до момента восстановления работоспособности системы.

Следующим шагом для всех в катастрофических сценариев при использовании исходных данных по показателям безотказности элементов является определение вероятности возникновения сценариев:

$$\{Q_{ксj}\}, \quad j = 1, \dots, q,$$

здесь q – общее число катастрофических сценариев.

Для расчета значений вероятностей появления катастрофических сценариев $Q_{ксj}$

используют показатели надежности систем модуля, определяемые по действующим методикам оценки надежности систем.

Вероятность катастрофического отказа модуля с учетом независимости и малой вероятности отказов определяют по формуле

$$Q_{\text{Мко}} = 1 - \prod_{j=1}^q (1 - Q_{\text{кс}j}) \approx \sum_{j=1}^q Q_{\text{кс}j}.$$

Вероятность катастрофического пробоя модуля крупным метеоритом или техногенным осколком оценивают по формуле

$$BP_{\text{М/Тэ}i} = 1 - \exp \left[T_{эi} \frac{\ln(P_{\text{нп}i})}{T_i} \right],$$

где $BP_{\text{М/Тэ}i}$ – вероятность пробоя i -го модуля в составе МКС за время рассматриваемого этапа; $P_{\text{нп}i}$ – вероятность непробоя i -го модуля в составе МКС за заданный срок службы модуля; $T_{эi}$ – время функционирования i -го модуля на орбите на рассматриваемом этапе эксплуатации; T_i – заданный срок службы i -го модуля.

Вероятность катастрофических последствий пробоя i -го модуля $Q_{\text{М/Тэ}i}$ определяют как произведение вероятности пробоя $BP_{\text{М/Тэ}i}$ на относительную вероятность катастрофических последствий пробоя R_i

$$Q_{\text{М/Тэ}i} = BP_{\text{М/Тэ}i} R_i.$$

Для определения срока активного существования (САС) РС на орбите принимают следующее дополнительное допущение: учитывая высокую степень ремонтпригодности оборудования РС, его САС ограничен назначенным сроком службы и вероятностной временной характеристикой, определяемой временем до возникновения катастрофической ситуации на РС, приводящей к невозможности дальнейшей эксплуатации РС.

Период времени $T_{\text{РС} \gamma}$ в течение которого модули ФГБ, СМ, НЭП с вероятностью γ могут эксплуатироваться до наступления катастрофической ситуации хотя бы на одном из них от момента выведения ФГБ на рабочую орбиту, определяется приближенным соотношением

$$T_{\text{РС} \gamma} \approx -(\ln \gamma) / \Lambda_{\text{РС}},$$

где $\Lambda_{\text{РС}}$ – сумма эквивалентных интенсивностей катастрофических ситуаций для ФГБ, СМ, НЭП.

Понятие эквивалентных интенсивностей вводится для аппроксимации реальных законов распределения времени безотказной работы сложных резервированных систем, какими являются бортовые системы модулей, экспоненциальным законом. Соответственно, можно записать

$$\Lambda_{\text{М}i} = \sum_{j=1}^q \lambda_{\text{М}ij} + \lambda_{\text{М/Т}i},$$

где $\lambda_{\text{М}ij}$ – эквивалентная интенсивность j -го катастрофического сценария на i -м модуле; $\lambda_{\text{М/Т}i}$ – интенсивность пробоев i -го модуля метеоритами/техногенными осколками; q – число возможных катастрофических сценариев.

Эквивалентная интенсивность катастрофического сценария определяется как

$$\lambda_{\text{М}ij} = -\frac{\ln(1 - Q_{\text{кс}ij})}{T},$$

где $Q_{\text{кс}ij}$ – вероятность возникновения j -го катастрофического сценария на i -м модуле в течение заданного срока службы; T – заданный срок службы РС (15 лет).

Интенсивность пробоев i -го модуля метеоритами/техногенными осколками

$$\lambda_{\text{М/Т}i} = -(\ln P_{\text{нп}i}) / T,$$

где $P_{\text{нп}i}$ – вероятность непробоя i -го модуля в течение заданного срока службы.

