

УДК 629.735 : 658.51.4

В.С. КРИВЦОВ, В.В. КОМБАРОВ

Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ОПРЕДЕЛЕНИЕ ТРУДОЗАТРАТ НА ПРОЕКТИРОВАНИЕ И ИЗГОТОВЛЕНИЕ ШТАМПОВ ПРИ ПРИМЕНЕНИИ ИНФОРМАЦИОННЫХ ТЕХНОЛОГИЙ И ОБОРУДОВАНИЯ С ЧПУ

Проведен эксперимент по определению трудоемкости разработанной технологии проектирования и изготовления штампов с применением информационных технологий и оборудования с числовым программным управлением (ЧПУ). Предыдущие оценки свидетельствуют о снижении трудоемкости предложенной технологии по сравнению с традиционной.

аналитический эталон геометрии, штамповка, штамп, поверхность разреза, скругление, сопряжение, ЧПУ

Введение

Копирующие технологические процессы являются основными процессами в серийном производстве. Малое операционное время, характерное для этих процессов, позволяет резко снижать трудозатраты на выпуск единицы продукции. Однако в отличие от технологических процессов первичного формообразования, процессы копирующего формообразования требуют специальной технологической оснастки.

Производство специальной оснастки для технологий копирующего формообразования сложных форм трудоемко и обычно требует большой квалификации рабочих фрезеровщиков. Развитие компьютерной техники и оборудования с ЧПУ ведет к повсеместному вытеснению как универсального оборудования, так и высококвалифицированных рабочих, на смену которым приходят операторы оборудования с ЧПУ.

Определенный интерес представляет собой определение трудозатрат при различных методах изготовления специальной оснастки. Однако в работах [1 – 5], фундаментально исследующих технологические процессы изготовления деталей и оснастки, определение трудозатрат на проектирование и изготовление штампа при использовании современных

систем CAD/CAM и оборудования с ЧПУ не проводилось.

1. Цель исследования

Целью данной статьи является описание и анализ эксперимента по определению затрат времени и стоимости изготовления штампов, включая:

- а) изучение и подготовку конструкторско-технологической документации;
- б) определение возможности групповой обработки;
- в) проектирование штампа;
- г) разработку управляющих программ для оборудования с ЧПУ;
- д) изготовление штампа.

2. Проведение исследования

Для проведения эксперимента был выбран штамп для изготовления кронштейна 140.2113.003.000, аналитический эталон геометрии которого изображен на рис. 1.

Технология проектирования штампа для кронштейна 140.2113.003.000 и программ для фрезерного станка ФП17СМН с ЧПУ «Интерполятор» осуществлялась с помощью компьютерной системы Euclid 3. Эта технология включала в себя следующие процедуры:

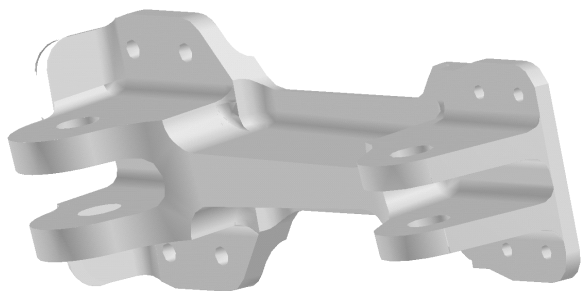


Рис. 1. Аналитический эталон геометрии кронштейна 140.2113.003.000

а) изучение аналитического эталона теоретического контура крыла; изучение образа детали проектировщиком штампа (проработка геометрии и ее увязка);

б) проектирование технологического процесса штамповки кронштейна 140.2113.003.000;

в) проектирование штампа и получение аналитических эталонов деталей штампа и его сборки;

г) разработка управляющих программ для станков с ЧПУ.

2.1. Проектирование технологического процесса штамповки

Одной из достаточно трудоемких подготовительных операций при проектировании технологического процесса штамповки и проектировании штампа является изучение чертежей детали. Применение предлагаемой технологии позволило понять конструкцию детали («образа детали») путем просмотра аналитического эталона детали с различных

сторон на экране монитора и ознакомиться с техническими требованиями чертежа. Затраты времени, необходимые для изучения «документации» и перехода к проектированию процесса штамповки и штампа, составляют при такой технологии порядка 10 – 15 минут.

При проектировании технологического процесса штамповки в компьютерной системе решают следующие задачи:

- определение возможности изготовления различных деталей групповой штамповкой;
- определение ориентации детали в процессе штамповки;
- задание припусков на главных поверхностях и припусков уклонов на боковых поверхностях;
- задание и проработка скруглений и сопряжений;
- контроль полученных припусков.

При определении возможности изготовления различных деталей групповой штамповкой выполняют анализ возможности совмещения этих деталей по какой-либо поверхности или плоскости, таким образом, чтобы «выступание» объема одной детали за объем других совмещенных деталей было минимальным. На рис. 2 изображены совмещенные «левая» и «правая» детали 140.2113.003.000 (поз. а) и набор поперечных сечений совмещенных «левой» и «правой» деталей (поз. б). Поверхности, по которым детали совпадают полностью, окрашены «в клеточку», несов-

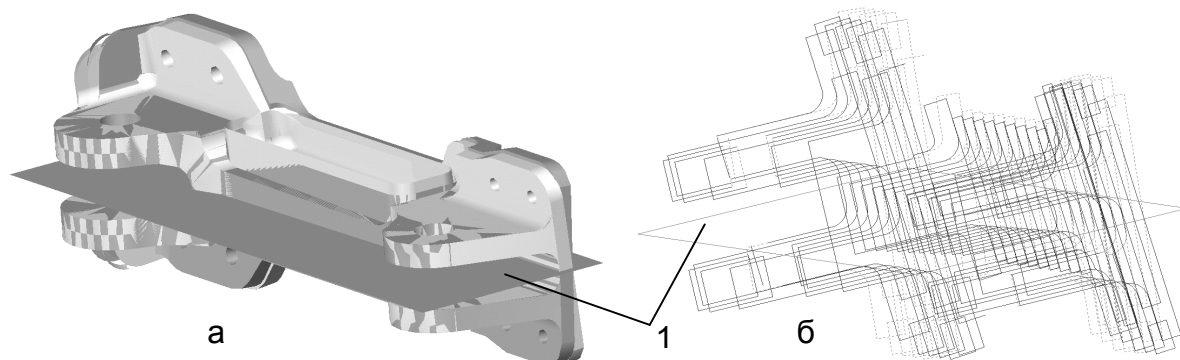


Рис. 2. Совмещение деталей для проектирования групповой заготовки

падающие объемы окрашены равномерным светло-серым для «левой» и темно-серым для «правой» деталей. Совмещение деталей производилось по плоскости 13-й нервюры [1].

В рассмотренном примере конфигурация детали 140.2113.003.000 имеет плоскую поверхность совмещения деталей для групповой штамповки (рис. 2, а, б, поз. 1). Однако существуют детали, у которых поверхность совмещения отличается от плоской. Так для детали 140.00.5402.026.000, изображенной на рис. 3, при использовании групповой штамповки поверхность разреза штампа не является плоской. При использовании традиционных технологий проектирования штампов трудоемкость проектирования штампа зависит от того, является ли поверхность разреза плоской или неплоской.

При использовании системы Euclid трудоемкости разработки штампов с плоскими и неплоскими разрезами практически не отличаются, так как процедура получения аналитического эталона геометрии штамповок не зависит от вида поверхности разреза.

Технологические параметры отличий поверхности ручья штампа от поверхности детали задают

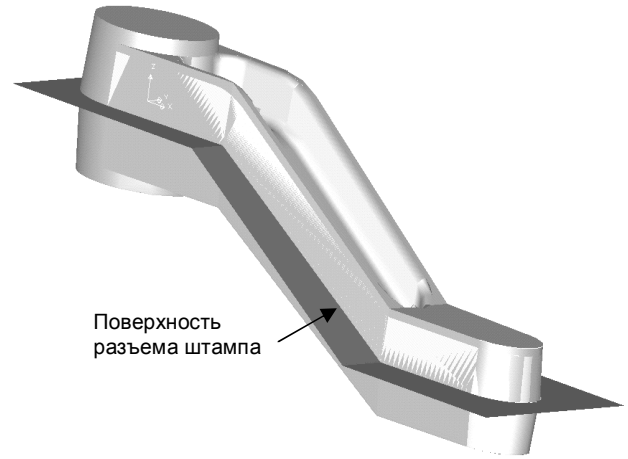


Рис. 3. Совмещение деталей с неплоской поверхностью разреза аналитического эталона геометрии

после выбора процесса групповой штамповки, определения ориентации детали относительно направления усилия штамповки, задания поверхности разреза штампа. В рассматриваемом примере это припуски на основных поверхностях (рис. 4, поз. 1), штамповочные уклоны на боковых поверхностях (рис. 4, поз. 2), скругления и сопряжения поверхностей (рис. 4, поз. 3).

Припуски по поверхности ручья штампа обычно задают с помощью эквидистантных поверхностей к штампуемой детали. Штамповочные уклоны на боковых поверхностях по справочным таб-

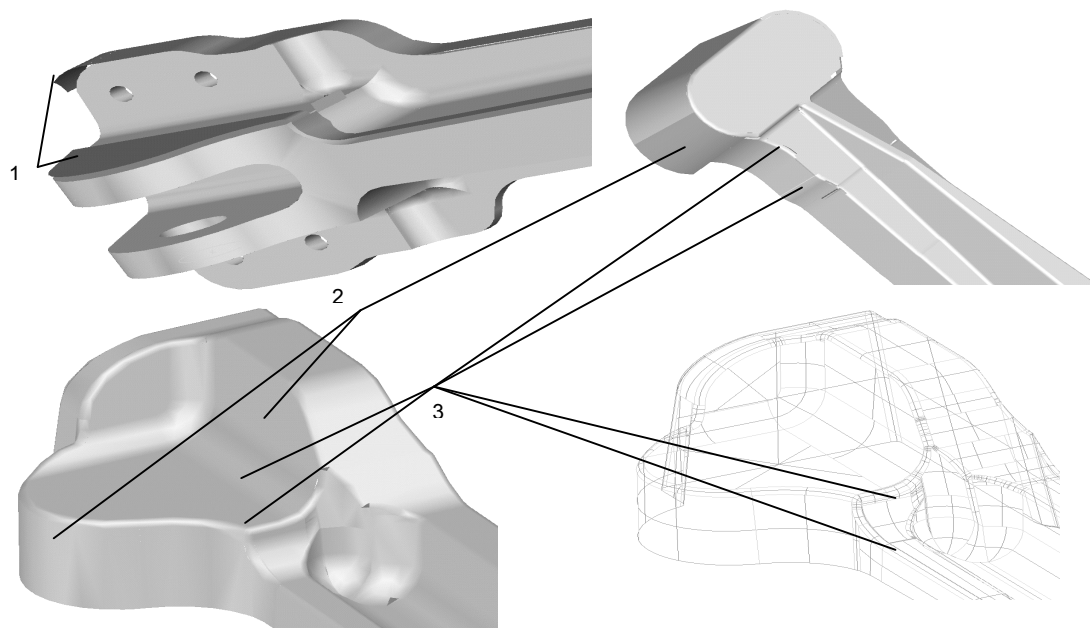


Рис. 4. Примеры задания технологических припусков для ручья штампа

лицам, а скругления и сопряжения на основе личного опыта. При этом следует учитывать, что традиционная технология изготовления штампов на универсально-фрезерных станках по шаблонам предполагает, что большая часть скруглений и сопряжений выполняется слесарным способом и вследствие большой трудоемкости проектирования сложных сопряжений нескольких поверхностей подробная проработка таких сопряжений не проводится.

При создании аналитического эталона геометрии заготовки конструктор-технолог имеет возможность подробно проработать все сложные сопряжения и по окончании разработки проекта заготовки провести контроль полученных припусков. На рис. 5 изображены совмещенные сечения заготовки и окончательной детали при проведении такого контроля. Полное время разработки геометрии заготовки по аналитическому эталону детали при проведении эксперимента не превышало 4-х часов.

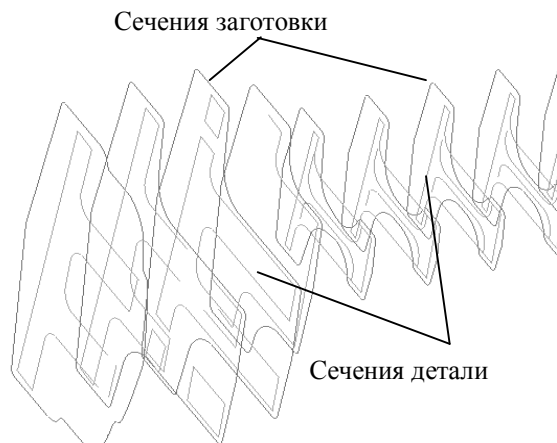


Рис. 5. Совмещенные сечения заготовки и детали

2.2. Проектирование штампа

При проектировании штампа по аналитическому эталону геометрии заготовки выполняются следующие работы:

- а) получение «горячей» заготовки;
- б) получение рабочих поверхностей ручья штампа;

- в) моделирование облойной канавки;
- г) контроль площади смыкания штампа;
- д) моделирование замков.

Все вышеперечисленные задачи были решены с помощью стандартного геометрического модуля системы «Euclid 3». Учет температурного расширения для получения «горячей» заготовки выполняется с помощью команды масштабирования на соответствующий коэффициент, что полностью исключает ошибки при пересчете геометрии. Рабочая поверхность ручья получается разрезанием аналитического эталона геометрии «горячей» заготовки по поверхности разъема штампа. Моделирование облойной канавки выполняют с помощью команды протяжки соответствующих контуров вдоль периферийной линии ручья. Контроль площади смыкания штампа осуществляется с помощью команды вычисления площади ограниченной поверхности. Также в блоке геометрического моделирования проводится и моделирование замков штампа.

На рис. 6 приведен пример аналитического эталона геометрии нижней части молотового штампа для изготовления детали 140.00.2113.003.000, где 1 – ручей штампа, 2 – облойная канавка; 3 – поверхность смыкания штампа; 4 – угловые замки. Общее время проектирования аналитического эталона геометрии в эксперименте не превысило 4-х часов.

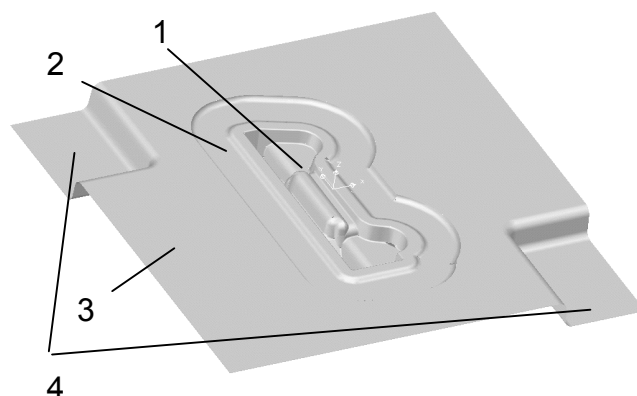


Рис. 6. Аналитический эталон геометрии нижней части молотового штампа

2.3. Проектирование процесса обработки штампа

Разработка управляющих программ для обработки штампов на станках с ЧПУ проводилась в модуле ЧПУ-программирования системы Euclid 3 – Surfapt. Для создания ЧПУ-программы необходимо указать следующие параметры: тип цикла обработки; обрабатываемую заготовку; конечную поверхность, которую необходимо получить в результате обработки; геометрические параметры режущего инструмента; параметры, определяющие режимы резания и ряд дополнительных параметров.

Как видно из перечня необходимых параметров, при разработке ЧПУ-программы, в отличие от традиционной технологии, нет необходимости выполнять дополнительные построения каких – либо эквидистантных кривых или поверхностей. Траектории инструмента получают, используя аналитический эталон геометрии изготавливаемой детали, что полностью исключает «механические» ошибки и обеспечивает корректное программирование станков с ЧПУ. К примеру, для разработки программы на изготовление штампа использовался аналитический эталон геометрии штампа (рис. 6), а для разработки программы на изготовление детали – аналитический эталон геометрии детали (рис. 1).

При проведении экспериментальных работ широко применялись немерные цилиндрические фрезы. Применение немерных фрез не увеличило трудоемкость разработки программ.

Наибольшую сложность при проведении работ представляла проблема правильного выбора режимов резания. В связи с тем, что для обработки не применялись специальные фрезы с твердосплавными напайками и фасонные конические фрезы, не было возможности воспользоваться имеющимся цеховым опытом по обработке штамповых сталей. В связи с выбором немерных цилиндрических фрез и

отсутствием опыта обработки штамповых сталей этими фрезами режимы резания пришлось подбирать экспериментально.

Общие затраты времени на разработку ЧПУ-программ, с учетом их доводки по ходу эксперимента, составили 6 часов.

2.4. Изготовление штампа на оборудовании с ЧПУ

Изготовление штампа производилось в цехе на станке ФП17СМН с системой числового программного управления «Интерполятор». Стойка ЧПУ «Интерполятор» подключена к локальной технологической компьютерной сети цеха. Управляющие программы были переданы на стойку по компьютерной сети и на протяжении эксперимента хранились в запоминающем устройстве стойки.

Наибольшую проблему при изготовлении представлял вопрос подбора обрабатывающего инструмента и его стойкости. К сожалению, для обработки плоскости штампа и со съемом больших массивов материала скоростные головки с твердосплавными напайками применить не удалось. Из-за большой длины оправки ($L = 200$ мм), используемой для крепления скоростной головки на указанном типе станка, глубина резания оказалась ограниченной до 1,5 мм, в то время как при нормальном закреплении головки глубина резания достигает до 3 – 5 мм за проход. Поэтому обработка нижней части штампа осуществлялась цилиндрической фрезой Ø50 и потребовала 16 часов машинного времени при 6 переточках инструмента.

Необходимо отметить, что использование ЧПУ-обработки для изготовления штампов сокращает объем слесарных работ по доводке штампа. Это происходит за счет достижения более точного приближения к окончательной геометрии формообразующих поверхностей штампа в результате применения информационных технологий. При этом по сравнению с традиционными методами достигается

более высокая точность приближения к проектной геометрии заготовки, что позволяет использовать при проектировании меньшие припуски.

Обработка ручья штампа и замков по программам, полученным по одному и тому же аналитическому эталону геометрии (рис. 6), позволяет гарантировать высокую точность их взаимного расположения в штампе и, как следствие, позволяет гарантировать высокую точность стыковки верхней и нижней частей ручья, что в свою очередь также позволяет уменьшить припуск при проектировании.

Заключение

Трудозатраты в часах на проектирование штампа при проведении эксперимента составили 18 часов, в том числе: создание аналитического эталона геометрии заготовки по аналитическому эталону геометрии детали – 4 часа; создание аналитического эталона геометрии штампа – 4 часа; консультации по технологии изготовления штампа – 4 часа; создание управляющих программ – 6 часов.

Трудозатраты при изготовлении штампа составили 78,19 часа, в том числе: установка, базирование штампа и обработка поверхности верхней половины штампа – 4 часа; изготовление замков верхней половины штампа по программам № 01, 02, 04, 05, 06, 07, 08, 09 – 8,02 часа; изготовление ручья и облойной канавки верхней половины штампа по программам № 03, 10, 11, 12, 15, 16, 17, 18 – 27,37 часа; разгрузка нижней половины штампа по программе № 02, h-обработки = 40 мм и 6 смен инструмента – 16,00 часов; изготовление замков нижней половины штампа по программам № 06, 07 – 2,27 часа; изготовление ручья нижней половины штампа по программам № 08, 09, 10, 11 – 15,13 часа; слесарная доводка – 5,00 часов.

Таким образом, трудоемкость проектирования составила 18 часов, изготовления – 78,19 часа, а общая трудоемкость производства штампа – 96,19 часа.

Проведенный эксперимент по определению трудоемкости предлагаемой технологии проектирования и производства штампов показал ее высокую эффективность, заключающуюся в возможности использования менее квалифицированного труда рабочих-фрезеровщиков, снижение объема доводочных работ для получения штампа, снижение трудоемкости разработки управляющих программ для станков с ЧПУ, что по предварительным оценкам позволяет резко снизить технологическую себестоимость производства штампов.

Проведение детального анализа трудоемкостей традиционных технологий и предлагаемой технологии позволит сделать окончательный вывод и оценить экономическую эффективность применения информационных технологий в технологической подготовке производства.

Литература

1. Современные технологии авиастроения / А.Г. Братухин, Ю.Л. Иванов, Б.Н. Марьин и др. – М.: Машиностроение, 1999. – 832 с.
2. Технология машиностроения в 2-х т. / В.М. Бурцев, А.С. Васильев, А.М. Дальский. – М.: Машиностроение, 1999.
3. Ковка и объемная штамповка стали. Справочник в 2-х т. – М.: Машиностроение, 1967.
4. Кривов Г.А. Технология самолетостроительного производства. – К.: Квіц, 1997. – 459 с.
5. Мухин А.В., Спиридонов О.В. Теоретическая технология: концептуальные основы и приложения в системах искусственного технологического интеллекта // Вестник машиностроения. – 1998. – № 11. – С. 14 – 17.

Поступила в редакцию 02.03.2004

Рецензент: д-р техн. наук, доц., А.В. Гайдачук, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского “ХАИ”, Харьков.

УДК 621.7.044

А.П. МЕЛЬНИЧУК

Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина

ИССЛЕДОВАНИЕ ПРОЦЕССОВ ГИДРОДИНАМИЧЕСКОГО ФОРМООБРАЗОВАНИЯ ТОНКОСТЕННЫХ ОСЕСИММЕТРИЧНЫХ ОБОЛОЧЕК ПРИ ОФОРМЛЕНИИ ОСНОВНОГО КОНТУРА НА ПРИМЕРЕ СФЕРИЧЕСКОГО НАКОНЕЧНИКА ТРУБОПРОВОДОВ ВОЗДУШНЫХ СИСТЕМ ЛА

Использование особотонкостенных заготовок из титановых сплавов для изготовления наконечников трубопроводов воздушных систем самолетов привело к необходимости разработки и создания новых конструктивно-технологических решений. При создании элементов соединения «сфера-конус» с использованием методов гидродинамической штамповки необходимо решить ряд задач, существенно отличающихся друг от друга, решение которых в аналитическом виде не представляется возможным. Исследование динамического поведения тонкостенной осесимметричной оболочки на примере сферического наконечника при оформлении основного контура проведено в системе инженерного анализа ANSYS. Проведенные исследования процесса гидродинамической штамповки сферической оболочки позволили определить влияние энергетических параметров нагружающего импульса давления на процесс формообразования и установить область рациональных параметров нагружения.

гидродинамическая штамповка, соединение, сферический наконечник, тонкостенная оболочка

Наиболее широкое распространение при монтаже отдельных участков трубопроводов воздушных систем летательных аппаратов (ЛА), таких как противообледенительная и кондиционирования воздуха (ПОС и СКВ), получило соединение сфера-конус (рис. 1). В прогрессивных конструкциях высокоресурсных трубопроводов ПОС и СКВ для изготовления стыковых элементов (наконечников) использу-

ются особотонкостенные ($\delta \leq 0,02 D$) заготовки из титановых сплавов. Конструктивно сферические и конические элементы могут быть однослойными или двухслойными (усиленными, для обеспечения требуемой жесткости) (рис. 2).

Как показывает производственный опыт, наиболее приемлемым способом получения отмеченных элементов является гидродинамическая штам-

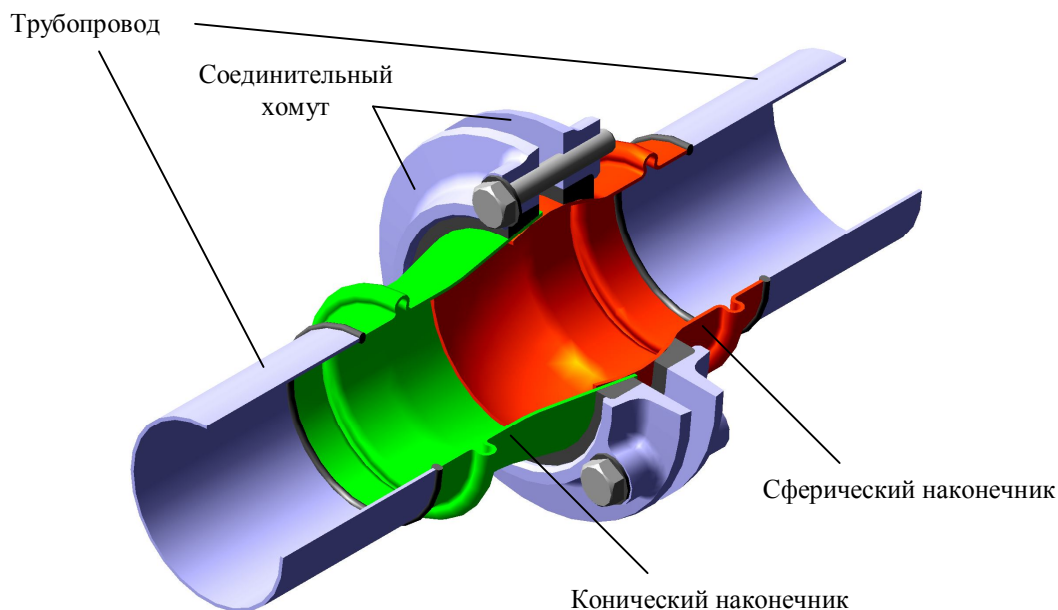


Рис. 1. Конструкция соединения сфера-конус

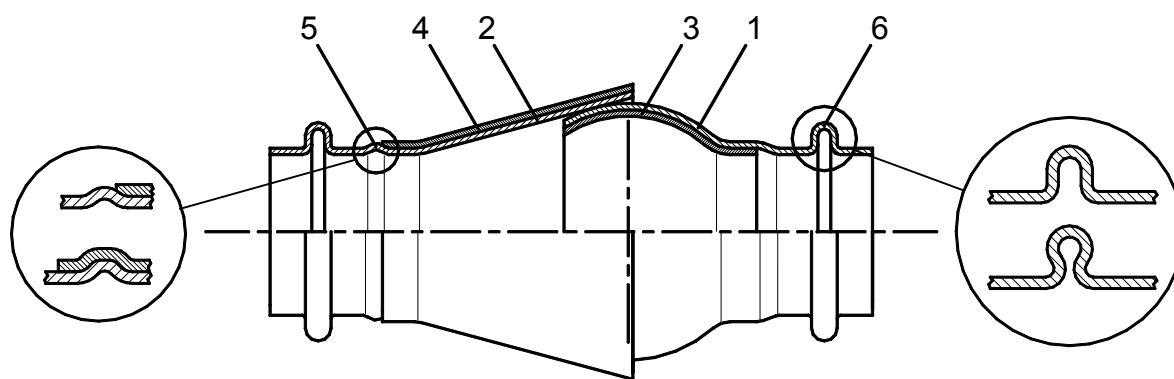


Рис. 2. Усиленное соединение сфера-конус высокоресурсного трубопровода:

- 1, 2 – основные элементы сферического и конического наконечников;
 3, 4 – усиливающие элементы сферического и конического наконечников;
 5 – элементы фиксации (рифты), обеспечивающие взаимную фиксацию внешней и внутренней составляющих элементов;
 6 – компенсаторы, обеспечивающие компенсацию угловых и линейных перемещений элементов под воздействием эксплуатационных нагрузок

повка (ГДШ). Так для самолетов Ан-22, Ан-72, Ан-74, Ан-124, Ан-225, Ан-70 и Ан-140 с помощью рассматриваемых технологий изготавливается более сотни типов различных изделий [1 – 3].

При создании соединений такого типа с использованием методов ГДШ (рис. 3) возникает необходимость решения задач, которые по постановке и методам решения существенно отличаются друг от

друга [4]:

- оформление основного контура сферических и конических оболочек;
- оформление элементов взаимной фиксации и компенсаторов;
- калибровка сферических и конических оболочек.

При штамповке деталей из тонкостенных заготовок оптимальным следует считать такое нагружение

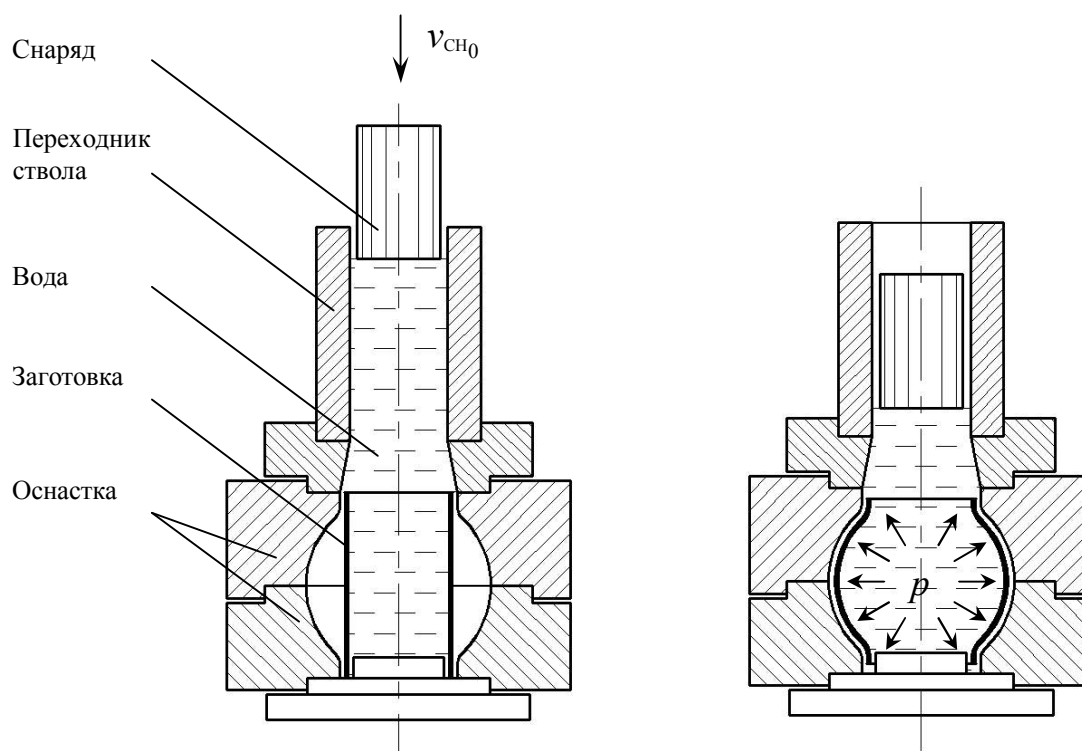


Рис. 3. Схема гидродинамической штамповки

рабочим импульсом давления, когда при оформлении основного контура детали заготовка подходит к матрице с минимальной скоростью, а затем происходит оформление элементов рельефа и калибровка давлением более высокой интенсивности. На практике создание таких условий нагружения невозможно, поэтому обычно штамповку деталей производят за несколько переходов, первые из которых являются формообразующими, а последний – калибровочным.

В подобных процессах можно считать рациональным разделение операции формообразования на переходы по характерным отличительным признакам. Так, для оформления основного (генерального) контура оболочки необходимо реализовать нагружение как можно более плавное, приближающееся к статическому. Этого можно достичь увеличением массы снаряда и снижением его скорости, что приводит к увеличению длительности нагружения и деформирования заготовки; при этом скорость ее перемещения уменьшается, что приводит к снижению влияния инерционных сил, уменьшается разнотолщинность оболочки, понижается опасность потери устойчивости. Уменьшается влияние волновых явлений в передающей среде на характер деформирования заготовки, повышается КПД процесса штамповки. Снижается скорость соударения заготовки с поверхностью матрицы, не искажается геометрия оболочки, обладающая малой жесткостью. Снижается нагрузка на оборудование, повышается стойкость оснастки [5, 8].

Для реализации процесса формообразования компенсаторов и элементов взаимной фиксации (рифты, пуклевки и т.д.), как элементов оболочки, обладающих большей жесткостью, требуется импульс давления более высокой интенсивности.

При калибровке, где перемещения оболочки ничтожно малы, требуется жесткий остродинамичный импульс, обеспечивающий калибровочное усилие, что достигается снижением массы снаряда

и увеличением его скорости. В этом случае оболочка должна соударяться с поверхностью матрицы с предельной скоростью, для уменьшения величины пружинения.

В статье рассматривается процесс формообразования основного (генерального) контура элементов соединения сфера-конус на примере внешней оболочки сферического наконечника (рис. 4) [3].

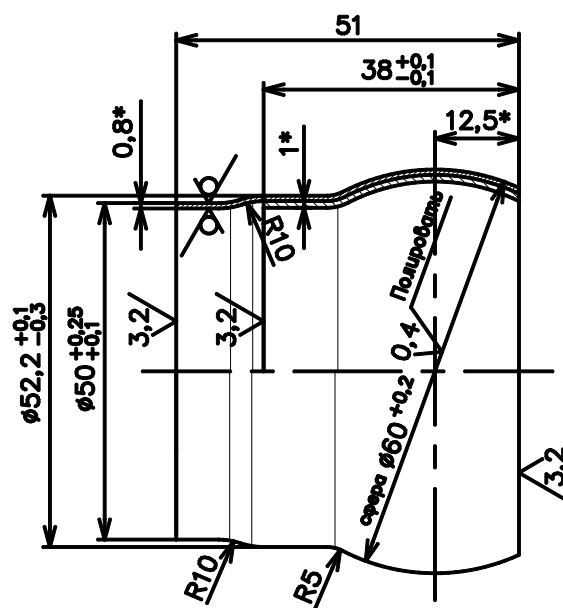


Рис. 4. Исследуемое изделие: внешняя оболочка наконечника сферического АНУ.7400.001.011 (типичная деталь)

Как показывают результаты экспериментальных исследований и опыт промышленного внедрения методов гидродинамической штамповки [5], характер нагружающего импульса давления жидкости, действующего на заготовку в формующей камере, при оформлении основного контура оболочки можно аппроксимировать функцией $p = p(t)$ и представить в виде синусоидального закона (рис. 5) [6]:

$$p = p_{\max} \cdot \sin\left(\frac{\pi t}{t_{\max}}\right), \quad (1)$$

где $p_{\max}$ – максимальное давление;

$t_{\max}$ – продолжительность импульса давления;

p, t – текущие значения давления и времени импульса.

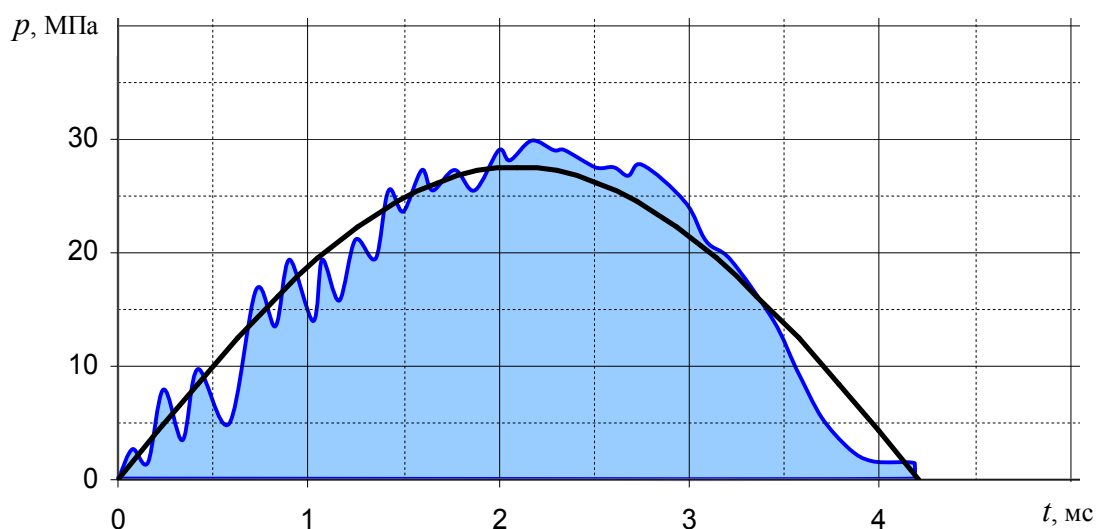


Рис. 5. Импульс давления в формующей камере и аппроксимирующая функция $p = p(t)$

Динамическое деформирование тонкостенных цилиндрических заготовок описывается геометрическими и физическими нелинейными уравнениями теории тонких оболочек с использованием теории пластического течения с изотропным упрочнением, решение которых в аналитическом виде не представляется возможным.

Благодаря развитию численных методов и появлению мощной вычислительной техники в настоящее время представляется возможным решение данного класса нелинейных задач, учитывающих геометрическую и физическую нелинейности, а также контактное взаимодействие. Исследование динамического поведения рассматриваемой оболочки проведено в системе инженерного анализа ANSYS.

Объектом исследования является цилиндрическая заготовка (диаметр $d = 50$ мм, длина $l = 80$ мм, толщина $\delta = 0,8$ мм), изготовленная из титанового сплава ПТ7М, имеющего следующие физико-механические характеристики: плотность $\rho = 4500$ кг/м³, предел текучести $\sigma_T = 460$ МПа, предел прочности $\sigma_B = 580$ МПа, модуль упругости $E = 1,12 \cdot 10^{11}$ Па, коэффициент Пуассона $\mu = 0,37$, модуль упрочнения $H = 0,6 \cdot 10^9$ Па. Поскольку при формообразовании сферического наконечника имеет место процесс глубокого пластического деформирования, то для описания поведения материала

задана кривая деформирования материала. В системе ANSYS данная кривая описывается билинейной моделью с изотропным упрочнением [9].

Учитывая геометрическую и силовую симметрию решаемой задачи, для моделирования процесса

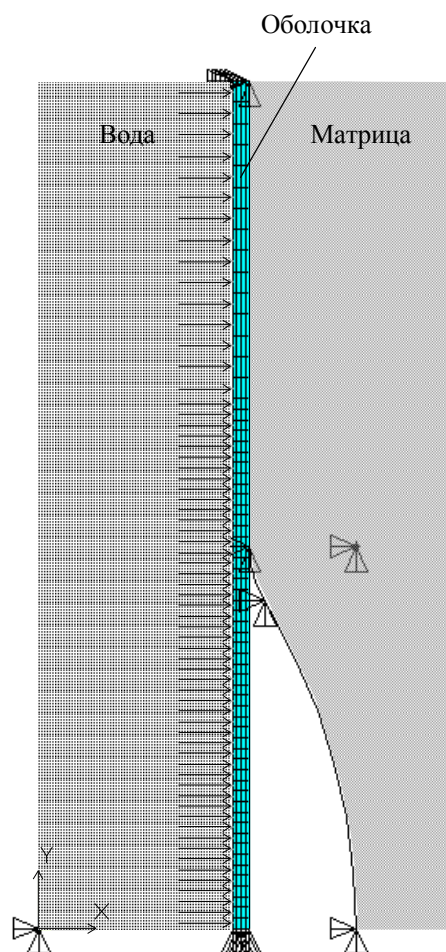


Рис. 6. Конечно-элементная модель

была выбрана осесимметричная модель (рис. 6), заданные граничные условия соответствуют процессу штамповки заготовки со свободными торцами.

Следует отметить, что технологическая схема формообразования подобных оболочек может быть: штамповка со свободными, защемленными или подпираемыми торцами заготовки. Производственный опыт показывает, что наиболее рациональным является формообразование со свободными торцами, так как утонения стенки заготовки существенно меньше, чем при деформировании с защемленными торцами; реализация процесса и штамповая оснастка значительно проще, чем при схеме, соответствующей штамповке с подпираемыми торцами.

Конечно-элементная модель состоит из 260 2-D 4-х узловых элементов твердого деформируемого тела PLANE182. Для моделирования контакта заготовки с поверхностью матрицы выбрана контактная модель “rigid-to-flexible”. Выбор данной модели объясняется тем фактом, что жесткость матрицы гораздо выше, чем жесткость деформируемой заготовки, что характерно для широкого класса технологических задач, поэтому деформацией матрицы можно пренебречь. Для описания контактного взаимодействия заготовки с матрицей использована контактная модель “поверхность в поверхность” с учетом кулоновского трения в процессе контактного взаимодействия, реализованная через элементы TARGE169 и CONTA171 в системе ANSYS [10].

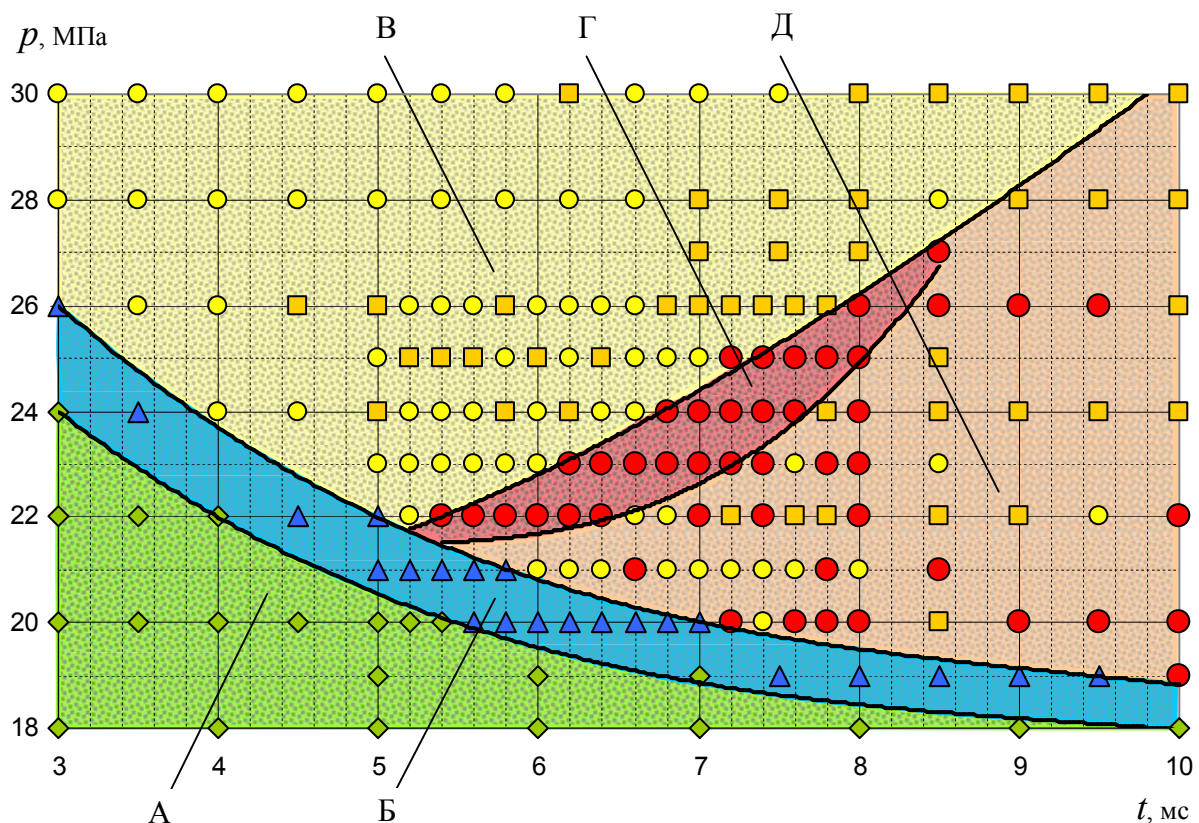


Рис. 7. Исследуемая область процесса гидродинамической штамповки при оформлении основного контура сферического наконечника:

- ◆ — нет контакта оболочки с поверхностью матрицы;
- ▲ — неполный контакт оболочки с поверхностью матрицы;
- — искажение формы оболочки от удара о поверхность матрицы и от влияния инерционных сил;
- — знакопеременные изменения деформаций оболочки (гиб, разгиб) с последующим наложением на матрицу;
- — качественная сферическая оболочка

Исследуемая область определена параметрами прикладываемого импульса давления:

- величиной максимального давления $p_{\max}$;
- продолжительностью импульса $t_{\max}$,

характеризующими нагружающее воздействие на заготовку согласно соотношению (1). Моделированию было подвержено порядка 200 процессов, путем варьирования значениями $p_{\max}$ и $t_{\max}$, с определенным шагом (рис. 7):

$$18 \cdot 10^6 \text{ Па} \leq p_{\max} \leq 30 \cdot 10^6 \text{ Па};$$

$$3 \cdot 10^{-3} \text{ с} \leq t_{\max} \leq 10 \cdot 10^{-3} \text{ с}.$$

Указанный диапазон значений $p_{\max}$ и $t_{\max}$ определен на основании экспериментальных данных, согласно которым:

- избыточное давление при деформировании маложестких оболочек искажает их форму и увеличивает нагрузку на штамповую оснастку;
- недостаточное давление не приводит к требуемым пластическим деформациям материала;
- при сокращении продолжительности импульса существенное негативное влияние на процесс глубокого деформирования оказывают волновые процессы, протекающие в жидкости;
- при увеличении продолжительности импульса характер нагружения приближается к статическому, что в случае гидродинамической штамповки сопряжено с существенными энергетическими потерями через зазоры, так как утрачивается смысл гидродинамичности, обусловленный самопроизвольным запираем случайных и конструктивных зазоров кратковременным импульсом давления жидкости высокой интенсивности.

Результаты проведенных исследований (рис. 7, 8) позволили установить, что по характеру деформирования тонкостенных осесимметричных оболочек (оформление основного контура) конечный результат можно условно разделить на пять возможных вариантов [7]:

1. Отсутствие контакта оболочки с поверхностью матрицы, ввиду низких энергетических параметров импульса давления и, как следствие, малые деформации, возможны случаи, где деформации заготовки не превышают пределов упругой области (рис. 7, область А, рис. 8, а, е);

2. Неполный контакт оболочки с поверхностью матрицы, так же по причине недостаточной энергоемкости импульса, т.е. заданные параметры давления (или продолжительности импульса) хотя и выше, чем в предыдущем случае, но все равно недостаточны для достижения требуемых деформаций по всей длине заготовки (рис. 7, область Б, рис. 8, б, ж);

3. Параметры нагружения, обеспечивающие необходимое, а также плавное деформирование и “мягкий” контакт (малая скорость соударения) оболочки с поверхностью матрицы, т.е. параметры, которые, как отмечалось ранее, при оформлении основного контура оболочки являются рациональными (рис. 7, область Г, рис. 8, в, з);

4. Нагружающее воздействие, приводящее к высокой скорости соударения заготовки с рабочей поверхностью матрицы с последующим ее отскоком, что приводит к искажению формы оболочки; существенны негативные влияния инерционных сил на процесс формообразования (рис. 8, г, и);

5. Импульсное воздействие, как и в предыдущем случае, приводит к высоким скоростям деформирования, удару, отскоку, искажению формы оболочки, но избыточное нагружающее усилие позволяет повторно наложить оболочку на матрицу; перемещение заготовки сопровождается образованием зон, где оболочка подвергается знакопеременным изгибным деформациям (гиб, разгиб), это отрицательно сказывается на ресурсных характеристиках готового изделия, что немаловажно, так как речь идет об изделии как элементе высокоресурсного трубопровода (рис. 8, д, к).

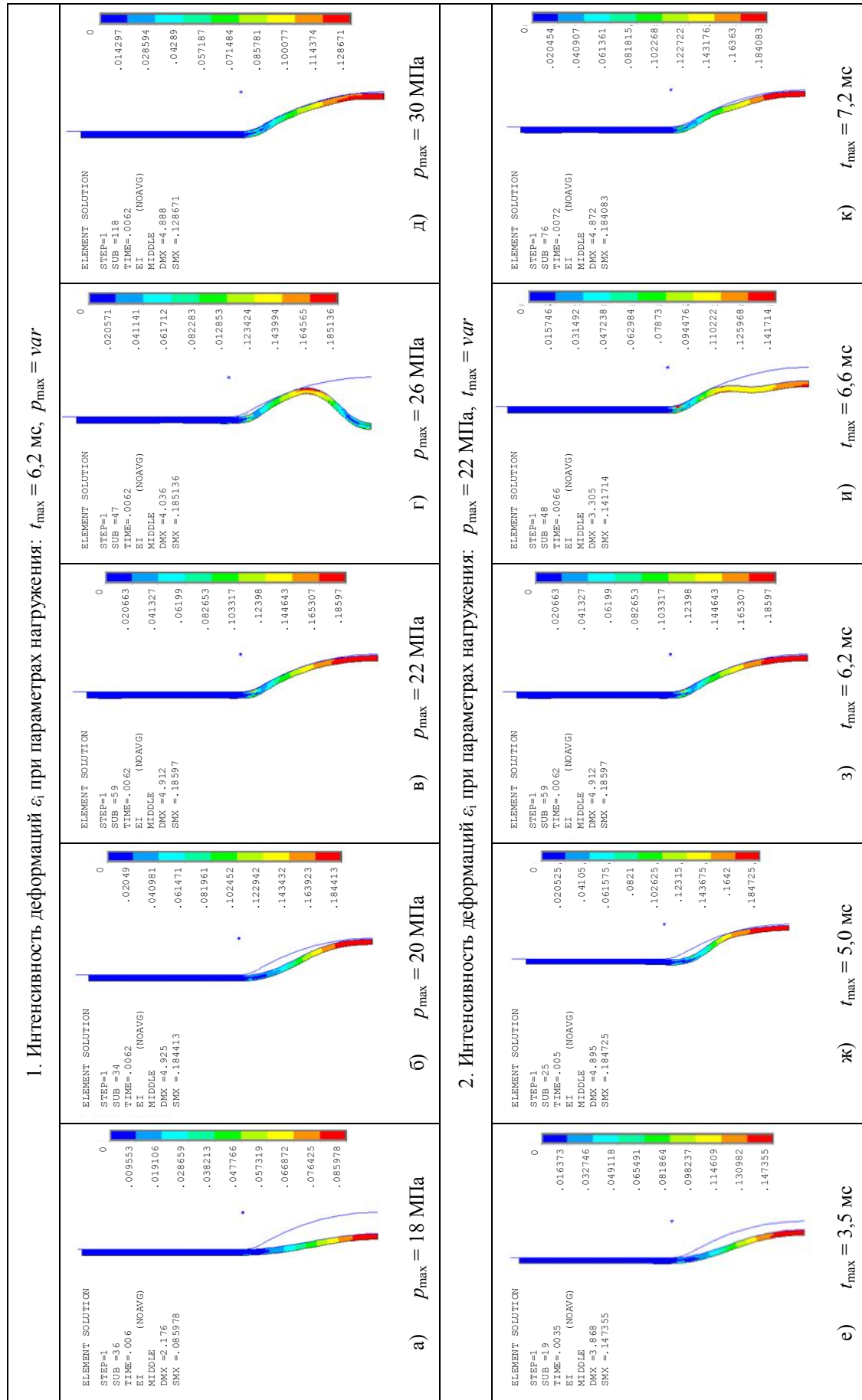


Рис. 8. Возможные варианты конечного результата формообразования (интенсивность деформаций ϵ) при импульсном нагружении тонкостенной осесимметричной оболочки на этапе оформления основного контура

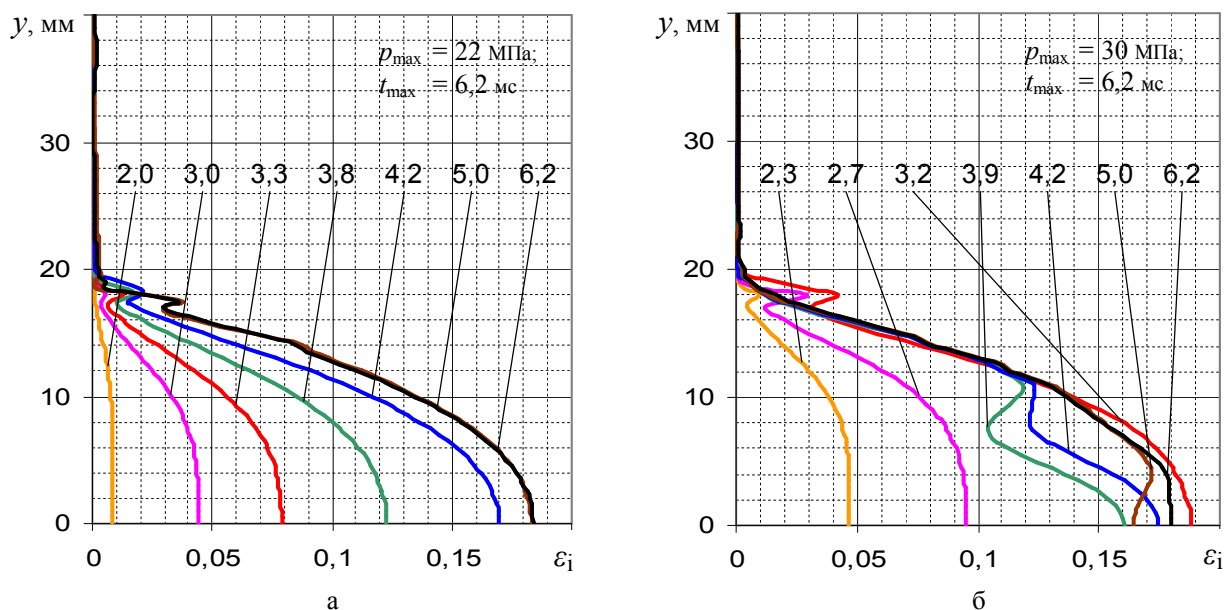


Рис. 9. Интенсивность деформаций ε_i оболочки в различные моменты времени (10^{-3} с):
а – при рациональных; б – нерациональных параметрах нагружения

Из рис. 7 видно, что область В соответствует параметрам нагружения, где вообще не достигается приемлемое решение по причине либо существенных инерционных сил, либо избыточной энергии импульса. Область Д является зоной доверительных решений, как положительных, так и отрицательных, носящих случайный (непредсказуемый) характер.

Следует отметить, что при 3 и 5-м варианте нагружения (рис. 8, в,з и рис. 8, д, к соответственно) конечный результат одинаков: оболочка по-

вторяет форму рабочей поверхности матрицы, однако сам процесс достижения конечного результата (история формообразования) различен. На рис. 9 отчетливо видно, что при 3-м (рациональном) варианте нагружения (рис. 9, а) заготовка деформируется плавно, после контакта с матрицей ее движение прекращается. При характере нагружения, соответствующему 5-му варианту (рис. 9, б), процесс формообразования сопровождается избыточными (излишними) энергозатратами, что и приводит к перемещению заготовки

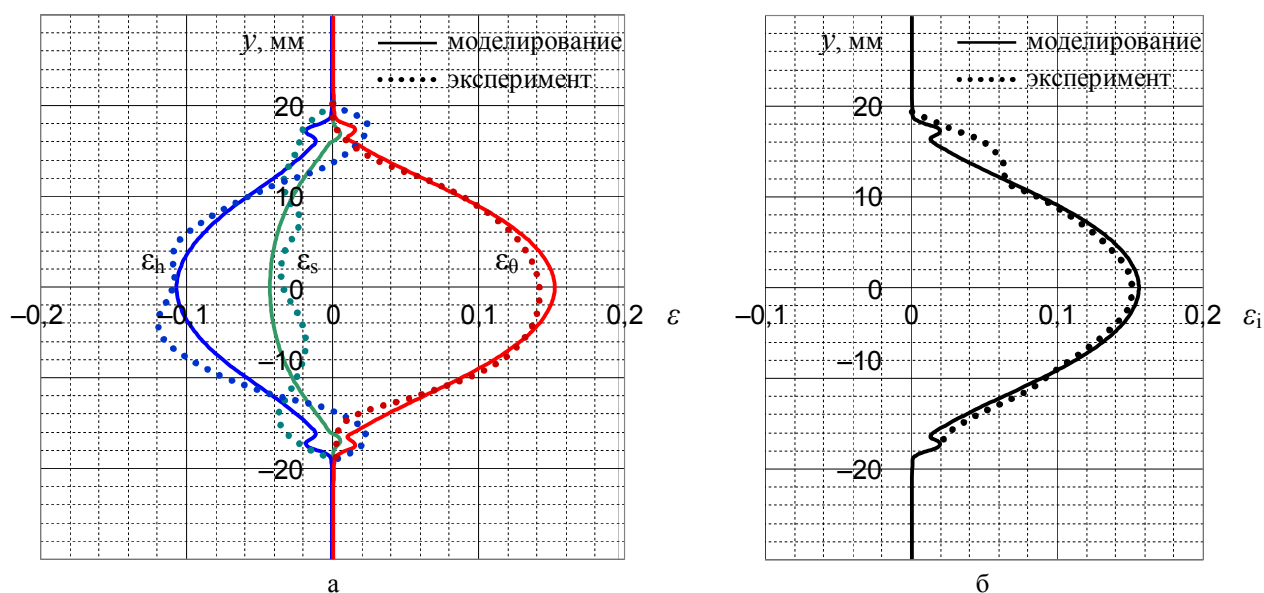


Рис. 10. Значения деформаций сферической оболочки при моделировании и эксперименте:
а – компоненты деформаций; б – интенсивность деформаций

“к матрице-от матрицы-к матрице”, т.е. вариант 5 не является рациональным, как по критерию качества готового изделия, так и по критерию минимума энергозатрат, минимума нагрузки на штамповую оснастку и т.д.

Соотношение результатов моделирования исследуемых в системе ANSYS процессов с экспериментальными данными [1] представлены на рис. 10, где видно, что отклонения результатов численного решения от эксперимента по величинам ε_0 и ε_i незначительны. Различия в значениях по компонентам деформаций ε_s и ε_n при моделировании и эксперименте объясняются тем, что в расчетной модели не учтены силы трения оболочки при контакте с поверхностью матрицы.

Проведенные исследования процесса гидродинамической штамповки сферического наконечника на этапе оформления основного (генерального) контура позволили определить влияние энергетических параметров нагружающего импульса на процесс формообразования оболочки, установить характерные области возможных результатов (рис. 7), определить область рациональных (рекомендуемых) параметров нагружения $p_{\max}$ и $t_{\max}$ (рис. 7, область Г), обеспечивающих технологю получение качественного изделия. Расчетную модель численного определения НДС тонкостенных осесимметричных оболочек в данной постановке можно считать приемлемой для решения подобных технологических задач.

Литература

1. Мильченко Е.И. Исследование, разработка и внедрение технологических процессов изготовления высокоресурсного осесимметричного титанового трубопровода воздушных систем ЛА: Дис. ... канд. техн. наук. – Х.: ХАИ, 1981. – 149 с.
2. Кривцов В.С., Брагин А.П., Мельничук А.П. Анализ некоторых результатов научных и производственных исследований процессов гидродинамической штамповки элементов трубопроводов воздушных систем самолетов // *Авиационно-космическая техника и технология*. – Х.: НАКУ “ХАИ”. – 2003. – Вып. 38. – С. 6–13.
3. Разработка и внедрение технологии формообразования деталей сложной конфигурации на пресс-пушке: ПП11М. Научно-технический отчет о НИР / № 56750. – Х.: ХАИ, 1984. – 23 с.
4. Кривцов В.С., Мельничук А.П. Особенности описания деформирования тонкостенных цилиндрических деталей при гидродинамической штамповке // *Авиационно-космическая техника и технология*. – Х.: НАКУ “ХАИ”. – 2001. – Вып. 25. – С. 28–34.
5. Мацукин Ю.Г. Исследование гидродинамической штамповки на пресс-пушке: Дис. ... канд. техн. наук. – Х.: ХАИ, 1966. – 223 с.
6. Мельничук А.П. Определение параметров импульса давления при гидродинамической штамповке осесимметричных тонкостенных оболочек // *Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов*. – Х.: НАКУ “ХАИ”. – 2004. – Вып. 36. – С. 108–114.
7. Мельничук А.П., Светличный С. П. Исследование процессов гидродинамической штамповки тонкостенных осесимметричных элементов высокоресурсного трубопровода воздушных систем летательных аппаратов // *Сборник трудов 4-й конференции пользователей программного обеспечения CAD-FEM GmbH (Москва, 21–22 апреля 2004 г.)*. – М.: Полигон-пресс. – 2004. – С. 144–150.
8. Родько С.Я. Исследование, разработка и внедрение процессов гидродинамического формообразования тонколистовых деталей летательных аппаратов: Дис. ... канд. техн. наук. – Х.: ХАИ, 1985. – 238 с.
9. ANSYS 5.7.1 Online Documentation. Structural Analysis Guide. Chapter 8. Nonlinear Structural Analysis. 8.3. Modeling Material Nonlinearities.
10. ANSYS 5.7.1 Online Documentation. Element Reference. Element Library.

Поступила в редакцию 05.04.2004

Рецензент: канд. техн. наук, доцент, С.А. Полтарушников, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского “ХАИ”, Харьков.

УДК 623.46.001:533.6.011

В.В. КУЛАЛАЕВ

*Национальный аэрокосмический университет им Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина***ОСНОВЫ ПОСТРОЕНИЯ И ОЦЕНКИ ПОТЕНЦИАЛЬНОЙ ЭФФЕКТИВНОСТИ УСТРОЙСТВ ПРОТИВОДЕЙСТВИЯ ЗЕНИТНЫМ УПРАВЛЯЕМЫМ РАКЕТАМ С ОПТИЧЕСКИМИ ГОЛОВКАМИ САМОНАВЕДЕНИЯ**

Представлены основы построения и оценки потенциальной эффективности устройств противодействия зенитным управляемым ракетам (ЗУР) с оптическими головками самонаведения (ОГС). Определен критерий тактической эффективности устройств противодействия на основе оценки вероятностных событий промаха и поражения цели в условиях воздействия на ОГС организованных оптических помех. Приведены аналитические зависимости для оценочных расчетов. Результаты работы могут быть полезны при разработке УП ОГС ЗУР для защиты летательных аппаратов.

противодействие, управляемая ракета, оптическая система, тактическая эффективность

В настоящее время зенитные управляемые ракеты с оптическими головками самонаведения остаются наиболее эффективным оружием против объектов наземного, морского и воздушного базирования [1, 2]. По мнению сенатора США Роберта Грэма ЗУР с ОГС «рано или поздно станут для террористов одним из методов нанесения удара» [3, 4]. По мнению зарубежных военных специалистов 90% всех случаев поражения самолетов и вертолетов в военных конфликтах связано с применением ЗУР с ОГС [3]. Правительства стран НАТО вкладывают огромные средства на разработку устройств противодействия данному типу вооружений [2]. Таким образом, актуальность данной работы не вызывает сомнений. Работы данного научного направления проводились автором по Решениям Правительства СССР до 1991 года. В Украине, начиная с 1991 года, автор проводит работы по собственной инициативе, при поддержке негосударственных структур.

Целью данной работы является разработка теоретических основ построения и оценки потенциальной эффективности УП ЗУР с ОГС на базе генерирования специально организованных оптических помех, излучаемых УП, пространственно совмещенным с объектом защиты.

Основным показателем эффективности устройств противодействия зенитных управляемых ракет (ЗУР) с оптическими головками самонаведения (ОГС) является критерий тактической эффективности (T), который позволяет оценить процесс противодействия, после чего выполнение задания ЗУР с ОГС становится невозможным, либо вероятность его выполнения близка к нулю [3, 5].

Введем критерий в виде

$$T = \frac{P_{np}^{УП}(\lambda_1)}{P_{nop}(\lambda)} > 1,0, \quad (1)$$

где $P_{np}^{УП}(\lambda_1)$ – условная вероятность промаха ЗУР с ОГС, что может характеризовать срыв сопровождения и идентификации цели под действием помехового сигнала УП, после чего поражение цели маловероятно, либо невозможно [3];

$P_{nop}(\lambda)$ – условная вероятность поражения цели ЗУР с ОГС, определенная условиями пуска и тактико-техническими характеристиками самонаводящегося ракетного оружия [5];

λ_1, λ – параметры условного закона срыва сопровождения и идентификации цели, и ее поражения соответственно.

Процессы $P_{срв}(\lambda_1)$ и $P_{nop}(\lambda)$ предполагаем

стационарными, эргодическими с Марковским распределением. Вероятность поражения цели при групповом залпе ЗУР с ОГС определяется [7] в виде

$$Q_n = 1 - P_n = 1 - \prod_{i=1}^n [1 - (P_{1i} + \Delta P_{1i})], \quad (2)$$

где P_n – вероятность поражения одиночным пуском одной ЗУР; ΔP_{1i} – усредненное для всех зенитных управляемых ракет одного залпа увеличение вероятности поражения конкретной цели за счет накопления урона (ущерба) цели.

В случае применения ЗУР одного типа при залпе по цели получаем следующие равенства:

$$P_{1i} = P_1; \quad \Delta P_{1i} = \Delta P_1, \quad \text{при } i = 1, 2, \dots, n;$$

$$Q_n = 1 - [1 - (P_1 + \Delta P_1)]^n. \quad (3)$$

Надежность функционирования ЗУР, в условиях использования систем оптико-электронного противодействия со стороны различных объектов (целей), за счет маневра цели или специальных мер можно оценить по зависимости

$$Q_n = 1 - (1 - P_{\text{вых}}) [1 - (P_1 + \Delta P_1) \cdot P_{\phi}(\tau_n)]^n, \quad (4)$$

где $P_{\text{вых}}$ – вероятность выхода цели из зоны поражения или вероятность срыва поражения ЗУР с ОГС; $P_{\phi}(\tau_n)$ – вероятность надежности ОГС ЗУР за время самонаведения на цель τ_n .

Увеличение вероятности поражения ΔP_1 за счет накопления урона определяется по результатам боевого применения ЗУР или моделирования и определяется соотношением

$$\Delta P_1 = 1 - P_1 - \sqrt[n]{1 - P_n^*}, \quad (5)$$

где P_n^* – экспериментальная вероятность поражения цели в результате стрельбы n однотипных ЗУР, при этом предполагается, что $P_n^* \geq P_n$.

Накопление урона в основном зависит от типа и размеров защищаемых объектов (ЗО)-целей, показателей их уязвимости и определяется известным [7] выражением

$$\Delta P_1 = \frac{L}{4L_{\max}} \sin^2(\pi P_1), \quad (6)$$

где L – характерный размер цели (например, для летательных аппаратов (ЛА) – средняя высота); $L_{\max}$ – максимальный размер цели (для ЛА – длина фюзеляжа, размах крыльев). Для пассажирских и транспортных самолетов значение этого параметра 50 м и более.

Поражение цели воздушного, морского или наземного базирования можно рассматривать как случайное событие, вероятность которого зависит от точности самонаведения на цель ОГС ЗУР, характеристик неконтактного или контактного взрывателя, боевой мощности взрывчатого вещества и др., а также вероятности поражения цели при условии точного попадания зенитной управляемой ракеты. Предлагается модель поражения самолета одиночным ЗУР с ОГС, структурная схема которой показана на рис. 1.

Цель, совмещенная с УП, в картинной (предметной) плоскости рассматривается как диффузный предмет (цель), при этом ее физические свойства более реальные, чем диск радиуса R_y . В рассматриваемом случае предполагается, что длина ЛА

$$L_{\max} = 2R_y,$$

а высота

$$h_y = 2a,$$

где $a = KR_y$, a и R_y – малая и большая оси эллипса, $K < 1,0$ – заданная величина, при этом не учитывается величина концевых частей крыла. Если предположить, что R_y и a различаются не более чем на 50%, то можно провести известные усреднения различными способами, например,

$$R_y = \frac{R_y + a}{2}; \quad R_y = \sqrt{R_y \cdot a}; \quad R_y = \sqrt{\frac{R_y^2 + a^2}{2}} \quad (7)$$

и т.д.

Рассеивание точек поражения в картинной плоскости может рассматриваться круговым и описы-

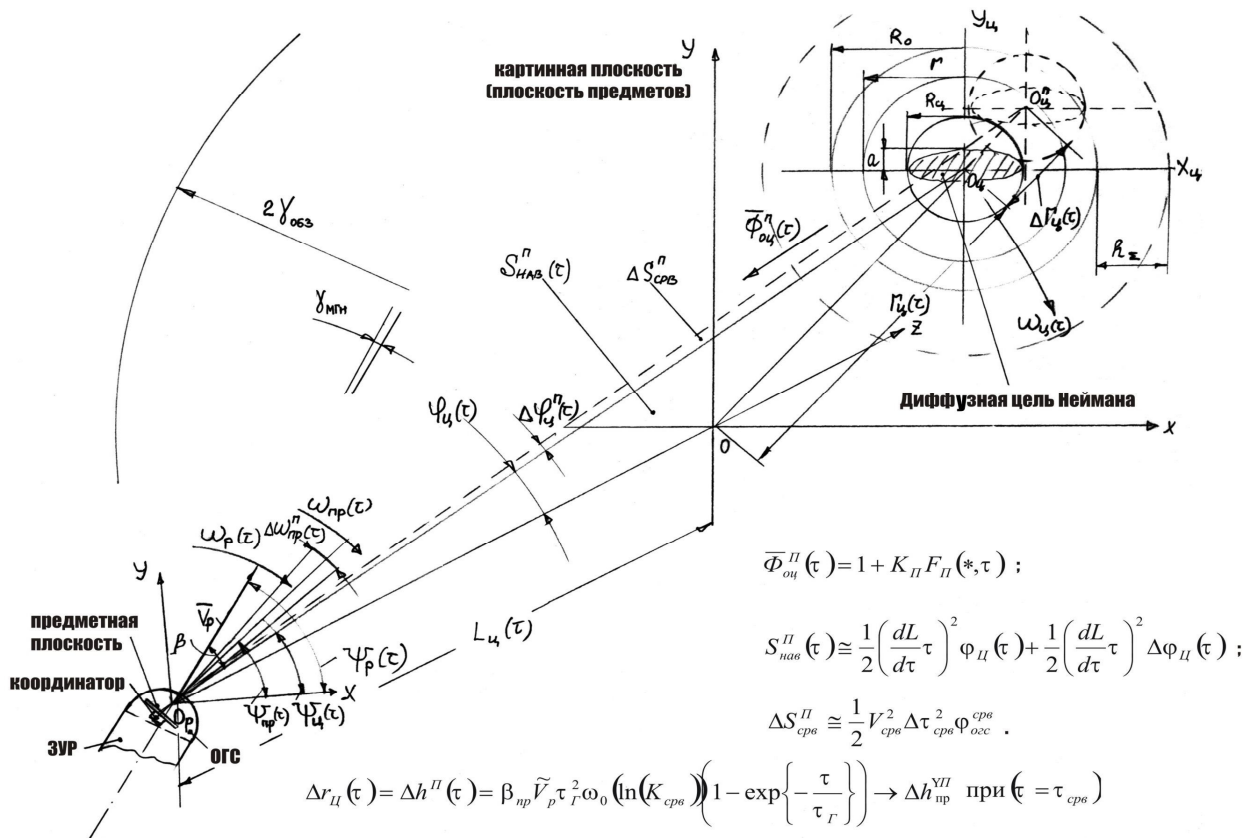


Рис. 1. Структурная кинематическая схема поражения самолета одиночной ЗУР с ОГС

ваться распределением Райса и подчиняться обобщенному закону Релея (распределение Релея-Райса [6, 7], плотность вероятности которого определяется зависимостью

$$f(r) = \frac{r}{\sigma^2} \exp \left\{ -\frac{h^2 + r^2}{2\sigma^2} \right\} I_0 \left(\frac{rh}{\sigma^2} \right), \quad (8)$$

где r – величина промаха в картинной плоскости (рис.1), относительно точки наведения A ;

h – среднее отклонение центра рассеивания от точки наведения (систематическая ошибка самонаведения);

σ – среднеквадратическое отклонение точек поражения ЗУР в картинной плоскости от центра рассеивания (среднеквадратичная случайная ошибка самонаведения);

$$I_0 \left(\frac{rh}{\sigma^2} \right) - \text{модифицированная функция Бесселя}$$

нулевого рассеивания (равновероятный круг поражения) при

$$x = \frac{rh}{\sigma^2} = 0; \quad I_0(x) = 1,0.$$

Отметим, что рассеивание вероятности поражения – эллиптическое, и оно может быть приведено по аналогии с (7) к виду:

$$\sigma_{np} = \frac{\sigma_{R_{II}} + \sigma_a}{2};$$

$$\sigma_{np} = \sqrt{\sigma_{R_{II}} \sigma_a};$$

$$\sigma_{np} = \sqrt{\frac{\sigma_{R_{II}} \cdot \sigma_a}{2}} \quad (9)$$

и т.д.

Тогда функция распределения Райса представляется в виде распределения вероятности поражения ЗУР в круг некоторого приведенного радиуса $R_{np} = R_0$ и определяется соотношением

$$F(r < R_{np}) = \int_0^{R_{np}} f(r) dr. \quad (10)$$

При малых систематических ошибках ($h \ll \sigma$) выражение (8) приводится к виду

$$F(r < R_{np}) = 1 - \exp\left\{-\frac{R_{np}^2}{2\sigma_{np}^2}\right\}. \quad (11)$$

Известно, что при сравнимых систематических и случайных ошибках наведения $\left(1 < \frac{h}{\sigma} < 4\right)$ интеграл (10) в квадратурах не вычисляется, поэтому вероятность поражения цели определяется графиками или таблицами [5, 7]. При больших систематических ошибках $\left(\frac{h}{\sigma} > 4,0\right)$ распределение точек поражения в картинной плоскости приближается к нормальному [8] и определяется зависимостью

$$\begin{aligned} f(r) &= \frac{r}{\sigma^2} \exp\left\{-\frac{r^2 + h^2}{2\sigma^2}\right\} I_0\left(\frac{rh}{\sigma^2}\right) \cong \\ &\cong \frac{1}{\sqrt{2\pi}\sigma} \exp\left\{-\frac{(r-h)^2}{2\sigma^2}\right\}. \end{aligned} \quad (12)$$

В этом случае вероятность поражения цели (попадания в круг радиусом $(r-h)$ находится по формуле

$$F(r < R) = \int_0^R \frac{1}{\sqrt{2\pi}\sigma} \exp\left\{-\frac{(r-h)^2}{2\sigma^2}\right\} dr = \frac{1}{2} + \Phi_0\left(\frac{R-h}{\sigma}\right), \quad (13)$$

где $\Phi_0(x) = \frac{1}{2\pi} \int_0^x \exp\left\{-\frac{\tau^2}{2}\right\} d\tau$ – интеграл Лапласа-Гаусса.

При методе защиты объектов за счет увода точки прицеливания (в нашем случае подавление ОГС ЗУР при определении координат цели с УП в картинной плоскости) или при использовании способа пространственного смещения теплового образа цели (ПСТО), введенного нами, основной задачей является увеличение систематической ошибки самонаведения, а следовательно, срыв сопровождения цели и промах ЗУР с ОГС. Под срывом сопровождения будем понимать процесс подавления ОГС УП, после

которого ЗУР не может выполнить поставленную задачу – уничтожение цели.

В зенитных ракетных системах пассивного или полуактивного самонаведения используются двухточечные методы наведения. Рассмотрим метод пропорционального сближения. При пуске ЗУР с ОГС вдогон (в заднюю полусферу) применяется метод погони. В этом случае для оценки динамических составляющих систематических ошибок самонаведения вводятся понятия мгновенного и фактического промаха, которые подробно освещаются в работах [7, 8].

Не повторяя материала указанных работ, проведем некоторые дополнительные исследования. Под мгновенным промахом h_m понимают расстояние от цели до мгновенной точки встречи (МТВ), определяемые углом отклонения β – вектора относительной скорости ЗУР от линии ракета-цель (РЦ) (линии пеленга) в момент срыва процесса самонаведения, что связано с помеховой прецессией главной оси гироскопов $(\Delta\omega_{np}^{\Pi})$ управляемой ракеты, при этом считаем, что ракета движется без нормального ускорения

$$h_m = L \sin\beta, \quad (14)$$

$$\text{где } \sin\beta = \frac{L\omega_p^{cp6}}{V_0}.$$

После преобразований получим

$$h_m = \frac{L^2}{V_0} \omega_{pц}^{cp6} \cong \frac{L^2}{\left|\frac{dL}{d\tau}\right|} \omega_{pц}^{cp6},$$

где $\omega_{pц}^{cp6}$ – угловая скорость вращения линии РЦ в момент срыва процесса самонаведения;

$$\left|\frac{dL}{d\tau}\right| = V_0 - \text{скорость ракеты сближения с целью.}$$

Увеличение Δh_m за счет движения ракеты с конечным значением относительного нормального ускорения W_0 определяется зависимостью

$$\Delta h_m = \frac{W_0 L^2}{2(\dot{L})^2} = \frac{W_0 L}{2(\dot{L})} \Delta \tau_{cp\epsilon}, \quad (15)$$

где $\Delta \tau_{cp\epsilon} = L / \left(\frac{dL}{d\tau} \right)$ промежуток времени процесса срыва самонаведения.

Общий фактический промах (расстояние от цели до фактической точки встречи (ФТВ)) определяется соотношением

$$h = h_m + \Delta h_m = L^2 / \left(\frac{dL}{d\tau} \right) \cdot \left(\omega_{p\epsilon}^{cp\epsilon} + \frac{W_0}{2 \left| \frac{dL}{d\tau} \right|} \right) \quad (16)$$

и существенно зависит от величины $\omega_{p\epsilon}^{cp\epsilon}$.

Заметим, что скорость вращения вектора скорости ракеты ω_p связана в двухточечных методах наведения со скоростью вращения линии РЦ уравнением метода пропорционального сближения [9]

$$\omega_p = k_\omega \cdot \omega_{p\epsilon}^{cp\epsilon}, \quad (17)$$

где k_ω – навигационная постоянная.

Анализируя выражения (14) – (16) приходим к **выводу**, что для увеличения фактического промаха ЗУР с ОГС следует осуществлять увод точки прицеливания, что эквивалентно созданию помеховой составляющей угла рассогласования цели $\Delta \varphi^{\Pi}(\tau)$ помеховым оптическим сигналом УП пространственно совмещенной с объектом защиты. При этом изменяется угловая скорость $\omega_{p\epsilon}^{cp\epsilon}$ и ω_p на ошибку прецессии оси гироскопов $\Delta \omega_{np}^{\Pi}(\tau)$ (схема рис. 1), что в конечном счете определяет ложное отклонение рулей ЗУР с ОГС, которое оценивается по формуле

$$\Delta \omega_{np}^{\Pi}(\tau) = \frac{1}{\tau_\Gamma} \Delta \varphi^{\Pi}(\tau), \quad (18)$$

где $\tau_\Gamma = H_\Gamma / k_k$ – постоянная времени, характеризующая динамические свойства гиросtabilизатора ОГС ЗУР (паспортная величина тактико-технических характеристик ОГС ЗУР) [9];

H_Γ – кинетический момент гироскопа ($H_\Gamma = \text{const}$)

k_k – коэффициент пропорциональности системы коррекции ОГС.

Определим безусловную вероятность поражения ЗО ЗУР с ОГС при допущении, что условная вероятность поражения определена при поражении цели. При этом должны быть учтены факторы и соответствующие им вероятности. К ним относятся:

– **вероятность поражения цели** путем попадания ЗУР в уязвимый конструктивный элемент ЗО, при котором ЗО не может выполнить поставленную задачу [7]:

$$P_{\text{ПОП}} = 1 - \exp \left\{ - \frac{S_{\text{ПОР}\Sigma}}{K \cdot S_{\text{ЗО}}} \right\}, \quad (19)$$

где $S_{\text{ПОР}\Sigma}$ – суммарная площадь поражения ЗО (например, отсеков самолета, радарной установки и т.д.);

$S_{\text{ЗО}}$ – суммарная приведенная площадь поражения ЗО;

K – коэффициент, учитывающий конфигурацию уязвимых отсеков и их расположение, который определяет диффузность [8] цели поражения (по результатам моделирования и экспертным оценкам $1 < K < 3$);

– **вероятность пробоя обшивки** ЗО (ЛА, РЛС и др.):

$$P_{\text{проб}}^{\text{об}} = 1 - \exp \left\{ - \frac{E_{\text{ЗР}}^2}{E_{\text{ТР}}^2} \right\}, \quad (20)$$

где $E_{\text{ТР}}$ – требуемая удельная энергия пробивания обшивки ЗО (для современных самолетов

$E_{\text{ТР}} = (500 \dots 1500) \text{ н/см}^2$);

$E_{\text{ЗР}}$ – удельная кинетическая энергия удара ЗУР

$$E_{\text{ЗР}} = \frac{m_{\text{ЗР}} V_{\text{ЗР}}^2 \delta_P}{2 S_{\text{ЗР}}}, \quad (21)$$

($m_{\text{ЗР}}$ – масса зенитной ракеты (ЗР));

V_{3P} – скорость зенитной ракеты в момент поражения;

S_{3P} – относительная (приведенная к плотности стали) плотность материала головной части зенитной ракеты;

– **вероятность разрушения** P_{PA3} внутренних элементов уязвимого отсека ЗО за счет фугасного $P_{ФУГ}$ и термического воздействия $P_{ТЕРМ}$ боевой части зенитной ракеты [8]:

$$P_{PA3} = 1 - (1 - P_{ФУГ}) \cdot (1 - P_{ТЕРМ}), \quad (22)$$

где $P_{ФУГ} = 1 - \exp\{-k\sqrt[3]{m_{BB}}\}$;

m_{BB} – масса взрывчатого вещества;

k – коэффициент, учитывающий форму, состав и размещение взрывчатого вещества;

– **вероятность термического разрушения**

$$P_{ТЕРМ} = 1 - \exp\{-T_{BB} / T_{ТРЕБ}\}, \quad (23)$$

где T_{BB} – температура, полученная при взрыве боевого заряда ЗУР;

$T_{ТРЕБ}$ – необходимая температура для поражения уязвимого отсека ЗО.

Таким образом, полное выражение для безусловной вероятности поражения цели одной зенитной управляемой ракетой с ОГС с контактным взрывателем с учетом зависимостей (19) ... (23) приводится к виду

$$P_1 = F(r < R) P_{ПОП} \cdot P_{ПРОБ} \cdot P_{PA3P}. \quad (24)$$

Условный закон вероятности поражения одной ЗУР без пространственных помех определяется соотношением [8]:

$$P_{ПОП}^{YC}(\lambda) = \exp\{-\lambda\}, \quad (25)$$

где $\lambda = \frac{1}{2} \cdot \frac{r}{R_0}$.

Вероятность срыва сопровождения за счет маневра цели определим по формуле

$$P_{срв}^{ман} = 1 - \exp\left\{-\frac{r^2 + (h_{срв}^{ман})^2}{2R_0}\right\}, \quad (26)$$

где $h_{срв}^{ман} = \frac{L^2}{2V_P^2} W_0$ – величина среднего отклонения

центра рассеивания от точки наведения ЗУР на цель за счет маневра цели.

Условную вероятность промаха за счет срыва сопровождения цели при воздействии помехового оптического сигнала УП находим следующим образом:

$$P_{np}^{срв} = 1 - \exp\left\{-\frac{r^2 + (h_{np}^{срв})^2}{2R_0}\right\}, \quad (27)$$

где $h_{np}^{срв} = \frac{L_{срв}^2}{V_{срвP}} \omega_K^{срв}$ – величина среднего отклонения

центра рассеивания от точки наведения зенитной управляемой ракеты на цель за счет воздействия помехового оптического сигнала устройства противодействия на ОГС.

Тогда полное выражение для условной вероятности срыва сопровождения определяется соотношением

$$P_{срв} = 1 - P_{пор}^{yc} \cdot P_{срв}^{ман} \cdot P_{np}^{срв}. \quad (28)$$

Если ввести следующие обозначения:

$$P_{np}^{срв} = P_{срв}^{УП};$$

$$P_{пор}^{yc} \cdot P_{срв}^{ман} = P_0,$$

то формула (28) приводится к виду

$$P_{срв} = 1 - P_0 \cdot P_{срв}^{УП}. \quad (29)$$

Согласно схеме, представленной на рис. 1, в координатах абсолютного пространства с учетом того, что процесс самонаведения ОГС зенитной управляемой ракеты является непрерывным, можно записать, что

$$\omega_{np}^{\Pi}(\tau) = \omega_{ц}^{\Pi}(\tau) + \frac{d}{d\tau}(\varphi_{ц}(\tau) + \Delta\varphi_{ц}^{\Pi}(\tau)) \quad (30)$$

и с учетом введения критерия срыва

$$K_{срв} = 1 + \frac{\Delta\varphi_{ц}^{\Pi}}{\varphi_{ц}} \quad (31)$$

получим

$$\omega_{np}^{\Pi}(\tau) = \omega_{\Pi}^{\Pi}(\tau) + K_{cp\phi} \frac{d\varphi_{\Pi}(\tau)}{d\tau}. \quad (32)$$

При методе пропорционального сближения [8, 9] зенитной управляемой ракеты с целью самонаведения справедливо соотношение

$$\left| \omega_p^{\Pi}(\tau) \right| = \frac{k_{\omega}}{\tau_{\Gamma}} \varphi_{\Pi}^{\Pi}(\tau), \quad (33)$$

где индекс Π определяет величины управления полетом зенитной управляемой ракеты с учетом воздействия оптического сигнала УП. С учетом введения критерия срыва сопровождения соотношение (32) приводится к виду

$$\omega_{\Pi}^{cp\phi}(\tau) = \omega_{p_{\Pi}}^{cp\phi}(\tau) = \frac{\varphi_{cp\phi}}{\tau_{\Gamma}} K_{cp\phi}. \quad (34)$$

Промак в случае применения УП ОГС ЗУР составит

$$\begin{aligned} \Delta h_{np}^{y\Pi} &= \frac{L^2}{\left(\frac{dL}{d\tau} \right)} \cdot \omega_{p_{\Pi}}^{cp\phi} = \\ &= \frac{\Delta \tau_{cp\phi}}{\tau_{\Gamma}} L'_{cp\phi} \operatorname{tg}(\varphi K_{cp\phi}), \end{aligned} \quad (35)$$

где $\Delta \tau_{cp\phi} = L / \left(\frac{dL}{d\tau} \right)$ – время процесса срыва, с;

$L_{cp\phi}, L'_{cp\phi}$ – расстояния от места старта ЗУР до точки пространства, где произошел срыв сопровождения цели и от точки срыва до цели соответственно, $L'_{cp\phi} = L - L_{cp\phi}$, м;

$\varphi_{cp\phi}, \varphi$ – угол отклонения главной оси гироскопов координатора ОГС при срыве сопровождения цели (угловая реакция координатора ОГС) и действительный угол рассогласования цели, без помехового сигнала УП соответственно, $\varphi_{cp\phi} = \varphi K_{cp\phi}$, град.

Запишем уравнение (35) в более общем виде

$$\begin{aligned} \Delta h_{np}^{y\Pi} &= \\ &= \frac{\Delta \tau_{cp\phi}}{\tau_{\Gamma}} L'_{cp\phi} \operatorname{tg} \left[\varphi \left(1 + \frac{\tau_{\Gamma}}{\Delta \tau_{\Pi}} K_{\Pi} F_{\Pi}(*, \tau) \right) \right]. \end{aligned} \quad (36)$$

Примем φ в рад и обозначим через

$$\bar{h}_{cp\phi} = \frac{\Delta \tau_{cp\phi}}{\tau_{\Gamma}} L'_{cp\phi} \varphi - \text{приведенный промах, со-}$$

ставленный по величинам, характеризующим воздействие оптической организованной помехи УП на ОГС: K_{Π} – коэффициента интенсивности излучения помехи ($K_{\Pi} = J_{\text{ЭП}} / J_{\text{ЭО}}$, где $J_{\text{ЭП}}, J_{\text{ЭО}}$ – интенсивность излучения помехи и цели соответственно); закона пространственной модуляции помехи $F_{\Pi}(*, \tau)$; времени воздействия оптической помехи ($\Delta \tau_{\Pi}$); тактико-технических характеристик ОГС ЗУР τ_{Γ} .

Тогда уравнение (36) приводится к виду

$$\Delta h_{np}^{y\Pi} = \bar{h}_{cp\phi} \left(1 + \frac{\tau_{\Gamma}}{\Delta \tau_{\Pi}} K_{\Pi} F_{\Pi}(*, \tau) \right). \quad (37)$$

Заметим, что величина $\bar{h}_{cp\phi}$ легко определяется экспериментально, когда меняя параметры помехового сигнала УП, такие как $\Delta \tau_{\Pi}; K_{\Pi}; F_{\Pi}(*, \tau)$, фиксируют параметры результата воздействия помехового сигнала: $(\Delta \tau_{cp\phi})_{\text{эк}}; (L_{cp\phi})_{\text{эк}}; (\varphi_{\text{ОГС}}^{cp\phi})_{\text{эк}}$. При этом, очевидно, что помеховые сигналы УП должны приводить к увеличению величины промаха $\Delta h_{np}^{y\Pi}$, которая определяется подбором соответствующих величин, характеризующих помеховый сигнал УП $\Delta \tau_{\Pi}; K_{\Pi}; F_{\Pi}(*, \tau)$. В случае проведения экспериментальных исследований величина приведенного промаха при срыве сопровождения цели определяется по формуле

$$\bar{h}_{cp\phi} = \frac{(\Delta \tau_{cp\phi})_{\text{эк}}}{\tau_{\Gamma}} (L_{cp\phi})_{\text{эк}} (\varphi_{\text{ОГС}}^{cp\phi})_{\text{эк}}, \quad (38)$$

где индекс "эк" обозначает величины, замеренные при экспериментальных испытаниях.