Среднее время восстановления на РС определяется на основе фактических данных о времени проведения РВР на этапе летной эксплуатации РС:

$$T_{\text{РС} \text{вос}} = \frac{\sum_{i=1}^d t_{\text{в}i}}{d},$$

где $t_{\text{в}i}$ – время восстановления после i -го отказа; d – общее число отказов оборудования РС за период летной эксплуатации, потребовавших проведения РВР.

Средняя трудоемкость восстановления РС определяется на основе фактических данных о трудозатратах на ремонт на этапе летной эксплуатации РС:

$$T_{\text{РС тр}} = \frac{\sum_{i=1}^d t_{\text{тр } i}}{d},$$

где $t_{\text{тр } i}$ – трудозатраты экипажа на РВР для устранения последствий i -го отказа (в человеко-часах); d – общее число отказов оборудо-

ования РС за период летной эксплуатации, потребовавших проведения РВР.

Полученные данные в результате реализации приведенного алгоритма оценки качества, надежности и безопасности модулей РС МКС на этапе их создания являются основой для разработки и верификации предупредительных мероприятий, нацеленных на достижение их конкурентоспособности на мировом рынке космических услуг.

ЭКОНОМИКА

ФОРМИРОВАНИЕ МАРКЕТИНГОВОЙ СТРАТЕГИИ АВИАЦИОННОГО ПРЕДПРИЯТИЯ ОПК С УЧЕТОМ ДИВЕРСИФИКАЦИИ ПОРТФЕЛЯ ЗАКАЗОВ

А.В.Климов (Комсомольское-на-Амуре авиационное производственное объединение им. Ю.А. Гагарина)

В условиях экономической нестабильности предприятиям оборонно-промышленного комплекса необходимо разрабатывать новые подходы к формированию маркетинговой стратегии. Для снижения факторов риска целесообразно, используя диверсификацию производства, формировать портфель заказов с учетом государственного оборонного заказа.

Ключевые слова: портфель заказов; оборонно-промышленный комплекс; маркетинговая стратегия; диверсификация; государственный оборонный заказ; военно-техническое сотрудничество.

FORMATION OF MARKETING STRATEGY FOR AN AVIATION PLANT UNDER DEFENSIVE INDUSTRIAL COMPLEX IN TERMS OF BUSINESS PORTFOLIO DIVERSIFICATION. *A.V.Klimov.*

In the conditions of economic instability, it is necessary for enterprises of defense industry complex to develop new approaches to marketing strategy development. In order to decrease risk factors it is necessary to form a backlog of orders in compliance with the state defense order using manufacturing diversification strategy.

Keywords: backlog of orders; defence industry complex; marketing strategy; diversification; state defense order; military-technical cooperation.

Вопросам формирования маркетинговой стратегии корпораций современного типа в научной литературе уделено достаточно

много внимания. Однако практика постоянно ставит новые вопросы, требующие творческого подхода к их решению. Обусловле-

но это, прежде всего, сложностью трансформации общих положений формирования такой стратегии к конкретным условиям функционирования предприятий.

Если рассматривать маркетинговую стратегию как способ достижения целей и задач предприятия по каждому отдельному сегменту рынка и каждому товару на определенный период времени (долгосрочный, среднесрочный) для осуществления производственно-коммерческой деятельности в соответствии с рыночной ситуацией и возможностями предприятия, то формально ее можно представить в виде множества проектов, каждый из которых включает все стадии создания и продвижения каждого вида продукции.

Общетеоретические положения рекомендуют выбор лучшей стратегии осуществлять в фазовой плоскости – доходность и риск реализации. Используемые при этом критерии, отражающие связь между размером ожидаемого дохода при осуществлении той или иной маркетинговой стратегии и возможного при этом риска потерь (в случае ее невыполнения), полностью соответствуют рыночным основам, предполагающим высокую инициативность и рискованность экономической деятельности предприятий.

За счет варьирования проектами, различающимися как размером потенциального дохода, так и уровнем риска их осуществления, у предприятий появляется возможность сформировать маркетинговую стратегию, реализация которой способна принести требуемый доход при допустимом уровне потерь в случае невыполнения отдельных из проектов в условиях действия факторов риска.