С учетом зависимости (38) условная вероятность промаха ЗУР с ОГС за счет воздействия помехового сигнала УП определяется следующим соотношением:

$$P_{np}^{Y\Pi} = 1 - \exp \left\{ -\frac{r^2}{2R_0^2} \left[1 + \frac{\bar{h}_{cpe}^2}{r^2} \left(1 + \frac{\tau_{\Gamma}}{\Delta\tau_{\Pi}} K_{\Pi} F_{\Pi}(*, \tau) \right)^2 \right] \right\} \quad (39)$$

Возвращаясь к зависимости (1), окончательно определим значение тактического критерия эффективности мероприятий защиты объектов различного базирования от ЗУР с ОГС:

– за счет комплексных мероприятий защиты, таких как: использование различных типов УП; совершения маневра цели и др.

$$T_{\Sigma} = \frac{1 - P_0 P_{np}^{Y\Pi}}{F(r < R) P_{\Pi O\Pi} P_{\Pi O B} P_{PA3P}} > 1,0; \quad (40)$$

– за счет помеховых оптических организованных сигналов УП

$$T_{Y\Pi} = \frac{P_{np}^{Y\Pi}(\lambda_1)}{P_{\Pi O P}(\lambda)} > 1,0, \quad (41)$$

где

$$\lambda_1 = \lambda \left[1 + \frac{\bar{h}_{cpe}^2}{r^2} \left(1 + \frac{\tau_{\Gamma}}{\Delta\tau_{\Pi}} K_{\Pi} F_{\Pi}(*, \tau) \right)^2 \right];$$

$$\lambda = -\frac{r^2}{2R_0^2}.$$

Величину промаха ЗУР с ОГС за счет маневра цели самонаведения рекомендуется использовать в виде

$$\Delta h_M = \frac{\beta_y(nq) \cdot (\Delta\tau_{cpe})_M^2}{2}, \quad (42)$$

где β_y – коэффициент пропорциональности между угловыми ускорениями ЗУР и цели,

$$\dot{\omega}_p = \beta_y \dot{\omega}_c;$$

q – ускорение свободного падения;

n – коэффициент гравитационной перегрузки ЛА;

$(\Delta\tau_{cpe})_M$ – время срыва сопровождения цели оптической головкой самонаведения зенитной управляемой ракеты за счет маневра цели.

Изменение величины промаха за счет маневра ЛА показано на рис. 2.

$$\Delta\tau_{cpe}^M, c$$

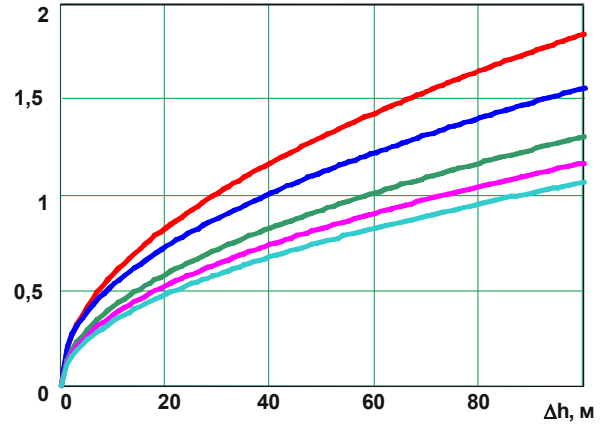


Рис. 2. Изменение величины промаха ЗУР при маневре ЛА с различной перегрузкой от времени

На графике сверху вниз расположены линии, рассчитанные для параметра перегрузки $n = 2, 3, 4, 5, 6$ соответственно.

Выражения (40) и (41) определяют тактический критерий эффективности использования устройств противодействия как системы защиты объектов различного назначения и базирования от поражения ЗУР с ОГС путем подавления ее тактико-технических характеристик, вследствие чего задача ЗУР не выполняется.

Решая неравенства (40) и (41) при заданных величинах вероятности промаха за счет срыва сопровождения цели $P_{np}^{Y\Pi}$ и приведенного расстояния $\bar{h}_{cpe}$, можно определить граничные значения величин $\Delta\tau_{\Pi}; K_{\Pi}$, оценить и выбрать наиболее эффективный закон пространственной модуляции помехового сигнала устройства противодействия $F_{\Pi}(*, \tau)$, где $*$ = x, y, z – координаты абсолютного картинного пространства. Изменение величины критерия T_{UD} от различных параметров устройства противодействия показано на рис. 3.

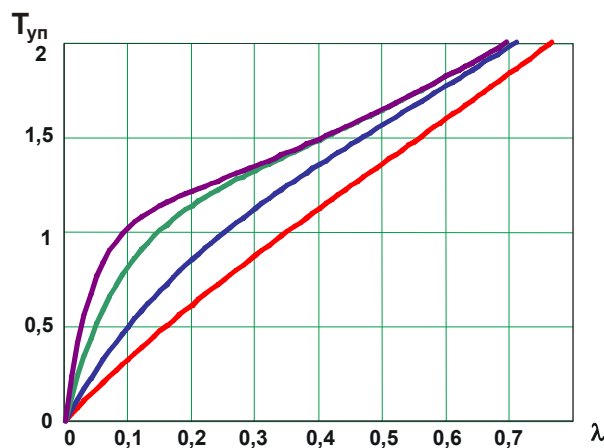


Рис. 3. Изменение критерия тактической эффективности УП в зависимости от параметра λ (на графике сверху вниз расположены линии расчетов при $\bar{h}_{cpe}^2 / r^2 = 1,0; 0,5; 0,2; 0,1$ соответственно $K_{cpe} = 3,0$)

Основные выводы. 1. Разработана модель определения промаха ЗУР с ОГС при воздействии помехового оптического сигнала УП. 2. Определен критерий тактической эффективности устройств противодействия соотношения (40), (41) ЗУР с ОГС за счет воздействия на ОГС пространственных специально организованных оптических помех заданной интенсивности K_{II} . 3. Получены аналитические зависимости расчета вероятности срыва сопровождения (39) ОГС за счет систематического промаха $\bar{h}_{cpe}$, соотношение (38), ЗУР под воздействием организованных оптических помех УП.

Результаты работы могут найти применение при эскизном проектировании и разработке оптических электронных устройств противодействия ЗУР с ОГС для защиты объектов наземного, морского и воздушного базирования.

Литература

1. Ольгин С. Проблемы оптоэлектронного противодействия (по взглядам зарубежных военных специалистов) // Зарубежное военное обозрение. – 2002. – № 9. – С. 35 – 40.

2. Кулалаев В.В., Кулалаев А.В., Науменко П.О. Состояние и перспективы разработок систем защиты самолетов гражданской авиации от террористических пусков ракет с тепловыми головками самонаведения // Авіаційно-космічна техніка і технологія. – 2003. – № 40/5. – С. 13 – 18.

3. Щербак Н. Противодействие зенитным управляемым ракетам с инфракрасным наведением (современные бортовые средства) // Электроника: Наука. Технология. Бизнес. – 2000. – № 5. – С. 52 – 55.

4. Семенов А. Защита гражданских самолетов от зенитных ракет // Зарубежное военное обозрение. – 2002. – № 12. – С. 35.

5. Довідник з протиповітряної оборони / А.Я. Торопчін, І.О. Романенко, Ю.Г. Даник, Р.Е. Пашенко, В.Б. Толубко та ін. – К.: МО України, Х.: ХВУ, 2003. – 368 с.

6. Корн Г., Корн Т. Справочник по математике / Под ред. И.Г. Арамановича. – М.: Наука, 1974. – 831 с.

7. Ковтуненко А.П., Козлов А.Ф., Коростелев О.П., Шершнев Н.А. Основы построения и оценки потенциальной эффективности систем зенитного управляемого ракетного оружия. – К.: Фитосоциоцентр, 2003. – 296 с.

8. Физика и техника инфракрасного излучения / Дж.Э. Джеммисон, Р.Х. Мак-Фи, Дж.Н. Пласс, Р.Г. Грубс, О.Дж. Ричардс / Под общ. ред. Н.В. Васильченко: Пер. с англ. – М.: Сов. радио, 1965. – 641 с.

9. Лазарев Л.П. Инфракрасные и световые приемы самонаведения и наведения летательных аппаратов. – М.: Машиностроение, 1976. – 568 с.

Поступила в редакцию 02.03.2004

Рецензенты: д-р техн. наук, проф. В.И. Карпенко, Харьковский военный университет, Харьков; канд. техн. наук, проф. Н.А. Шершнев, Харьковский военный университет, Харьков.

УДК 620.179.1

С.Р. ИГНАТОВИЧ, М.В. КАРУСКЕВИЧ, О.М. КАРУСКЕВИЧ

Национальный авиационный университет, Украина

ЭВОЛЮЦИЯ ПОВРЕЖДЕННОСТИ СПЛАВА Д-16АТ У КОНЦЕНТРАТОРА НА СТАДИИ ДО ЗАРОЖДЕНИЯ УСТАЛОСТНОЙ ТРЕЩИНЫ

Показано, что по состоянию деформационного рельефа, формирующегося на поверхности плакированных листов авиационных сплавов Д-16АТ, 2024 ТЗ, 7075 Т6 можно выполнять количественную оценку накопленного усталостного повреждения. Выполнено сравнение распределения значений предложенного параметра повреждения вблизи отверстия с теоретическим распределением напряжений. Проведен мониторинг деформационного рельефа при напряжениях, близких к эксплуатационным в обшивке фюзеляжа самолета. Установлена связь между уровнем циклических напряжений и предельным значением предложенного параметра повреждения.

обшивка самолета, усталость, деформационный рельеф, полосы скольжения, диагностика

Введение

Анализ усталостной повреждаемости, в соответствии с требованиями международных и национальных организаций гражданской авиации, является обязательной составляющей оценки прочности авиационных конструкций. Тем не менее, статистика разрушений многих конструкций, в том числе авиационных, показывает, что до сегодняшнего времени отсутствуют достаточно надежные расчетные методы оценки усталостного повреждения и определения остаточного ресурса.

Известно, что на поверхности некоторых металлов можно наблюдать формирующиеся и развивающиеся в результате действия циклически повторяющихся нагрузок полосы скольжения, образующие деформационный рельеф поверхности. К таким материалам относится алюминий, применяемый для плакирования листовых конструкционных сплавов.

Таким образом, чувствительный к механическому нагружению, плакирующий слой может являться индикатором накопленного деформационного повреждения конструкций.

1. Методика эксперимента

Для изготовления обшивки самолетов гражданской авиации в Украине и России широко исполь-

зуются алюминиевые сплавы Д-16 и В-95, за границей используются их аналоги – сплавы 2024 ТЗ и 7075 Т6. Основные компоненты сплавов Д-16 и 2024 ТЗ – алюминий, медь, магний, а сплавов В-95 и 7075 Т6 – алюминий и цинк. Для плакирования листов большинства сплавов, в том числе сплава Д-16, используют алюминий марки АД1 (А5), для плакирования листов из сплава В-95 используют алюминиевый сплав АЦ, который содержит 0,9 – 1,3% Zn. Плакирование сплавов 2024 ТЗ и 7075 Т6 проводится подобно процедурам плакирования их аналогов. Толщина плакирующего слоя на каждой стороне листа зависит от его толщины и назначения. Для листов толщиной до 1,9 мм толщина плакирующего слоя составляет 4%.

Информацию про накопленное усталостное повреждение и оценку остаточного ресурса можно получить, анализируя состояние поверхности в критических точках конструкции.

Представленное исследование выполнялось на стандартных образцах для испытаний на усталость с отверстием в центральной части для локализации разрушения и моделирования особенностей работы реальных конструкций. Наличие концентратора определяло также и зону контроля.

Толщина образцов 1,5 мм, диаметр отверстия 4 мм. Выбор геометрии образцов обусловлен широ-

ким применением листов толщиной 1,5 мм при изготовлении обшивки фюзеляжа многих самолетов. Отверстие диаметром 4 мм моделирует отверстие под заклепку. В самолетной конструкции заклепками выполняется соединение листов обшивки между собой, а также с элементами каркаса: стрингерами и шпангоутами. Такой концентратор напряжений является массовым – количество заклепок в конструкции современного пассажирского самолета, рассчитанного на перевозку 200 пассажиров, превышает 1,5 млн. штук.

Для выполнения испытаний использовалась стандартная гидропульсационная машина МУП-20. Нагружение производилось отнулевым синусоидальным циклом.

Для мониторинга деформационного рельефа было разработано и изготовлено специальное оборудование. При этом ставилась задача использовать унифицированные элементы, изготавливаемые серийно, имеющие стабильные характеристики и относительно невысокую цену.

Применяемая система оптического контроля состояла из металлографического микроскопа ММР-4, цифровой фотокамеры и персонального компьютера.

В основе предлагаемого метода количественной оценки накопленного усталостного повреждения экспериментальные данные, указывающие на тесную связь повреждения с интенсивностью деформационного рельефа, полученные авторами при исследованиях моно и поликристаллов [1 – 3], работы других исследователей [4, 5].

Фотографии поверхности циклически деформированных образцов обрабатывались с помощью вычислительной программы, позволяющей определять параметр повреждения “Д”, который представляет собой численное значение относительной площади со следами деформации.

2. Результаты эксперимента

Металлографическое исследование структуры поверхности плакирующего слоя позволило определить некоторые особенности исследуемых материалов. Поверхности образцов сплавов Д-16АТ, 2024 ТЗ, 7075 Т6 были подготовлены механическим полированием для химического травления и выявления микроструктуры. В качестве травителя использовался водный раствор азотной, соляной и плавиковой кислот [6].

Выявленные микроструктуры показаны на рис. 1.

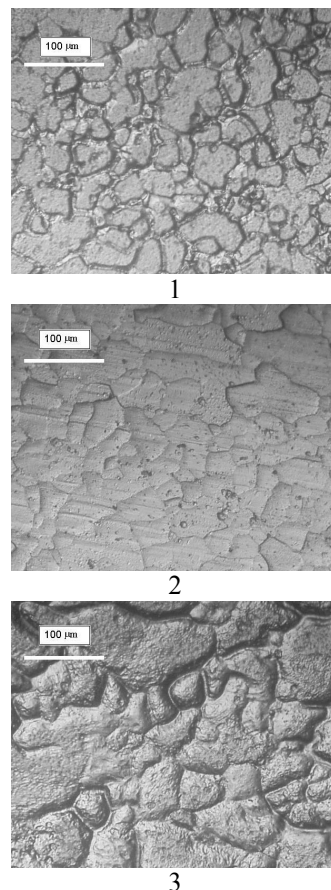


Рис. 1. Микроструктура поверхности исследованных материалов:
1 – Д-16; 2 – 7075 Т6; 3 – 2024 ТЗ

Размер зерна, т.е. среднее значение диаметра и среднее значение площади, определяли в соответствии с [7]. Результаты измерений представлены в табл. 1.

Таблица 1
Размер зерен на поверхности плакирующего слоя
алюминиевых конструкционных сплавов
Д-16АТ, 2024 Т3, 7075 Т6

Марка сплава	Д-16АТ	2024 Т3	7075 Т6
Средний диаметр зерна вдоль направления проката, мм	0,0418	0,0833	0,0427
Средний диаметр зерна поперек направления проката, мм	0,0390	0,0667	0,0418
Средняя площадь зерна, мм ²	0,00164	0,00556	0,00179

Формирование деформационного рельефа наблюдалось на поверхности плакирующего слоя всех указанных материалов.

Детально исследовалось развитие деформационного рельефа на поверхности плакированного сплава Д-16. При максимальном напряжении цикла 70 МПа первые следы деформационного рельефа наблюдались после 5000 циклов нагружения. С увеличением напряжений наработка до появления следов скольжения уменьшалась и при максимальном напряжении 125 МПа деформационный рельеф можно было наблюдать при циклической наработке 1000 циклов.

Интенсивность деформационного рельефа была максимальной в непосредственной близости к концентратору напряжений. Представляло интерес сравнение распределения повреждений с теоретическим распределением напряжений. Адекватность указанных характеристик указывала бы на обусловленность регистрируемого параметра повреждения уровнем действующих напряжений. Оценка накопленного повреждения выполнялась для образца сплава Д-16, испытанного при максимальном циклическом напряжении 150 МПа после 50000 циклов нагружения.

Оценка распределения напряжений выполнялась с учетом работы материала в упруго-пластической зоне. На участке, где напряжения не пре-

вышали $\sigma_{0,2}$ (для алюминиевого сплава Д-16 $\sigma_{0,2}$ составляет 290 МПа), распределение напряжений определялось в соответствии с формулой, предложенной в работе [8].

На участке вблизи отверстия, где напряжения превышали 290 МПа, использовались рекомендации работы [9] для учета упруго-пластического характера деформирования.

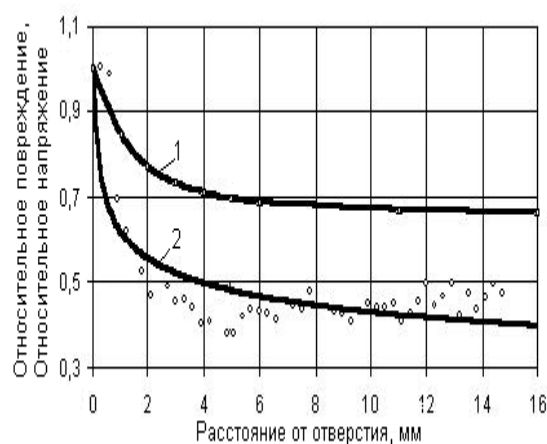


Рис. 2. Распределение повреждений и напряжений вблизи отверстия

Для установления зависимости параметра повреждения «Д», соответствующего предельному состоянию (появлению трещины) от уровня напряжений проведена серия испытаний образцов сплава Д-16, при которых нагружение прекращалось при достижении трещиной длины 0,1 мм. По результатам испытаний построен график, представленный на рис. 3. Аппроксимация экспериментальных точек полиномиальной зависимостью

$$D = -0,0001\sigma^6 + 0,0092\sigma^5 - 0,2597\sigma^4 + 3,8457\sigma^3 - 31,42\sigma^2 + 134,34\sigma - 234,59$$

позволяет сделать вывод о наличии двух участков, в пределах которых уровень напряжений не оказывает существенного влияния на величину параметра повреждения. Учитывая полученные значения чисел циклов до разрушения и соответствующие уровни напряжений, можно предположить, что наличие указанных участков обусловлено

сменой механизма накопления повреждения при увеличении уровня напряжений, т.е. переходом от многоциклового к малоциклового усталости. При этом, в определенном диапазоне условий нагружения открывается возможность прогнозирования критического состояния.

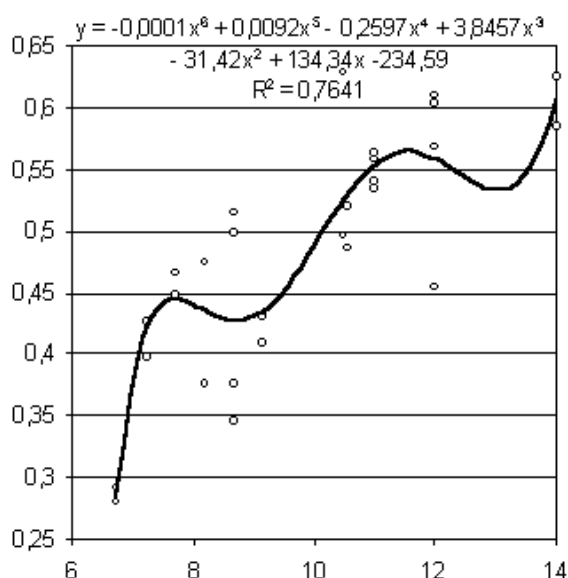


Рис. 3. Зависимость максимального значения параметра повреждения «Д» от уровня напряжений

Заключение

Проведенные эксперименты указывают на возможность диагностики усталости элементов авиационных конструкций, изготовленных из плакированных алюминием конструкционных сплавов Д-16, 7075 Т6, 2024 Т3.

Литература

1. Karuskevich M.V., Gordienko Yu., Zasimchuk E.E. Forecasting the critical state of deformed crystal by analysis of smart defect structure // *Fractal*

characteristics and percolation critical indexes // *Proceedings of the seventh conference on sensors and their applications, held in Dublin, Ireland. (10 – 13 September).* – 1995 – P. 112 – 117.

2. Засимчук Е.Э., Радченко А.И., Карускевич М.В. Single-crystals as an Fatigue indicator of fatigue damage // *Fract. Engng. Mater. Struct.* – 1992. – Vol. 15, № 12. – P. 1281 – 1283.

3. Карускевич М.В., Радченко А.И., Засимчук Е.Э. Метод и датчик автономного неразрушающего контроля нагруженности и истощения несущей способности деталей и конструкций // *Проблемы прочности.* – 1990. – № 4. – С. 110 – 114.

4. Гурьев А.В., Савин А.Н. Роль микропластических деформаций в развитии усталостных повреждений в металлах // *Механическая усталость металлов: Сб. науч. тр.* – К.: Наук. думка. – 1983. – С. 122 – 129.

5. Cordero L., Ahmadieh A., Mazumdar P.K. A cumulative fatigue damage formulation for persistent slip band type materials // *Scripta Metallurgica.* – 1988. – Vol. 22. – P. 1761 – 1764.

6. Коваленко В.С. Металлографические реактивы: Справочник. – М.: Металлургия, 1981. – 120 с.

7. ГОСТ 5639-82. Стали и сплавы. Методы выявления и определения величины зерна.

8. Терегулов И.Г. Сопротивление материалов с основами теории упругости и пластичности. – М.: Высш. шк., 1984. – 472 с.

9. Серенсен С.В., Шнейдерович Р.М. Прочность при малоцикловом нагружении. – М.: Наука, 1975. – 378 с.

Поступила в редакцию 12.05.2004

Рецензент: д-р техн. наук, проф. С.А. Дмитриев, Национальный авиационный университет, Киев.

УДК 629.735

А.П. ДУЛЕВ

Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина

ВЛИЯНИЕ СТРУКТУРЫ КОМПОЗИЦИОННОГО МАТЕРИАЛА НА ПРОЧНОСТЬ И УСТОЙЧИВОСТЬ ТРУБЧАТОГО СТЕРЖНЯ

Рассмотрен вопрос проектирования структуры КМ стенки стержня по условиям прочности, общей и местной устойчивости. В качестве критерия проектирования принят критерий минимума массы. Изучена зависимость несущей способности стержня от структуры материала КМ и от радиуса.

композиционный материал, потери устойчивости – общая и местная, критерий проектирования, оптимизация

Широкое применение стержней из композиционных материалов (КМ) в конструкциях крыла, оперения и других агрегатах летательных аппаратов (ЛА) обусловлено их высокой массовой отдачей, особенно при низкой и средней интенсивности нагрузок, а также при наличии пространства для размещения стержневых систем.

Характерными видами исчерпания несущей способности трубчатых стержней являются разрушение КМ, общая и местная потеря устойчивости, проявляющаяся в двух формах – осесимметричной и неосесимметричной.

Объектом исследования являются многослойные трубчатые стержни, изготавливаемые методами пултрузии, намотки или выкладки, содержащие продольные, окружные, спиральные слои композиционного материала (КМ) или их комбинации (рис. 1). Для решения задачи применяются методы теории тонкостенных оболочек с учетом метрических характеристик слоев, планирования эксперимента и методов вычислительной математики. Теория ортотропных слоистых цилиндрических оболочек разработана В.В. Васильевым [1], методике проектирования стержней из КМ посвящена работа Я.С. Карпова [2], но в них не обсуждаются вопросы проектирования структуры КМ стенки стержня по условиям прочности, общей и местной устойчивости.

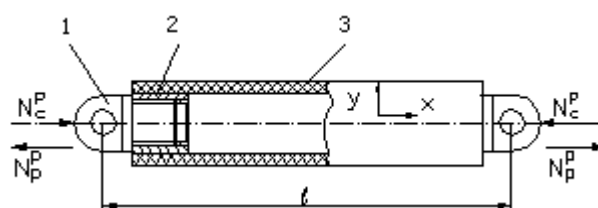


Рис. 1. Конструкция типового стержня:
1 – наконечник; 2 – переходник;
3 – композитный стержень

Целью изложенного в статье исследования является разработка методики оптимизации структуры КМ трубчатого стержня из условия его минимальной массы при удовлетворении комплекса ограничения по прочности и устойчивости.

В качестве целевой функции принято

$$M = \rho l f \rightarrow \min, \quad (1)$$

где f , l – площадь поперечного сечения и длина стержня; ρ – плотность материала.

На конструктивные параметры стенки стержня накладываются ограничения по прочности и устойчивости.

Пренебрегая величинами второго порядка малости, условие прочности записывается в виде:

$$2 \pi R \delta F_{xc} \geq N_c^p, \quad (2)$$

где F_{xc} – предел прочности КМ на сжатие;

R – средний радиус стенки стержня.

Согласно [1] ограничение по общей устойчивости трубчатого стержня можно представить так:

$$\frac{\kappa D \pi^2}{l^2 \left(1 + \frac{\kappa D \pi^2}{l^2 K_x} \right)} \geq N_c^p, \quad (3)$$

где $K_x = \pi R \delta G_{xy}$ – сдвиговая жесткость;

$D = \pi R^3 \delta E_x$ – изгибная жесткость;

κ – коэффициент опирания;

E_x – модуль упругости КМ в продольном направлении (рис. 1).

Различают две формы местной потери устойчивости оболочек – осесимметричную и неосесимметричную, для недопущения которых справедливы следующие зависимости [1]:

$$2\pi\delta^2 \sqrt{\frac{E_x E_y}{3(1 - \mu_{xy}\mu_{yx})}} \geq N_c^p; \quad (4)$$

$$\min_{(m,n)} \left\{ \frac{\pi R \delta^3}{\lambda_m^2} \left[\bar{E}_x \lambda_m^4 + 2(\bar{E}_x \mu_{yx} + 2G_{xy}) \lambda_m^2 \lambda_n^2 + \bar{E}_y \lambda_n^4 \right] + \frac{2\pi\delta\lambda_m^2}{R \left[\frac{\lambda_m^4}{E_y} + \left(\frac{1}{G_{xy}} - \frac{2\mu_{xy}}{E_x} \right) \lambda_m^2 \lambda_n^2 + \frac{\lambda_n^4}{E_x} \right]} \right\} \geq N_c^p, \quad (5)$$

где $\lambda_m = \frac{\pi m}{l}$, $\lambda_n = \frac{n}{R}$ – параметры волнообразования;

E_y, G_{xy} – модули упругости КМ;

μ_{xy}, μ_{yx} – коэффициенты Пуассона;

$$\bar{E}_x = \frac{E_x}{1 - \mu_{xy}\mu_{yx}}; \quad \bar{E}_y = \frac{E_y}{1 - \mu_{xy}\mu_{yx}}. \quad (6)$$

Физико-механические характеристики КМ (модули упругости, предел прочности, коэффициенты Пуассона) определяются через свойства монослоя и структуру пакета по методике [3].

Как видно из выражений (2) – (5), несущая способность стержня зависит от структуры материала достаточно сложным образом, поэтому представляет практический интерес исследование влияния типа структуры КМ на параметры стенки стержня.

В статье [4] теоретически показано, что для обеспечения прочности и устойчивости рациональную структуру КМ следует искать среди следующих: $[0^\circ]$, $[90^\circ]$, $[0^\circ, 90^\circ]$, $[\pm\phi]$, $[\pm\phi_1, \pm\phi_2]$, $[0^\circ, \pm\phi]$, $[90^\circ, \pm\phi]$, $[0^\circ, 90^\circ, \pm\phi]$. Принимая во внимание типовые технологические процессы изготовления стержней (намотка, пултрузия, намотка + пултрузия, намотка $[\pm\phi]$ + намотка $[90^\circ]$), ниже приведены результаты сравнительного анализа влияния структурных параметров КМ на различные виды несущей способности (прочность, общая устойчивость стержня, местная осесимметричная и неосесимметричная устойчивость стенки).

Для стержней, изготовленных намоткой $[\pm\phi]$ (рис. 2), существует оптимальный угол армирования $\phi_{\text{опт}}$, определяемый равной несущей способностью по общей и местной неосесимметричной устойчивости. На рис. 2 по оси ординат отложены относительные значения N_i/N_c^p , где N_i – значение функций ограничений, $N_c^p = 200$ кН – расчетное сжимающее усилие. Физико-механические свойства исследуемых КМ приведены в табл. 1.

Таблица 1

Физико-механические свойства КМ

№	ρ , кг/м ³	E_1 , ГПа	E_2 , ГПа	G_{12} , ГПа	F_{1c} , МПа	F_{2c} , МПа	μ_{12}	δ_0 , мм
1	1400	150	8	4	1200	100	0,3	0,12
2	2000	45	10	5	1000	40	0,3	0,15
3	1320	80	5,5	2	900	200	0,31	0,12

Анализ влияния типа материала на критическую силу общей потери устойчивости стержня (рис. 3) свидетельствует о том, что для некоторых КМ максимум имеет место не для однонаправленных структур. Это связано с влиянием сдвиговой жесткости стенки (см. неравенство (3)).

Рассмотрим варианты структуры КМ, когда часть слоев $[\pm\phi]$ заменяются на продольные $[0^\circ]$ или окружные $[90^\circ]$ и исследуем характер изменения функций ограничений.

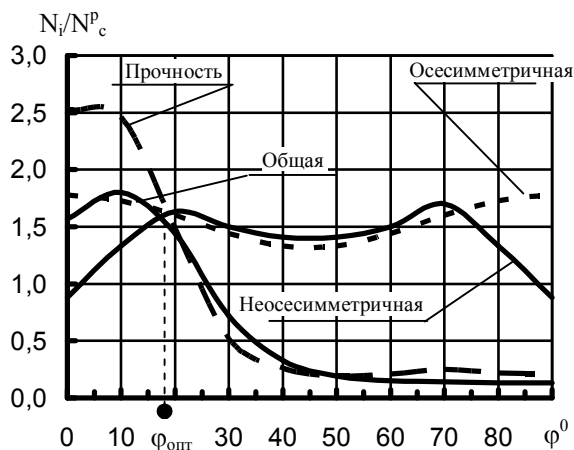


Рис. 2. Изменение функций комплекса ограничений в зависимости от структуры укладки (материал № 1, $n = 14$, $R = 40$ мм, $l = 1000$ мм)

Введем коэффициент Ψ , отражающий долю слоев $[0^\circ]$ или $[90^\circ]$ в общую толщину пакета.

$$\Psi = n/n_{\Sigma} 100\%. \quad (7)$$

На рис. 4 – 7 представлены графики соответствующих зависимостей, из которых следует, что:

- наибольшей прочностью в интервале $0 \dots 16^\circ$ обладает структура $[\pm\phi, 0^\circ]$ (рис. 4), что вполне естественно;

- в интервале $0 \dots 10^\circ$ (см. рис. 5) по общей устойчивости предпочтительней структура $[\pm\phi]$, а в интервале $10 \dots 90^\circ$ – структура $[0^\circ, \pm\phi]$. Максимальные значения критической силы общей потери устойчивости для структуры $[\pm\phi]$ и $[0^\circ, \pm\phi]$ примерно равны, но оптимальные значения углов армирования отличаются (рис. 5);

- по местной осесимметричной устойчивости стенки стержня максимальные значения критической силы обеспечивают структуры КМ $[90^\circ, \pm\phi]$ и $[0^\circ, \pm\phi]$ (рис. 6). Аналогичный результат имеет место и для местной неосесимметричной формы потери устойчивости (рис. 7).

На рис. 8 для исследуемых структур КМ показаны графики, построенные по наименьшим значениям функций ограничений (огибающая снизу), по которым можно определить оптимальные значения

углов спиральной намотки, а также тип структуры, обеспечивающий наибольшую несущую способность.

Для стержня, изготовленного спирально-окружной намоткой, исследовано влияние доли слоев $[90^\circ]$ на несущую способность по всем возможным формам ее истощения (огибающая снизу) (рис. 9). Оптимальные результаты обеспечивает структура $[90_2^\circ, \pm\phi_{18}]$ при значениях ϕ приблизительно 16° .

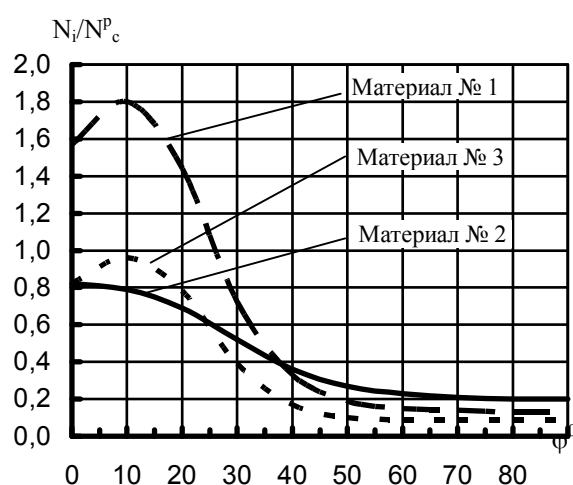


Рис. 3. Зависимость критической силы общей устойчивости от структуры КМ для исследуемых материалов ($n = 14$, $R = 40$ мм, $l = 1000$ мм)

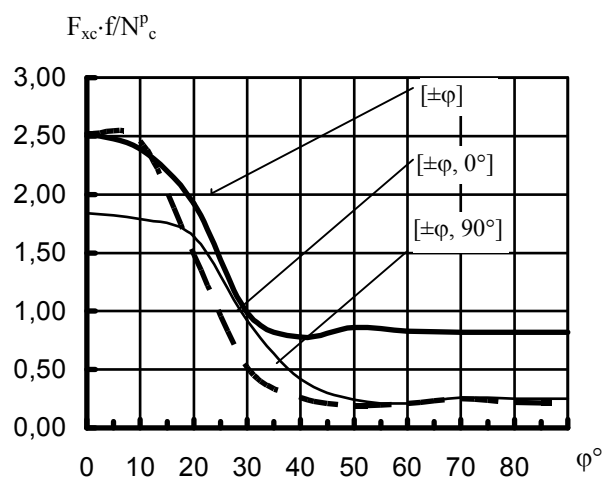


Рис. 4. Зависимость прочности КМ от структуры укладки (материал №1, $n_{\Sigma} = 14$, $\Psi = 30\%$, $R = 40$ мм, $l = 1000$ мм)

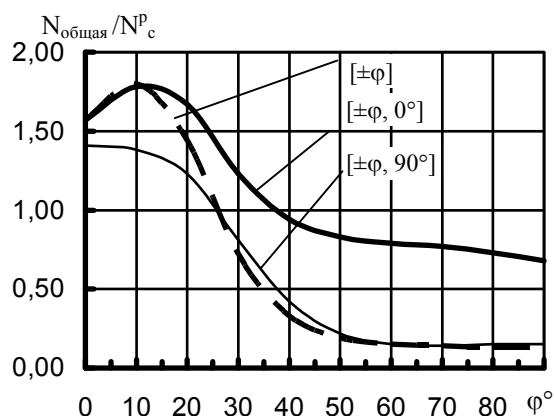


Рис. 5. Зависимость критической силы общей устойчивости от структуры КМ (материал № 1, $n_\Sigma = 14$, $\Psi = 30\%$, $R = 40$ мм, $l = 1000$ мм)

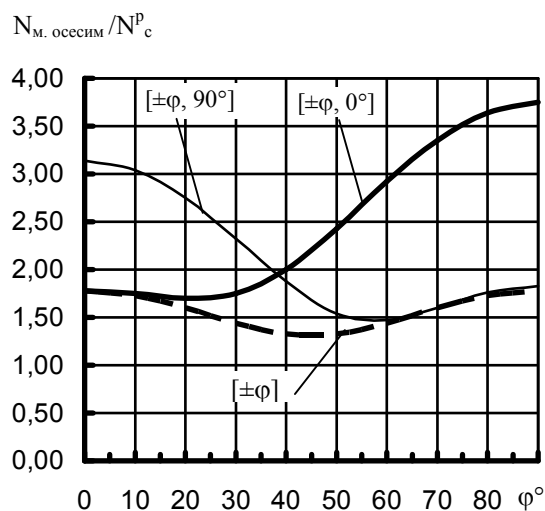


Рис. 6. Зависимость критической силы местной осесимметричной устойчивости от структуры КМ (материал № 1, $n_\Sigma = 14$, $\Psi = 30\%$, $R = 40$ мм, $l = 1000$ мм)

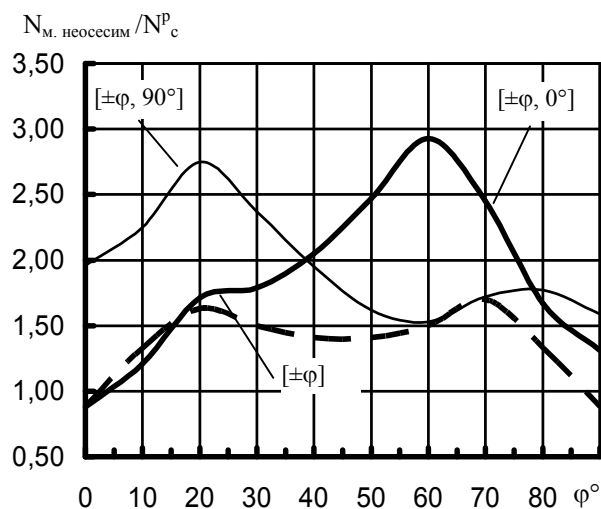


Рис. 7. Зависимость критической силы местной неосесимметричной устойчивости от структуры КМ (материал № 1, $n_\Sigma = 14$, $\Psi = 30\%$, $R = 40$ мм, $l = 1000$ мм)

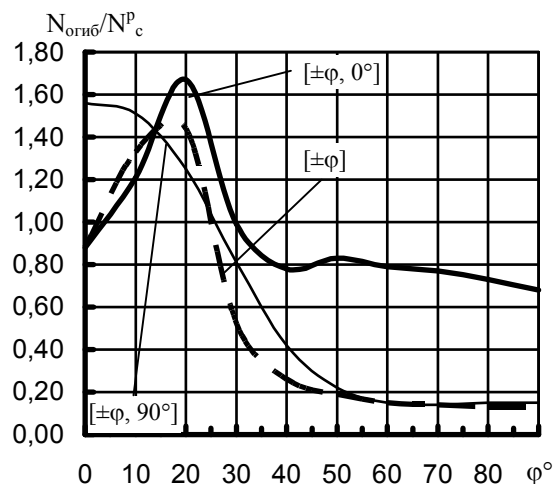


Рис. 8. Зависимость огибающей граничных функций от структуры КМ (материал № 1, $n_\Sigma = 14$, $\Psi = 30\%$, $R = 40$ мм, $l = 1000$ мм)

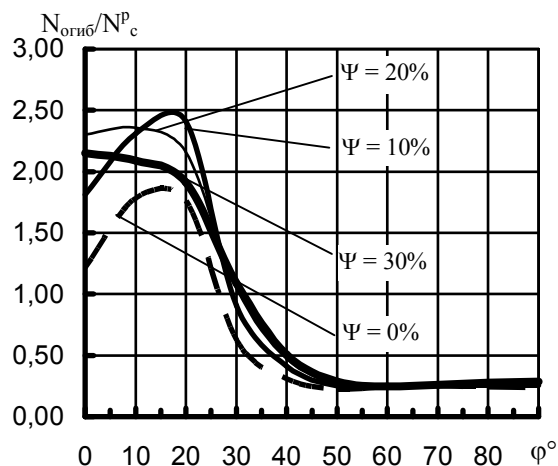


Рис. 9. Зависимость огибающей граничных функций от структуры КМ и Ψ (материал № 1, $n_\Sigma = 20$, $\lambda = 20$, структура $[\pm\phi, 90^\circ]$)

Значение радиуса стенки стержня существенно сказывается на критических усилиях потери устойчивости.

На рис. 10 показаны графики зависимости несущей способности от радиуса при постоянной площади поперечного сечения, из анализа которого следует, что для рассматриваемого случая оптимальная величина радиуса равна ~ 19 мм и определяется равенством критических усилий общей и местной неосесимметричной форм потери устойчивости.

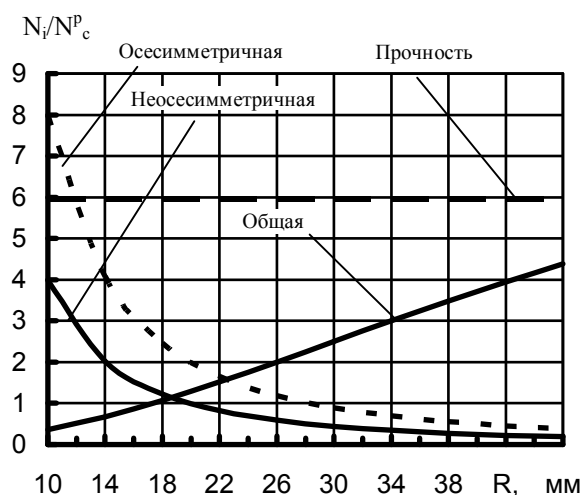


Рис. 10. Изменение функций комплекса ограничений в зависимости от радиуса при постоянной площади поперечного сечения (материал № 1, $\varphi = 0^\circ$, $f = 50 \text{ мм}^2$, $l = 1000 \text{ мм}$)

Заключение

Таким образом, проведенные численные исследования и их анализ свидетельствуют о том, что, во-первых, параметры структуры КМ (угол армирования и соотношение количества слоев 0° и $\pm\varphi$ или 90° и $\pm\varphi$) оказывают существенное влияние на несущую способность сжатого трубчатого стержня, во-вторых, необходимо учитывать сдвиговую жесткость стенки стержня и местные формы потери устойчивости, в-третьих, оптимальные значения угла армирования всегда определяются точкой пересечения графиков по крайней мере двух форм исчерпания несущей способности и, в-четвертых, при постоянной массе заменой спи-

ральных слоев на продольные или окружные можно повысить работоспособность стержня.

Дальнейшие исследования направлены на формулировку и обоснование практических рекомендаций по выбору типа структуры КМ в зависимости от геометрии стержня, действующих нагрузок и технологических ограничений.

Литература

1. Васильев В.В. Механика конструкций из композиционных материалов. – М.: Машиностроение, 1988. – 272 с.
2. Карпов Я.С. Проектирование и конструирование стержней из композиционных материалов: Учебн. пособие. – Х.: Нац. аэрокосм. ун-т «ХАИ», 1996. – 121 с.
3. Карпов Я.С. Механика композиционных материалов: Учебн. пособие. – Х.: Нац. аэрокосм. ун-т «ХАИ», 2001. – 122 с.
4. Карпов Я.С., Гагауз П.М., Гагауз Ф.М. Оптимальное проектирование структуры композиционного материала панелей обшивки летательного аппарата // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии: Сб. научн. тр. – Х.: Нац. аэрокосм. ун-т «ХАИ», 2003. – Вып. 16. – С. 40 – 44.

Поступила в редакцию 12.05.2004

Рецензент: д-р. техн. наук, доц. А.В. Гайдачук, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков.

УДК 621.452.001.57:681.54

А.В. ОЛЕЙНИК

Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина

ЭКСПЛУАТАЦИОННЫЙ МОНИТОРИНГ ТЕМПЕРАТУРНОГО СОСТОЯНИЯ ДЕТАЛИ ГАЗОТУРБИННОГО ДВИГАТЕЛЯ КАК ЗАДАЧА ДИНАМИКИ КОНЕЧНО-ЭЛЕМЕНТНОЙ МОДЕЛИ В ПРОСТРАНСТВЕ СОСТОЯНИЙ

Задача мониторинга температуры деталей газотурбинного двигателя, недоступной прямому измерению, сформулирована как задача о наблюдении выхода тепловой системы, управляемой режимными и термодинамическими параметрами проточной части двигателя. Решение выражено через получаемые с помощью конечно-элементных моделей высокого уровня переходные и импульсные характеристики – изменения температуры при ступенчатом и импульсном изменении управляющих воздействий.

мониторинг температуры деталей, переходная функция, переходная характеристика

В связи с трудностями измерения температуры деталей авиационного двигателя в системе его диагностики проводится расчетный мониторинг температуры основных деталей на основе результатов контроля параметров двигателя в ходе полетов. Результаты мониторинга используются в подсистемах учета выработки ресурса двигателя, диагностики опасных режимов и для иных целей [1].

Для осуществления мониторинга создаются математические модели температурного состояния деталей, удовлетворяющие достаточно противоречивым требованиям – точности и полноты учета факторов, свойственных современным конечно-элементным моделям высокого уровня, а также алгоритмической надежности и системной совместимости, характерной для простых эмпирических зависимостей.

1. Модель теплопроводности

Расчет температурного состояния деталей, образующих конструктивный узел двигателя, требует в общем случае решения нестационарной пространственной, нелинейной задачи теплопроводности:

$$c_p \frac{dt}{d\tau} = \frac{\partial \left(\lambda \frac{\partial t}{\partial x} \right)}{\partial x} + \frac{\partial \left(\lambda \frac{\partial t}{\partial y} \right)}{\partial y} + \frac{\partial \left(\lambda \frac{\partial t}{\partial z} \right)}{\partial z}, \quad (1)$$

где $t = t(x, y, z, \tau)$ – температура в точке с координатами x, y, z в момент времени τ ;

$c = c(x, y, z, t)$, $\lambda = \lambda(x, y, z, t)$ – коэффициенты теплоемкости и теплопроводности;

$\rho = \rho(x, y, z)$ – плотность материала,

со следующими граничными условиями третьего рода:

$$\alpha (T_{r_{n=0}} - t) = \left(\lambda \frac{\partial t}{\partial n} \right)_{n=0}, \quad (2)$$

где $\alpha = \alpha(x, y, z, \tau)$ – коэффициент теплоотдачи от окружающей среды (потоков газа или воздуха) к детали;

$T = T(x, y, z, \tau)$ – локальная температура среды;

n – нормаль к поверхности.

Используя традиционный подход метода конечных элементов разобьем деталь на достаточно большое число симплекс-элементов и аппроксимируем температурное поле в пределах каждого элемента полиномом первой степени [2, 3]:

$$t^{(e)}(x, y, z) = N_{x,y,z}^{(e)} \bar{t}^{(e)}, \quad (3)$$

где $\bar{t}^{(e)} = [t_i \ t_j \ t_k \ t_m]^T$ – вектор узловых температур элемента;

$$N_{x,y,z}^{(e)} = [1 \ x \ y \ z] \begin{bmatrix} 1 & x_i & y_i & z_i \\ 1 & x_j & y_j & z_j \\ 1 & x_k & y_k & z_k \\ 1 & x_m & y_m & z_m \end{bmatrix}^{-1} \quad - \text{ матрица}$$

формы элемента.

Для N узлов аппроксимации введем глобальный вектор температурного состояния (узловых температур) и глобальный вектор температурных условий (температур среды):

$$\vec{t} = [t_1 \ \dots \ t_i \ \dots \ t_N]^T,$$

$$\vec{T} = [T_1 \ \dots \ T_i \ \dots \ T_N]^T. \quad (4)$$

Для каждого элемента установим матрицу связей $E^{(e)}$ так, чтобы с ее помощью можно было преобразовать глобальный вектор температуры в элементарный:

$$\vec{t}^{(e)} = E^{(e)} \vec{t}. \quad (5)$$

Решение дифференциального уравнения (1) можно свести к нахождению минимума функционала [2, 3]:

$$J(t) = \frac{1}{2} \int_{(V)} \left\{ \lambda \left[\left(\frac{\partial t}{\partial x} \right)^2 + \left(\frac{\partial t}{\partial y} \right)^2 + \left(\frac{\partial t}{\partial z} \right)^2 \right] + 2c_p \frac{\partial t}{\partial \tau} t \right\} dx dy dz + \int_{(S)} \alpha t_s \left(\frac{1}{2} t_s - T \right) ds, \quad (6)$$

Используя (3) и (5), найдем функционал типа (6) для конечного элемента:

$$J^{(e)}(\vec{t}) = \frac{1}{2} \vec{t}^T E^{(e)T} \left\{ \Lambda^{(e)} E^{(e)} \vec{t} + 2C^{(e)} E^{(e)} \frac{\partial \vec{t}}{\partial \tau} + A^{(e)} E^{(e)} \vec{t} - A^{(e)} E^{(e)} \vec{T} \right\}, \quad (7)$$

где $C^{(e)} = \int_{(\Delta V)} N^{(e)T} N^{(e)} c_p dv$ – матрица теплопроводности;

$$\Lambda^{(e)} = \int_{(\Delta V)} N^{(e)T} D^T \lambda D N^{(e)} c_p dv \quad - \text{теплоемкости;}$$

$$A^{(e)} = \int_{(\Delta S)} \alpha N^{(e)T} N^{(e)} ds \quad - \text{конвекции конечных}$$

элементов;

$$\lambda = \begin{bmatrix} \lambda_x & 0 & 0 \\ 0 & \lambda_y & 0 \\ 0 & 0 & \lambda_z \end{bmatrix} \quad - \text{матрица коэффициентов тепло-}$$

проводности;

$$D = \left[\frac{\partial}{\partial x} \ \frac{\partial}{\partial y} \ \frac{\partial}{\partial z} \right]^T \quad - \text{матрица градиентов.}$$

Минимизация функционала (6) приводит к выражению:

$$\frac{\partial}{\partial \vec{t}} \sum_{(e)} J^{(e)}(\vec{t}) = 0.$$

Подставив выражение элементарного функционала (7), и вводя глобальные матрицы теплоемкости, теплопроводности и теплоотдачи:

$$C = \sum_{(e)} E^{(e)T} C^{(e)} E^{(e)};$$

$$\Lambda = \sum_{(e)} E^{(e)T} \Lambda^{(e)} E^{(e)},$$

$$A = \sum_{(e)} E^{(e)T} A^{(e)} E^{(e)},$$

получим конечно-элементную аппроксимацию уравнения нестационарной теплопроводности (1) и граничных условий (2) в виде единого векторно-матричного дифференциального уравнения:

$$C \dot{\vec{t}} = -(\Lambda + A) \vec{t} + A \vec{T}. \quad (8)$$

В задачах мониторинга выработки ресурса интерес представляет не глобальный вектор температурного состояния, а лишь температура критической точки, в которой накопление повреждений идет с наибольшей скоростью. Поэтому уравнение (8) необходимо дополнить уравнением выхода, выделяющим из глобального вектора состояния температуру критической точки:

$$t_{кр}(\tau) = h \bar{t}(\tau). \quad (9)$$

Если критическая точка $(x_{кр}, y_{кр}, z_{кр})$ находится внутри элемента $e_{кр}$, то исходя из (3) и (5), следует полагать:

$$h = N_{x_{кр}, y_{кр}, z_{кр}}^{(e_{кр})} E^{(e_{кр})},$$

если критическая точка совпадает с узлом i , то i -й элемент матрицы h равен 1, остальные – 0.

2. Модель граничных условий

В качестве температур среды, входящих в граничные условия (2) уравнения теплопроводности (1) и являющихся элементами матрицы $\bar{T}$, обычно берутся локальные температуры торможения на внешней границе или локальные температуры восстановления внутри пограничного слоя [4]. (Для узлов, находящихся внутри детали, температура среды – любое число, в т.ч. нуль, коэффициент теплоотдачи – нуль). В условиях эксплуатации температуры торможения неизвестны и, следовательно, должны быть определены через контролируемые параметры двигателя.

При выполнении обычных условий – постоянства геометрических размеров, сохранения доли воздуха, отбираемого на самолетные нужды, отсутствия влияния числа Рейнольдса на течение газовых потоков и т.п., работа газотурбинных двигателей на верхних эксплуатационных режимах, определяющих выработку ресурса, сопровождается незначительным изменением степени понижения давления турбины низкого давления и еще меньшим – турбины высокого давления [5, 6]. Изменение, так называемых, приведенных параметров на этих режимах обычно не превышает 3% их значения. Влияние на них условий на входе в двигатель – на порядок меньше. Это позволяет использовать приведенные значения параметров проточной части в качестве основы математических моделей температурных условий.

Включим в вектор контролируемых параметров двигателя $\bar{R} \equiv [r \quad T_H^* \quad M_\Pi]^T$ режимный (определяющий режим) параметр r , число Маха M_Π и температуру торможения на входе в двигатель T_H^* . Представим для i -й точки поверхности детали определение и иерархию точности моделей приведенной температуры среды в виде последовательности:

$$\bar{T}_i \equiv \frac{T_i^*}{n^2} = \bar{T}_i(\bar{R}) \cong \bar{T}_i(r) \approx \text{idem}, \quad (10)$$

где T_i^* – локальная температура торможения;

n – частота вращения ротора.

Приняв аналогичные модели для точек s_1 и s_2 , в которых размещаются датчики контроля температуры среды, можно получить дополнительные модели:

$$\bar{\bar{T}}_i \equiv \frac{T_i^*}{T_{s1}^*} = \bar{\bar{T}}_i(\bar{R}) \cong \bar{\bar{T}}_i(r) \approx \text{idem}; \quad (11)$$

$$\bar{\Theta}_i \equiv \frac{T_i^* - T_{s1}^*}{n^2} = \bar{\Theta}_i(\bar{R}) \cong \bar{\Theta}_i(r) \approx \text{idem}; \quad (12)$$

$$\bar{\bar{\Theta}}_i \equiv \frac{T_i^* - T_{s2}^*}{T_{s1}^* - T_{s2}^*} = \bar{\bar{\Theta}}_i(\bar{R}) \cong \bar{\bar{\Theta}}_i(r) \approx \text{idem}. \quad (13)$$

Модели типа (10) – (13) предоставляют выбор зависимостей, связывающих локальную температуру среды с контролируемыми параметрами проточной части:

$$\begin{aligned} T_i^* &= \bar{T}_i n^2 = \bar{\bar{T}}_i T_{s1}^* = T_{s1}^* + \bar{\Theta}_i n^2 = \\ &= T_{s1}^* + \bar{\bar{\Theta}}_i (T_{s1}^* - T_{s2}^*). \end{aligned} \quad (14)$$

Из формулы (14) следует, что в общем случае глобальный вектор температурных условий (4) может быть представлен матричным выражением:

$$\bar{T} = G \cdot \bar{U}, \quad (15)$$

в котором G – $(N \times m)$ -распределительная матрица и $\bar{U}$ – m -вектор входных сигналов формируются, исходя из выбранной модели температуры среды. Для четырех видов моделей (14) i -я строка матрицы G и

вектор $\vec{U}$ соответственно имеют вид:

$$g_i = \bar{T}_i \quad \text{и} \quad U = n^2 \text{ (скаляр);}$$

$$g_i = \bar{\bar{T}}_i \quad \text{и} \quad U = T_{s1}^* \text{ (скаляр);}$$

$$g_i = \begin{bmatrix} 1 & \bar{\Theta}_i \end{bmatrix} \quad \text{и} \quad \vec{U} = \begin{bmatrix} T_{s1}^* & n^2 \end{bmatrix}^T;$$

$$g_i = \begin{bmatrix} 1 + \bar{\bar{\Theta}}_i & -\bar{\bar{\Theta}}_i \end{bmatrix} \quad \text{и} \quad \vec{U} = \begin{bmatrix} T_{s1}^* & T_{s2}^* \end{bmatrix}^T.$$

3. Система уравнений мониторинга

Задача мониторинга температурного состояния может быть представлена системой последовательно решаемых уравнений: температурных условий (15), динамики тепловой системы (8) и выхода (9):

$$\begin{cases} \vec{T}(\tau) = G(\vec{R}(\tau)) \cdot \vec{U}(\tau); \\ C \dot{\vec{t}} = -(\Lambda + A) \vec{t} + A \cdot \vec{T}(\tau); \\ t_{кр}(\tau) = h \cdot \vec{t}(\tau). \end{cases} \quad (16)$$

Совмещая термины теории управления и диагностики двигателей, ее можно трактовать как задачу о наблюдении состояния (температуры критической точки) $t_{кр}(\tau)$ динамической системы $\{C, \Lambda, A, G\}$, управляемой штатно регистрируемыми параметрами проточной части $\vec{U}(\tau)$ и режимными параметрами $\vec{R}(\tau)$.

4. Решение уравнений мониторинга

Решение системы (16) при начальном состоянии $t_{кр}(\tau_0) = h \vec{t}(\tau_0) = t_0$, сформировавшемся при длительном отсутствии входного воздействия, имеет вид [7, 8]:

$$t_{кр}(\tau) = t_0 + h(\tau) \times \int_{\tau_0}^{\tau} \varphi(\tau, \eta) C^{-1}(\eta) A(\eta) G(\vec{R}(\eta)) \vec{U}(\eta) d\eta, \quad (17)$$

где $\varphi(\tau, \eta)$ – $N \times N$ -переходная матрица системы.

В общем случае переходная матрица может быть найдена как матрицант – ряд Неймана:

$$\begin{aligned} \varphi(\tau, \eta) = I - \int_{\eta}^{\tau} C^{-1}(\Lambda + A) d\tau + \\ + \int_{\eta}^{\tau} C^{-1}(\Lambda + A) \int_{\eta}^{\tau} C^{-1}(\Lambda + A) d\tau d\tau - \dots \end{aligned} \quad (18)$$

Если матрицы C , Λ и A не меняются во времени, то этот ряд превращается в матричную экспоненту:

$$\begin{aligned} \varphi(\tau - \eta) = (-1)^k \sum_{k=0}^{\infty} \left[C^{-1}(\Lambda + A)(\tau - \eta) \right]^k / k! = \\ = \exp \left\{ -C^{-1}(\Lambda + A) \cdot (\tau - \eta) \right\}. \end{aligned}$$

Расчет переходных матриц – бесконечных матричных рядов для каждого момента времени часто требует большего объема вычислений, чем решение системы (16) методом конечных разностей. Это затрудняет прямое использование формул (17) и (18) для эксплуатационного мониторинга.

Другая традиционная форма представления решения уравнений типа (16) имеет вид:

$$t_{кр}(\tau) = t_0 + \int_{\tau_0}^{\tau} \Omega(\tau, s) \vec{U}(s) ds, \quad (19)$$

где $\Omega(\tau, \eta) \equiv [\omega_1(\tau, \eta) \dots \omega_j(\tau, \eta) \dots \omega_m(\tau, \eta)]$ –

$1 \times m$ – импульсная матричная характеристика, j -й элемент которой – изменение температуры критической точки при изменении j -го элемента вектора $\vec{U}$ в виде единичного импульса (дельта-функции) в момент η при равновесном начальном распределении температуры.

Будем называть переходной характеристикой по j -му входу изменение температуры в критической точке

$$t_{кр}(\tau) = P_j(\tau, \eta),$$

когда оно является результатом единичного ступенчатого изменения j -го элемента вектора $\vec{U}$ в момент $\tau = \eta$ при равновесном начальном распределении температуры.

Из скалярных переходных характеристик можно образовать переходную матричную характеристику размером $1 \times m$:

$$P(\tau, \eta) \equiv [p_1(\tau, \eta) \dots p_j(\tau, \eta) \dots p_m(\tau, \eta)],$$

которая связана с импульсной матричной характеристикой известными соотношениями [8]:

$$P(\tau, \eta) = \int_{\eta}^{\tau} \Omega(\tau, \eta) d\eta;$$

$$\Omega(\tau, \eta) = -\frac{\partial}{\partial \tau} P(\tau, \eta) h(\tau). \quad (20)$$

Для уравнений мониторинга (16) переходная и импульсная матричные характеристики связаны с переходной матрицей соотношениями:

$$P(\tau, \eta) = h \int_{\eta}^{\tau} \varphi(\tau, \eta) C^{-1}(\eta) A(\eta) G(\bar{R}(\eta)) d\eta,$$

$$\Omega(\tau, \eta) = h \varphi(\tau, \eta) C^{-1}(\eta) A(\eta) G(\bar{R}(\eta)).$$

Подставив равенство (20) в формулу (19) и выполнив в ней интегрирование по частям, получим представление решения через переходную матричную характеристику:

$$t_{кр}(\tau) = t_0 + \int_{\tau_0}^{\tau} P(\tau, \eta) d\bar{U}(\eta), \quad (21)$$

где дифференциал $d\bar{U}(\eta) = \frac{\partial \bar{U}(\eta)}{\partial \eta} d\eta$ – следует рассматривать как обобщенную функцию, которая может содержать конечные скачки значений.

Количество регистрируемых параметров, "управляющих" тепловым состоянием, обычно невелико ($m = 1 \dots 3$), и если матрицы C , A , G постоянны, то для ведения мониторинга необходимы соответственно 1...3 скалярные переходные характеристики $p_j(\tau, \eta)$. В общем случае характеристики должны быть получены предварительно, например расчетом ступенчатых переходных процессов по конечно-элементным моделям высокого уровня.

Доводом в пользу использования переходных характеристик является то, что они являются идеализацией реальных переходных процессов, проте-

кающих при изменении режимов работы двигателя, и их расчетные значения могут быть уточнены по результатам экспериментальных исследований. В отличие от переходного, режим импульсного нагрева деталей практически нереализуем даже при испытаниях двигателей в стендовых условиях.

Литература

1. Комплекс программно-методических средств для учета выработки ресурса авиационных ГТД в системах диагностической обработки его параметров/ Д.Ф. Симбирский, А.В. Олейник, В.И. Колесников и др. // Авіаціоно-космічна техніка і технологія. – Харьков: ХАИ, 2001. – Вып. 26. Двигатели и энергоустановки. – С. 163 – 166.
2. Копелев С.З., Слитенко А.Ф. Конструкции и расчет систем охлаждения ГТД. – Харьков: Изд-во «Основа», ХГУ, 1994. – 240 с.
3. Шабров Н.Н. Метод конечных элементов в расчетах деталей тепловых двигателей. – Л.: Машиностроение, 1983. – 212 с.
4. Кутателадзе С.С. Основы теории теплообмена. – М.: Машгиз, 1962. – 456 с.
5. Кулагин В.В. Теория газотурбинных двигателей: Кн. 2. Совместная работа узлов, характеристики и газодинамическая доводка выполненного ГТД. – М.: Изд-во МАИ, 1994. – 304 с.
6. Теория двухконтурных реактивных двигателей/ Под ред. С.М. Шляхтенко, В.А. Сосунова. – М.: Машиностроение, 1979. – 432 с.
7. Симбирский Д.Ф. Температурная диагностика двигателей. Пленочная термометрия оптимальные оценки. – К.: Техніка, 1976. – 207 с.
8. Деруссо П., Рой Р., Клоуз Ч. Пространство состояний в теории управления (для инженеров). – М.: Наука, 1970. – 620 с.

Поступила в редакцию 20.05.2004

Рецензент: д-р техн. наук, проф. Д.Ф. Симбирский, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "ХАИ", Харьков.

УДК 621.5

В.Ю. РУТКОВСКИЙ¹, В.М. СУХАНОВ¹, С.В. ЕПИФАНОВ²¹Институт проблем управления им. В.А. Трапезникова, РАН, Москва, Россия²Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина

ЗАДАЧА СОГЛАСОВАНИЯ ЛАГРАНЖЕВОЙ МОДЕЛИ УПРУГОЙ ТРАНСМИССИИ ТВД С МОДЕЛЯМИ ИНДУКЦИОННОГО ДАТЧИКА ОБОРОТОВ И МОМЕНТОВ ВИНТОВ¹

Рассмотрены вопросы формирования математических моделей датчика частоты вращения (ДЧВ) с учетом крутильных колебаний контролируемого вала трансмиссии и моментов на соосных винтах турбовинтового двигателя (ТВД), воспринимающих указанный тип колебаний вала через дифференциальную редукторную связь. Предложена новая форма описания динамики упругой трансмиссии ТВД, полученная эквивалентным преобразованием известной Лагранжевой модели [1], которая позволила объединить все множество элементов трансмиссии и измерители в единую модель, удобную для решения различных задач исследования динамики упругих трансмиссий ТВД, задач контроля их технического состояния и управления данным классом объектов.

трансмиссии ТВД, свободная турбина, крутильные колебания, согласование моделей

Введение

Решение задачи идентификации момента свободной турбины (СТ) многовального турбовинтового двигателя на основе дополнительной обработки непрерывных сигналов двух штатных ДЧВ, установленных на противоположных концах упругого вала [1], является не до конца обоснованным по причине отсутствия достоверных моделей как структуры сигналов датчика, контролирующего вращение вала, подверженного крутильным колебаниям, так и модели моментов винтов, которые не только вращаются, но и через редукторную связь воспринимают колебания вала свободной турбины.

1. Постановка задачи

Известные уравнения трансмиссии многовального ТВД с дифференциальным редуктором и двумя соосными винтами имеют вид [2]:

$$\begin{aligned} J_{B1} \ddot{\bar{\omega}}_{B1} &= i_1 (M_T - J_T \ddot{\bar{\omega}}_T) - \bar{M}_{B1}, \\ J_{B2} \ddot{\bar{\omega}}_{B2} &= i_2 (M_T - J_T \ddot{\bar{\omega}}_T) - \bar{M}_{B2}, \\ \bar{\omega}_T &= i_1 \bar{\omega}_{B1} + i_2 \bar{\omega}_{B2}, \end{aligned} \quad (1)$$

где надсимвольная черта указывает, что соответствующая координата или момент принадлежат уравнениям, описывающим динамику жесткой трансмиссии, т.е. такой трансмиссии, вал СТ которой предполагается абсолютно жестким; $\bar{\omega}_T = \dot{\bar{\alpha}}_T$ – угловая скорость вращения ротора свободной турбины; $\bar{\omega}_{Bk} = \dot{\bar{\alpha}}_{Bk}$, ($k=1,2$) – угловая скорость вращения k -го винта; J_T – момент инерции ротора СТ; J_{Bk} – моменты инерции переднего ($k=1$) и заднего ($k=2$) винтов; i_k – коэффициенты дифференциального редуктора; M_T – крутящий момент, развиваемый давлением газов, поступающих на лопатки СТ; $\bar{M}_{Bk}(\varphi_{Bk}, \bar{\omega}_{Bk})$ – моменты винтов; φ_{Bk} – угол установки лопастей винта.

Система контроля и управления оборотами двигателя предусматривает наличие датчиков частоты вращения вала СТ. В качестве таких датчиков используются индукционные N-преобразователи [3], выходной сигнал которых имеет вид периодической функции:

¹ Работа выполнена при поддержке INTAS (Проект № 2000-757) и РФФИ (Проект № 03-01-00062)

$$u_{\omega}(\bar{\omega}_T) = U(\bar{\omega}_T) \sin n\bar{\omega}_T t, \quad (2)$$

где $U(\bar{\omega}_T) = U_{\omega} = k_{\phi} n \bar{\omega}_T$, $k_{\phi} = 2w\tilde{\Phi}_m$;

n – число полюсов индукторной шестерни ДЧВ;

w – число витков катушки;

$\tilde{\Phi}_m$ – амплитуда переменной составляющей магнитного потока.

Динамика трансмиссии ТВД при учете крутильной нежесткости вала свободной турбины, идеализированная схема которой представлена на рис. 1,

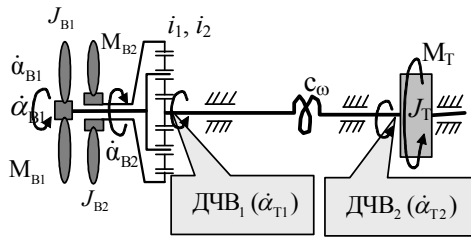


Рис. 1. Идеализированная схема упругой трансмиссии ТВД с дифференциальным редуктором и с двумя датчиками частоты вращения вала

с учетом дифференциальной редукторной связи упругого вала СТ с винтами $\dot{\alpha}_{T1} = i_1 \dot{\alpha}_{B1} + i_2 \dot{\alpha}_{B2}$ (α_{T1} – координата вращения переднего конца вала СТ, связанного с ведущей шестерней редуктора) описывается полученной в [1] моделью в форме уравнений Лагранжа 2-го рода:

$$\begin{aligned} J_T p^2 \alpha_{T2} + (c_{\omega} + \beta p)(\alpha_{T2} - \alpha_{T1}) &= M_T, \quad p = d/dt, \\ J_{B1} p^2 \alpha_{B1} - i_1 (c_{\omega} + \beta p)(\alpha_{T2} - \alpha_{T1}) &= -M_{B1}, \\ J_{B2} p^2 i_2^{-1} (\alpha_{T1} - i_1 \alpha_{B1}) - i_2 (c_{\omega} + \beta p)(\alpha_{T2} - \alpha_{T1}) &= -M_{B2}, \end{aligned} \quad (3)$$

где c_{ω} , β – коэффициенты упругости и затухания крутильных колебаний вала СТ. Относительный сдвиг сечений двух концов упругого вала, определяемый в (3) разностью координат угловых положений указанных концов вала α_{T1} и α_{T2} :

$$\delta \alpha_T = \alpha_{T2} - \alpha_{T1} \quad (4)$$

является углом упругого скручивания вала СТ под действием момента турбины M_T , приложенного к заднему (α_{T2}) концу вала и моментов винтов M_{Bk} , приведенных к его переднему (α_{T1}) концу.

Особенностью функционирования индукционного датчика частоты вращения вала при наличии крутильных колебаний, вызванных его нежесткостью, является то, что в этом случае указанный датчик оборотов отчасти работает как измеритель параметров вибраций [2]. Входным сигналом такого "побочного" измерителя является угловая скорость крутильных колебаний вала СТ, которые передаются на вал индукторной шестерни датчика. Рассмотрим несколько подробнее процесс наведения дополнительной ЭДС в обмотках ДЧВ при наличии указанной вибрационной компоненты.

При ограниченной жесткости на кручение вала СТ ($c_{\omega} \neq \infty$) на нестационарных режимах ($M_T(t) \neq \text{const}$) возбуждаются крутильные колебания $\dot{\alpha}_T(t)$, аддитивно добавляющиеся к основному движению вала $\bar{\omega}_T = \dot{\alpha}_T(t)$. Для начала предположим, что $\bar{\omega}_T = 0$. Тогда крутильные колебания вала $\dot{\alpha}_T(t)$, воспринимаясь индукторной шестерней датчика оборотов, приведут к появлению переменной составляющей магнитного потока с частотой крутильных колебаний $\tilde{\omega}_T$, что вызовет наведение соответствующей ЭДС в обмотке (w) статора:

$$u_{\omega}(\tilde{\omega}_T) = U(\tilde{\omega}_T) \sin \tilde{\omega}_T t, \quad (5)$$

где $U(\tilde{\omega}_T) = U_{\omega} = \tilde{\omega}_T \tilde{\alpha}_{Tm} Bw$ – амплитуда ЭДС (B – индукция в зазоре), наводимой вибрационной компонентой $\tilde{\alpha}_T(t) = \tilde{\alpha}_{Tm} \sin \tilde{\omega}_T t$, ($\tilde{\alpha}_{Tm}$ – амплитуда колебаний).

При $\bar{\omega}_T \neq 0$ результирующее движение вала турбины $\dot{\alpha}_T$, состоящее из вращения $\dot{\alpha}_T(t)$ с частотой $\bar{\omega}_T$ и крутильных колебаний $\dot{\alpha}_T(t) = \tilde{\alpha}_{Tm} \tilde{\omega}_T \cos \tilde{\omega}_T t$ с частотой $\tilde{\omega}_T$, воспроизводится непрерывным выходом датчика оборотов в виде суммы двух периодических разночастотных сигналов:

$$u_{\omega} = u_{\bar{\omega}} + u_{\tilde{\omega}} = U_{\bar{\omega}} \sin n \bar{\omega}_T t + U_{\tilde{\omega}} \sin \tilde{\omega}_T t. \quad (6)$$

Таким образом, в соответствии с принятой в виде (6) моделью ДЧВ входными координатами, формирующими выходной сигнал датчика оборотов, являются угловая скорость "жесткого" вращения вала СТ ($\dot{\alpha}_T(t) = \bar{\omega}_T$) и крутильная компонента $\dot{\alpha}_T(t)$ упругого вала, соответствующая месту установки индукторной шестерни ДЧВ.

Видно, что координаты моделей объекта (3) и ДЧВ (6) различны, т.е. выход $\dot{\alpha}_T$ объекта управления (3) не отвечает входам модели измерителя (6).

Аналогичная несогласованность, как будет показано ниже, имеет место при раскрытии моментов M_{Bk} , входящих в (3), которые по сравнению с $\bar{M}_{Bk}$ дополнительно зависят от вибрационных колебаний винтов $\dot{\alpha}_{Bk}(t)$, повторяющих крутильные колебания упругого вала СТ.

С учетом сказанного, целью данной работы является приведение Лагранжевой модели упругой трансмиссии ТВД (3) к виду, согласованному с принятой моделью (6) датчика угловой скорости вращения упругого вала СТ и моделью моментов винтов ТВД, построенной с учетом крутильных колебаний вала.

2. Решение задачи

Системы уравнений (1) и (3) могут быть приведены к виду [4], в котором каждое уравнение зависит только от одной переменной:

$$\begin{aligned} pk_J J_T \bar{x}_T &= (k_J J_T - 1) m_T - \sum_{k=1,2} \bar{m}_{Bk}; \\ p J_{B1} k_J \bar{x}_{B1} &= i_1 (m_T + \sum_{k=1,2} \bar{m}_{Bk}) - k_J J_{B1} i_1^{-1} \bar{m}_{B1}; \\ p J_{B2} k_J \bar{x}_{B2} &= i_2 (m_T + \sum_{k=1,2} \bar{m}_{Bk}) - k_J J_{B2} i_2^{-1} \bar{m}_{B2} \end{aligned} \quad (7)$$

– для жесткой трансмиссии и

$$\begin{aligned} p J_T (p^2 + c_\beta k_J) x_{T1} &= (k_J J_T - 1) m_T - (J_T p^2 + c_\beta) \sum_{k=1,2} m_{Bk}; \\ p J_T (p^2 + c_\beta k_J) x_{T2} &= [J_T p^2 + c_\beta (k_J J_T - 1)] m_T - c_\beta \sum_{k=1,2} m_{Bk}; \\ p J_{B1} (p^2 + c_\beta k_J) x_{B1} &= (p^2 + c_\beta k_J) J_{B1} i_1^{-1} m_{B1} - i_1 c_\beta (m_T + \sum_{k=1,2} m_{Bk}) \end{aligned} \quad (8)$$

– для упругой трансмиссии.

В (7) и (8) обозначено: $\bar{x} \equiv \bar{\omega}_T$, $\bar{x}_{B1} \equiv \bar{\omega}_{B1}$, $\bar{x}_{B2} \equiv \bar{\omega}_{B2}$

и $x_{T1} \equiv \dot{\alpha}_{T1}$, $x_{T2} \equiv \dot{\alpha}_{T2}$, $x_{B1} \equiv \dot{\alpha}_{B1}$.

Уравнение для переменной $\dot{\alpha}_{B2} \equiv x_{B2}$ в случае упругой трансмиссии получается на основе учета связи, обусловленной дифференциальным редуктором, и имеет вид

$$p J_{B2} (p^2 + c_\beta k_J) x_{B2} = -(p^2 + c_\beta k_J) J_{B2} i_2^{-1} m_{B2} + i_2 c_\beta (m_T + \sum_{k=1,2} m_{Bk}). \quad (9)$$

Кроме того для компактности записи в (7), (8) и (9) введены обозначения:

$$c_\beta = (\beta p + c_\omega), \quad p = d/dt;$$

$$\begin{aligned} k_J &= (J_T^{-1} + \sum_{k=1,2} i_k^2 J_{Bk}^{-1}); \quad m_T = M_T J_T^{-1}, \\ \bar{m}_{Bk} &= \bar{M}_{Bk} i_k J_{Bk}^{-1}, \quad m_{Bk} = M_{Bk} i_k J_{Bk}^{-1}, \quad k=1,2. \end{aligned} \quad (10)$$

Вполне очевидно, что любая из обобщенных координат вектора $q = (q_j) = (\alpha_{T1}, \alpha_{T2}, \alpha_{B1})$ в уравнениях (8) (и α_{B2} в (9)) в соответствии с физическим смыслом вращения тел, образующих трансмиссию с валом, дополнительно совершающим крутильные колебания, может быть представлена в виде

$$q_j = \bar{q}_j + \tilde{q}_j, \quad (11)$$

где $\bar{q}_j$ – компоненты, определяющие угловые вращения тел трансмиссии в случае, если вал СТ был бы жестким, $\tilde{q}_j$ – дополнительные компоненты угловых скоростей соответствующих тел, вызванные крутильными колебаниями упругого вала.

Момент турбины M_T является входной величиной, одинаковой как для модели жесткой трансмиссии (1), так и для упругой (2). Моменты на винтах в обеих моделях при этом являются различными, так как в случае упругой трансмиссии появляется дополнительная компонента момента, зависящая от крутильных колебаний вала СТ, передаваемых через редуктор винтам в виде составляющих $\dot{\alpha}_{Bk}$. При этом в первом приближении будем считать справедливым

$$M_{Bk} = \bar{M}_{Bk} + \tilde{M}_{Bk}, \quad (12)$$

где моменты винтов жесткой трансмиссии $\bar{M}_{Bk}$

определяются заимствованными из [2] формулами

$$\bar{M}_{Bk} \approx \bar{k}_{Bk} \varphi_{Bk} \bar{\omega}_{Bk}^2, \quad k=1,2. \quad (13)$$

Дополнительный момент винтов $\tilde{M}_{Bk}$, обусловленный упругой компонентой $\dot{\tilde{\alpha}}_{Bk}$, по аналогии с (13), определим приближенной зависимостью вида

$$\tilde{M}_{Bk} \approx \tilde{k}_{Bk} \varphi_{Bk} \dot{\tilde{\alpha}}_{Bk}^2, \quad \text{где } \tilde{k}_{Bk} \neq \bar{k}_{Bk}. \quad (14)$$

Учитывая инерционность вращающихся масс трансмиссии, будем пока в общем случае считать моменты винтов непрерывными, гладкими функциями времени $\bar{M}_{Bk}(t)$, $\tilde{M}_{Bk}(t)$.

С учетом (11) системы уравнений (7) и (8) можно представить в векторно-матричной форме:

$$\begin{aligned} \bar{A}(p)\bar{x}(t) &= \bar{B}_T(p)M_T(t) + \bar{B}_B(p)\bar{M}_B(t); \\ A_1(p)x_1(t) &= B_T(p)M_T(t) + B_B(p)[\bar{M}_B(t) + \tilde{M}_B(t)], \end{aligned} \quad (15)$$

где $\bar{x}(t) = \dot{\bar{q}} = (\bar{\omega}_T, \bar{\omega}_{B1}, \bar{\omega}_{B2})^T$ и $x_1(t) = \dot{q} = (\dot{\alpha}_{T1}, \dot{\alpha}_{B1}, \dot{\alpha}_{B2})^T$ – векторы обобщенных угловых скоростей жесткой и упругой трансмиссий соответственно, (T – знак транспонирования);

$\bar{A}(p)$ и $A_1(p)$ – диагональные матрицы, отвечающие структуре левых частей уравнений (7), (8);

$\bar{B}(p)$ и $B_1(p)$ – матрицы соответствующих размеров, получаемые из рассмотрения правых частей этих же уравнений.

Из (15) с учетом невырожденности диагональных матриц $\bar{A}(p)$, $A_1(p)$ следует:

$$\begin{aligned} \bar{x}(t) &= \bar{A}^{-1}(p)[\bar{B}_T(p)M_T(t) + \bar{B}_B(p)\bar{M}_B(t)]; \\ x_1(t) &= A_1^{-1}(p)\{B_T(p)M_T(t) + B_B(p)[\bar{M}_B(t) + \tilde{M}_B(t)]\}. \end{aligned} \quad (16)$$

Распространяя свойство (11) на векторы $x = (\dot{q}_j)$,

$\bar{x} = (\dot{\bar{q}}_j)$ и используя (16), определим

$$\begin{aligned} x_1(t) - \bar{x}(t) &= \tilde{x}(t) = [A_1^{-1}B_T - \bar{A}^{-1}\bar{B}_T]M_T(t) + \\ &+ [A_1^{-1}B_B - \bar{A}^{-1}\bar{B}_B]\bar{M}_B(t) + A_1^{-1}B_B\tilde{M}_B(t), \end{aligned} \quad (17)$$

откуда получим уравнение динамики колебаний отдельных элементов нежесткой трансмиссии, возникающих из-за крутильных колебаний вала СТ

$$\tilde{A}_1(p)\tilde{x}_1(t) = \tilde{C}_1(p)M_T(t) + \tilde{C}_2(p)\bar{M}_B(t) + \tilde{C}_3(p)\tilde{M}_B(t), \quad (18)$$

где $\tilde{x}_1(t) = \dot{\tilde{q}} = (\dot{\tilde{\alpha}}_{T1}, \dot{\tilde{\alpha}}_{B1}, \dot{\tilde{\alpha}}_{B2})^T$, $\tilde{A}_1(p)$, $\tilde{C}_1(p)$, ... – операторные матрицы соответствующих размеров.

В силу линейности использовавшихся преобразований можно утверждать, что уравнения "жесткого" движения ТВД и движений, обусловленных крутильными колебаниями вала СТ:

$$\bar{A}(p)\bar{x}(t) = \bar{B}_T(p)M_T(t) + \bar{B}_B(p)\bar{M}_B(t), \quad (19)$$

$$\tilde{A}_1(p)\tilde{x}(t) = \tilde{C}_1(p)M_T(t) + \tilde{C}_2(p)\bar{M}_B(t) + \tilde{C}_3(p)\tilde{M}_B(t),$$

разрешенные относительно суммарных координат $x_j = \bar{x}_j + \tilde{x}_j$, где $\bar{x}_j(t)$ и $\tilde{x}_j(t)$ – решения соответствующих уравнений системы (19), являются эквивалентными исходной (лагранжевой) системе

$$A_1(p)x_1(t) = B_T(p)M_T(t) + B_B(p)[\bar{M}_B(t) + \tilde{M}_B(t)]. \quad (20)$$

Решениями для уравнения (20) также являются переменные $x_j(t)$.

Аналогичным образом с учетом (8) строится доказательство для вектора $x_1(t) = \dot{q} = (\dot{\alpha}_{T2}, \dot{\alpha}_{B1}, \dot{\alpha}_{B2})^T$, для которого второе уравнение из (15) примет вид

$$A_2(p)x_2(t) = B_T(p)M_T(t) + B_B(p)[\bar{M}_B(t) + \tilde{M}_B(t)].$$

В конечном счете скалярная форма уравнений упругой трансмиссии ТВД, приведенная к координатам, воспринимаемым входами первого и второго датчиков частоты вращения упругого вала СТ, будет иметь следующий вид:

$$\begin{aligned} pk_J J_T \bar{x}_T &= (k_J J_T - 1)m_T - \sum_{k=1,2} \bar{m}_{Bk}, \\ pJ_T [p^2 + k_J(\beta p + c_\omega)]\tilde{x}_{T1} &= \\ &= -p^2(J_T - k_J^{-1})(m_T + \sum_{k=1,2} \bar{m}_{Bk}) - \\ &-(J_T p^2 + \beta p + c_\omega) \sum_{k=1,2} \tilde{m}_{Bk}, \\ pJ_T [p^2 + k_J(\beta p + c_\omega)]\tilde{x}_{T2} &= \\ &= p^2 k_J^{-1}(m_T + \sum_{k=1,2} \bar{m}_{Bk}) - (\beta p + c_\omega) \sum_{k=1,2} \tilde{m}_{Bk}, \end{aligned} \quad (21)$$

где $\tilde{x}_{T1} \equiv \dot{\tilde{\alpha}}_{T1}$, $\tilde{x}_{T2} \equiv \dot{\tilde{\alpha}}_{T2}$.

При необходимости с помощью соотношения (4) модель (21) может быть расширена добавлением уравнения динамики относительного сдвига концевых сечений упругого вала СТ, имеющего вид

$$[p^2 + k_J(\beta p + c_\omega)]\delta\alpha_T = m_T + \sum_{k=1,2} m_{Bk}. \quad (22)$$

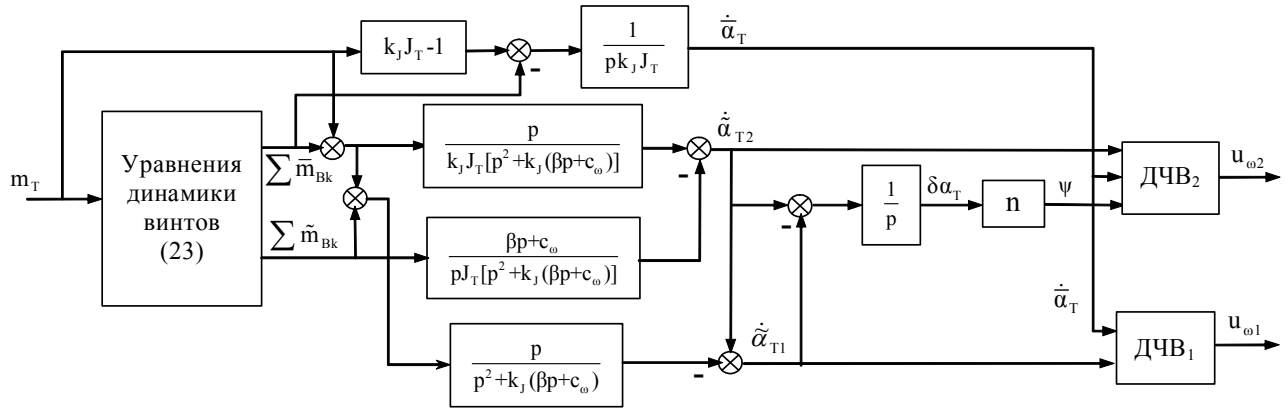


Рис. 2. Структурная схема двойной МФМ упругой трансмиссии ТВД с двумя датчиками частоты вращения

Уравнения (21) и (22) должны быть дополнены содержащимися в (7) и (18) уравнениями динамики винтов:

$$p J_{B1} k_J \bar{x}_{B1} = i_1 (m_T + \sum_{k=1,2} \bar{m}_{Bk}) - k_J \bar{M}_{B1},$$

$$p J_{B2} k_J \bar{x}_{B2} = i_2 (m_T + \sum_{k=1,2} \bar{m}_{Bk}) - k_J \bar{M}_{B2}, \quad (23)$$

$$\bar{M}_{Bk} \approx \bar{k}_{Bk} \varphi_{Bk} \bar{x}_{Bk}^2, \quad k=1,2;$$

$$p J_{B1} [p^2 + k_J (\beta p + c_\omega)] \tilde{x}_{B1} = -p^2 i_1 k_J^{-1} (m_T + \sum_{k=1,2} \bar{m}_{Bk}) -$$

$$-[p^2 + k_J (\beta p + c_\omega)] \tilde{M}_{B1} + i_1 (\beta p + c_\omega) \sum_{k=1,2} \tilde{m}_{Bk},$$

$$\tilde{M}_{Bk} \approx \tilde{k}_{Bk} \varphi_{Bk} \tilde{x}_{Bk}^2, \quad k=1,2,$$

$$p J_{B2} [p^2 + k_J (\beta p + c_\omega)] \tilde{x}_{B2} = -p^2 i_2 k_J^{-1} (m_T + \sum_{k=1,2} \bar{m}_{Bk}) -$$

$$-[p^2 + k_J (\beta p + c_\omega)] \tilde{M}_{B2} + i_2 (\beta p + c_\omega) \sum_{k=1,2} \tilde{m}_{Bk},$$

которые позволяют на основании выражений (13), (14) сформировать функции $\bar{M}_{Bk}(t)$, $\tilde{M}_{Bk}(t)$, входящие в правые части системы (21).

Уравнения (21) представляют собой двойную модально-физическую модель (МФМ) [5] упругой трансмиссии ТВД, приведенную ко входам двух ДЧВ, расположенных на противоположных концах вала СТ с ограниченной крутильной жесткостью. Структурная схема МФМ, построенная в соответствии с уравнениями (4), (21) – (23), приведена на рис. 2.

Заключение

Полученные в работе результаты полезны при решении ряда задач, связанных с исследованием вопросов динамики упругих трансмиссий ТВД и при разработке систем контроля технического состояния вала по результатам анализа непрерывных сигналов

штатных датчиков оборотов, установленных на противоположных концах подверженного крутильным колебаниям вала. Для повышения степени достоверности полученных результатов целесообразно осуществить экспериментальную проверку справедливости допущений (6), (12) и (14), принятых при формировании моделей сигналов ДЧВ и моментов на винтах ТВД с упругим валом СТ.

Литература

1. К вопросу о мониторинге состояния трансмиссии турбовинтовых двигателей / В.Ю. Рутковский, С.Д. Земляков, В.М. Суханов, В.М. Глумов, Г.Г. Куликов, С.В. Елифанов, А. Руано // Тр. ИПУ РАН. – 2002. – Т. 19. – С. 52 – 67.
2. Шемяков А.А. Автоматика авиационных и ракетных силовых установок. – М.: Машиностроение, 1970. – 660 с.
3. Левшина Е.С., Новицкий П.В. Электрические измерения физических величин. – Л.: Энергоатомиздат, 1983. – 320 с.
4. Воронов А.А. Основы теории автоматического управления. – М.-Л.: Энергия, 1965. – 396 с.
5. Модально-физическая модель пространственного углового движения деформируемого космического аппарата и ее свойства / В.М. Глумов, С.Д. Земляков, В.Ю. Рутковский, В.М. Суханов // Автоматика и телемеханика. – 1998. – № 12. – С. 38 – 50.

Поступила в редакцию 15.05.2004

Рецензент: д-р техн. наук В.Н. Доценко, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского “ХАИ”, Харьков.

УДК 621.452.022

В.Е. КОСТЮК¹, И.Ф. КРАВЧЕНКО²¹Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина²ГП ЗМКБ «Прогресс» им. академика А.Г. Ивченко, Украина

АНАЛИЗ СОВРЕМЕННЫХ ПОДХОДОВ К ПРОГНОЗИРОВАНИЮ ПУСКОВЫХ И СРЫВНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК КАМЕР СГОРАНИЯ ГТД.

I. МАКРОМОДЕЛИРОВАНИЕ

Рассмотрена проблема прогнозирования пусковых и срывных характеристик при разработке и модификации камер сгорания ГТД. В результате анализа опубликованных работ определена область применения методов математического моделирования явлений воспламенения и погасания пламени на макроуровне. Предложено использовать регрессионные макромодели на этапе предварительного проектирования камер сгорания.