Такой подход к формированию маркетинговой стратегии хорошо зарекомендовал себя в стационарных условиях развития экономики, однако в условиях нестабильности, как выяснилось в процессе мирового финансово-экономического кризиса, оказался

неэффективным для преодоления кризисных явлений и интенсивного посткризисного развития. К примеру, если руководствоваться традиционными критериями отбора работ в маркетинговую стратегию, то большая часть работ, выполняемых по государственному оборонному заказу (ГОЗ), оказывается малопривлекательной для предприятий ОПК, поскольку имеет, как правило, низкую доходность и высокий уровень риска. Это происходит так как объем заказов и льгот незначительны, а уровень администрирования со стороны государственного заказчика процесса выполнения оборонных контрактов высок.

Однако, как показала отечественная практика последних лет, в более выгодном положении при воздействии факторов риска, порожденных мировым финансово-экономическим кризисом, все-таки оказались предприятия, имеющие высокую степень диверсификации производства, и особенно те, стратегия развития которых предусматривала поставку продукции для государственных нужд (выполнение государственного оборонного заказа, поставочных контрактов в сфере военно-технического сотрудничества (ВТС) Российской Федерации с иностранными государствами).

В условиях кризиса, когда спрос на гражданскую продукцию предприятий резко снизился, у многих из них практически единственным источником финансовых ресурсов стал оборонный заказ.

Сложившаяся в Российской Федерации система выполнения работ по ГОЗ не стимулирует предприятия к участию в его выполнении из-за экономической невыгодности: к системе рисков, характерных для коммерческой деятельности, добавляются риски, порождаемые механизмом реализации программ и планов развития системы вооружения ВС РФ. Поэтому в докризисный период ряд предприятий ОПК при формировании маркетинговых стратегий стремились мини-

мизировать свое участие в выполнении оборонных заказов.

Планы антикризисных мероприятий правительства РФ на 2009 и 2010 гг. включали значительные по объему финансовые ресурсы, направляемые на сохранение устойчивости наиболее значимых предприятий российской промышленности, прежде всего оборонных. Так, на 2010 г. объем расходов на выполнение ряда мероприятий, предусмотренных пакетом антикризисных мер, составил 233 млрд. руб.

Активная поддержка государством оборонных предприятий создала новый имидж государственного оборонного заказа как элемента маркетинговой стратегии, наиболее устойчивого в условиях кризиса. Однако после завершения острой фазы кризиса для многих предприятий ГОЗ снова становится невыгодным.

Экспортные контракты в сфере ВТС, как правило, экономически выгодны как в бескризисный, так и кризисный период. Международный характер такого рода контрактов заставил правительства других государств даже в условиях кризиса сделать статьи расходов на их осуществление защищенными, что для предприятий-исполнителей также стало источником стабилизации функционирования. Тем не менее, и для сферы ВТС финансово-экономический кризис не прошел бесследно, поскольку на ближайший посткризисный период сократился его объем.

Все сказанное достаточно наглядно иллюстрируется на примере ОАО «Комсомольское-на-Амуре авиационное производственное объединение им. Ю.А. Гагарина» (ОАО «КнААПО»), специализирующегося на производстве перспективных авиационных комплексов фронтовой авиации; производстве многофункциональных истребителей семейства «Су»; гражданском самолетостроении; работах и услугах по сервисному обслуживанию, ремонту и

модернизации авиационной техники и др.

Мировой финансово-экономический кризис негативно сказался функционировании предприятия. Существенное снижение объемов товарного производства поставило предприятие в крайне невыгодные стартовые условия для того, чтобы активно начать развиваться после завершения острой фазы мирового финансово-экономического кризиса. Однако то, что в последние годы ОАО «КнААПО» увеличило свое участие в ГОЗ, даже при снижении доли военно-технического сотрудничества, дало предприятию возможность получить прибыль в самом трудном 2009 г. Такому результату способствовали два основных фактора: увеличение объема помощи государства вследствие повышения доли государственного оборонного заказа и ориентация предприятия на инновационный курс развития и повышение конкурентоспособности в области технологии, что привело, в частности, к росту нематериальных активов предприятия.