камера сгорания ГТД, методология проектирования, пусковая и срывная характеристики, явления воспламенения и погасания пламени, эмпирические и теоретические макромодели, регрессионный анализ

Камера сгорания (КС) – один из наиболее трудных в проектировании и доводке элементов газотурбинного двигателя (ГТД). Причины – сложность рабочего процесса, ограниченная информативность экспериментальных методов исследования, недостаточные общность математических моделей и точность расчетных методов оценки функциональных свойств КС.

Важнейшими функциональными требованиями к КС ГТД являются надежное воспламенение и устойчивое горение топливовоздушной смеси (ТВС).

С развитием авиадвигателестроения увеличиваются параметры термодинамического цикла ГТД, при этом снижается суммарный коэффициент избытка воздуха и растет давление в КС. Вследствие роста цен на энергоносители и удорожания производства авиационного керосина, а также в связи с необходимостью увеличения дальности полета самолетов, наметилась тенденция применения в авиационных ГТД топлив с повышенным содержанием ароматических углеводородов. Совокупность этих факторов приводит к увеличению выбросов сажи и оксидов азота (NO_x). Конструктивные мероприятия, направленные на снижение выброса NO_x и дымле-

ния, как правило, приводят к снижению устойчивости рабочего процесса КС [1]. В то же время последовательно ужесточаются предельно допустимые нормы выбросов вредных веществ в атмосферу, устанавливаемые Международной организацией гражданской авиации (ИКАО) и национальными стандартами (рис. 1) [2]. Поэтому прогресс в создании малозмиссионных КС непосредственно зависит от решения проблемы обеспечения их высоких пусковых и срывных характеристик.

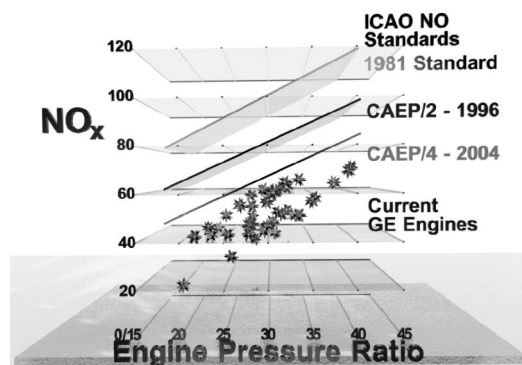


Рис. 1. Ужесточение требований к предельно допустимым нормам выбросов NO_x в атмосферу авиационными ГТД [2]

Трудности обеспечения приемлемых характеристик КС во многом обусловлены несовершенством традиционной методологии их проектирования. Процесс разработки КС долгие годы большей ча-

стью состоял из экспериментальных исследований, стендовых испытаний, анализа результатов и последующей компоновки, основанной на приобретенном ранее опыте. Этот процесс был весьма успешным, однако два основных фактора вызвали изменения в методологии проектирования КС в последние годы. Прежде всего – это потребность в формировании такого процесса проектирования, который мог бы быстро реагировать на изменение запросов рынка. Процесс проектирования, основанный на проведении стендовых испытаний, является и дорогостоящим, и медленным. Поэтому, чтобы закончить новый проект быстрее, необходимо исключить из плана часть испытаний. Это возможно лишь в том случае, если математические методы прогнозирования характеристик КС доступны уже на самых ранних стадиях проектирования, и им можно доверять настолько, чтобы рассчитывать на достижение запланированных характеристик лишь с небольшим числом проверочных испытаний. Второй важнейший фактор – это продолжающееся ужесточение требований к эмиссионным характеристикам КС, вынуждающее применять принципиально новые конструктивные решения, для которых имеется мало предыдущего опыта. Верное конструктивное решение становится все менее очевидным, даже если имеется принципиальная уверенность, что данный новый проект может быть выполнен так, чтобы удовлетворить требованиям технического задания. В этих обстоятельствах надежные методы прогнозирования характеристик КС – единственный путь к успеху.

Проблема надежного прогнозирования пусковых и срывных характеристик КС ГТД не решена до сегодняшнего дня.

Цель данной работы – на основе анализа современного состояния проблемы прогнозирования пусковых и срывных характеристик КС определить область применимости различных подходов к математическому описанию явлений воспламенения и погасания пламени для решения задач разработки и мо-

дификации КС ГТД и установить приоритетные направления совершенствования этих методов.

Несмотря на большое число работ, посвященных проблеме запуска и срыва пламени в КС ГТД, в настоящее время отсутствует не только завершенная теория, но и достаточно строгое феноменологическое описание этих процессов.

Действующий стандарт [3] определяет запуск основной КС как «процесс воспламенения ТВС, переброса и распространения пламени в предусмотренной зоне основной КС ГТД». Соответственно ее пусковая характеристика согласно [4] представляет собой «отражение определенной совокупности физических процессов, следующих друг за другом в необходимой последовательности и включающих воспламенение, переброску и стабилизацию пламени». Определение срывной характеристики КС не нормировано, но традиционно под бедным и богатым срывом понимают явление погасания пламени при изменении состава ТВС [5 – 7].

Физическая сущность процесса воспламенения заключается в подводе энергии к реакционноспособной системе от внешнего источника и в создании условий, в которых возможно самоускорение реакции горения. В КС ГТД преимущественное значение обычно имеет тепловой механизм воспламенения. С позиций тепловой теории зажигания успешное завершение первой стадии запуска КС зависит исключительно от того, будет ли скорость выделения тепла в процессе горения превосходить скорость теплоотвода в окружающую среду вследствие теплопроводности и турбулентной диффузии. Указанные скорости определяются, в свою очередь, мощностью источника зажигания и локальными параметрами течения и смесеобразования в районе установки источника. Развитие процесса на второй стадии запуска КС определяется факторами, влияющими на стабилизацию пламени. На этом этапе решающую роль играют положение источника зажигания и структура течения внутри жаровой трубы.

Для стабилизации горения в КС ГТД используется аэродинамическая рециркуляция продуктов сгорания [5 – 7]. Рециркулирующие продукты сгорания, контактируя с поступающей свежей ТВС, обеспечивают ее прогрев и воспламенение. Существование пламени в КС зависит от динамики процессов тепломассообмена между зоной стабилизации пламени и обтекающей ее свежей ТВС.

Очевидно, что законы, по которым возникает и существует пламя, и на границе его срыва, и в момент, когда оно появляется в еще неработающей КС, одни и те же – это фундаментальные законы сохранения массы, количества движения, энергии и концентрации химических компонентов двухфазной многокомпонентной реагирующей смеси, состоящей из воздуха, капель распыленного топлива, его паров и образующихся в ходе химической реакции продуктов сгорания. Однако сложность физической картины и вероятностная природа явлений значительно ограничивает возможности теоретического анализа.

В то же время благоприятным для разработки методов прогнозирования пусковых и срывных характеристик КС ГТД является тот факт, что указанные характеристики, как правило, представляют в виде границ, отделяющих области значений параметров, характеризующих условия работы КС в системе двигателя, при которых ее запуск или стабилизация пламени возможны, от области, где они невозможны (с определенным коэффициентом надежности) (рис. 2).

Динамика развития процессов воспламенения и погасания пламени в КС представляет обычно значительно меньший интерес. Это позволяет ограничиться анализом необходимых и достаточных условий успешного запуска и устойчивого горения, не рассматривая собственно нестационарный процесс выхода КС на рабочий режим и ухода с него.

Большинство известных методов прогнозирования пусковых и срывных характеристик КС ГТД основаны на обобщении экспериментальных данных

при помощи эмпирических и теоретических математических моделей, описывающих процессы воспламенения и погасания пламени на макроуровне.

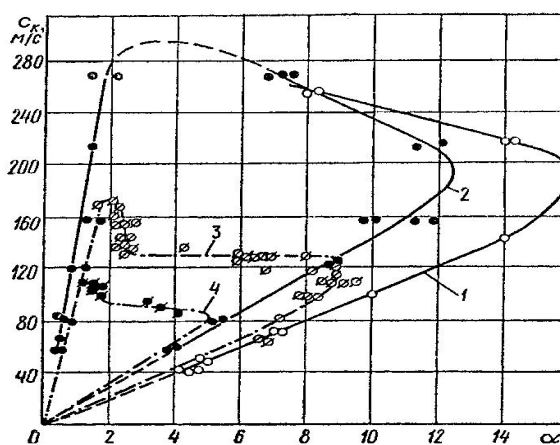


Рис. 2. Срывные и пусковые характеристики КС: 1 – граница срыва пламени при $p_k = 350$ мм рт. ст.; 2 – то же при $p_k = 250$ мм рт. ст.; 3 – граница воспламенения ТВС при $p_k = 350$ мм рт. ст.; 4 – то же при $p_k = 250$ мм рт. ст. [8]

Эмпирические макромодели строятся исключительно на основе изучения реакций объекта на изменение внешних условий. При этом теория работы объекта не рассматривается, сам объект представляет собой так называемый «черный ящик», а модель – некоторое уравнение регрессии.

В общем случае число факторов, влияющих на пусковую и срывную характеристики КС, настолько велико, что построение макромодели представляет значительные трудности.

Для конкретной компоновки КС, системы зажигания, программы регулирования и типа топлива размерность вектора входных параметров может быть сокращена. По существу переменными остаются только параметры воздуха на входе в КС и расход топлива. В итоге уравнение регрессии, описывающее пусковую или срывную характеристику конкретной КС, принимает вид [9]:

$$\alpha = f(p_k, T_k, c_k), \quad (1)$$

где α – суммарный коэффициент избытка воздуха в КС;

p_k, T_k, c_k – давление, температура и скорость

воздуха на входе в КС.

Поскольку расход топлива в момент воспламенения и погасания пламени, как правило, незначительно изменяется в широком диапазоне эксплуатационных условий, то в силу известной связи между параметрами через уравнение расхода воздуха на входе в КС и коэффициент избытка воздуха, уравнение (1) может быть упрощено на любую одну из независимых переменных:

$$\alpha = f(p_k, T_k); \alpha = f(p_k, c_k); \alpha = f(T_k, c_k). \quad (2)$$

Наряду с эмпирическими моделями для прогнозирования пусковых и срывных характеристик КС широко используются теоретические макромодели, которые отражают реальные структуры и процессы в исследуемом объекте, т.е. опираются на теорию работы КС. Теоретические модели, как правило, более универсальны и справедливы в большем диапазоне изменения входных параметров. На практике полнота теоретического описания макромодели может быть различной. Влияние части факторов может описываться на эмпирическом уровне (так называемые «полуэмпирические» модели).

Простейший способ построения теоретических макромоделей состоит во введении обобщенных комплексов (критериев), получаемых из теорий подобия и размерности. Один из таких критериев может быть получен в виде

$$p_k^m / c_k^n,$$

в результате чего пусковую (срывную) характеристику КС можно представить в виде

$$\alpha = f\left(\frac{p_k^m}{c_k^n}\right), \quad (3)$$

где m и n – эмпирические коэффициенты.

Например, Ю.А. Литвиновым [9] на основе анализа факторов, определяющих вид границы высотного запуска нескольких авиационных ГТД, в качестве аппроксимирующей зависимости для уравнения (3) предложена формула

$$\frac{p_k^m}{c_k^n} = K_1 + K_2(\alpha - K_3)^p, \quad (4)$$

где K_1, K_2, K_3 – постоянные коэффициенты;

p – показатель степени, зависящий от типа двигателя.

При построении макромоделей, описывающих срывные характеристики КС ГТД, наибольшее распространение получили «контактные» и «реакторная» теории стабилизации пламени.

Согласно «контактной» теории В.Ф. Дунского [10] срыв пламени наступает при критическом соотношении времени пребывания ТВС в контакте с продуктами сгорания рециркуляционной зоны и времени сгорания. В аналогичном подходе Б.П. Лебедева [11] необходимым условием стабилизации пламени считается баланс тепла, поступающего от продуктов сгорания в рециркуляционную зону и тепла, передаваемого из этой зоны к ТВС.

Лонгвелл и др. [12] рассматривали рециркуляционные зоны как гомогенные химические реакторы. При этом пределы стабилизации пламени определяются областью устойчивой работы реактора, а сам процесс стабилизации осуществляется при равенстве массы ТВС, участвующей в единицу времени в химической реакции, и массы, поступающей в то же время в рециркуляционную зону.

Обе теории позволяют получить критерий стабилизации пламени в виде

$$K_c = \frac{c_k}{\ell_{\text{рец}} \bar{T}_k \bar{p}_k} = f(\alpha), \quad (5)$$

где $\ell_{\text{рец}}$ – характерный размер рециркуляционной зоны;

$$\bar{T}_k = \frac{T_k}{T_{k,0}}, \quad \bar{p}_k = \frac{p_k}{p_{k,0}} \quad \text{– относительные температура и давление воздуха на входе в КС.}$$

Рядом авторов, например [13, 14], было показано, что зависимость типа (5) хорошо описывает экспериментальные данные по срыву и позволяет рассчитывать конструктивные и режимные параметры

камер сгорания.

Основываясь на «контактной» теории стабилизации пламени, Лефевр [6] получил следующее выражение для «бедного» предела устойчивого горения для КС с предварительной подготовкой бедной смеси или с пневматическими форсунками

$$\alpha_{\max} = C \left(\frac{G_B}{V p_K^{1,25} \exp(T_K / 150)} \right)^{0,16}, \quad (6)$$

где C – постоянная, зависящая от геометрии зоны горения;

G_B – расход воздуха через КС;

V – объем зоны горения.

Исходя из концепции тепловой теории зажигания, близкой к разработанной ранее Я.Б. Зельдовичем и Н.Н. Симоновым [15] для неподвижных газовых смесей, Баллал и Лефевр разработали общую модель искрового воспламенения гетерогенной турбулизированной ТВС, учитывающую конечную скорость химической реакции и наличие в газокapельной смеси испаренного топлива [16].

В своем анализе Баллал и Лефевр использовали понятия характерных времен, соответствующих скоростям протекания элементарных физических процессов. Предположив, что выделение тепла определяется процессом испарения жидкого топлива и скоростью химической реакции, а рассеяние тепла – турбулентным смешением, они определяли критический размер начального очага горения (расстояние гашения d_Γ) из условия равенства времени турбулентного смешения $\tau_{\text{см}}$ сумме времен химической реакции τ_x и испарения капель топлива $\tau_{\text{и}}$:

$$\tau_{\text{см}} = \tau_x + \tau_{\text{и}}. \quad (7)$$

В результате выражение для расстояния гашения принимает вид

$$d_\Gamma = \frac{0,32 \text{Pr}(1-\Omega)\rho_T d_{32}^{1,5} (u')^{0,5} \alpha}{Z \rho_B^{0,5} \mu_B^{0,5} \lg(1+B_{\text{CT}})} + \frac{10a}{u_T - 0,63u'}, \quad (8)$$

где Pr – число Прандтля;

Ω – степень испаренности топлива;

ρ_T, ρ_B – плотность топлива и воздуха, соответственно;

d_{32} – средний заутеровский диаметр капель;

Z – параметр распределения капель по размерам;

u' – пульсационная скорость воздуха;

μ_B – динамическая вязкость воздуха;

B_{CT} – параметр массообмена;

a – коэффициент температуропроводности воздуха;

u_T – турбулентная скорость горения.

Минимальная энергия воспламенения $E_{\min}$ определяется как количество тепла, потребное для увеличения температуры сферического объема воздуха диаметром d_Γ до температуры стехиометрического пламени T_{CT} :

$$E_{\min} = c_{p,B} \rho_B \Delta T_{\text{CT}} \frac{\pi}{6} d_\Gamma^3, \quad (9)$$

где $c_{p,B}$ – удельная теплоемкость воздуха при постоянном давлении.

Отсутствие достоверной информации о локальных параметрах ТВС в районе свечи зажигания, характеризующих ее состав, дисперсность и интенсивность турбулентности, не позволило авторам использовать разработанную модель воспламенения для непосредственного прогнозирования пусковых характеристик КС. Тем не менее, данная модель была успешно применена для оценки влияния типа топлива на высотность запуска авиационных ГТД J79, F101, TF41, TF39, J85, TF33 и F100 [17].

Питерс и др. [18, 19] применили аналогичный подход характерных времен для построения линейного уравнения регрессии, обобщающего экспериментальные данные по высотному запуску КС двигателей AGT-1500, T-63, F101 и TF41, работающих на различных типах топлива, в виде

$$\tau_{\text{см}} = K_1(\tau_x + \tau_{\text{и}}) + K_2, \quad (10)$$

где K_1 , K_2 , K_3 – коэффициенты, зависящие от типа двигателя.

Результаты исследования показали, что уравнение (10) позволяет прогнозировать бедный предел воспламенения для большинства КС в широком диапазоне изменения эксплуатационных параметров с точностью до 24%.

Усилия ряда исследователей направлены на получение относительно простых уравнений регрессии, которые бы учитывали возможно большее число факторов.

Например, Тейлор и др. [20] для обобщения экспериментальных данных, как по воспламенению, так и по срыву пламени в семи типах КС фирмы "Дженерал Электрик" использовали уравнение вида:

$$\frac{1}{\alpha} = K_1 \left(\frac{G_B}{703HD} \right)^{(A+Bp_K)} \times \\ \times p_K^C \left(\frac{T_K}{300} \right)^D \left(\frac{\mu_T}{\mu_{T,0}} \right) + \frac{K_2}{G_T} + K_3,$$

где G_B , G_T – расход воздуха и топлива через КС;

H – высота жаровой трубы;

D – диаметр завихрителя;

μ_T , $\mu_{T,0}$ – вязкость используемого топлива и топлива JP-4, соответственно;

A , B , C , K_1 , K_2 , K_3 – постоянные коэффициенты.

В результате выполненного исследования авторы [20] пришли к выводу, что широко используемое предположение об одинаковом влиянии условий работы КС различных конструктивных схем на их пусковые и срывные характеристики в ряде случаев оказывается неверным. Выяснилось, что увеличение давления, температуры и расхода воздуха может улучшить характеристики одной КС, но ухудшить характеристики другой. Кроме того, оказалось, что двух параметров H и D , характеризующих геометрию КС, не достаточно для надежного обобщения экспериментальных данных.

Как отмечалось выше, трудности обеспечения

срывных характеристик КС усугубляются тем, что для улучшения эмиссионных характеристик целесообразно обеспечивать в зоне горения «бедный» состав ТВС на рабочих режимах. В связи с этим ГП ЗМКБ «Прогресс» разработаны фронтные устройства, обеспечивающие необходимый уровень срывных характеристик КС. При обработке экспериментальных данных по бедному срыву таких фронтных устройств использована зависимость:

$$\alpha_{\Phi y} = \frac{K}{\left(\frac{\Delta p_T}{\Delta p_0} \right)^{m_1} p_K^{m_2} T_K^{m_3} \lambda_{o,ж}^{m_4}}, \quad (11)$$

где $\alpha_{\Phi y}$ – коэффициент избытка воздуха по расходу через фронтное устройство при бедном срыве;

K – коэффициент, зависящий от геометрических характеристик завихрителя и форсунки;

Δp_0 и Δp_T – перепады давления воздуха на входе во фронтное устройство и топлива на форсунке, соответственно;

$\lambda_{o,ж}$ – приведенная скорость воздуха в отверстиях жаровой трубы;

m_1 , m_2 , m_3 , m_4 , – постоянные величины.

К числу новейших работ, выполненных в рамках полумпирического подхода к прогнозированию характеристик КС ГТД на макроуровне, относятся работы А.А. Саркисова и др. [21, 22]. Авторы выполнили систематические исследования влияния конструктивных и режимных факторов на характеристики КС двигателей РД-33, ТВЗ-117, ТВ7-117, ГТД-350, ГТД-1250, ГТЭ-1,5 и др. с применением методов планирования эксперимента. Результаты исследований были обобщены с использованием метода регрессионного анализа Д. Брандона, включая способ выделения существенных факторов с помощью диаграммы рассеяния метода случайного баланса.

Для аппроксимации характеристик КС ГТД по бедному срыву пламени авторами использовано уравнение вида [21]:

$$\alpha_{\max} = A_1 \left(\frac{p_k}{0,1} \right)^{m_1} \exp \left(\frac{a T_k}{288} \right) \times \\ \times \left\{ a_1 \exp \left(- \frac{a_2 F_{ж}}{\sum \mu F_{0,ж}} \right) - a_3 \exp \left(- \frac{a_4 F_{ж}}{\sum \mu F_{0,ж}} \right) + 1 \right\} \times \\ \times \frac{\exp(b_6 \bar{W}) \exp(-b_7 \bar{\mu F}_3)}{\exp(c_5 \lambda_{0,ж}^2 - c_6 \lambda_{0,ж})}, \quad (12)$$

где $F_{ж}$ – площадь миделевого сечения жаровой трубы;

$\sum \mu F_{0,ж}$ – суммарная эффективная площадь отверстий в жаровой трубе;

$\bar{W}$ – интенсивность закрутки воздушного потока на выходе завихрителя;

$\bar{\mu F}_3 = \mu F_3 / (\sum \mu F_{0,ж})$ – относительная пропускная способность завихрителя;

$A_1, a, a_1, a_2, a_3, a_4, b_6, b_7, c_5, c_6, m_1$ – эмпирические коэффициенты.

Для описания пусковых характеристик КС ГТД авторами [22] предложена система неравенств:

$$\frac{G}{V} \leq \frac{A \left(\frac{p_k}{0,1} \right)^{1,71} \exp \left(\frac{a T_k}{288} \right) E_{св}^k \exp \left(\frac{c F_{ж}}{\sum \mu F_{0,ж}} \right)}{(1 + \alpha L)^n \exp(a_1 d_m) \exp(b \mu F_3)}, \quad (13)$$

$$\alpha L \leq \frac{A_1 \left(\frac{p_k}{0,1} \right)^{0,35} E_{св}^{k_1} \exp \left(\frac{G}{V} \right)^{\ell_1}}{\exp \left(\frac{a_2 T_k}{288} \right) (d_m + 1)^{n_1}} \times \\ \times \frac{1}{[b_0 - b_1 \mu F_3 + b_2 (\mu F_3)^2]} \times \\ \times \frac{1}{\left[c_0 - c_1 \frac{N_{\phi}}{F_{ж}} + c_2 \left(\frac{N_{\phi}}{F_{ж}} \right)^2 \right]}, \quad (14)$$

где G – массовый расход газа через КС;

L – стехиометрический коэффициент;

$E_{св}$ – энергия разряда свечи;

d_m – средний диаметр капель топлива;

N_{ϕ} – количество форсунок в КС;

$A, A_1, a, a_1, a_2, b, b_0, b_1, b_2, c, c_0, c_1, k, k_1, \ell_1, n, n_1$ – эмпирические коэффициенты.

По утверждению авторов [21, 22] сопоставление результатов расчетов по формулам (12) – (14) и экспериментальных данных для различных двигателей подтверждает универсальность использования аппроксимационных формул (12) – (14) практически для всех режимов и конструкций КС ГТД при сжигании жидких и газообразных топлив.

На основании проведенного анализа состояния вопроса можно сделать следующие выводы.

1. Проблема обеспечения высоких пусковых и срывных характеристик КС ГТД приобретает особое значение в связи с тенденциями развития авиационных двигателей и перспективой применения в авиации топлив ухудшенного качества. Основным средством решения этой проблемы остаются дорогостоящие экспериментальные исследования. Поэтому разработка расчетных методов прогнозирования пусковых и срывных характеристик проектируемых КС является актуальной научной задачей.

2. Сложность физических явлений, происходящих при запуске и погасании КС, существенно затрудняет их математическое моделирование. В связи с этим оказывается эффективным, особенно на этапе предварительного проектирования, прогнозирование пусковых и срывных характеристик КС ГТД на основе обобщения экспериментальных данных с помощью эмпирических и теоретических макромоделей, укрупненно отражающих критические свойства явлений воспламенения и погасания пламени.

3. Основной путь повышения точности и универсальности макромоделей – учет локальных характеристик потока в КС (объем зоны горения, химический, фазовый, дисперсный состав ТВС и т.п.). Для получения достоверной информации о локальных параметрах ТВС необходим переход к моделированию процессов в КС на микроуровне методами вычислительной гидроаэродинамики.

Анализ возможностей описания процессов воспламенения и погасания пламени на микроуровне с

целью прогнозирования пусковых и срывных характеристик в КС ГТД будет приведен нами в следующей части данной статьи.

Литература

1. Постников А.М. Снижение оксидов азота в выхлопных газах ГТУ. – Самара: Из-во Самар. науч. центра РАН, 2002. – 286 с.
2. Benezekein M. Prjpulsion strategy for the 21 Century: A Vision into the Future // 15-th International Symposium on Airbreathing Engines (XV ISABE). – Bangalore, India. – 2001, 2 – 7 September. – ISABE-2001-1005.
3. ГОСТ 23851–79. Двигатели газотурбинные авиационные. Термины и определения. – М.: Изд. стандартов, 1980. – 100 с.
4. ОСТ 100407–80. Характеристики пусковые основных камер сгорания ГТД. Общие требования. – М.: Изд. стандартов, 1980. – 43 с.
5. Пчелкин Ю.М. Камеры сгорания газотурбинных двигателей. – М.: Машиностроение, 1984. – 605 с.
6. Лефевр А. Процессы в камерах сгорания ГТД. М.: Мир, 1986. – 566 с.
7. Некоторые вопросы проектирования авиационных газотурбинных двигателей / Е.А. Гриценко, В.П. Данильченко, С.В. Лукачев, Ю.Л. Ковылов, В.Е. Резник, Ю.И. Цыбизов. – Самара: СНЦ РАН, 2002. – 527 с.
8. ЦИАМ 50 лет: Обзор основных направлений научной деятельности. – М.: ЦИАМ, 1980. – 455 с.
9. Литвинов Ю.А., Боровик В.О. Характеристики и эксплуатационные свойства авиационных турбореактивных двигателей. – М.: Машиностроение, 1979. – 288 с.
10. Дунский В.Ф. Исследование стабилизации пламени в следе за плохообтекаемым телом. – М.: ЦИАМ, 1951. – 9 с. (Тр. ЦИАМ, № 208).
11. Лебедев Б.П. О моделировании камер сгорания газотурбинных двигателей // Конференция по ГТД. – М.: МВТУ им. Баумана, 1958. – С. 20 – 27.
12. Longwell J.P., Frost E.E., Weiss M.A. Flame Stability in Bluff Body Recirculation Zones // Ind. Eng. Chem. – 1953. – Vol. 45, No. 8. – P. 1629 – 1633.
13. Ведешкин Г.К., Марков Ф.Г., Свердлов Е.Д. Сравнительные характеристики факельной и газодинамической стабилизации горения // Авиационно-космическая техника и технология. – Х.: ХАИ. – 2001. – Вып. 26. Двигатели и энергоустановки. – С. 42 – 45.
14. Щетинков Е.С. Физика горения газов. – М.: Наука, 1965. – 739 с.
15. Зельдович Я.Б., Симонов Н.Н. К теории искрового воспламенения газовых взрывчатых смесей // Журнал физической химии. – 1949. – Т. 23, Вып. 11. – С. 1361 – 1374.
16. Ballal D.R., Lefebvre A.H. General Model of Spark Ignition for Gaseous and Liquid Fuel/Air Mixtures // Proc. 18th Symposium (International) on Combustion. – 1981. – P. 1737 – 1746.
17. Lefebvre A.H. Fuel Effects on Gas Turbine Combustion – Ignition, Stability and Combustion Efficiency // Trans. ASME. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power. – 1985. – Vol. 107, № 1. – P. 24 – 37.
18. Peters J.E., Mellor A.M. Liquefied Fuel Spray Ignition Predictions for JP-10 // Journal of Energy. – 1983. – Vol. 7, № 1. – P. 95 – 96.
19. Peters J.E. Predicted TF41 Performance with the AGARD Research Fuel // Journal of Aircraft. – 1984. – Vol. 21, № 10. – P. 787 – 791.
20. Taylor J.R., Widener S.K. Altitude Ignition / Lean Deceleration Study // AIAA Pap. – 1986. – № 1530. – 8 p.
21. Расчет устойчивости горения в ГТД / А.А. Саркисов, О.А. Рудаков, Н.Д. Саливон, Ю.В. Сигалов, В.А. Митрофанов // Вестник СГАУ. Сер. Процессы горения, теплообмена и экология тепловых двигателей. – Самара: Самар. гос. аэрокосм. ун-т. – 2000. – Вып. 3. – С. 262 – 266.
22. Исследование области воспламенения топлива в камере сгорания / А.А. Саркисов, О.А. Рудаков, Н.Д. Саливон, В.А. Митрофанов // Теплоэнергетика. – 2003. – № 3. – С. 47 – 51.

Поступила в редакцию 25.04.2004

Рецензент: д-р техн. наук, проф. П.М. Канило, Институт проблем машиностроения НАН Украины, Харьков.

УДК 621.44.533.697

В.М. ЛАПOTKO, Ю.П. КУХТИН

Государственное предприятие Запорожское машиностроительное конструкторское бюро «Прогресс» им. А.Г. Ивченко, Украина
(Запорожье, E-mail: 03504@ivchenko-progress.com)

ПРОГНОЗИРОВАНИЕ РЕЖИМА НИЗКОЧАСТОТНЫХ КОЛЕБАНИЙ НЕСТАЦИОНАРНОГО ПОТОКА ГАЗА В СТУПЕНИ КОМПРЕССОРА

С использованием метода отслеживания струй тока проведены численные исследования 2-d нестационарного течения газа в ступени компрессора с учетом вязкости. Наряду с существованием высокочастотного режима колебаний нестационарного потока газа, обусловленного неравномерностью потока газа в следах лопаток, обнаружено наличие низкочастотного режима колебаний, обусловленного автоколебаниями скачков уплотнения в направляющем аппарате ступени.

биротативный вентилятор, абсолютная система координат, нестационарное взаимодействие, низкочастотные колебания потока

Введение

Трансзвуковые движения рабочей среды в турбомашинах характеризуются возникновением местных сверхзвуковых зон, скачков уплотнения большой интенсивности. В результате сложного взаимодействия скачков уплотнения с пограничными слоями неподвижных и вращающихся поверхностей образуются срывные, турбулентные зоны.

Создание надежно работающих компрессоров и турбин невозможно без детального изучения нестационарных явлений в отдельных ступенях.

Предметом исследования, результаты которого изложены в настоящей работе, являлся экспериментальный, закапотированный, биротативный вентилятор (БВ) с короткими, слабо закрученными лопатками, изображенный на рис. 1, 2.

Профили лопаток обоих колес были одинаковы, $B = 131$ мм. Обороты вращения роторов $n_1 : n_2 = 6545.0 : 6455.0$ об/мин. Соотношения чисел лопаток – 29/31. Параметры, определяющие режим его работы, были следующие: $P_{in} = 85446$ Па; $\beta = 40^\circ$; $P_a = 85446$ Па; $T_a = 288$ К. Величины P_w^0 , T_w^0 соответствовали определенному числу Маха на входе в расчетную область из диапазона $M_{in} = 0,65 \div 0,85$.

Газовая постоянная и коэффициент адиабаты равны соответственно 288 дж/кг К и 1,4.

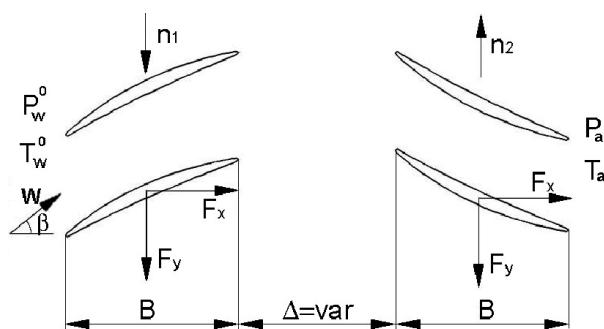


Рис. 1. Развертка срединной поверхности

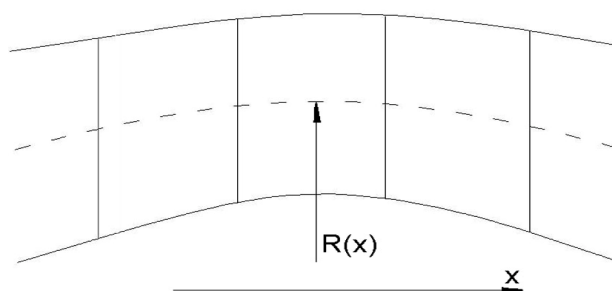


Рис. 2. Конфигурация тракта

В качестве инструмента исследования авторы использовали метод отслеживания струй тока (МОСТ), позволяющий в практике КБ проводить

многовариантные исследования 2-d нестационарных течений газа в слое переменной толщины на переменном радиусе [1].

В процессе этих исследований, отдельные локальные свойства численных решений возможно будут определены недостаточно точно, однако только в такой упрощенной постановке можно получить общие характеристики сложных течений. Авторы полагают, что локальные, неучтенные свойства течений не будут заметно сказываться на общих характеристиках явления в целом.

1. Результаты исследований

Расчетная область, фрагмент которой изображен посредством «грубой» сетки на рис. 3, состояла из двух полных лопаточных венцов. Исследования проводились в относительной системе координат, связанной с первым венцом. В такой системе координат ступень биротативного вентилятора можно рассматривать как обычную ступень: НА-РК, рассчитанную в абсолютной системе координат с $\omega_{PK} = \omega_{1PK} + \omega_{2PK}$.

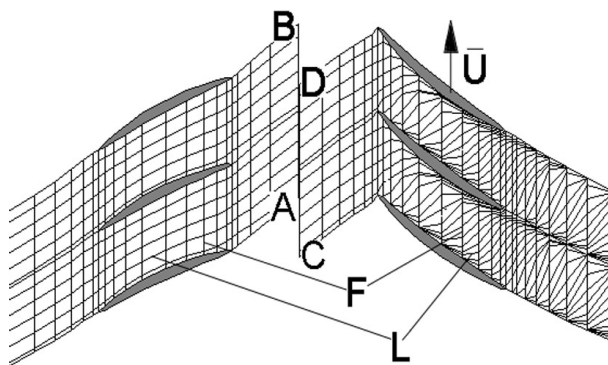


Рис. 3. Расчетная сетка на окружной развертке срединной поверхности тока

Все параметры течения приводились к безразмерному виду. В качестве эталонов давления и температуры принимались параметры P_a и T_a на выходе из ступени. Эталон скорости служила изотермическая скорость звука, определенная по параметрам

на выходе из ступени. За единицу длины принималась осевая протяженность расчетной области – 560 мм.

На рис. 3 показана особенность прохождения струй среды через решетку рабочего колеса. Видно, что вышедшие из направляющего аппарата струи фрагментируются или расщепляются на отдельные сегменты, которые располагаются между соседними лопатками и их спутными струями. В процессе прохождения отдельными сегментами струй межлопаточных каналов происходит их деформация и переориентация в пространстве. Изменение ориентации сегментов в пространстве обусловлено различной скоростью движения их носовой и хвостовой частей по ограничивающим поверхностям, которыми являются корыто и спинка профиля.

Деформация сегментов струй – изменение их формы – обусловлено инерционностью среды, а, следовательно, перетеканием среды от хвостовой части сегмента к носовой части. Таким образом, рабочие лопатки, расположенные ниже по потоку, расщепляют струи на сегменты и переориентируют эти сегменты таким образом, что они не объединяются на выходе из межлопаточного канала.

Но наиболее примечательным свойством, полученным расчетным путем нестационарного течения, являлось существование в определенном диапазоне чисел Маха набегающего потока $M_{kp} = 0,7 \div 0,82$ при заданном числе Рейнольдса $9,165 \cdot 10^6$ низкочастотного режима колебаний (рис. 4). Направление течения газа между венцами ступени изменялось за период колебаний $\approx$ на 15° . Частота таких колебаний составляла 94 Hz при относительной частоте вращения второго венца 200 Hz.

Причиной возникновения низкочастотных колебаний потока являлся режим автоколебаний, в который попадали скачки уплотнения, образующиеся в межлопаточных каналах первой решетки.

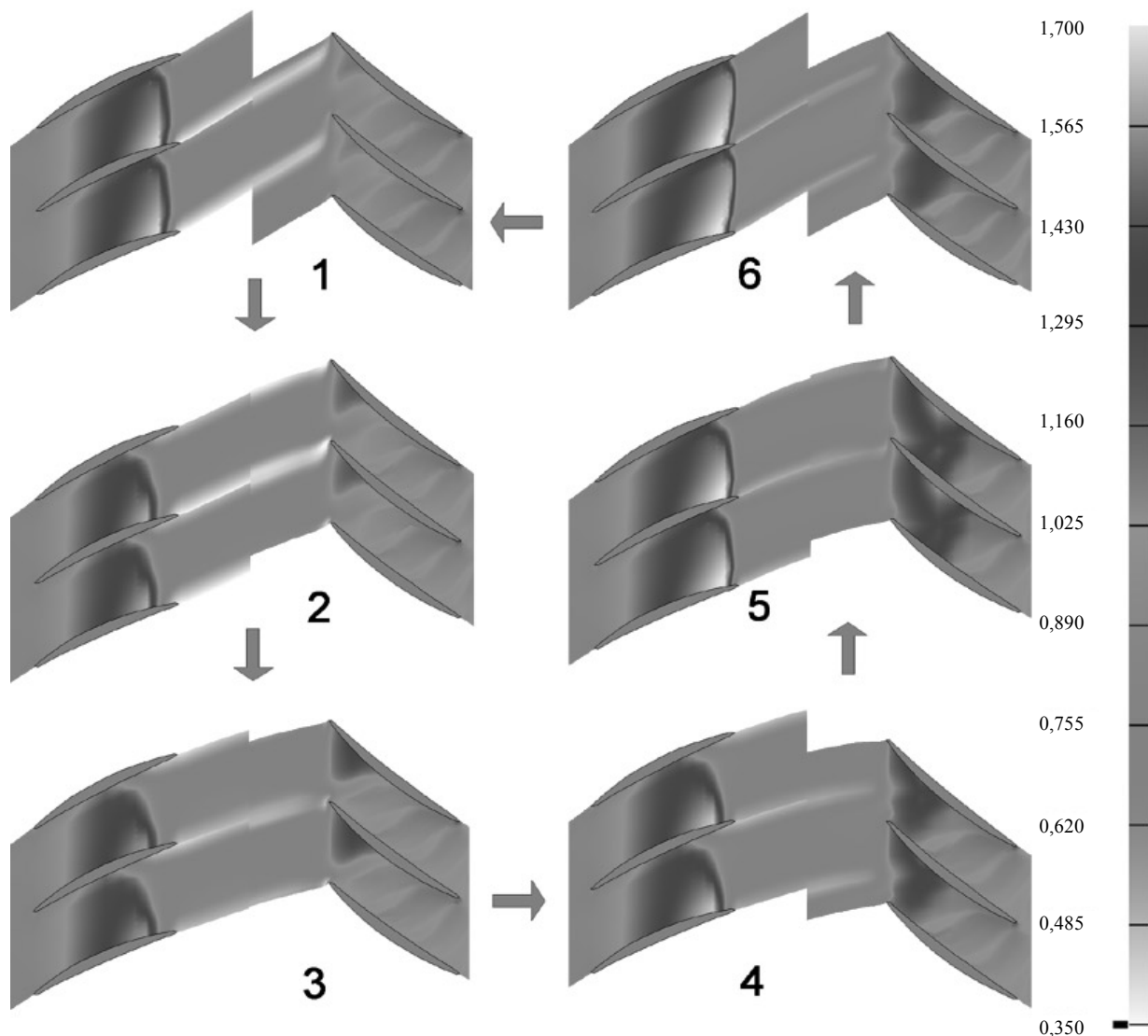


Рис. 4. Цикл автоколебаний скачков уплотнения в ступени компрессора; поле безразмерного параметра скорости M

В начале рассматриваемого периода колебаний скачки уплотнения находились в крайнем правом положении на выходе из лопаточных каналов (рис. 4, поз. 6). Далее наблюдалось движение сильных скачков уплотнения ($M \approx 1,7$) вверх по потоку к середине профиля (рис. 4, поз. 1, 2). При этом точки падения скачков уплотнения на корыто профиля двигались с большей скоростью по отношению к скорости точек падения на спинку профиля. В результате чего происходил разворот скачков уплотнения в пространстве, что вызывало изменение угла

потока газа на входе во второй лопаточный венец. Перемещающиеся вверх по потоку скачки уплотнения инициировали отрыв пограничного слоя как у основания скачков уплотнения, так и в точках падения их на поверхности соседних лопаток. В оставшееся время периода колебаний, ослабленные скачки уплотнения ($M \approx 1,4$), из крайнего левого положения (поз. 3) возвращались (рис. 4, поз. 4, 5) в исходное правое положение (рис. 4, поз. 6). В это время наблюдалось присоединение оторвавшегося потока к поверхностям лопаток.

На рассмотренные низкочастотные колебания среды в осевом зазоре накладывались высокочастотные колебания, обусловленные аэродинамическими следами, сошедшими с лопаток первой решетки. Для

режима низкочастотных колебаний скачков уплотнения характерны эпюры нестационарных сил существенной амплитуды и низкой частоты, действующих на лопатки обеих решеток (рис. 5 – 8).

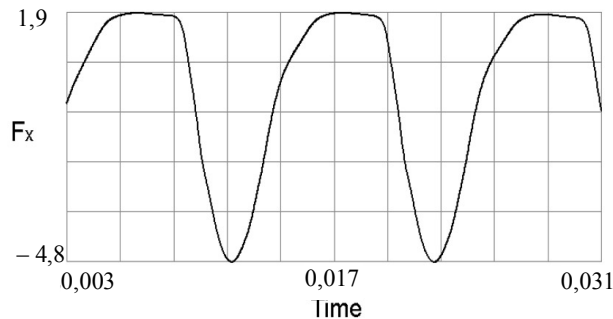


Рис. 5. Осевая нестационарная сила, действующая на лопатку первого венца БВ, $M_{крH} < M_{in} < M_{крB}$

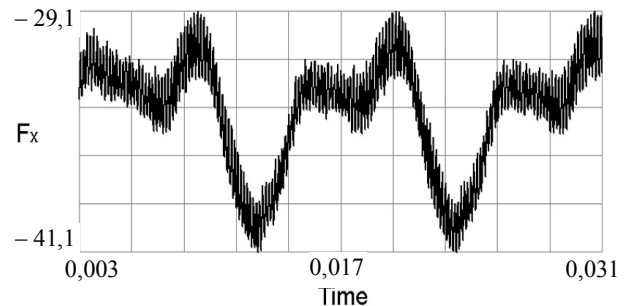


Рис. 7. Осевая нестационарная сила, действующая на лопатку второго венца БВ, $M_{крH} < M_{in} < M_{крB}$

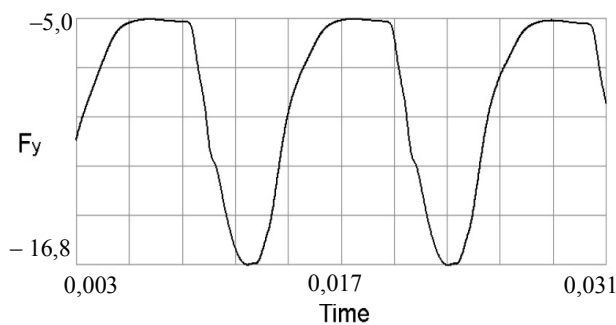


Рис. 6. Окружная нестационарная сила, действующая на лопатку первого венца БВ, $M_{крH} < M_{in} < M_{крB}$

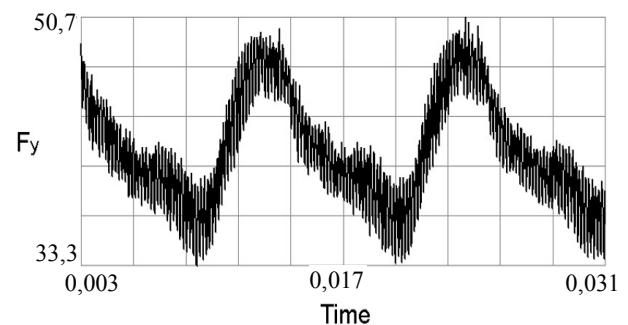


Рис. 8. Окружная нестационарная сила, действующая на лопатку второго венца БВ, $M_{крH} < M_{in} < M_{крB}$

Согласно результатам расчетов низкочастотные колебания скачков уплотнения возникали синхронно на всех лопатках первой решетки при однородных краевых условиях на входе и выходе расчетной области. Эта синхронность могла быть нарушена при возникновении некоторой окружной асимметрии параметров на входе в расчетную область, например, в поле полного давления или на выходе из расчетной области в поле статического давления. После снятия возмущения асинхронность колебаний сохранялась при сохранении частоты и фазы колебаний.

В режиме течения, для которого число Маха на входе в расчетную область меньше числа Маха

нижней границы автоколебаний, в первой решетке лопаток устанавливался полностью дозвуковой режим течения. На профиль лопатки этого венца действовали постоянные газодинамические силы. Эпюры нестационарных сил, действующих на лопатки второго венца (представлены на рис. 9, 10) характеризовались только высокочастотными колебаниями, обусловленными следовой неравномерностью параметров на входе в венец.

При числах Маха на входе в расчетную область, больших числа Маха верхней границы автоколебаний, скачок уплотнения располагался за лопатками первой решетки в осевом зазоре ступени. Его положение и интенсивность практически

не менялись во времени. Как и для режима течения $M_{in} < M_{крН}$, на профиль лопаток первого венца действовали постоянные силы. Эпюры нестационарных сил, действующих на лопатки второй

решетки, представлены на рис. 11, 12. Для них также характерен высокочастотный режим колебаний, возбуждаемый следовой неравномерностью потока.

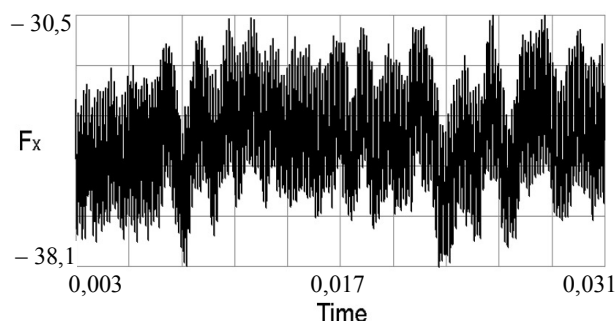


Рис. 9. Осевая нестационарная сила, действующая на лопатку второго венца БВ для $M_{in} < M_{крН}$

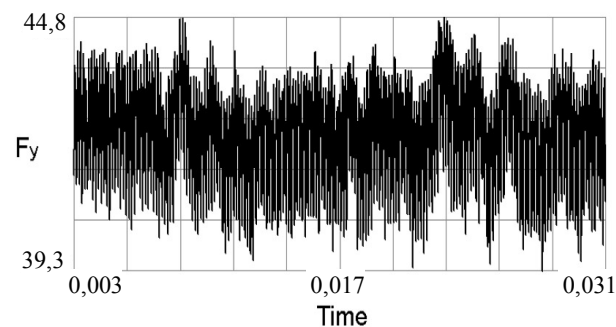


Рис. 10. Осевая нестационарная сила, действующая на лопатку второго венца БВ для $M_{in} < M_{крН}$

Был проведен численный эксперимент, при котором на режиме существования низкочастотных колебаний скачков уплотнения была отключена физическая и турбулентная вязкость.

Тем самым рассчитывалось нестационарное взаимодействие венцов в потоке идеального газа. Сохранившиеся низкочастотные колебания скачков уплотнения подтвердили гипотезу, что природа этого явления не связана ни с какой формой вязкости, а определяется лишь упругими свойствами газа как сплошной среды.

Границы низкочастотных колебаний скачков уплотнения определяются комплексом параметров, в числе которых: геометрия профилей и тракта ступе-

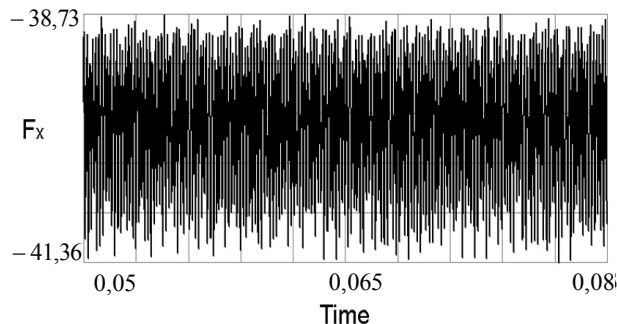


Рис. 11. Осевая нестационарная сила, действующая на лопатку второго венца БВ для $M_{in} > M_{крВ}$

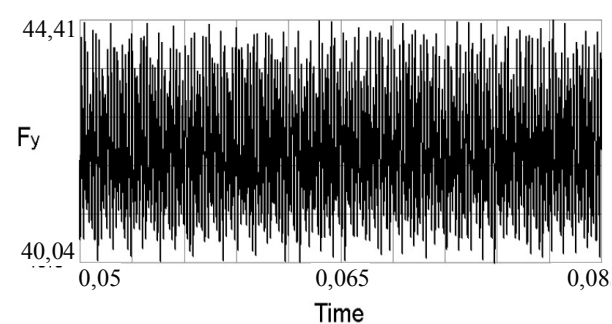


Рис. 12. Осевая нестационарная сила, действующая на лопатку второго венца БВ для $M_{in} > M_{крВ}$

ни; обороты рабочего колеса; число M на входе и выходе из ступени. В каждом конкретном случае эти границы могут быть определены из результатов численных исследований.

2. Косвенное подтверждение существования режима низкочастотных колебаний нестационарного течения газа в ступени турбомшины

Наиболее значимой работой в этом отношении является работа [2], в которой указывалось на нестационарный характер поведения скачков уплотнения в решетках.

Существуют также многочисленные исследования, подтвержденные экспериментальными данными нестационарного режима течения, возникающего вследствие автоколебаний скачков уплотнения на профиле крыла, обтекаемого стационарным потоком газа. Сошлемся лишь на серию работ, выполненных в Научно-исследовательском центре им. Эймса NASA [2 – 4]. Согласно этим работам, подтверждено численно и экспериментально существование в определенном диапазоне значений чисел $M = 0,74 \div 0,78$ набегающего потока как стационарного, так и нестационарного режимов течений.

Описанный низкочастотный режим колебаний нестационарного потока газа в ступени компрессора, обусловленный автоколебаниями скачков уплотнения, должен сопровождаться высокочастотными акустическими колебаниями. Так что появление специфических шумов в работе турбомашин (шум «визга пилы», свист и т.д.), может также служить косвенным доказательством возникновения описанного режима.

Косвенным доказательством возникновения низкочастотного режима колебаний нестационарного потока газа в ступени турбомшины может служить также порой ничем необъяснимое возникновение низкочастотных колебаний роторов, вибрации корпусов турбомашин.

Выводы

Результаты описанных исследований приводятся в настоящей работе в качестве предварительных, подтвержденных лишь косвенно экспериментом данных.

Прямое экспериментальное подтверждение существования режима низкочастотных колебаний нестационарного потока газа в ступени компрессора

важно не только для оценки работоспособности разработанного авторами метода численного моделирования, оно даст объяснение различным негативным явлениям, которые зачастую сопровождают работу современных турбомашин.

Уже сейчас, предварительный анализ результатов расчетов свидетельствует о том, что амплитуды нестационарных нагрузок, обусловленные низкочастотными колебаниями скачков уплотнения, могут в несколько раз превышать их средние значения. В то время как амплитуды высокочастотных колебаний, обусловленные следовой неравномерностью потока, составляют не более 5 – 10% от их средних значений.

Литература

1. Лапотко В.М., Кухтин Ю.П. Преимущества использования подвижных, лагранжевых сеток при численном моделировании течений сплошных сред // Авиационно-космическая техника и технология. – Х.: Нац. аэрокосм. ун-т «ХАИ». – 2000. – Вып. 19. Тепловые двигатели и энергоустановки. – С. 88 – 92.
2. Сигмиллер Х.Л., Марвин Дж.Г., Леви Л.Л. мл. Стационарное и нестационарное трансзвуковое течение // Ракетная техника и космонавтика. – 1978. – Т. 16, № 12. – С. 59 – 70.
3. Кампсти Н. Аэродинамика компрессоров: Пер. с англ. – М.: Мир, 2000. – 688 с.
4. Марвин Дж.Г., Леви Л.Л. мл., Сигмиллер Х.Л. Экспериментальная проверка полуэмпирических моделей турбулентности в нестационарных околозвуковых потоках // Ракетная техника и космонавтика. – 1980. – Т. 18, № 6. – С. 13 – 23.

Поступила в редакцию 11.05.2004

Рецензент: д-р техн. наук, проф. Е.А. Егоров, Запорожский государственный технический университет, Запорожье.

УДК 629.76:017.2

А.Д. НИКОЛАЕВ, Н.В. ХОРЯК*Институт технической механики НАНУ и НКАУ, Украина*

ОПРЕДЕЛЕНИЕ ПАРАМЕТРОВ СОБСТВЕННЫХ ПРОДОЛЬНЫХ КОЛЕБАНИЙ КОНСТРУКЦИИ КОРПУСА ЖИДКОСТНЫХ РАКЕТ-НОСИТЕЛЕЙ С УЧЕТОМ ДИССИПАЦИИ ЭНЕРГИИ

Применительно к жидкостным ракетам-носителям (РН) “Циклон” и “Днепр” определены с учетом диссипации энергии параметры собственных продольных колебаний конструкции корпуса РН, используемые при анализе продольной устойчивости. Показано, что при резонансном взаимодействии подсистем конструкции корпуса РН, характерном для жидкостных РН, учет диссипации энергии оказывает существенное влияние на параметры собственных продольных колебаний конструкции корпуса. В частности, значения приведенных масс и модулей коэффициентов форм собственных продольных колебаний конструкции корпуса РН, рассчитанные с учетом внутреннего трения, значительно меньше значений соответствующих параметров консервативной системы, а мнимые части комплексных коэффициентов форм собственных продольных колебаний конструкции корпуса РН соизмеримы по величине с их действительными частями. Использование в математической модели нелинейной динамической системы “ЖРДУ – корпус РН” значений параметров собственных продольных колебаний конструкции корпуса РН, определенных с учетом диссипации энергии, позволило повысить достоверность прогноза уровня амплитуд продольных колебаний РН.

продольная устойчивость жидкостных ракет, динамическая система “ЖРДУ – корпус ракеты”, частоты и формы собственных колебаний конструкции корпуса ракеты, диссипация энергии, собственные значения, собственные векторы

Введение

Определение динамических характеристик конструкции корпуса ракеты – коэффициентов демпфирования, частот и форм собственных продольных колебаний конструкции – является одним из необходимых этапов анализа продольной устойчивости жидкостной ракеты (POGO-устойчивости) [1, 2].

Обычно собственные продольные колебания конструкции корпуса ракеты-носителя моделируются без учета рассеяния энергии, что упрощает теоретическое определение параметров продольных колебаний и последующее использование результатов моделирования в математической модели динамической системы “ЖРДУ – корпус РН” (например, [3 – 5]). Вместе с тем известно, что при продольных колебаниях корпуса ракеты возникает сопротивление движению его конструкции, сопровождающееся рассеянием энергии и приводящее к затуханию колебаний [2]. Роль демпфирующего фактора при этом играет внутреннее трение в материале, конструкци-

онное трение (трение в неподвижных соединениях: заклепочных, прессовых, болтовых и т.д.), а также сухое трение, имеющее место при колебательном движении питающих магистралей ЖРДУ в туннельных трубопроводах топливных баков. Учет демпфирующего фактора при расчетах параметров собственных продольных колебаний конструкции корпуса РН особенно важен, если в дальнейшем эти параметры используются в задаче теоретического определения амплитуд продольных виброперегрузок жидкостных РН в случае неустойчивости РН по отношению к продольным колебаниям.

Целью настоящей работы является моделирование собственных продольных колебаний конструкции корпуса РН как диссипативной системы с конечным числом степеней свободы и анализ влияния внутреннего трения на параметры продольных колебаний конструкции, используемые в математической модели системы “ЖРДУ – корпус РН” при прогнозировании уровня амплитуд продольных колебаний РН и космического аппарата.

1. Математическое моделирование собственных продольных колебаний конструкции корпуса ракеты с учетом диссипации энергии

Свободные продольные колебания конструкции корпуса ракеты могут моделироваться системой с конечным числом степеней свободы N . При этом конструкция корпуса заменяется ее динамическим аналогом – системой N связанных осцилляторов, движения которой описываются системой обыкновенных дифференциальных уравнений.

Собственные продольные колебания конструкции корпуса РН с учетом рассеяния энергии в ее элементах в общем виде описываются матричным уравнением [2, 6]:

$$M\ddot{X} + F_D + CX = 0, \quad (1)$$

где $M = [m_{ij}]$, $C = [c_{ij}]$ – квадратные матрицы размера $N \times N$, элементами которых являются массы и, соответственно, жесткости элементов конструкции; $X = [x_i]$ – N -мерный вектор продольных перемещений координат центров масс элементов конструкции относительно положения их статического равновесия; F_D – матрица размера $N \times N$ сил внутреннего трения в элементах конструкции РН.

В основе математического моделирования внутреннего трения лежит зависимость сил сопротивления движению точек колеблющейся механической системы от их смещения или скорости. Эта зависимость определяется природой конкретного рассматриваемого колебательного процесса и, как правило, описывается нелинейной функцией. При выполнении практических расчетов она обычно линеаризуется. Рассеяние энергии при колебаниях механической системы описывают различные модели [6 – 8]: простейшие упруго-вязкие модели внутреннего трения, полученные на основе метода реологических моделей (модели Фохта, Максвелла и др.), модели, построенные на описании гистерезиса (напр., эллип-

тическая форма петли, предложенная Е.С. Сорокиным), модель вязкого трения.

При выборе модели внутреннего трения, позволяющей учесть рассеяние энергии в сложных колебательных системах, определяющую роль играет простота модели и ее адекватность реальному процессу. Модель вязкого трения – трения, пропорционального скорости движения, – является наиболее простой и широко распространенной. В большинстве практических случаев колебания реальной механической системы близки к колебаниям некоторой идеализированной линейной системы с вязким трением [3]. Если же в модели диссипативной системы используются экспериментальные значения коэффициентов демпфирования колебаний, то при относительно небольших (менее 0,1) значениях логарифмических декрементов доминирующих гармоник упругих колебаний результат практически не зависит от того, какой механизм диссипации реализуется в действительности [2, 6, 7].

В настоящей работе свободные продольные колебания конструкций корпуса РН “Циклон” и РН “Днепр” моделировались идеализированными неконсервативными линейными системами с конечным числом степеней свободы, в которых учет диссипации энергии осуществлялся на основе модели вязкого трения. Тогда матрица демпфирования в уравнении (1) есть $F_D = H \cdot \dot{X}$, и уравнение (1) представляется в виде

$$M\ddot{X} + H\dot{X} + CX = 0, \quad (2)$$

причем матрица коэффициентов демпфирования $H = [h_{ij}]$ без ограничения общности может рассматриваться как симметричная.

При моделировании продольных колебаний конструкции корпуса РН “Циклон” и “Днепр” использовалось традиционное представление корпуса стержневыми элементами, соединенными друг с другом невесомыми пружинами. Каждый i -й элемент представляет собой концевое, промежуточное или сложное колебательное звено, характеризую-

щееся массой m_i , жесткостью c_i и коэффициентом демпфирования h_i . Продольные колебания концевой звена (тела массой m_i , соединенного пружиной, имеющей жесткость c_i , со смежным телом массой m_{i-1}) и промежуточного звена (тела массы m_j , соединенного пружинами, имеющими жесткости c_{j+1} и, соответственно, c_j , со смежными телами массой m_{j+1} и m_{j-1}) описывались уравнениями [9]:

$$m_i \ddot{x}_i + h_i (\dot{x}_i - \dot{x}_{i-1}) + c_i (x_i - x_{i-1}) = 0; \quad (3)$$

$$m_j \ddot{x}_j + c_{j+1} (x_j - x_{j+1}) + c_j (x_j - x_{j-1}) + h_{j+1} (\dot{x}_j - \dot{x}_{j+1}) + h_j (\dot{x}_j - \dot{x}_{j-1}) = 0. \quad (4)$$

К соответствующим стержневым элементам присоединялись элементы, имитирующие продольные колебания космического аппарата (КА), обтекателя, третьей ступени РН, ЖРД первой и второй ступеней РН, жидкости в топливных баках первой и второй ступеней РН. Продольные колебания жидкости в каждом баке имитировались двумя осцилляторами. Значения коэффициентов демпфирования для всех элементов полагались одинаковыми и равными приблизительно 1,1% от критического значения, что соответствует логарифмическому декременту колебаний $\delta_i^0 = 0,07$ (соответственно, коэффициенту отнositельного демпфирования $\xi_i^0 \approx 0,011$). Значения h_i коэффициентов демпфирования в уравнениях (3) – (4) вычислялись с учетом связей между элементами следующим образом:

для концевой звена

$$h_i = 2\xi_i^0 \cdot \sqrt{c_i m_i}; \quad (5)$$

для промежуточного звена

$$h_i = 2\xi_i^0 \cdot \sqrt{(c_i + c_{i+1}) m_i}. \quad (6)$$

Используя экспериментальные данные о коэффициентах демпфирования ξ_i^0 простых элементов конструкции, изготовленных из различных материалов (например, [6, 7]), можно с приемлемой по-

грешностью определить параметры собственных продольных колебаний конструкции корпуса ракеты с учетом внутреннего трения.

При применении метода нормальных форм для исследования неконсервативной системы (2) к диагональному виду преобразуются только матрицы M и C , а в преобразованной матрице демпфирования (обозначим ее H') имеются ненулевые диагональные элементы, определяющие диссипативные связи между элементами. Однако при слабом рассеянии энергии и отсутствии близких собственных частот колебаний значения внедиагональных элементов матрицы H' значительно меньше значений диагональных элементов, поэтому в математической модели продольных колебаний конструкции корпуса ракеты внедиагональными элементами матрицы демпфирования H' можно пренебречь. Тогда диссипативная система (2) так же, как и консервативная, распадается на независимые уравнения, каждое из которых описывает в обобщенных координатах один тон продольных колебаний конструкции корпуса. Математическая модель продольных колебаний жидкостной РН, используемая при прогнозировании амплитуд виброперегрузок, включает в себя N_T таких уравнений, описывающих N_T низших тонов продольных колебаний корпуса. В каждое из этих уравнений введены внешние возмущения со стороны ЖРДУ:

$$\ddot{q}_i + 2\xi_i \omega_i \dot{q}_i + \omega_i^2 q_i = \frac{1}{m_{pi}} \cdot F_i, \quad (7)$$

$$i = 1, \dots, N_T,$$

где q_i – нормальные обобщенные координаты; ω_i , ξ_i – круговая частота и относительный коэффициент затухания i -го тона собственных колебаний конструкции корпуса; m_{pi} – соответствующая i -му то-

ну колебаний приведенная масса; $F_i = \sum_{k=1}^N F_{ek} \cdot \beta_{ik}$ – внешнее воздействие на i -й тон колебаний конструкции корпуса; β_{ik} – коэффициент формы i -го то-

на собственных колебаний системы (2) k -го элемента системы; F_{ek} – силовое воздействие на k -й элемент. Отметим, что поскольку конструкция корпуса является слабо демпфированной системой, значения частот ω_i , $\tilde{\omega}_i$ собственных колебаний диссипативной системы (2) и соответствующей ей консервативной системы практически равны.

В настоящей работе определение параметров собственных продольных колебаний конструкции корпуса РН с учетом диссипации энергии осуществлялось на основе решения проблемы собственных значений [10]. Предварительно система (2) преобразовывалась к форме Коши

$$\dot{Y} = A Y, \quad (8)$$

где $Y = (x_1, \dot{x}_1, \dots, x_N, \dot{x}_N)$ – вектор длиной $n = 2N$, включающий продольные перемещения и продольные скорости координат центров масс элементов конструкции относительно положения их статического равновесия; $A = [a_{ij}]$ – квадратная матрица коэффициентов системы размера $n \times n$.

Частоты, коэффициенты затухания и коэффициенты форм собственных продольных колебаний конструкции корпуса вычислялись с использованием собственных значений λ_i ($i = 1, \dots, n$) матрицы A и соответствующих им собственных векторов $\beta_i = (\beta_{i1}, \beta_{i2}, \dots, \beta_{in})$. Собственные значения матрицы A неконсервативной системы (2) являются комплексно-сопряженными. $\lambda_i = \alpha_i \pm j\omega_i$. Иногда (по аналогии с собственными значениями консервативной системы, равными квадратам ее собственных частот колебаний) их называют комплексными собственными частотами колебаний. Комплексные собственные частоты колебаний λ_i несут в себе информацию об угловых частотах ω_i и коэффициентах затухания α_i собственных колебаний системы (2). Поскольку система (2) является диссипативной, то $\alpha_i < 0$ для всех $i = 1, \dots, n$. Учиты-

вая, что для слабо демпфированных систем $\omega_i \approx \tilde{\omega}_i$, коэффициенты относительного демпфирования колебаний системы (2) определялись следующим отношением: $\xi_i = -\alpha_i / \omega_i$. Отметим, при анализе диссипативных свойств системы использовались коэффициенты демпфирования i -го тона собственных колебаний, аналогичные декрементам для одночастотных затухающих свободных колебаний:

$$\delta_i = -2\pi\alpha_i / \omega_i = -2\pi\xi_i. \quad (9)$$

Коэффициенты форм собственных колебаний конструкции корпуса РН на частоте ω_i определяются собственным вектором β_i , соответствующим собственному значению λ_i с положительной мнимой частью. Условием нормировки собственных векторов в настоящей работе принималось равенство единице коэффициента формы колебаний элемента, имитирующего колебания ЖРД первой ступени. Каждая компонента β_{ik} собственного вектора β_i определяет амплитуду и фазу относительного перемещения (для нечетных k) или относительного ускорения (для четных k) l -го элемента конструкции корпуса ($l = k/2$ и $l = (k+1)/2$ соответственно для четных и нечетных k).

Приведенная масса i -го тона собственных колебаний неконсервативной системы (2) вычислялась следующим образом:

$$m_{pi} = \sum_{j=1}^N m_j \cdot \beta_{i, 2j-1}^2, \quad i = 1, \dots, N. \quad (10)$$

2. Расчет параметров и определение доминирующих мод свободных продольных колебаний конструкции корпуса жидкостных РН

Расчет параметров продольных колебаний конструкции корпуса жидкостных РН проводился при различных уровнях заполнения топливных баков первой ступени, соответствующих времени работы

двигательной установки первой ступени. В дальнейшем для краткости будем использовать термин “условное время полета”. Отметим также, что хотя система (2) является неконсервативной, мы будем пользоваться понятием моды колебаний, поскольку затухание колебаний конструкции корпуса мало.

Каждая мода колебаний характеризуется определенным значением частоты, с которой осциллируют все элементы системы, и формой – распределением амплитуд и фаз по элементам системы. Традиционно моды (тона) собственных колебаний конструкции корпуса нумеруются в порядке возрастания частот колебаний f_i [2], т.е. $f_1(t) < f_2(t) < \dots < f_n(t)$ для любого фиксированного момента условного времени полета. Первые 2 – 3 моды считаются доминирующими и используются для описания продольных колебаний корпуса в виде (7) при анализе продольной устойчивости жидкостной ракеты. На рис. 1 приведены расчетные зависимости низших частот $f_i = \omega_i / 2\pi$ ($f_i \leq 35$ Гц) и соответствующих им коэффициентов затухания δ_i собственных продольных колебаний корпуса трехступенчатой РН “Циклон” от условного времени полета.

В настоящей работе нумерация мод продольных колебаний корпуса при изменении условного времени полета осуществлялась по принципу соответствия частот собственных колебаний конструкции корпуса как связанной колебательной системы частотам колебаний ее парциальных систем. Каждая собственная частота колебаний связанной системы определяется динамическими свойствами всех ее парциальных систем (в большей или меньшей степени). Определяющее влияние на низшие частоты колебаний корпуса оказывают динамические свойства парциальных систем с наибольшими массами (например, присоединенные массы жидкости в топливных баках). Поэтому указанное выше соответствие устанавливалось на основе анализа изменения частот и форм собственных продольных колебаний конструкции корпуса по времени полета, а также

близости значений частот собственных колебаний системы (2) и ее элементов, имитирующих колебания жидкости в топливных баках.

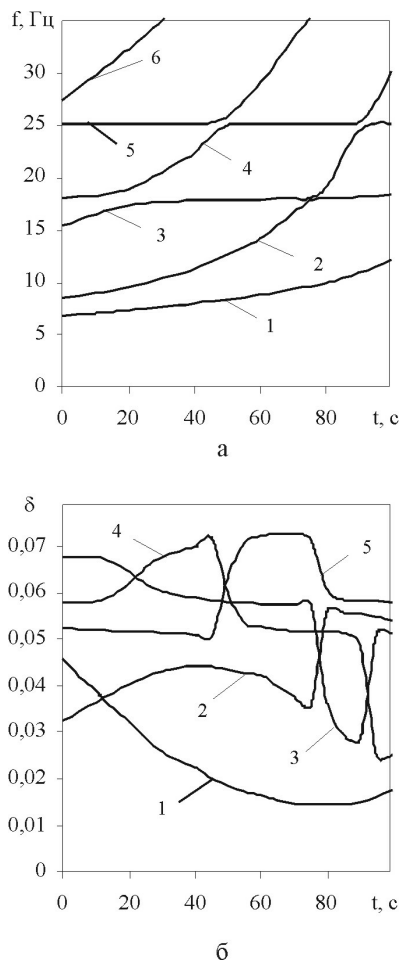


Рис. 1. Зависимости низших частот и соответствующих им коэффициентов затухания собственных продольных колебаний конструкции корпуса РН “Циклон” от условного времени полета РН, построенные по принципу возрастания частот

Анализ параметров свободных колебаний конструкции корпуса проводился с учетом того, что в процессе собственных колебаний системы (2) возможны явления резонансного характера, обусловленные взаимодействием колебательных подсистем с близкими частотами. Эти явления могут иметь место на нескольких интервалах условного времени полета, поскольку в систему (2) входят парциальные системы с постоянными частотами колебаний и с частотами колебаний, возрастающими в процессе полета РН. К числу первых относятся подсистемы, описывающие I и II-й тона колебаний жидкости в баках окислителя и горючего второй ступени ракеты

(обозначим их БО21, БО22 и БГ21, БГ22). К первым относятся подсистемы, описывающие I и II-й тона колебаний жидкости в баках окислителя и горючего первой ступени РН (обозначим их БО11, БО12 и БГ11, БГ12).

Разработанный в соответствии с описанным принципом алгоритм нумерации мод при изменении условного времени полета РН состоял в следующем.

В начальный момент времени $t = t_0$ моды собственных колебаний конструкции корпуса нумеровались в порядке возрастания частот колебаний. При $t > t_0$ нумерация мод проводилась таким образом, чтобы параметры i -й моды собственных колебаний конструкции корпуса удовлетворяли следующим требованиям. Во-первых, в каждый момент условного времени полета t_j значение частоты i -й моды колебаний $f_i(t_j)$ должно быть ближайшим к ее значению $f_i(t_{j-1})$ в предыдущий момент времени t_{j-1} (в случае резонанса в системе – к одному из двух ближайших значений). Во-вторых, на частотах колебаний $f_i(t_j)$ и $f_i(t_{j-1})$ наибольшие амплитуды (как перемещений, так и сил) должны иметь одни и те же элементы системы. Учитывая изменение динамических свойств элементов, имитирующих колебания жидкости в топливных баках первой ступени РН (по мере опорожнения баков) и возможность резонансных взаимодействий в системе (2), анализировалась группа из 4 – 5 элементов с наибольшими амплитудами сил. В этой группе допускались перестановки первых элементов и постепенные замены последних элементов новыми по мере изменении условного времени полета и при резонансе. В дальнейшем мы будем говорить, что определяющими для частоты колебаний f_i системы (2) являются $k_1, k_2, \dots, k_m$ -й элементы, если на частоте колебаний f_i эти элементы имеют наибольшие амплитуды сил (или переменные $x_{k_1}, x_{k_2}, \dots, x_{k_m}$ имеют наибольшие амплитуды перемещений), а значе-

ние f_i является одним из ближайших к значению частоты колебаний соответствующего элемента. Результаты анализа “вклада” парциальных систем в формирование низших частот собственных продольных колебаний конструкции корпуса РН “Циклон” приведены ниже в табл. 1.

Таблица 1

Парциальные системы, определяющие низшие частоты собственных продольных колебаний конструкции корпуса РН “Циклон”

Частоты собственных продольных колебаний корпуса РН	Подсистемы, определяющие частоту f_i собственных продольных колебаний конструкции корпуса РН как связанной системы
f_1	БО11 и БО21, а также БГ21 и БГ11
f_2	БГ11 и БО11, а также БО21
f_3	БО12, а также БГ11, О21, Г21
f_4	БГ21 и БО21
f_5	БО21 и БГ21, а также верхняя часть конструкции корпуса РН
f_6	БГ11 и БГ12

На рис. 2 приведены расчетные зависимости частот и соответствующих им коэффициентов затухания низших тонов собственных колебаний системы (2) от условного времени полета РН, построенные для РН “Циклон” при реализации принципа соответствия частот собственных колебаний конструкции корпуса частотам колебаний ее отдельных элементов. Возрастающие в процессе полета частоты колебаний конструкции f_1, f_2, f_3, f_6 (кривые 1 – 3 и 6) определяются, главным образом, колебаниями жидкости в топливных баках первой ступени РН, а практически неизменяющиеся частоты колебаний $f_4 \approx 18$ Гц (кривая 4) и $f_5 \approx 25$ Гц (кривая 5) – I-м тоном колебаний жидкости в баках окислителя и горючего ее второй ступени.

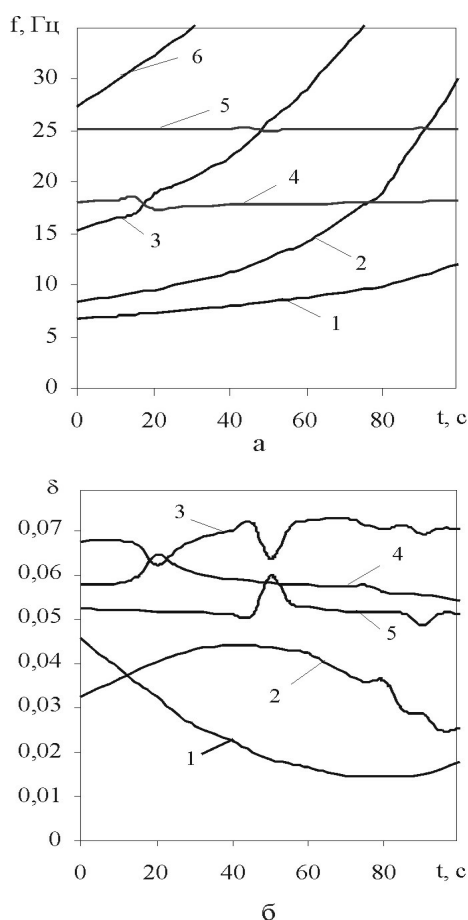


Рис. 2. Зависимости низших частот и соответствующих им коэффициентов затухания собственных продольных колебаний конструкции корпуса РН “Циклон” от условного времени полета РН, построенные по принципу соответствия частот колебаний конструкции частотам колебаний ее подсистем

Сравнивая описанные выше два подхода к определению зависимостей параметров продольных колебаний корпуса от условного времени полета, отметим следующее. Как видно из рис. 1, б и 2, б, низшие моды колебаний связанной системы (2) характеризуются более слабым затуханием, чем ее парциальные системы. Расчетные значения коэффициентов затухания колебаний δ_i некоторых из этих мод на отдельных интервалах времени меньше значений коэффициентов затухания подсистем δ_i^0 в два раза и более. Такие моды являются доминирующими при анализе устойчивости РН. В соответствии с результатами, представленными на рис. 1, б, доминирующими следует считать первые четыре

моды продольных колебаний корпуса. Если же зависимости мод свободных продольных колебаний корпуса РН от условного времени полета определялись по принципу соответствия частот колебаний конструкции корпуса частотам колебаний ее подсистем (рис. 2, б), то доминирующими являются только первые две моды. Следовательно, реализация предложенного подхода к определению параметров продольных колебаний конструкции корпуса от условного времени полета позволяет уменьшить количество тонов продольных колебаний корпуса, которые необходимо учитывать при анализе продольной устойчивости РН в математической модели замкнутой динамической системы “ЖРДУ – корпус ракеты”.

3. Анализ влияния внутреннего трения на расчетные параметры свободных продольных колебаний конструкции корпуса жидкостных РН

Математическая модель динамической системы “ЖРДУ – корпус ракеты”, используемая при анализе продольной устойчивости ее первой ступени, включает уравнения низших тонов продольных колебаний корпуса в обобщенных координатах в виде (7), коэффициенты которых определяются значениями приведенных масс, частот и декрементов собственных продольных колебаний конструкции корпуса. В уравнения, описывающие взаимодействие корпуса и ЖРДУ, входят коэффициенты форм низших тонов колебаний элементов конструкции корпуса (баков окислителя и горючего первой ступени, питающих трубопроводов, КА) [11, 12]. Анализ влияния внутреннего трения на параметры свободных продольных колебаний конструкции корпуса жидкостных РН проводился для указанных выше параметров.

При моделировании собственных продольных колебаний конструкции корпуса трехступенчатой РН “Циклон” значения коэффициентов демпфирования колебаний всех подсистем δ_i^0 полагались одинаковыми и постоянными. Как видно из рис. 2,

значения коэффициентов демпфирования колебаний δ_i системы (2) различны и зависят от условного времени полета РН, причем характер их изменения обусловлен динамическим взаимодействием подсистем с близкими частотами, в результате которого происходит перераспределение энергии между взаимодействующими подсистемами. Отметим, что значения δ_1, δ_2 коэффициентов демпфирования I и II-го тонов колебаний конструкции корпуса РН на всем интервале условного времени полета РН в 1,5 – 4 раза меньше значений δ_i^0 .

Учет внутреннего трения не оказал влияния на частоты собственных колебаний конструкции корпуса, поскольку затухание колебаний ее элементов мало. Влияние демпфирования на коэффициенты форм колебаний элементов конструкции корпуса оказалось существенным при резонансном взаимодействии ее подсистем.

Наиболее ярко выраженные явления резонансного характера имели место на частоте колебаний корпуса f_1 в окрестности точки $t = t_R \approx 11,5$ с. Они проявились в резком возрастании модулей коэффициентов формы колебаний корпуса РН (и, соответственно, приведенной массы). Анализ результатов расчетов показал, что эти явления обусловлены резонансным взаимодействием двух подсистем конструкции корпуса, имеющих близкие частоты (в диапазоне 7–8 Гц): парциальной системы БО11, оказывающей определяющее влияние на частоту колебаний системы f_1 , и подсистемы, состоящей из остальных элементов конструкции корпуса РН.

Аналогичные результаты были получены при расчете параметров собственных продольных колебаний конструкции корпуса РН “Днепр”, соответствующих времени работы двигательной установки первой ступени РН. Резкое возрастание значений коэффициентов форм колебаний и приведенной массы на частоте первого тона колебаний конструкции корпуса, обусловленное резонансным взаимо-

действием аналогичных подсистем конструкции корпуса РН, имело место при $t = t_R \approx 15$ с.

На рис. 3 и 4 приведены зависимости $\beta_{BO11}(t)$ коэффициентов формы колебаний бака окислителя первой ступени РН “Циклон” на частоте I-го тона собственных продольных колебаний корпуса, рассчитанных без учета и с учетом демпфирования колебаний парциальных систем при различных значениях декрементов колебаний, от условного времени полета РН. Приведенные зависимости не только подтверждают, но и дают количественную оценку известному факту: в консервативной системе при внутреннем резонансе значения коэффициентов форм собственных колебаний и приведенных масс возрастают практически до бесконечности; в диссипативной системе рост значений этих параметров ограничивается демпфированием.

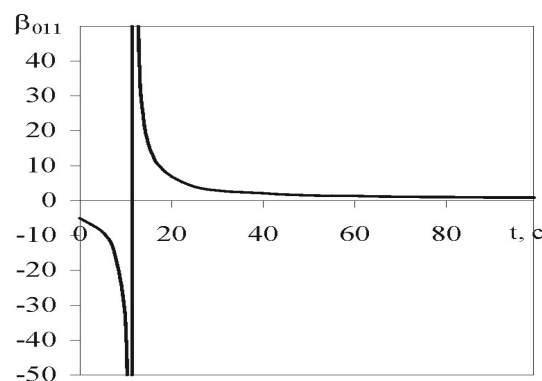


Рис. 3. Зависимость коэффициента формы колебаний бака окислителя первой ступени РН “Циклон” на частоте I-го тона собственных продольных колебаний конструкции корпуса от условного времени полета РН, рассчитанная без учета диссипации энергии в подсистемах конструкции корпуса РН

Зависимость $\beta_{BO11}(t)$, полученная при расчете параметров продольных колебаний конструкции корпуса РН без учета диссипации энергии (рис. 3), представляется действительной функцией, имеющей в момент резонанса $t = t_R$ точку разрыва. Вблизи $t = t_R$ ее значения неограниченно возрастают: $\lim_{t \rightarrow t_R+0} \beta_{BO11}(t) = +\infty$ и $\lim_{t \rightarrow t_R-0} \beta_{BO11}(t) = -\infty$.

На рис. 4, а и б представлены зависимости комплексного коэффициента формы колебаний β_{BO11} и

его модуля $|\beta_{BO11}|$ от условного времени полета РН, полученные при моделировании продольных колебаний конструкции корпуса ракеты с учетом и без учета диссипации энергии в ее звеньях. Кривые 1, 2 и 3 на этих рисунках соответствуют значениям декрементов колебаний парциальных систем $\delta_i^0 = 0,07; 0,03; 0$.

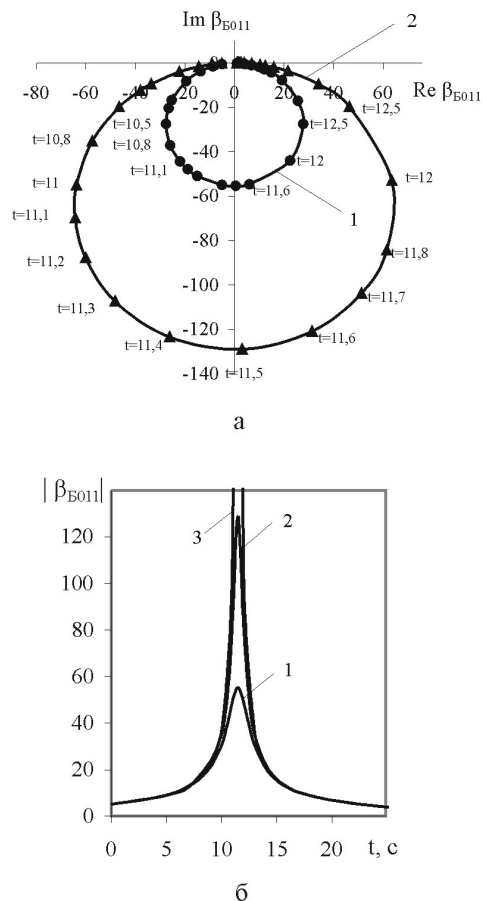


Рис. 4. Влияние диссипации энергии в подсистемах конструкции корпуса РН “Циклон” на коэффициент формы колебаний бака окислителя первой ступени РН на частоте I-го тона собственных продольных колебаний конструкции корпуса РН

Как видно из рис. 4, а, при изменении t от 0 до t_R , отрицательные значения мнимой части комплексного коэффициента формы колебаний $\text{Im } \beta_{BO11}$ возрастают по модулю. При $t > 8$ с они становятся соизмеримыми со значениями его действительной части $\text{Re } \beta_{BO11}$, а по мере приближения t к t_R превышают их. При $t = t_R$ годограф функции $\beta_{BO11}(t)$ пересекает мнимую ось ($\text{Re } \beta_{BO11}(t_R) = 0$),

и при дальнейшем увеличении t перемещается из III-й четверти комплексной плоскости в IV-ю. По мере удаления t от t_R значения $\text{Im } \beta_{BO11}$ постепенно уменьшаются; при $t > 30$ с их можно считать равными нулю.

Из рис. 4, б видно, что при отсутствии демпфирования колебаний в подсистемах конструкции корпуса модуль коэффициента формы колебаний β_{BO11} на частоте колебаний f_1 вблизи резонанса $t_R \approx 11,5$ с неограниченно возрастает. Диссипация энергии в подсистемах конструкции корпуса при моделировании его собственных продольных колебаний является фактором, существенно ограничивающим рост величины $|\beta_{BO11}|$. Так, при $t = 11,5$ с модуль коэффициента β_{BO11} , вычисленного без учета диссипации энергии, в 95 раз превосходит величину этого же параметра, вычисленного с учетом демпфирования колебаний элементов конструкции при значении декремента колебаний $\delta_i^0 = 0,07$. Уменьшение декремента колебаний парциальных систем конструкции корпуса с 0,07 до 0,03 привело к увеличению значения $|\beta_{BO11}|$ приблизительно в 2,3 раза.

Таким образом, на частоте колебаний f_1 значения коэффициента формы колебаний β_{BO11} слабо демпфированной и консервативной систем в области резонанса существенно отличаются не только по амплитуде, но и по фазе. При удалении от t_R значения коэффициента β_{BO11} , вычисленные с учетом и без учета диссипации энергии, можно считать одинаковыми.

Анализ влияния демпфирования колебаний в элементах конструкции корпуса РН на коэффициенты форм I-го тона собственных продольных колебаний конструкции $\beta_1(L)$ в различных по осевой координате ракеты L сечениях показал, что значения коэффициентов $\beta_1(L)$ и $\beta_1^0(L)$, вычисленные с уче-

том и без учета демпфирования, существенно различаются только в окрестности резонанса $|t - t_R| < 3$ с. При этом в сечении нижнего шпангоута первой ступени РН модули коэффициентов $\beta_1(L)$ и $\beta_1^0(L)$ совпадают на всем интервале условного времени полета РН, что обусловлено принятым в настоящей работе условием нормировки собственных векторов. Влияние демпфирования на коэффициенты форм I-го тона собственных продольных колебаний конструкции корпуса проявляется при $L \approx 10$ м (т.е. выше сечения верхнего шпангоута первой ступени РН), и возрастает по мере изменения осевой координаты от $L \approx 10$ м в направлении к головной части ракеты.

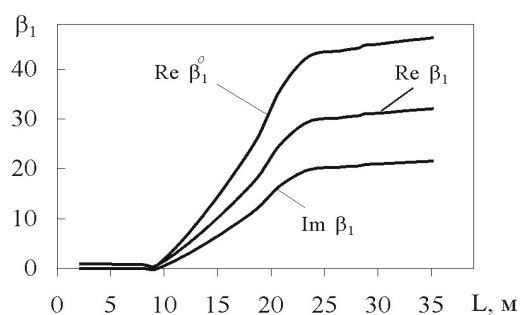


Рис. 5. Влияние демпфирования колебаний подсистем конструкции корпуса на зависимость коэффициентов форм I-го тона собственных продольных колебаний конструкции корпуса РН “Циклон” от осевой координаты

На рис. 5 показаны зависимости действительной и мнимой частей комплексных коэффициентов форм I-го тона колебаний диссипативной системы (кривые $\text{Re } \beta_1$, $\text{Im } \beta_1$) и действительных коэффициентов консервативной системы (кривая β_1^0) от осевой координаты конструкции корпуса РН, определенные вблизи резонанса, при $t = 10$ с. Отсчет по оси абсцисс на этом рисунке ведется от хвостовой части ракеты. Как видно из рисунка, значения мнимой и действительной части коэффициента формы колебаний демпфированной системы соизмеримы. Разница в значениях β_1^0 и $\text{Re } \beta_1$ увеличивается по мере приближения к головной части РН и в сечении центра масс КА достигает 500%. Разница в значениях

модулей этих коэффициентов в сечении центра масс КА составляет приблизительно 400%.

На рис. 6 приведены зависимости $m_{p1}(t)$ приведенной массы I-го тона собственных продольных колебаний конструкции корпуса РН “Циклон” от условного времени полета РН, построенные для значений декрементов колебаний элементов конструкции корпуса $\delta_i^0 = 0,07$; 0,03 и 0 (кривые 1, 2 и 3 соответственно). Эти зависимости имеют ярко выраженный резонансный характер, причем вблизи резонанса, при $8 \text{ с} < t < 15 \text{ с}$, внутреннее трение существенно влияет на величину m_{p1} . При $t = t_R \approx 11,5$ с учет внутреннего трения привел к уменьшению значения m_{p1} более чем в 1600 раз для $\delta_i^0 = 0,03$ и более чем в 9000 раз для $\delta_i^0 = 0,07$.

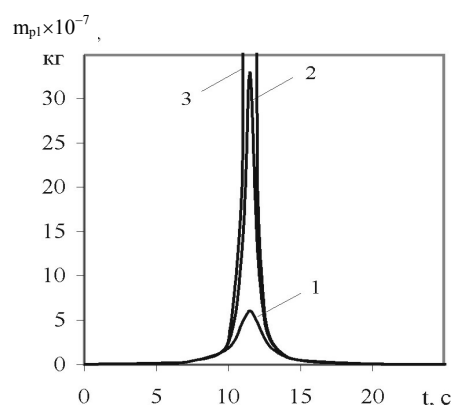


Рис. 6. Зависимости приведенных масс I-го тона собственных продольных колебаний конструкции корпуса РН “Циклон” от условного времени полета РН при различном по величине затухании колебаний подсистем конструкции корпуса

Результаты расчетов параметров собственных продольных колебаний конструкции корпуса РН “Циклон” и “Днепр” с учетом диссипации энергии были использованы при прогнозировании амплитуд продольных колебаний этих РН. Эта задача решалась на базе соответствующих нелинейных математических моделей замкнутой динамической системы “ЖРДУ – корпус РН” [11, 12].