Необходимо отметить, что в отличие от прошлых лет, в состав ГОЗ предприятия включены работы не только по ремонту существующих образцов авиационной техники, но и работы по созданию многофункционального истребителя поколения «4++», перспективного авиационного комплекса фронтовой авиации, а также по созданию нового гражданского регионального самолета «Сухой Суперджет-100». Для реализации этих работ необходимо опережающее создание научно-технического и производственно-технологического заделов, то есть развитие конкурентных преимуществ технологического плана.

При выполнении этих работ в кризисный период был создан научно-технический и производственно-технологический заделы, что дало возможность повысить в дальнейшем объем производства ОАО «КнААПО» до уровня, значительно превышающего докризисный.

Итак, финансово-экономический кризис заставил предприятия, прежде всего крупные, по-новому оценить систему рисков в различных экономических условиях. Для обеспечения устойчивости предприятий их маркетинговые стратегии должны быть ориентированы на различные источники заказов: коммерческие заказы гражданской продукции; оборонные заказы; экспортные контракты в сфере ВТС.

Предприятия должны оптимизировать работу по диверсификации портфеля оборонных заказов и искать экономические механизмы повышения эффективности функционирования с учетом сложной системы рисков, характерных для различных экономических условий. Для этого целесообразно дополнить традиционную связку критериев «доходность и риск реализации» еще одним критерием, характеризующим вклад в повышение конкурентоспособности предприятия.

И хотя при этом значительно усложнится методология формирования маркетинговой стратегии, у менеджмента предприятий появится реальная возможность снизить зависимость от влияния кризисов и перейти к инновационному пути развития. Кроме того, это позволит постепенно перейти от маркетинговой стратегии, ориентированной на текущие запросы рынка, к активной маркетинговой стратегии, направленной на удовлетворение запросов на высокотехнологичную продукцию. Как показал кризис, успешно стартовали в посткризисный период только те предприятия, которые имели значительные конкурентные преимущества технологического плана и были ориентированы на снижение издержек, повышение общей рентабельности производства путем внедрения инноваций различного вида (технических, управленческих, информационных и т.д.).

ИНФОРМАЦИЯ

Среднемагистральный пассажирский самолет МС-21 разрабатывается для массовых перевозок на воздушных линиях. Новый российский лайнер предназначен для воздушных трасс протяженностью до 5500 км во всех климатических зонах в любых метеоусловиях. Самолеты семейства МС-21 будут отличаться уменьшенной массой планера за счет использования композиционных материалов и перспективных металлических сплавов, оснащения лайнера бортовыми системами нового поколения, более совершенной аэродинамикой и др.

Для оснащения самолета МС-21 могут быть использованы двигатели ПД-14 (головной разработчик ОАО «Авиадвигатель», Россия) и PW1400G (Pratt&Whitney, США). Авиакомпании получают возможность выбора двигателя для самолета.

Базовый турбореактивный ПД-14 семейства авиационных двигателей, разрабатываемых на основе унифицированного высокоэффективного газогенератора, проектируют по классической схеме двухконтурного двухвального двигателя, без смешения потоков наружного и внутреннего контуров. Кроме самолетов МС-21, двигателями семейства ПД-14 могут быть оснащены самолеты типа Super Jet-130, российско-индийский МТА, модификации транспортных самолетов Ил-76 и др.

Двигатель высокоэкономичен, имеет низкую стоимость жизненного цикла и соответствует перспективным экологическим требованиям стандартов ИКАО и др.

Внедрение новых научно-технических и конструктивно-технологических решений при разработке нового семейства авиационных двигателей позволит обеспечить конкурентоспособность ПД-14 и его модификаций.

В работе Консультационного совета приняли участие авиакомпании «Аэрофлот-РАЛ», «Россия», Red Wings, Lufthansa, UTair и др. Особый интерес специалистов вызвали итоги первого этапа испытаний газогенератора-демонстратора перспективного семейства авиационных двигателей.

Заинтересовала представителей авиакомпаний и стоимость двигателя. Генеральный конструктор ОАО «Авиадвигатель» А. Иноземцев сказал: «Мы проектируем впервые в своей практике двигатель на заданную производственную себестоимость, для чего проводится соответствующее перевооружение предприятий». Предполагается, что цена двигателя ПД-14 не должна превысить 12 % стоимости авиалайнера.

Пресс-служба ОАО «Авиадвигатель»