Из анализа пусков прототипа РН “Днепр” следует, что в интервале времени полета РН $0 < t < 20$ с на частотах, близких по значению к частотам I-го

тона собственных продольных колебаний корпуса РН (в диапазоне от 9 до 10 Гц), наблюдалось возрастание амплитуд продольных колебаний РН. Оно обусловлено потерей продольной устойчивости динамической системы “ЖРДУ – корпус РН” в результате резонансного взаимодействия конструкции корпуса и питающей магистрали окислителя в указанном частотном диапазоне. На рис. 7 кружочками обозначены экспериментальные значения амплитуд колебаний продольной перегрузки РН, полученные в результате обработки данных ряда ее пусков.

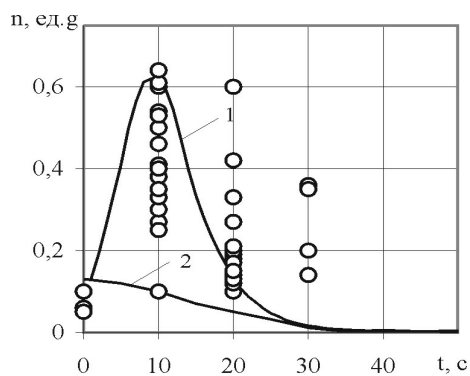


Рис. 7. Зависимости амплитуд продольных колебаний осевой перегрузки конструкции РН от времени полета

Огибающие расчетных амплитуд колебаний продольной перегрузки этой РН на частоте, близкой к частоте I-го тона собственных продольных колебаний конструкции корпуса РН, представлены кривыми 1 и 2. Кривая 1 получена при использовании в математической модели системы “ЖРДУ – корпус РН” значений параметров продольных колебаний конструкции корпуса РН, вычисленных с учетом диссипации энергии, а кривая 2 – без ее учета.

Как видно из рисунка, расчетные значения амплитуд продольных колебаний осевой перегрузки данной РН в интервале времени $0 < t < 20$ с, полученные при использовании параметров продольных колебаний конструкции корпуса РН, определенных без учета диссипации энергии, заметно меньше экспериментальных. Это обстоятельство объясняется тем, что в данном случае область резонансного взаимодействия подсистем конструкции корпуса РН совпала с областью резонансного взаимодействия

конструкции корпуса и питающей магистрали окислителя по частоте и по времени. Резонансное взаимодействие подсистем конструкции корпуса, характерное для жидкостных РН и выраженное, как было показано выше, в резком возрастании значений приведенных масс и коэффициентов форм колебаний, в данном случае проявилось на частоте колебаний I-го тона корпуса РН $f_1 \approx 10$ Гц. Неограниченный демпфированием колебаний рост значений приведенной массы, оказывая стабилизирующее влияние на систему, привел к занижению уровня расчетных амплитуд колебаний продольной перегрузки (кривая 2).

Таким образом, при использовании в нелинейной модели продольных колебаний прототипа РН “Днепр” значений параметров собственных колебаний конструкции корпуса РН, рассчитанных традиционным образом – без учета диссипации энергии колебаний, – приемлемое согласование расчетных и экспериментальных значений амплитуд продольной перегрузки РН не было достигнуто из-за завышенных расчетных значений приведенной массы на частоте I-го тона собственных продольных колебаний конструкции корпуса РН. Учет диссипации энергии при моделировании собственных продольных колебаний конструкции корпуса, ограничивающей бесконечное возрастание значений приведенных масс при резонансном взаимодействии подсистем конструкции корпуса, позволил обеспечить удовлетворительное согласование теоретических значений амплитуд колебаний продольной перегрузки корпуса РН с их экспериментальными значениями.

Заключение

Определены параметры продольных колебаний конструкции корпуса трехступенчатой РН “Циклон” и “Днепр” как диссипативных систем с конечным числом степеней свободы при различной степени заполнения топливных баков первой ступени РН. Расчетным путем установлено, что характер изме-

нения коэффициентов затухания δ_i собственных продольных колебаний конструкции определяется не только величиной исходного демпфирования δ_i^0 , но и степенью динамического взаимодействия элементов конструкции. Показано, что в условиях резонансного взаимодействия подсистем конструкции корпуса РН учет рассеяния энергии колебаний даже при малой его величине оказывает существенное влияние на основные характеристики собственных продольных колебаний конструкции, используемые при анализе продольной устойчивости РН. В частности, значения приведенной массы и модулей коэффициентов форм собственных продольных колебаний конструкции корпуса, рассчитанные с учетом внутреннего трения, вблизи резонанса существенно меньше значений соответствующих параметров консервативной системы. Кроме того, вблизи резонанса комплексные коэффициенты форм собственных продольных колебаний конструкции корпуса РН имеют мнимые части, соизмеримые по величине с действительными.

Определение характеристик продольных колебаний конструкции корпуса жидкостных РН с учетом диссипации энергии позволило существенно повысить достоверность теоретического прогноза уровня амплитуд колебаний продольной перегрузки РН.

Литература

1. Oppenheim B.W., Rubin S. Advanced Pogo Stability Analysis for Liquid Rockets // *Journal of Spacecraft and Rockets*. – 1993. – Vol. 30, No. 3. – P. 360 – 373.
2. Колесников К.С. Динамика ракет. – М.: Машиностроение, 1980. – 376 с.
3. Вибрации в технике. Справочник в 6 т. / Под ред. Ф.М. Диментберга, К.С. Колесникова. – М.: Машиностроение, 1980. – Т. 3. Колебания машин, конструкций и их элементов. – 544 с.
4. Lock M., Rubin S. Active Suppressor of POGO on the Space Shuttle // *AIR-75/7428 – 1/* – Aerospace

Corporation, NASA Contract NAS3-17752. – NASA, 1974. – CR – 134749.

5. Кобычкин В.С., Кириченко В.Н. Программа расчета динамических характеристик упругих корпусов РН пакетной компоновки при пространственных колебаниях // *Международная конференция “Научно-технические проблемы космонавтики и ракетостроения”* 23 – 25 апреля 1996 г. Тезисы и аннотации докладов. – Калининград Моск. обл.: ЦНИИМАШ. – 1996. – С. 278 – 279.

6. Eckhard Hilbrandt, Damping representation related to Spacecraft Structural Design // *Accuracy, Reliab. and Train. FEM Technol. Proc. 4th World Congress, Interlaken, 17 – 21 Sept., 1984.* – P. 21 – 31.

7. Микишев Г.Н, Экспериментальные методы в динамике космических аппаратов. – М.: Машиностроение, 1978. – 248 с.

8. Пановко Я.Г. Внутреннее трение при колебаниях упругих систем. – М.: Физматгиз, 1960. – 193 с.

9. Гладкий В.Ф. Динамика конструкции летательного аппарата. – М.: Наука, 1969. – 496 с.

10. Уилкинсон Дж.Х. Алгебраическая проблема собственных значений. – М.: Наука, 1979. – 564 с.

11. Теоретическое определение амплитуд продольных колебаний жидкостных ракет-носителей / В.В. Пилипенко, Н.И. Довготько, С.И. Долгополов, А.Д. Николаев, В.А. Серенко, Н.В. Хоряк // *Космічна наука і технологія*. – 1999. – Т. 5, № 1. – С. 90 – 96.

12. Теоретическое определение динамических нагрузок (продольных виброускорений) на конструкцию жидкостной ракеты РС-20 на активном участке траектории ее полета / В.В. Пилипенко, Н.И. Довготько, А.Д. Николаев, С.И. Долгополов, Н.В. Хоряк, В.А. Серенко // *Техническая механика*. – 2000. – № 1. – С. 3 – 18.

Поступила в редакцию 16.04.2004

Рецензент: д-р техн. наук, проф. В. А. Задонцев, Международная научно-промышленная корпорации «ВЕСТА», Днепрпетровск.

УДК 681.51-192

А.А. УШАКОВ, В.С. ХАРЧЕНКО

Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина

ИМИТАЦИОННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ОТКАЗОУСТОЙЧИВЫХ БОРТОВЫХ СИСТЕМ УПРАВЛЕНИЯ С ПРОГРАММИРУЕМОЙ ЛОГИКОЙ С УЧЕТОМ ФАКТОРОВ СРЕДЫ

Сформулирована задача оценки влияния отказов на работоспособность встроенных систем управления с программируемой логикой (ВСУПЛ). Раскрыты возможные пути решения задачи при помощи различных методов моделирования. Описан метод имитационного моделирования (МИМ). Представлены результаты имитационного моделирования одноканальной, дублированной и мажоритарной структур ВСУПЛ при кратных отказах, а также способ проверки их результатов по точечным значениям, полученным с использованием аналитических зависимостей. В заключение представлена концепция целостной модели ВСУПЛ для заданного множества кратных отказов.

встроенные системы управления, программируемые логические интегральные схемы, имитационное моделирование, кратные отказы

Введение

Современная элементная база для встроенных систем управления (ВСУ) бортовых систем для аэрокосмических приложений, к которым предъявляется ряд жестких требований по надежности, живучести, габаритомассовым и энергетическим характеристикам, определяет два возможных подхода к их реализации (рис. 1) [1].

Первый из них базируется на использовании традиционных микропроцессорных комплектов больших интегральных схем (БИС), в которых отказоустойчивость обеспечивается путем различных методов контроля, диагностирования и реконфигурации, реализуемых аппаратными и/или программными средствами [2, 3]. При этом резервирование выполняется на внекристальном уровне, а реконфигурируемость внутрикристального пространства ограничивается степенью программного доступа к его элементам. Следует отметить, что эволюция методов и средств обеспечения отказоустойчивости для микропроцессорной реализации ВЦС, поддерживающей универсальность за счет использования фон-неймановских и постфон-неймановских архитектур, осуществляется в определенном смысле «в темпе» развития технологий этой группы и ускоряется при

появлении новых программно-аппаратных решений при ужесточении требований к цифровым системам для критических приложений [4].

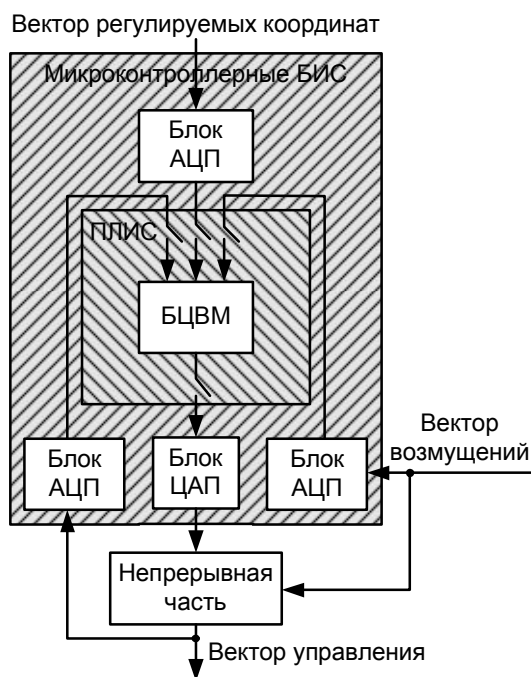


Рис. 1. Реализация ВСУ на микроконтроллерных БИС и ПЛИС

Второй подход, получивший широкое распространение в последнее десятилетие и имеющий позитивную динамику, результатом которой является постепенное вытеснение микропроцессорных реше-

ний в ряде относительно несложных приложений, связан с внедрением CPLD и FPGA технологий, в русскоязычной литературе получившие наименование ПЛИС-технологий (программируемые логические интегральные схемы) [5 – 7]. Предтечей ПЛИС явились программируемые логические матрицы, различные модификации которых использовались для синтеза простых цифровых устройств с нерегулярной структурой. По отношению к ним ПЛИС-технология имеет ряд принципиальных отличий количественного (увеличение числа внутренних элементов – логических вентилей от сотен и тысяч до 4...6 миллионов [6, 7]) и качественного характера (возможность многократного и оперативного, практически в реальном масштабе времени, перепрограммирования структуры имплементированного в кристалл цифрового проекта). Универсальность ПЛИС-подхода к синтезу ВСУ обусловлена возможностью программируемой настройки внутреннего логического пространства, в том числе реализации многопроцессорных «ядер» с любым обрамлением, и, по существу, вычислителя ВСУ. Микросхемы ПЛИС являются относительно новым объектом обеспечения отказоустойчивости вследствие того, что 90-е годы были связаны прежде всего с совершенствованием инструментальных средств автоматизированного проектирования, внутрикристалльного тестирования и верификации цифровых проектов и их внедрением в наиболее массовых приложениях.

1. Формулирование проблемы

Последние несколько лет ВСУПЛ, а также собственно программируемые интегральные схемы, активно исследуются прежде всего с точки зрения физики отказов внутрикристалльных элементов в естественных условиях и в условиях агрессивной внешней среды [8 – 10]. Необслуживаемые или частично-обслуживаемые ВСУПЛ для критических приложений должны сохранять работоспособность

при отказах десятков и сотен элементов ПЛИС [10]. С учетом этого обстоятельства, а также специфики рассматриваемой технологии, представляет теоретический и практический интерес анализ и разработка методов оценки и обеспечения отказоустойчивости ВСУПЛ.

Опыт проектирования ВСУ аэрокосмического применения говорит о необходимости предварительного анализа факторов внешней среды (определении профиля жизненного цикла в условиях внешней среды) [11, 12]. Определение профиля включает в себя анализ условий среды применения и предсказание потенциальных событий (последствий), возникающих при эксплуатации ВСУ в данных условиях. Причем такой стандартный анализ должен быть проведен для всего жизненного цикла системы. Согласно [12] должны быть приняты для рассмотрения следующие факторы: аппаратная конфигурация; набор внешних сред, в которых используется система; платформенные/аппаратные интерфейсы; интерфейсы с другими системами; длительность эксплуатации в каждой из сред; вероятность возникновения событий в средах; географическое местоположение миссии и другая вспомогательная информация. В результате анализа приведенных факторов описывается набор возможных событий (сбоев, отказов), а также техника имитации данного класса событий. Оценивается как действие одного фактора, так и комбинированное действие ряда факторов. Суммарный эффект может быть более разрушителен, чем кумулятивный эффект отдельных факторов. Все факторы внешней среды классифицируются следующим образом: по природе возникновения (природные/естественные (например, дождь, ионизация, метеориты) и вызванные (например, ускорение, ядерная радиация, вибрация)); для систем аэрокосмического применения – по высоте орбиты (наземное или низкоатмосферное, высокоатмосферное или космическое). Для ВСУПЛ аэрокосмического применения характерными факторами являются радиационная среда

и температурный режим. Если задача обеспечения надлежащего теплового режима является задачей обеспечения технологии изготовления и конструкции, то задача проектирования радиационностойкой аппаратуры является задачей в большей мере проектировщика самой ВСУ.

В процессе функционирования ВСУПЛ возможно возникновение сбоев и отказов внутренних элементов ПЛИС (логических ячеек, средств конфигурирования), а также отказов выводов чипа. Поэтому для обеспечения работоспособности должны использоваться методы внутри- и внекристального резервирования. Очевидно, что эти два уровня резервирования и специфика ПЛИС-технологии, позволяющей оперативно реконфигурировать внутрикристальное пространство, дают возможность реализовать огромное число методов введения избыточности и получить сотни отказоустойчивых структур ВСУПЛ. Отказы элементов ВСУПЛ могут быть вызваны процессами старения («естественные» отказы) и действием агрессивной внешней среды. Отказы внутренних элементов ПЛИС могут быть как одиночными, так и кратными. Следует отметить, что ВСУПЛ являются программно-аппаратными системами и их отказы могут обуславливаться также и дефектами, вносимыми при разработке цифровых проектов с использованием различных языков и инструментальных средств [13].

Для оценки отказоустойчивости ВСУПЛ могут использоваться:

1) комбинаторно-вероятностный метод (КВМ), основанный на переборе событий, связанных с отказами различных элементов систем рассматриваемого класса (внутренних элементов и выводов ПЛИС, внешних элементов, поддерживающих отказоустойчивость) [14, 15]. При этом внутрикристальная структура ВСУПЛ считается фиксированной и изменение в реальном масштабе времени не проводится;

2) пространственно-вероятностный метод (структурно-пространственный) (ПВМ), отличающийся от предшествующих тем, что функциональные части ВСУПЛ могут «мигрировать» внутри кристалла при одиночных и кратных отказах его элементов [16]. Отказ системы (или ее канала) наступает при невозможности размещения цифрового проекта внутри кристалла. Данный метод, как и КВМ, также основан на переборе событий при различных комбинациях отказов, однако учитывает особенности размещения проекта в ПЛИС;

3) метод имитационного моделирования, позволяющий детально учитывать физику отказов элементов, проецировать физический кластер на логическую структуру ВСУПЛ, задавать различные распределения параметров кластеров, их возникновения во времени и таким образом более точно оценивать отказоустойчивость исследуемых систем при естественных отказах и отказах, обусловленных экстремальными воздействиями различной мощности [17].

Целью статьи является разработка метода имитационного моделирования отказоустойчивых структур бортовых систем с учетом факторов внешней среды, вызывающих кратные отказы, ВСУПЛ и исследование его взаимосвязи с вероятностными методами (КВМ и ПВМ) для повышения достоверности результатов.

2. Задачи имитационного моделирования кратных кластерных отказов ВСУПЛ

Структурно-пространственная модель и система аналитических зависимостей [16] основаны на ряде ограничений и допущений, которые могут быть сняты имитационной моделью.

При моделировании с использованием ПВМ было принято ограничение о том, что функциональные области отказоустойчивых структур отстоят друг от друга на расстояние большее, чем размер кластера.

Однако в действительности кластер может проявляться сразу в нескольких областях.

При аналитическом моделировании не рассматривалось взаимное пространственное расположение областей. При рассмотрении кластерных отказов, которые одновременно проявляются в нескольких областях (рис. 2), существует зависимость количества одновременных отказов функциональных областей от длины общей стороны. Примером такой зависимости может быть случай, когда две прямоугольные области расположены вертикально друг относительно друга. При одинаковом расстоянии между областями по вертикали, изменяя расстояние по горизонтали, можно разнести области на расстояние, большее размерности кластерного отказа. В этом случае событие, связанное с одновременным отказом двух функциональных областей, будет отсутствовать. При более сложных конфигурациях отказов, то есть при расположении отказа в двух измерениях, довольно трудно описать аналитически столь сложные зависимости.

Имитационная модель позволяет снять все вышеуказанные ограничения вероятностных методов.

3. Сущность, допущения и ограничения имитационной модели кратных кластерных отказов ВСУПЛ

На рис. 2 все поле представляет собой микросхему ПЛИС, разбитую на элементарные объекты моделирования, которые в свою очередь состоят из некоторого набора структурных элементов ПЛИС. Их объединение в элементарный объект моделирования производится таким образом, что отказ любого элементарного объекта, если он находится в пределах функциональной области, приводит к отказу всей области (последствия отказа одинаковы). Черный прямоугольник представляет собой кластерный вертикальный отказ из трех элементарных ячеек. Серые прямоугольники с наклонной штриховкой – функциональные об-

ласти. Жирными линиями показаны возможные границы кратного отказа двух функциональных областей.

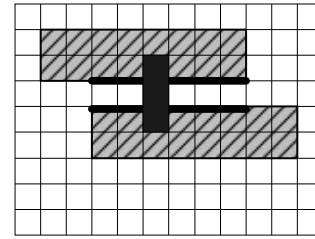


Рис. 2. Пример взаимного расположения функциональных областей и кластерного отказа

Отсутствие информации о временных параметрах отказов ПЛИС ввиду новизны элементной базы и недоступности информации о микросхемах военного применения привело к идее разработки событийной модели. Модель рассматривает реакцию системы на особые события – отказы разного вида. При происшествии таких событий система мгновенно переходит из начального работоспособного состояния либо в новое неработоспособное, либо остается в исходном. Последствия отказа функциональной области на состояние всего ВСУПЛ определяется ее структурной схемой надежности, где составными частями схемы являются функциональные области. Динамика отказов и переходных процессов не рассматривается, а учитываются лишь конечные состояния. Выделены следующие факторы, влияющие на вероятность безотказной работы:

- 1) логическая емкость всей микросхемы;
- 2) доля логической емкости микросхемы, необходимая для реализации отказоустойчивой структуры и определенной функциональной области;
- 3) форма функциональных областей;
- 4) размещение областей (т.е. расстояние между одинаковыми или различными областями).

Для выбора варианта реализации структуры ВСУПЛ с наилучшим показателем безотказности предлагается ранжировать все возможные варианты реализации ВСУПЛ по значению вероятности безотказной работы и вторичным факторам. В ка-

честве такого фактора для микросхемы с определенной логической емкостью и фиксированным распределением емкости между функциональными областями отказоустойчивой структуры предлагается расстояние между функциональными областями. Таким образом, отсортировав полученные результаты по вторичному фактору, можно оценить взаимное влияние вероятности безотказной работы и вторичного фактора. Ожидаемым результатом такой оценки влияния факторов является рекомендация по расположению катастрофичных к единичному отказу и некатастрофичных к единичному отказу функциональных областей друг относительно друга. Катастрофичными считаются области, которые расположены последовательно в схеме надежности структуры (нерезервированная часть структуры ВСУПЛ). Таким образом, по цели эксперимента имитационная модель позволяет решить ряд задач: оценка взаимного влияния факторов, отыскание оптимальных значений параметров системы и др.

При имитационном моделировании вводится набор случайных величин, описывающих закон генерации конфигурации кластерного отказа [17]:

1) случайная величина, описывающая множество возможных размерностей кластеров, т.е. выделяется наиболее вероятная размерность или выбирается закон генерации размерностей;

2) случайная величина, описывающая распределение кластеров во множестве определенной размерности. Выделяется наиболее вероятная конфигурация кластера определенной размерности или выбирается закон генерации конфигураций кластеров определенной размерности;

3) случайная величина, определяющая координатную привязку кластерного отказа к имитационному полю ВСУПЛ.

Следовательно, первичными факторами данной модели будут являться уровень критичности отказа функциональной области, порядок расположения

областей и расстояние между областями, закон генерации конфигурации кластерного отказа. Вторичными факторами модели будут параметры микросхемы, распределение логического ресурса на реализацию отказоустойчивой структуры и конкретной функциональной области структуры. Все эти факторы будут принимать ряд фиксированных значений в ходе моделирования.

При моделировании рассматриваются те же резервированные структуры, которые исследовались с помощью аналитических зависимостей [15, 16]. Любая из структур описывается набором ресурсов, необходимых для ее реализации: наличием/отсутствием средств контроля/диагностирования и реконфигурации (СКДР); количеством элементарных ячеек ПЛИС для реализации канала обработки информации (КОИ) вычислителя ВСУ; количеством элементарных ячеек ПЛИС для реализации канала контроля/диагностирования и реконфигурации ВСУ.

Начальным этапом моделирования является задание размеров имитационного поля, а также всех параметров функциональных областей структур (размера и формы). Далее обосновывается уровень катастрофичности отказа одной функциональной области и сочетания нескольких областей. Размер функциональных областей задается из расчета возможности расположения в микросхеме структуры с наибольшими ресурсами. Для простоты реализации инструментальных средств поддержки моделирования любая функциональная область представлялась прямоугольником с заданной площадью. Моделирование проводится при принятых параметрах путем изменения пространственного расположения функциональной области в микросхеме, расстояния между функциональными областями, а также конфигурации отказа.

Ожидаемым результатом модели является зависимость размещения резервированных и нерезервированных областей от параметров отказов.

4. Пример имитационной модели

В ходе моделирования исследовалась микросхема XC2V1000 размерностью 80×64 логических ячеек и 324 вывода (один набор входов/выходов области – 20% выводов микросхемы). Параметры функ-

циональных областей приведены в табл. 1. Моделирование проводилось при заданной достоверности оценки $Q = 0,95$ и точности оценки $\varepsilon = 0,025$ [18, 19]. Такие параметры точности и достоверности оценки считаются в литературе наихудшими допустимыми.

Таблица 1

Распределение логической емкости отказоустойчивых структур

Параметры функциональных областей	Тип структуры		
	одноканальная	дублированная	мажоритарная
Канал обработки информации (25% от емкости микросхемы) – 1280 ячеек, $N \times M$	32×40	80×16	80×16
Средства контроля, диагностирования и реконфигурации (10% от емкости микросхемы) – 512 ячеек	27×19	64×8	
Коммутатор каналов (50% от количества выходов канала обработки информации) – 32 ячейки		32×1	
Мажоритарный орган (75% от количества выходов канала обработки информации) – 49 ячеек			49×1

4.1. Имитационная модель кластерных отказов одноканальных структур

Результаты имитационного моделирования одноканальной структуры не представляют интереса, так как вероятность безотказной работы не зависит от взаимного расположения канала обработки информации и средств контроля, диагностирования и реконфигурации. Этот факт объясняется тем, что структурную схему надежности одноканального устройства можно представить последовательно соединенными элементами. Любой отказ одного из элементов приведет к отказу всего устройства.

4.2. Имитационная модель кластерных отказов дублированных структур

Приведем пример имитационной модели для унифицированной дублированной структуры. При имитационном моделировании будем рассматривать случай вертикального расположения функциональных областей компилятором САПР ПЛИС-проектов – расположение одинаковых копий функциональных областей в одном блоке.

Наиболее вероятными способами компоновки функциональных областей дублированной структуры для проектировщика аппаратуры является разделение проекта по функциональному признаку. В этом случае будет производиться объединение каналов обработки информации, каналов контроля, диагностирования и реконфигурации в отдельные блоки.

Рассмотрим случай, когда дублированная структура расположена согласно рис. 3 и табл. 2. Началом координат принимаем верхний левый угол устройства (координата $[1, 1]$).

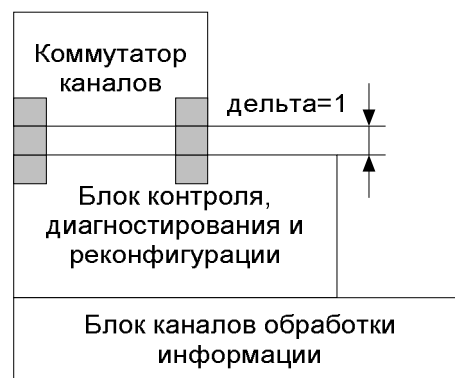


Рис. 3. Расположение функциональных областей дублированной структуры

Таблица 2

Начальные пространственные параметры функциональных областей

Функциональные области	Пространственные параметры функциональных областей					
	Координата верхнего левого угла		Длина области	Ширина области	Расстояние до предыдущей области/ грани по x	Разница в координате с предыдущей областью/ гранью по y
	координата x	координата y				
Коммутатор каналов	1	1	32	1	0	0
СКДР ₁	1	2	64	8	0	0
СКДР ₂	1	10	64	8	0	0
КОИ ₁	1	18	80	16	0	0
КОИ ₂	1	34	80	16	0	0

Таблица 3

Зависимость вероятности безотказной работы от расстояния между функциональными областями

Номер эксперимента	Расстояние между коммутатором каналов и блоком СКДР	Расстояние между блоком СКДР и блоком КОИ	Вероятность безотказной работы
1	0	0	0,732231
2	0	1	0,726016
3	0	2	0,727869
4	0	3	0,720161
5	1	0	0,727049
6	1	1	0,719200
7	1	2	0,735000
8	1	3	0,739167
9	2	0	0,707031
10	2	1	0,696183
11	2	2	0,713492
12	2	3	0,711811
13	3	0	0,700775
14	3	1	0,708594
15	3	2	0,716800
16	3	3	0,723577

Зависимость вероятности безотказной работы приведена в табл. 3 и на рис. 4 – 6 для случая изменения расстояния между коммутатором каналов (КК), блоком каналов контроля, диагностирования и реконфигурации и блоком каналов обработки информации. Имитировались вертикальные отказы из трех логических ячеек.

4.3. Имитационная модель кластерных отказов мажоритарных структур

Как и ранее, при моделировании рассматривались вертикально расположенные функциональные области. Движение областей проводилось по вертикали. Исследовались два случая расположе-

ния мажоритарных структур: структура, расположенная согласно рис. 7 и табл. 4 (эксперимент 1), и структура, расположенная согласно рис. 8 и табл. 5 (эксперимент 2). Началом координат принимаем верхний левый угол устройства (координата [1, 1]). Зависимость вероятности безотказной работы от расстояний между функциональными областями для эксперимента 1 (случая изменения расстояния между КОИ 1, КОИ 2 и КОИ 3) приведена в табл. 6, для эксперимента 2 (случая изменения расстояния между КОИ 2, мажоритарным элементом и КОИ 3) – в табл. 7. Имитировались вертикальные отказы из трех соседних логических ячеек.

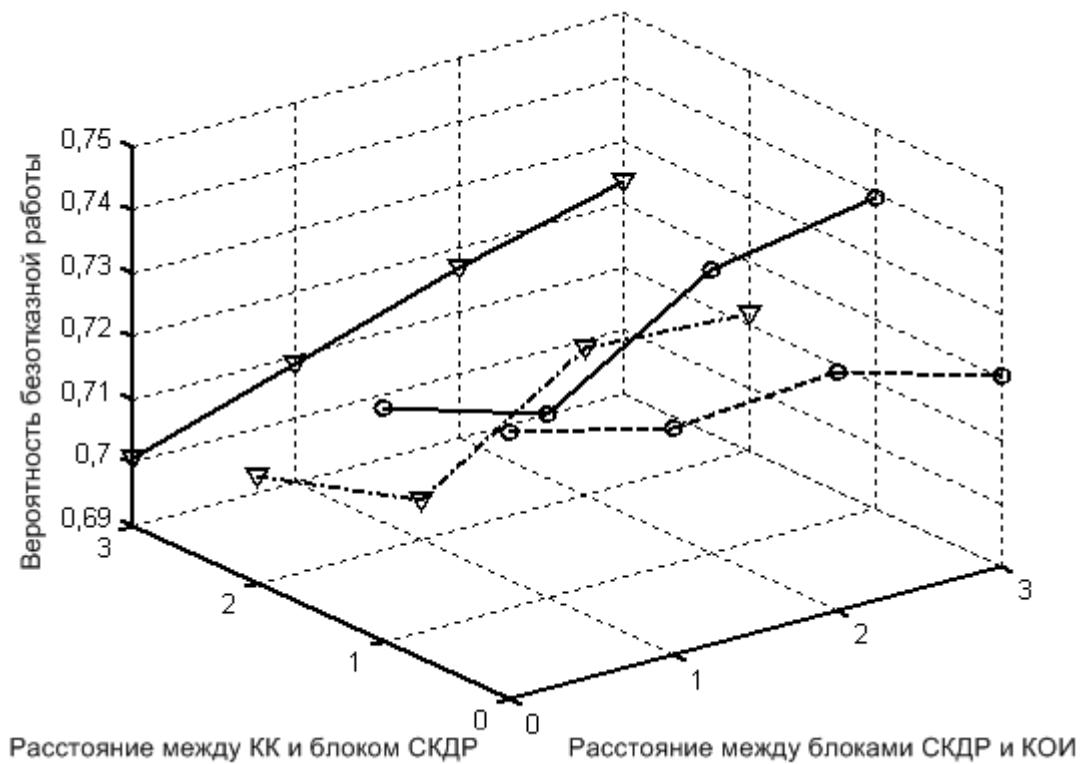


Рис. 4. Зависимость вероятности безотказной работы дублированной структуры при отказах из трех вертикальных ячеек от расстояний между блоками областей

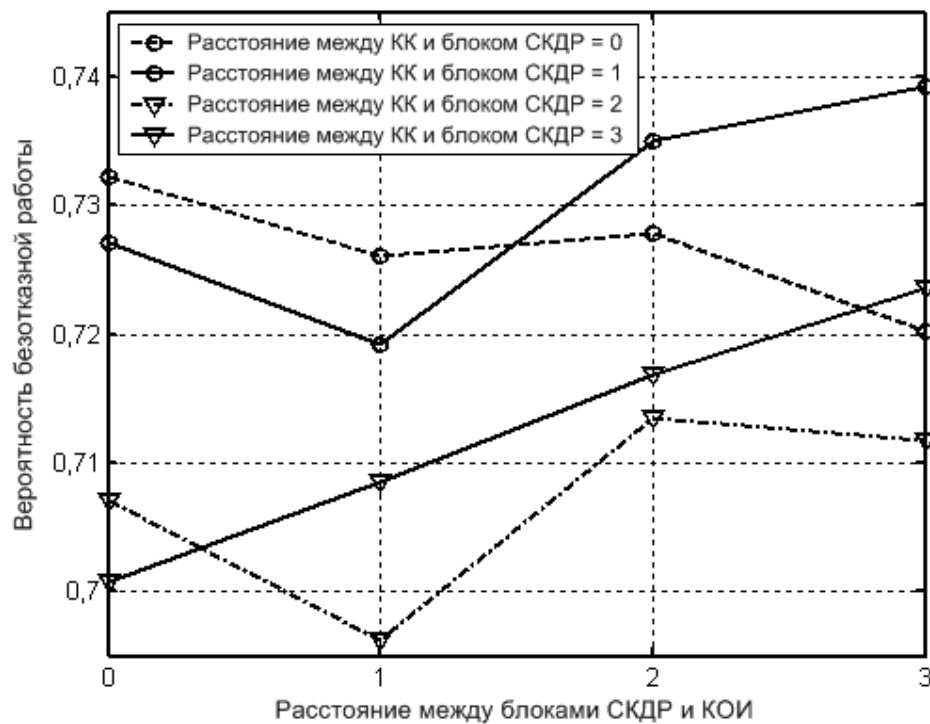


Рис. 5. Вероятность безотказной работы дублированной структуры при фиксированных расстояниях между коммутатором каналов и блоком СКДР и изменяющемся расстоянии между блоком СКДР и КОИ

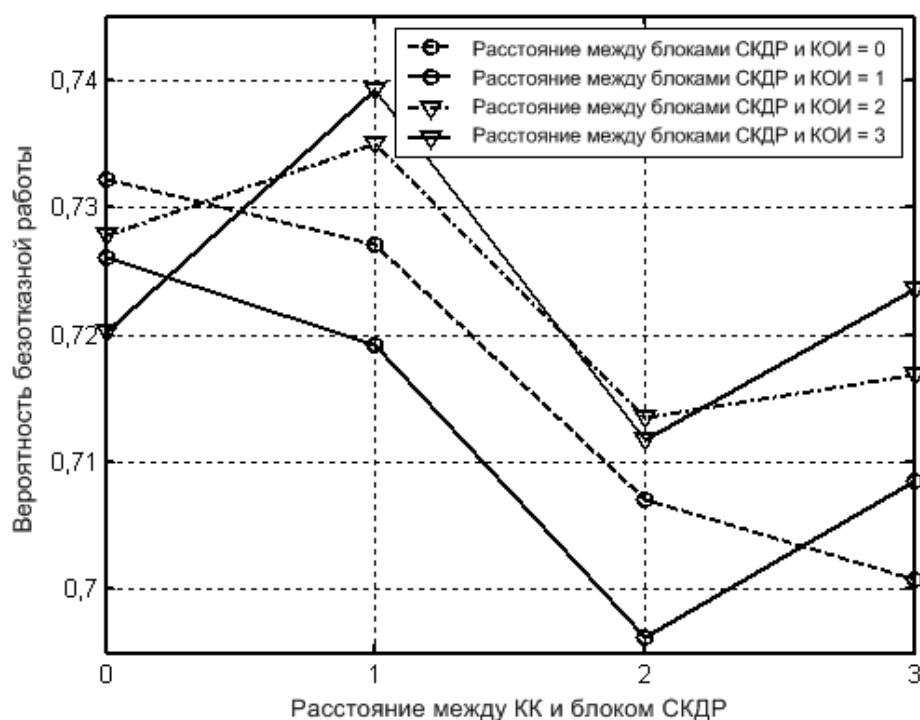


Рис. 6. Вероятность безотказной работы дублированной структуры при фиксированных расстояниях между блоком СКДР и КОИ и изменяющемся расстоянии между коммутатором каналов и блоком СКДР



Рис. 7. Расположение функциональных областей мажоритарной структуры (эксперимент 1)

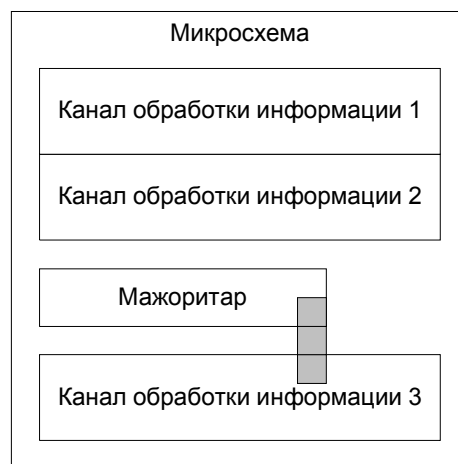


Рис. 8. Расположение функциональных областей мажоритарной структуры (эксперимент 2)

Таблица 4

Начальные пространственные параметры функциональных областей (эксперимент 1)

Функциональная область	Пространственные параметры функциональных областей					
	Координата верхнего левого угла		Длина области	Ширина области	Расстояние до предыдущей области/границы по x	Разница в координате с предыдущей областью/границы по y
	координата x	координата y				
Мажоритарный орган	1	1	49	1	0	0
КОИ 1	1	2	80	16	0	0
КОИ 2	1	18	80	16	0	0
КОИ 3	1	34	80	16	0	0

Таблица 5

Начальные пространственные параметры функциональных областей (эксперимент 2)

Функциональная область	Пространственные параметры функциональных областей					
	Координата верхнего левого угла		Длина области	Ширина области	Расстояние до предыдущей области/границы по x	Разница в координате с предыдущей областью/границы по y
	координата x	координата y				
КОИ 1	1	1	80	16	0	0
КОИ 2	1	17	80	16	0	0
Мажоритарный орган	1	33	49	1	0	0
КОИ 3	1	34	80	16	0	0

Таблица 6

Зависимость вероятности безотказной работы от расстояния между функциональными областями

Номер опыта	Расстояние между областями КОИ ₁ и КОИ ₂	Расстояние между областями КОИ ₂ и КОИ ₃	Вероятность безотказной работы
1	0	0	0,872222
2	0	1	0,893333
3	0	2	0,944444
4	0	3	0,957143
5	1	0	0,872222
6	1	1	0,893333
7	1	2	0,975000
8	1	3	0,983333
9	2	0	0,916667
10	2	1	0,927273
11	2	2	0,925000
12	2	3	0,936364
13	3	0	0,975000
14	3	1	0,950000
15	3	2	0,975000
16	3	3	0,987500

Таблица 7

Зависимость вероятности безотказной работы от расстояния между функциональными областями

Номер опыта	Расстояние между КОИ ₂ и мажоритарным элементом	Расстояние между мажоритарным элементом и КОИ ₃	Вероятность безотказной работы
1	0	0	0,916327
2	0	1	0,925581
3	0	2	0,940000
4	0	3	0,927907
5	1	0	0,919565
6	1	1	0,929268
7	1	2	0,909804
8	1	3	0,903704
9	2	0	0,901818
10	2	1	0,925000
11	2	2	0,909615
12	2	3	0,888525
13	3	0	0,914286
14	3	1	0,929268
15	3	2	0,914000
16	3	3	0,922727

5. Проверка результатов имитационного моделирования точечными значениями аналитических зависимостей

Для подтверждения результатов имитационного моделирования при расстоянии между функциональными областями меньше размеров кластера целесообразно вернуться к записи точечных аналитических зависимостей.

Рассмотрим зависимости, полученные для дублированной структуры (табл. 3, рис. 5). При моделировании ширина всех функциональных областей была больше размера кластера по вертикали, т.е. на полученную зависимость не будет влиять событие, связанное с одновременным отказом трех функциональных областей (каналов).

Все точки на графике далее нумеруются согласно следующему соглашению: первая цифра соответствует номеру эксперимента при фиксированном расстоянии между коммутатором каналов и блоком СКДР, вторая цифра – номер у эксперимента при изменяемом расстоянии между блоком СКДР и блоком КОИ. Количество благоприятных исходов отказа дублированной структуры для точки 1.1 (расстояние между блоками равно нулю) можно записать аналитическим выражением

$$C_{\text{DUP}} = C_{\text{SW}} + C_{\text{SW}_{\text{SP}}} + C_{\text{SP}} + C_{\text{SP}_{\text{CH}}} + C_{\text{CH}_{\text{CH}}}, \quad (1)$$

где C_{SW} – количество отказов только коммутатора каналов; $C_{\text{SW}_{\text{SP}}}$ – количество одновременных отказов коммутатора каналов и СКДР; C_{SP} – количество отказов только СКДР; $C_{\text{SP}_{\text{CH}}}$ – количество одновременных отказов СКДР и КОИ; $C_{\text{CH}_{\text{CH}}}$ – количество одновременных отказов двух каналов. Уравнение получено по структурной схеме надежности ВСУПЛ, поэтому не включает событие, связанное с отказом одного КОИ.

Для прямоугольных областей и данного соотно-

шения сторон выражение (1) переписывается в виде

$$C_{\text{DOUPL}} = (M_{\text{SW}} + 2)N_{\text{SW}} + (M_{\text{SP}} + 2)N_{\text{SP}} - 2N_{\text{SW}} + C_{\text{CH}_{\text{CH}}},$$

где M_i – высота i -й области; N_i – ширина i -й области; $C_{\text{CH}_{\text{CH}}}$ – количество одновременных отказов двух каналов (постоянно и равно $2N_{\text{CH}}$).

Слагаемое $(M_{\text{SW}} + 2)N_{\text{SW}}$ описывает все отказы области коммутатора канала и одновременные отказы коммутатора каналов и блока СКДР. Слагаемое $(M_{\text{SP}} + 2)N_{\text{SP}}$ описывает отказы блока СКДР и одновременные отказы коммутатора каналов и блока СКДР. Слагаемое $2N_{\text{SW}}$ с отрицательным знаком представляет собой уже учтенные одновременные отказы коммутатора канала и СКДР. Слагаемое, описывающее одновременные отказы блока СКДР и блока КОИ, уже учтено отказами блока СКДР. Для точек 1.2, 1.3 и 1.4 график должен быть прямой, так как количество одновременных отказов блоков СКДР и КОИ постоянно.

Для случая, когда расстояние между коммутатором каналов и блоком СКДР равно одной элементарной ячейке, выражение (1) примет вид

$$C_{\text{DOUPL}} = (M_{\text{SW}} + 2)N_{\text{SW}} + (M_{\text{SP}} + 2)N_{\text{SP}} - N_{\text{SW}} + C_{\text{CH}_{\text{CH}}}.$$

Это выражение справедливо для точек 2.1, 2.2, 2.3, 2.4.

Для точек 3.1 и 4.1 аналитическое выражение не будет содержать отказов, проявляющихся одновременно в блоках КОИ и СКДР. Таким образом, выражение (1) примет вид

$$C_{\text{DOUPL}} = (M_{\text{SW}} + 2)N_{\text{SW}} + (M_{\text{SP}} + 2)N_{\text{SP}} + C_{\text{CH}_{\text{CH}}}.$$

Согласно точечной аналитической модели получаем графическую зависимость, представленную на рис. 9 и в табл. 8.

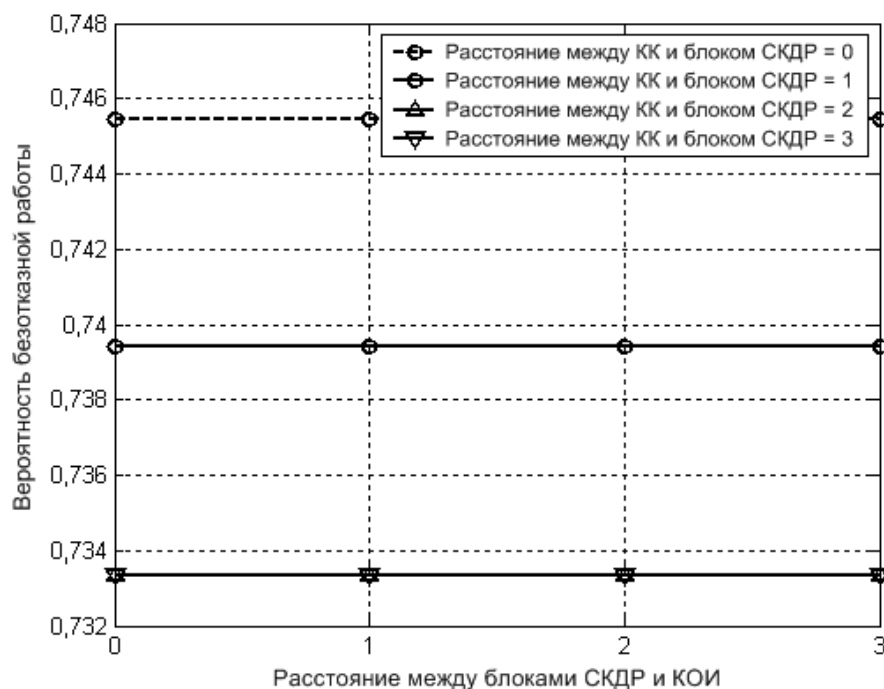


Рис. 9. График точечной аналитической зависимости дублированной структуры (эксперимент 1)

Таблица 8

Зависимость вероятности безотказной работы от расстояния между функциональными областями согласно аналитической и имитационной моделям (эксперимент 1)

Номер эксперимента	Расстояние между коммутатором каналов и блоком СКДР	Расстояние между блоком СКДР и блоком КОИ	Вероятность безотказной работы (аналитическая модель)	Вероятность безотказной работы (имитационная модель) для точек 1.1, 2.1, 3.1, 4.1
1	0	0	0,7455	0,732231
5	1	0	0,7394	0,727049
9	2	0	0,7333	0,707031
13	3	0	0,7333	0,700775

Проанализируем случай фиксированных расстояний между блоками СКДР и КОИ и изменяющегося расстояния между коммутатором каналов и блоком средств контроля/диагностирования и реконфигурации. В этом случае все четыре графика будут совпадать, так как изменение начального положения блока КОИ (расстояния между блоками средств контроля/диагностирования и реконфигурации и КОИ) не будет влиять на количество отказов структуры.

Согласно точечной аналитической модели получаем графическую зависимость, представленную на рис. 10 и в табл. 9.

6. Применение результатов имитационного моделирования. Метод адаптации к отказам

Предложенная методика моделирования является основой оценки различных архитектур отказоустойчивых ВСУПЛ и вариантов конфигураций определенной архитектуры. Разработанные инструментальные средства позволяют:

1) оценивать вероятность безотказной работы существующего проекта по средствам перекодировщика файла трассировки, файла отчета и базы данных микросхем ПЛИС в логическую структуру микросхемы;

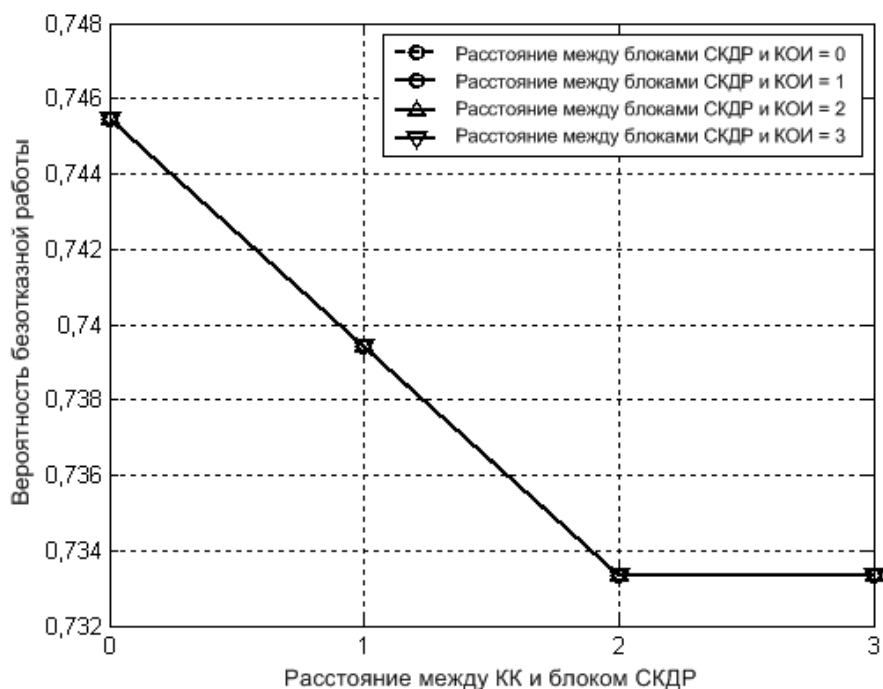


Рис. 10. График точечной аналитической зависимости дублированной структуры (эксперимент 2)

Таблица 9

Зависимость вероятности безотказной работы от расстояния между функциональными областями согласно аналитической и имитационной моделям (эксперимент 2)

Номер эксперимента	Расстояние между коммутатором каналов и блоком СКДР	Расстояние между блоком СКДР и блоком КОИ	Вероятность безотказной работы (аналитическая модель)	Вероятность безотказной работы (имитационная модель) для точек 1.1, 1.2, 1.3, 1.4
1	0	0	0,7455	0,732231
5	0	1	0,7394	0,726016
9	0	2	0,7333	0,727869
13	0	3	0,7333	0,720161

2) выбирать вариант архитектуры и конфигурации ВСУПЛ из известного множества отказоустойчивых структур для определенного вида отказа по показателю вероятности безотказной работы;

3) прогнозировать вариант архитектуры и конфигурации ВСУПЛ при существующем одноканальном варианте проекта для определенного вида отказа по показателю вероятности безотказной работы.

Возможность такой оценки является основой для создания метода адаптации и выбора отказоустойчивых архитектур ВСУПЛ, который позволяет получать исходную и последующие конфи-

гурации системы, динамически изменяемые в процессе накопления отказов. Сущность предлагаемой адаптации состоит в том, что в отличие от известных методов [20, 21], реконфигурация может выполняться не только в рамках фиксированной структуры путем ее переноса на работоспособные ячейки кристалла, но и путем перехода к структуре с наилучшим уровнем вероятности безотказной работы. Изначальная имплементация проекта реализуется структурой с наилучшим показателем вероятности безотказной работы. Метод адаптации также предполагает использование дополнительной избыточности на уровне микро-

схемы, а не выделение пространственных блоков и внесение в них дополнительной избыточности на этапе производства микросхемы или проектирования цифрового устройства. Это позволяет компиляторам варьировать возможное размещение проекта в микросхеме при реконфигурации.

Разработанные методы моделирования и адаптации ВСУПЛ позволяют проектировщику цифровых устройств на ПЛИС оценить вероятность безотказной работы при кратных отказах любой конфигурации, целесообразность реконфигурации цифрового устройства на ПЛИС к той или иной отказоустойчивой структуре.

В результате комплексирования базовых моделей получен набор программных подсистем, оценивающих различные отказоустойчивые структуры при определенной кратности и пространственной конфигурации отказов. Имитационная модель благодаря настраиваемому блоку генерации отказов может описать различные законы их возникновения во времени и пространстве. Эти инструментальные средства позволяют произвести выбор оптимальной структуры по показателям логической емкости микросхемы и устойчивости к конкретным типам отказов.

Результаты оценки, получаемые с использованием аналитических зависимостей и МИМ, позволяют сформулировать ряд рекомендаций по наиболее выгодной конфигурации каналов (для случая прямоугольной конфигурации) при известной конфигурации кластеров.

7. Программно-технические средства имитационного моделирования

В качестве исходных данных к имитационной модели используется информация, получаемая при разработке проекта в системе автоматизированного проектирования, информация о характере и последствиях возможных отказов, а также база данных возможных отказоустойчивых структур

ВСУПЛ. Таким образом, создается набор программных моделей, необходимых для имитационного моделирования [15 – 17]. Архитектура системы имитационного моделирования представлена на рис. 11.

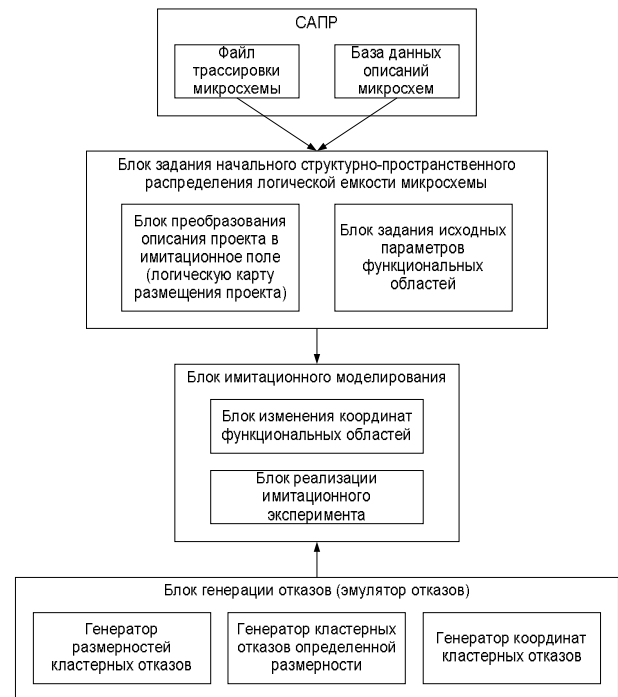


Рис. 11. Архитектура системы имитационного моделирования кратных кластерных отказов проектов ВСУ на ПЛИС

Начальным этапом моделирования является программная модель ВСУПЛ. Исходными данными программной модели ВСУПЛ является либо откомпилированный проект отказоустойчивого устройства, либо предполагаемые данные о размещении проекта, вводимые пользователем. По базе данных микросхем составляется логическая карта микросхемы. Следующим этапом модели является программная модель цифрового устройства на ПЛИС. По готовому файлу трассировки проекта в полученной логической карте фиксируются используемые ячейки со связями с другими ячейками и ячейками ввода-вывода. Имитационная модель работает с файлами трассировки (fit-файлами) системы автоматического проектирования MAX+plus II фирмы Altera. Другим вариан-

том ввода исходных данных для моделирования может являться задание размерности имитационного поля и соотношения (распределения) логических ресурсов микросхемы ПЛИС между функциональными областями.

На основании информации об отказах строится эмулятор отказов в логической модели ВСУПЛ. Эмулятор поддерживает генерацию всех ранее описанных пространственных параметров кластерного отказа.

Следующим этапом моделирования является собственно проведение модельного эксперимента. Оно проводится путем последовательного изменения координат функциональных областей в двух измерениях. Для каждого фиксированного положения функциональных областей проводится событийная генерация отказов согласно настройке эмулятора отказов. Для каждой типовой отказоустойчивой структуры в соответствии с набором отказавших функциональных областей в ходе эксперимента принимается решение о возможности отказа всей структуры. Имитационное моделирование проводится до достижения между всеми функциональными областями расстояния, равного размерности отказа (граничное расстояние может быть настроено), либо при выходе координаты любой области за пределы имитационного поля.

Заключение

Предложенная имитационная модель позволяет изменять пространственные характеристики функциональных областей и отказов, производить оценку устойчивости структур для смеси кластеров различных конфигураций, вводить кластеры различных конфигураций для каждой области элементарных структур ПЛИС и границ элементарных областей. Разработан подход к записи и простейший набор аналитических выражений для точечного описания устойчивости ВСУПЛ к отка-

зам в зависимости от расстояний между функциональными областями.

МИМ отличается от ранее разработанных методов тем, что позволяет моделировать кластеры с заданными характеристиками и оценивать их влияние на отказоустойчивость различных вариантов структур ВСУПЛ. Запись аналитических зависимостей при большой размерности и сложной геометрии конфигурации кластерного отказа затрудняется полным перебором событий/состояний, связанных с отказом. Метод позволяет проводить ограниченное число экспериментов с определенной доверительной точностью. Семейство моделей, положенных в его основу, дает возможность оценивать проекты на базе отказоустойчивых структур, выбирать структуры и формировать конфигурации структур с наилучшим показателем вероятности безотказной работы. Эта особенность в свою очередь положена в основу метода адаптации ВСУПЛ при кластерных кратных отказах различной конфигурации. Дальнейшее усовершенствование методов моделирования связано с учетом возможности деградации (снижения функциональности) структур при накоплении отказов (внезапных, деградационных и параметрических).

Литература

1. Синяков А.М., Шаймарданов Ф.А. Системы автоматического управления ЛА и их силовыми установками: Учебник для студентов высших технических учебных заведений. – М.: Машиностроение, 1991. – 320 с.
2. Поливанов А., Попов В. О возможности применения microPC в бортовых устройствах космических аппаратов // Chip News. – 2000. – № 4 (43). – С. 70 – 72.
3. Харченко В.С., Юрченко Ю.Б. IOTS-подход: анализ вариантов структур отказоустойчивых бортовых комплексов при использовании электронных

- компонентов Industry // Chip News. – 2003. – № 7 (80). – С. 28 – 39.
4. Гобчанский О. Проблемы создания бортовых вычислительных комплексов малых космических аппаратов // Современные технологии автоматизации. – 2001. – № 4. – С. 28 – 33.
5. Соловьев В.В. Проектирование цифровых систем на программируемых логических интегральных схемах. – М.: Горячая линия-Телеком, 2001. – 636 с.
6. Xilinx Data Book. – <http://www.xilinx.com>. – 2000.
7. Altera Digital Library. – <http://www.altera.com>. – March 2002.
8. Katz R., Barto R., Erickson K. Logic Design Pathology and Space Flight Electronics // Proceedings of MAPLD-1999 Conference. – <http://klabs.org>. – P. 1 – 28.
9. Andraka R.J., Brady P.E., Brady J.L. A Low Complexity Method for Detecting Configuration Upset in SRAM Based FPGAs // Proceedings of MAPLD-2002 Conference. – <http://klabs.org>. – P. 1 – 7.
10. Weigand D., Harlacher M. Design of a Radiation-Tolerant Low-Power Transceiver // Proceedings of MAPLD-2001 Conference. – <http://klabs.org>. – P. 1 – 6.
11. LaBel K.A., Johnston A.H., Barth J.L. Emerging Radiation Hardness Assurance (RHA) issues: A NASA approach for space flight program. – <http://radhome.gsfc.nasa.gov/radhome/papers/>. – P. 1 – 12.
12. Environmental Factors. NASA Preferred Reliability Practices. Practice No. PD-EC-1101. – P. 1 – 16.
13. Семенец В.В., Хаханова И.В., Хаханов В.И. Проектирование цифровых систем с использованием языка VHDL. – Х.: ХНУРЭ, 2003. – 492 с.
14. Kharchenko V.S., Tarasenko V.V. The Multi-version Design Technology of an Onboard Fault-Tolerant FPGA Devices // Proceedings of MAPLD-2001 Conference. – <http://klabs.org>. – P. 1 – 9.
15. Ushakov A.A., Kharchenko V.S., Tarasenko V.V. Fault-tolerant embedded PLD-systems: structures, simulation, design technologies // Proceedings of the 10th International Conference “Mixed design of integrated circuits and systems” (MIXDES-2003). – Lodz, Poland. – 2003. – P. 546 – 551.
16. Ushakov A.A., Kharchenko V.S. Fault-tolerant on-board PLD-systems: a space-structural simulation and methods of adaptation // Proceedings of East-West Design & Test Conference (EWDTC-2003). Radioelectronics & informatics. – 2003. – № 3. – P. 100 – 106.
17. Якимец Н.В., Ушаков А.А. Анализ типов отказов и разработка настраиваемого генератора отказов ПЛИС // Вестник НТУ «ХПИ». – Х.: НТУ «ХПИ». – 2003. – № 6. – С. 149 – 152.
18. Гулятьев А. Визуальное моделирование в среде MATLAB: Учебный курс. – СПб.: Питер, 2000. – 432 с.
19. Советов Б.Я., Яковлев С.А. Моделирование систем: Учебник для ВУЗов по спец. «Автоматизированные системы управления». – М.: Высш. шк., 1985. – 217 с.
20. Fekete S.P., Köhler E., Teich J. Optimal FPGA Module Placement with Temporal // Precedence Constraints, Proceedings of Design Automation and Test in Europe Conference (DATE-2001). – Munich, Germany. – 2001. – P. 657 – 665.
21. Харченко В.С., Тарасенко В.В. Методы резервирования цифровых устройств на ПЛИС на основе динамического перепрограммирования внутренней структуры // Информационно-управляющие системы на железнодорожном транспорте. – 2002. – № 3. – С. 31 – 35.

Поступила в редакцию 6.05.2004

Рецензент: д-р техн. наук., проф. В.А. Краснобаев, Харьковский государственный технический университет сельского хозяйства, Харьков.

УДК 621.375

**В.И. АНТЮФЕЕВ, В.Н. БЫКОВ, А.М. ГРИЧАНЮК, В.А. КРАЮШКИН,
С.В. ОРЛОВ, С.А. ШИЛО**

Военный научный центр космических исследований (при Харьковском военном университете), Украина

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНАЯ ОЦЕНКА ВЛИЯНИЯ ТЕПЛОФИЗИЧЕСКИХ СВОЙСТВ ОБТЕКАТЕЛЯ АНТЕННЫ НА КАЧЕСТВО ФУНКЦИОНИРОВАНИЯ РАДИОМЕТРИЧЕСКИХ ИНФОРМАЦИОННЫХ СИСТЕМ МИЛЛИМЕТРОВОГО И ИНФРАКРАСНОГО ДИАПАЗОНОВ ВОЛН

В результате эксперимента исследовано влияние нагретого антенного обтекателя на качество функционирования радиометрических информационных систем миллиметрового и инфракрасного диапазонов волн.

шумы радиометра, контраст температур, инфракрасный и миллиметровый диапазон, обтекатель, шумовая температура, источник излучения

1. Формулирование проблемы

Полет летательных аппаратов (ЛА) в плотных слоях атмосферы со сверхзвуковыми скоростями сопровождается тепловым нагревом обтекателей антенн оптических и радиотехнических информационных систем. Нагрев обтекателя в наибольшей степени влияет на работу пассивных радиометрических информационных систем (РМИС) инфракрасного и миллиметрового диапазонов (ИК и ММД) волн вследствие того, что РМ информационные датчики являются высокочувствительными приемниками сигналов малой интенсивности на фоне мощных внешних помех и собственных шумов РМ приемника.

1.1. Анализ литературы

В известной литературе [1 – 7] приведены методики расчета парциальных составляющих дополнительной угловой ошибки пеленга визируемых объектов, вызванной аэродинамическим нагревом обтекателя антенны информационных систем, которая вызывает возрастание суммарной угловой ошибки в 5 – 8 раз. Однако предлагаемые методики расчета справедливы лишь для конкретного типа информа-

ционного датчика и не являются обобщающими для различных классов обтекателей. В настоящее время отсутствуют данные о влиянии нагретого до высоких температур обтекателя на процесс функционирования радиометрических систем ИК и ММД. В связи с этим, целесообразно проведение экспериментальных оценок влияния нагрева обтекателя на качество работы РМИС ИК и ММД.

1.2. Цель работы

Цель работы состоит в экспериментальной оценке вклада в шумовую температуру РМ датчиков ИК и ММД шумовой температуры оптически и/или радиопрозрачного обтекателя антенны, нагретого до требуемых высоких термодинамических температур.

1.3. Методика проведения эксперимента

Оцениваемыми параметрами РМ датчика ММД являются величина контраста радиояркости «холодного» и «горячего» источника излучения, а также величина дисперсии (среднеквадратического отклонения – СКО) шума радиометра.

Оцениваемым параметром РМ датчика ИК диапазона является величина термодинамической тем-

пературы холодных и горячих источников излучения.

Экспериментальные измерения для каждого из диапазонов проведены в три этапа.

1. Измерения величин контрастов и СКО шума, или термодинамических температур без обтекателя.
2. Измерения указанных параметров с холодным обтекателем (при температуре окружающей среды $25 - 30\text{ }^{\circ}\text{C}$).
3. Измерения указанных параметров с обтекателем, нагретым до требуемых температур.

На последнем этапе обтекатель нагревается до температур $700 - 750\text{ K}$ и измерения осуществляются по мере охлаждения обтекателя с дискретностью $\sim 50\text{ K}$.

1.4. Технические характеристики экспериментальной измерительной установки

Созданная экспериментальная установка содержит:

- информационный датчик ММД;
- информационный датчик ИК диапазона;
- оптический и радиопрозрачный обтекатель – кварцевое стекло;
- муфельную печь с температурой нагрева до $1000\text{ }^{\circ}\text{C}$;
- горячий источник излучения для РМ датчика ИК диапазона (лампа накаливания);
- источник питания и индикаторный прибор РМ датчика ММД;
- источник питания и индикаторный прибор РМ датчика ИК диапазона;
- ПЭВМ Pentium-100 с аналого-цифровым преобразователем (АЦП);
- регулируемый источник питания для лампы накаливания;
- цифровой термометр с набором термопар.

Для обеспечения равномерного прогрева обтекатель помещался в муфельную печь на 1 час.

Нагретый обтекатель устанавливался на штативе

перед рупорной антенной РМ ММД или перед обьективом ИК датчика на расстоянии, исключающем “перелив” энергии излучения через края обтекателя. Для защиты штатива от температуры использовались асбестовые вставки.

Измерения температуры обтекателя производились с помощью термопар типа ХА по ГОСТ 92-0694-79 и милливольтметра М254, класса точности 0,5 по ГОСТ 8711-60. Для тарирования измерительной системы использовался прибор ПП-63, класса точности 0,05 по ГОСТ 9245-59. Термопары проверялись на соответствие ГОСТ 3044-94 в точке $100\text{ }^{\circ}\text{C}$.

Регистрация оцениваемых параметров в каждом из диапазонов осуществлялась по показаниям стрелочных выходных приборов или с помощью ПЭВМ, оснащенной АЦП. АЦП многоканальный и позволяет одновременно обрабатывать сигналы 8 каналов (датчиков). Количество уровней дискретизации входного сигнала в каждом из каналов равно 1024.

В эксперименте использованы ИК РМ датчики трех поддиапазонов: коротковолнового $2 - 5\text{ мкм}$, длинноволнового $7 - 14\text{ мкм}$ и интегрального канала $2 - 14\text{ мкм}$. Тип ИК приемника пироэлектрический РМ РП-01, диапазон измеряемых температур от -10 до $+200\text{ }^{\circ}\text{C}$, постоянная времени измерения 1 с.

РМ датчик ММД содержит: рупорную антенну и модуляционный РМ приемник прямого усиления. Флуктуационная чувствительность РМ – $0,02\text{ K/c}$, постоянная времени интегрирования – $0,1\text{ c}$, диапазон измеряемых температур от 0 до 500 K , поляризация принимаемого сигнала – линейная вертикальная или горизонтальная.

2. Результаты измерений

На рис. 1 приведены результаты измерений величин РМ контрастов в 8 мм диапазоне для разных температур нагрева обтекателя при ко-

эффиценте ослабления входного сигнала РМ $K_{осл} = -20$ дБ.

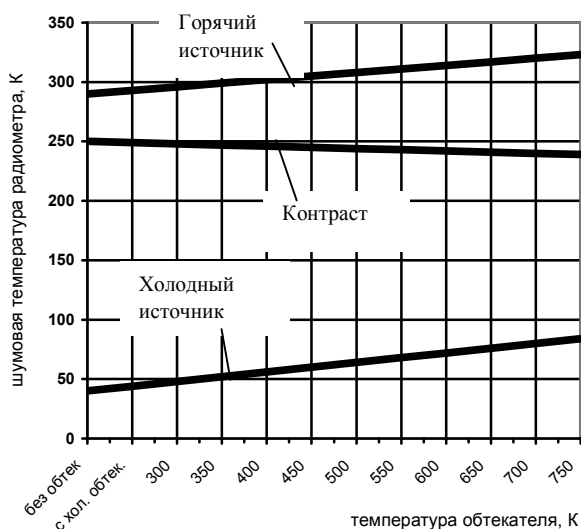


Рис. 1. Зависимость контраста радиоярких температур от температуры нагрева обтекателя ($K_{осл} = -20$ дБ)

На рис. 2 показан характер изменения среднеквадратичного шума РМ для указанных температур нагрева.

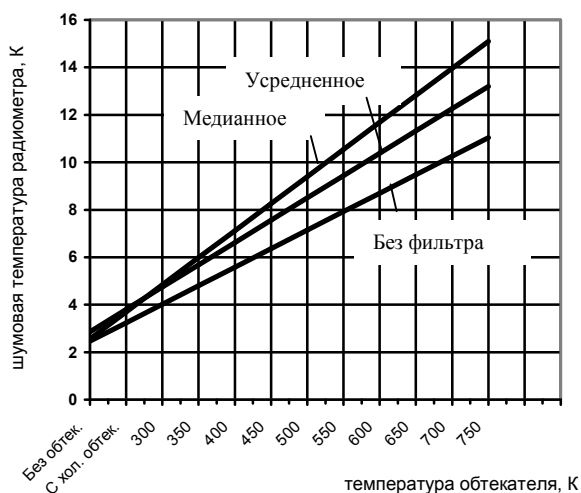


Рис. 2. Зависимость РМ контрастов от температуры нагрева обтекателя $K_{осл} = -30$ дБ

Можно сделать вывод о том, что повышение температуры до граничной в данном эксперименте (700 – 750 К) приводит к незначительному снижению величины контраста радиояркости до

20 К в сравнении с контрастом, который имеет место для ненагретого обтекателя, или без обтекателя. Величина СКО шумов РМ ММД лежит в пределах 15 – 19 К при наименьшей величине коэффициента ослабления сигнала РМ $K_{осл} = -10$ дБ. Отношение сигнал-шум на выходе РМ датчика может быть больше 10. Такие количественные оценки позволяют сделать вывод о высокой надежности функционирования РМИС ММД под нагретым обтекателем.

На рис. 3 представлены результаты измерений термодинамической температуры холодных и горячих источников излучения в ИК диапазоне при размещении информационного датчика под оптически прозрачным обтекателем, нагретым до требуемых температур. Измерения проведены в трех поддиапазонах: коротковолновом, длинноволновом и интегральном, при температуре горячего источника (лампы накаливания) 100 и 200 °С.

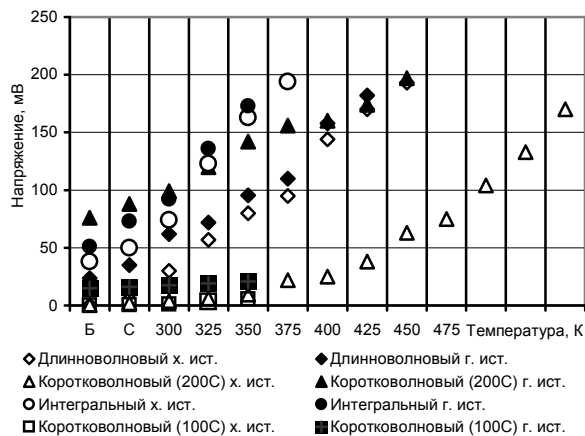


Рис. 3. Влияние нагрева обтекателя на контраст температур РМ ИК диапазона

Зависимость роста измеренной термодинамической температуры от температуры нагрева обтекателя практически линейная. Значения температуры на выходе РМ датчиков ММД и ИК диапазонов пересчитывались из показаний милливольтметра, установленного на выходе интегратора РМ приемника. Разность показаний прибора, соответствующая контрасту температур излучения между холод-

ным и горячим источником (с температурой 100 °С), для всех поддиапазонов находится в пределах 25 – 10 мВ.

Абсолютные величины температур увеличиваются с повышением температуры обтекателя, но не превосходят отметку 200 °С в связи с тем, что наибольшая измеряемая термодинамическая температура для данного типа РМ ИК диапазона 200 °С.

Для коротковолнового диапазона снята зависимость контраста и термодинамических температур холодного и горячего источника при температуре горячего источника 200 °С. Характер зависимости по сравнению с зависимостью при температуре холодного и горячего источника 100 °С остался прежним, но величина контраста увеличилась до значений (86 – 134) мВ. Это связано со спецификой коротковолнового ИК диапазона, который является более чувствительным к увеличению температуры горячих источников излучения.

Результаты, полученные в серии экспериментов (рис. 1 – 3), совпадают с ошибкой не более 10%.

Выводы

Потери энергии сигнала при прохождении через нагретый радиопрозрачный обтекатель (кварцевое стекло) в ММД составляют 1,2 – 1,5 дБ. Нагрев обтекателя до температур 700 – 750 К приводит к увеличению интенсивности излучения как холодного, так и горячего источника излучения. При этом контраст “холодный – горячий” остается практически постоянным и снижается лишь при максимальных температурах нагрева обтекателя не более чем на 10%. Абсолютная величина контраста при этом остается достаточно большой – 240 К. Шумовая компонента РМ датчика ММД имеет равномерное по

диапазону СКО, вклад которой в отношение сигнал-шум не приводит к снижению качества принимаемого сигнала.

Экспериментально подтверждена возможность использования датчиков ИК диапазона в РМИС ЛА, перемещающихся в плотных слоях атмосферы со сверхзвуковой скоростью. ИК датчики данного типа имеют стабильный контраст в диапазоне температур (до 200 °С) нагрева обтекателя.

Литература

1. Михайлов В.Ф. Прогнозирование эксплуатационных характеристик антенн с теплозащитой. – СПб.: Судостроение, 1994. – С. 25 – 31.
2. Воробьев Е.А., Михайлов В.Ф., Харитонов А.А. СВЧ диэлектрики в условиях высоких температур. – М.: Сов. радио, 1977. – С. 23 – 29.
3. Башаринов А.Е., Тучков Л.Т., Поляков В.М., Ананов Н.И. Измерение тепловых и плазменных излучений в СВЧ-диапазоне. – М.: Сов. радио, 1988. – 390 с.
4. Воробьев В.А. Шумы антенного обтекателя, подвергающегося высокотемпературному нагреву // Изв. вузов. Радиоэлектроника. – 1971. – Т. 14, № 7. – С. 839 – 840.
5. Калашников В.С., Михайлов В.Ф. Влияние шумов антенного обтекателя при его аэродинамическом нагреве на работу бортовой аппаратуры // Изв. ВУЗов. Радиоэлектроника. – 1976. – Т. 19, № 5. – С. 3 – 8.
6. Цейтлин Н.М. Антенная техника и радиоастрономия. – М.: Сов. радио, 1976. – 352 с.
7. Замятин В.И., Ключников А.С., Швеиц В.И. Антенные обтекатели. – М-ск: БГУ, 1980. – 192 с.

Поступила в редакцию 14.05.2004

Рецензент: д-р. техн. наук, доц., А.В. Гайдачук, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского “ХАИ”, Харьков.

УДК 629.735 : 658.51.4

Кривцов В.С., Комбаров В.В. **Експериментальне визначення працевитрат на проектування та виготовлення штампів із застосуванням інформаційних технологій та обладнання з ЧПК** // *Авіаційно-космічна техніка і технологія.* – 2004. – № 4 (12). – С. 5 – 10.

Проведено експеримент по визначенню трудомісткості розробленої технології проектування та виготовлення штампів із застосуванням інформаційних технологій та обладнання з ЧПК. Попередні оцінки свідчать про зниження трудомісткості запропонованої технології в порівнянні з традиційною.

Лл. 6. Бібліогр.: 5 назв

УДК 621.7.044

Мельничук О.П. **Дослідження процесів гідродинамічного формоутворення тонкостінних вісесиметричних оболонок при оформленні основного контуру на прикладі сферичного наконечника трубопроводів повітряних систем ЛА** // *Авіаційно-космічна техніка і технологія.* – 2004. – № 4 (12). – С. 11 – 19.

Використання особливо тонкостінних заготовель з титанових сплавів для виготовлення наконечників трубопроводів повітряних систем літаків призвело до необхідності розробки і створення нових конструктивно-технологічних рішень. При створенні елементів з'єднання "сфера-конус" з використанням методів гідродинамічного штампування необхідно вирішити ряд задач, які істотно відрізняються одна від одної, рішення яких в аналітичному вигляді не є можливим. Дослідження динамічного поведіння тонкостінної вісесиметричної оболонки на прикладі сферичного наконечника при оформленні основного контуру проведено в системі інженерного аналізу ANSYS. Проведені дослідження процесу гідродинамічного штампування сферичної оболонки дозволили визначити вплив енергетичних параметрів імпульсу тиску, що навантажує, на процес формоутворення та установити область раціональних параметрів тиску.

Лл. 10. Бібліогр.: 10 назв

УДК 623.46.001:533.6.011

Кулалаєв В.В. **Основи побудови і оцінки потенційної ефективності пристроїв протидії зенітним керованим ракетам з оптичними головками самонаведення** // *Авіаційно-космічна техніка і технологія.* – 2004. – № 4 (12). – С. 20 – 28.

Представлено основи побудови й оцінки потенційної ефективності пристроїв протидії (ПП) зенітним керованим ракетам (ЗКР) з оптичними головками самонаведення (ОГС). Визначено критерій тактичної ефективності пристроїв протидії на основі оцінки імовірнісних подій промаху й поразення цілі в умовах впливу на ОГС організованих оптичних завад. Наведено аналітичні залежності для оцінних

UDC 629.735 : 658.51.4

Krivicov V., Kombarov V. **Experimental proof of labour input of designing and manufacturing of a title block with application of information technologies and equipment with a PNC** // *Aerospace technic and technology.* – 2004. – № 4 (12). – P. 5 – 10.

The experiment on definition of labour input of designed technology of designing and manufacturing of a title block with application of information technologies and equipment with a PNC is conducted. The tentative estimations testify to a decrease of labour input of tendered technology as contrasted to traditional technology.

Fig. 6. Ref.: 5 items

UDC 621.7.044

Melnichuk A. **Study of the peculiarities of the hydraulic-dynamic shapeforming of the thin-walled axisymmetric jackets in the process of the general contour forming based on the example of a spherical conduit tip for conditioning and anti-freezing systems in airplanes** // *Aerospace technic and technology.* – 2004. – № 4 (12). – P. 11 – 19.

The use of particularly thin-walled blanks made of titanium alloy for manufacturing conduit tips for conditioning and anti-freezing systems in airplanes has led to the necessity to work out and create new constructional and technological solutions. In the process of manufacturing the elements of the joint "sphere-cone" using the methods of hydraulic-dynamic stamping, it is necessary to solve a series of tasks which are quite different in their nature. So, it doesn't appear to be possible to use analytical approach here. The study of dynamic behaviour of the thin-walled axisymmetric jacket on the example of the spherical tip in the process of the general contour forming has been carried out in the engineering analysis system ANSYS. The conducted study of the process of hydraulic-dynamic stamping of the spherical jacket has allowed us to figure out the influence that the energy parameters of the pressure loading impulse have on the shapeforming process and to determine the limits of rational loading parameters.

Fig. 10. Ref.: 10 items

UDC 623.46.001:533.6.011

Kulalayev V. **Bases of construction and estimation of potential efficiency of devices of counteraction to the zenithal guided rockets with optical heads of selfguidance** // *Aerospace technic and technology.* – 2004. – № 4 (12). – P. 20 – 28.

Bases of construction and estimation of potential efficiency of devices of counteraction to the zenithal guided rockets (ZGR) with the optical heads of selfguidance are represented (OHS). The criterion of tactical efficiency of devices of counteraction is certain on the basis of estimation of probabilistic events of miss and defeat of purpose in the conditions of influence on OHS the organized optical hindrances. Analytical dependences for

розрахунків. Результати роботи можуть бути корисні при розробці ПП ОГС ЗКР для захисту літальних апаратів.

Лл. 3. Бібліогр.: 9 назв

УДК 620.179.1

Ігнатович С.Р., Карускевич М.В., Карускевич О.М. **Еволюція пошкоджуваності сплаву Д-16АТ у концентратора на стадії до зародження втомної тріщини** // *Авіаційно-космічна техніка і технологія.* – 2004. – № 4 (12). – С. 29 – 32.

Показано, що за станом деформаційного рельєфу, який формується на поверхні плакованих листів авіаційних сплавів Д-16АТ, 2024 Т3, 7075 Т6, можна виконувати кількісну оцінку накопиченого втомного пошкодження. Проведено порівняння розподілення значень запропонованого параметра пошкодження поблизу отвору з теоретичним розподіленням напружень. Проведена оцінка деформаційного рельєфу при напруженнях, близьких до експлуатаційних, в обшивці фюзеляжу літака. Встановлено зв'язок між рівнем циклічних напружень і граничним значенням запропонованого параметра пошкодження.

Табл. 1. Лл. 3. Бібліогр.: 9 назв

УДК 629.735

Дулев А.П. **Вплив структури композиційного матеріалу на міцність і стійкість трубчастого стрижня** // *Авіаційно-космічна техніка і технологія.* – 2004. – № 4 (12). – С. 33 – 37.

Розглянуто питання проектування структури КМ стінки стрижня за умовами міцності, загальної і місцевої стійкості. Як критерій проектування прийнятий критерій мінімуму маси. Вивчено залежність несучої здатності стрижня від структури матеріалу КМ і від радіуса.

Табл. 1. Лл. 10. Библиогр.: 4 назви

УДК 621.452.001.57:681.54

Олійник О.В. **Експлуатаційний моніторинг температурного стану деталі газотурбінного двигуна як задача динаміки кінцево-елементної моделі в просторі станів** // *Авіаційно-космічна техніка і технологія.* – 2004. – № 4 (12). – С. 38 – 42.

Задача моніторингу температури деталі газотурбінного двигуна, недоступної прямому вимірюванню, сформульована як задача про спостереження виходу теплової системи, керованої режимними і термодинамічними параметрами проточної частини двигуна. Рішення виражене через одержувані за допомогою кінцево-елементних моделей високого рівня перехідні й імпульсні характеристики – зміни температури при східчастій та імпульсній зміні керуючих впливів.

Бібліогр.: 8 назв

УДК 621.5

Рутковський В.Ю., Суханов В.М., Єпіфанов С.В. **Завдання узгодження Лагранжевої моделі пружної трансмісії ТГД із моделями індукційного**

first calculations are resulted. Job performances can be useful at the development for defence of aircraft.

Fig. 3. Ref.: 9 items

UDC 620.179.1

Ignatovich S., Karuskevich M., Karuskevich O. **Evolution of D-16AT alloy damage near the concentrator on the stage of fatigue crack nucliation** // *Aerospace technic and technology.* – 2004. – № 4 (12). – P. 29 – 32.

It is shown, that the quantitative calculation of accumulated fatigue damage may be performed by the state of surface of claded aviation alloys D-16AT, 2024 T3, 7075 T6. Comparison of the distribution of proposed damage parameter near the hole with theoretical distribution of stress has been conducted. Deformation pattern under operational condition of loading for aircraft fuselage skin has been evaluated. Dependence of maximum value of proposed damage parameter with stress level is determined.

Tabl. 1. Fig. 3. Ref.: 9 items

UDC 629.735

Dulev A. **Influence laminate composite structure on the durability and steadiness of the tube** // *Aerospace technic and technology.* – 2004. – № 4 (12). – P. 33 – 37.

Was discussed a question designing laminate composite structure of the partition tubes regarding requirements durability, overall and local steadiness. In one's capacity of criterion designing was accepted criterion of minimum the multitude. Investigated dependence load-carrying ability at the tube caused by composite structure and radius.

Tabl. 1. Fig. 10. Ref.: 4 items

UDC 621.452.001.57:681.54

Oleynik V. **Operational monitoring of gas turbine engine detail temperature condition as the dynamics problem of finite-element model in state space** // *Aerospace technic and technology.* – 2004. – № 4 (12). – P. 38 – 42.

The monitoring problem of a detail temperature, inaccessible to direct measurement, was formulated as a problem about supervision of an output of the thermal system controlled by an engine air-gas path regime and thermodynamic parameters. The decision was expressed via transition and impulse characteristics received with high level finite-element models - changes of temperature at step and pulse change of managing influences.

Ref.: 8 items

UDC 621.5

Rutkovsky V., Sukhanov V., Yepifanov S. **Concordance of elastic TPE transmission Lagrange model with models of inductive rotation sensor and shaft mo-**

датчика обертів та моментів гвинтів // Авіаційно-космічна техніка і технологія. – 2004. – № 4 (12). – С. 43 – 47.

Розглянуті питання формування математичних моделей датчика частоти обертання із урахуванням крутильних коливань вала трансмісії, що контролюється, і моментів на співвісних гвинтах турбовального двигуна (ТВД), які сприймають зазначений тип коливань вала через диференційний редукторний зв'язок. Запропонована нова форма опису динаміки пружної трансмісії ТВД, отримана еквівалентним перетворенням відомої Лагранжевої моделі, яка дозволила об'єднати всю множину елементів трансмісії та вимірювачі в єдину модель, зручну для вирішення різних завдань дослідження динаміки пружних трансмісій ТВД, задач контролю їх технічного стану та керування даним класом об'єктів.

Лл. 2. Бібліогр.: 5 назв

УДК 621.452.022

Костюк В.Є., Кравченко І.Ф. Аналіз сучасних підходів до прогнозування пускових і зривних характеристик камер згоряння ГТД. I. Макромодельовання // Авіаційно-космічна техніка і технологія. – 2004. – № 4 (12). – С. 48 – 55.

Розглянута проблема прогнозування пускових та зривних характеристик при розробці та модифікації камер згоряння ГТД. На базі аналізу опублікованих праць визначена область застосування методів математичного моделювання явищ займання і згасання полум'я на макрорівні. Запропоновано використовувати регресійні макромоделі на етапі ескізного проектування камер згоряння.

Лл. 2. Бібліогр.: 22 назви

УДК 621.44.533.697

Лапочко В.М., Кухтін Ю.П. Прогнозування режиму низькочастотних коливань нестационарного потоку газу в ступені компресора // Авіаційно-космічна техніка і технологія. – 2004. – № 4 (12). – С. 56 – 61.

З використанням методу відстеження струменів потоку проведено чисельні двовимірні дослідження нестационарного потоку газу в ступені компресора з урахуванням в'язкості. Поруч із існуванням високочастотного режиму коливань нестационарного потоку газу в слідах лопаток, виявлено наявність низькочастотного режиму коливань, обумовленого автоколиваннями стрибків ущільнювання в направляючому апараті ступені.

Лл. 12. Бібліогр.: 4 назви

УДК 629.76:017.2

Ніколаєв О.Д., Хоряк Н.В. Визначення параметрів власних поздовжніх коливань конструкції корпусу рідинних ракет-носіїв з урахуванням дисипації енергії // Авіаційно-космічна техніка і технологія. – 2004. – № 4 (12). – С. 62 – 73.

Стосовно до рідинних ракет-носіїв (РН) "Циклон" та "Дніпро" визначено з урахуванням дисипації енергії параметри власних поздовжніх коливань

ments // Aerospace technic and technology. – 2004. – № 4 (12). – P. 43 – 47.

There is considered a problem of engine rotation speed sensor model forming including rotation oscillations of monitored transmission shaft and rotation moments of coaxial propellers of the turboprop engine (TPE), which accept this type of the shaft oscillations by differential gearbox link. There is proposed a new form of elastic TPE transmission dynamics description obtained by the equivalent transformation of the famous Lagrange model which supplied consolidation of different elements of transmission and measuring device into single model convenient for solving different tasks of elastic TPE transmissions dynamics investigation, control and monitoring.

Fig. 2. Ref.: 5 items

UDC 621.452.022

Kostyuk V., Kravchenko I. Modern approaches to prediction of light-off and blow-out characteristics of gas turbine combustors analysis. I. Macro modeling // Aerospace technic and technology. – 2004. – № 4 (12). – P. 48 – 55.

A problem of prediction of light-off and blow-out characteristics of gas turbine combustors during its design and modification. An application area of macro level mathematical modeling of ignition and extinction phenomenon was defined based on publications analysis. To employ a regression macro models during combustors preliminary design phase was proposed.

Fig. 2. Ref.: 22 items.

UDC 621.44.533.697

Lapotko V., Kukhtin Yu. Prediction of low-frequency vibrations of unsteady gas flow in the compressor stage // Aerospace technic and technology. – 2004. – № 4 (12). – P. 56 – 61.

Numerical 2-D researches of unsteady gas flow in the compressor stage were conducted by tracing current jets and taking into account viscosity. Besides high-frequency vibrations of unsteady gas flow stipulated by the unsteadiness of gas flow in the blade traces, there are low-frequency vibrations stipulated by self-excited vibrations of shock wave in the guide vanes.

Fig. 12. Ref.: 4 items

UDC 629.76:017.2

Nikolayev O., Khoryak N. Determination of free free longitudinal vibration parameters of rocket launcher structure taking into account an energy dissipation // Aerospace technic and technology. – 2004. – № 4 (12). – P. 62 – 73.

The free free longitudinal vibration parameters of rocket launcher structure is determined with reference to POGO stability analysis of liquid launchers of "Cyclon"

конструкції корпусу РН, які використовуються при аналізі поздовжньої стійкості. Показано, що резонансна взаємодія підсистем конструкції корпусу РН є характерною для рідинних РН, а врахування дисипації енергії в умовах резонансу має істотний вплив на параметри власних поздовжніх коливань конструкції корпусу. Зокрема, значення наведених мас та модулів коефіцієнтів форм власних поздовжніх коливань конструкції корпусу РН, які розраховані з урахуванням внутрішнього тертя, значно менше значень відповідних параметрів консервативної системи, а уявні частини комплексних коефіцієнтів форм власних поздовжніх коливань конструкції корпусу РН сумірні за величиною з їхніми дійсними частинами. Використання в математичній моделі нелінійної динамічної системи “РРДУ – корпус РН” значень параметрів власних поздовжніх коливань конструкції корпусу РН, визначених із урахуванням дисипації енергії, дозволило підвищити вірогідність прогнозу рівня амплітуд поздовжніх коливань РН.

Табл. 1. Іл. 7. Бібліогр.: 12 назв

УДК 681.51-192

Ушаков А.О., Харченко В.С. Імітаційне моделювання відмовостійких бортових систем керування із програмованою логікою із урахуванням факторів середовища // Авіаційно-космічна техніка і технологія. – 2004. – № 4 (12). – С. 74 – 89.

У статті сформульована задача оцінки впливу відмов на працездатність вбудованих систем керування із програмованою логікою (ВСКПЛ). Розкриті можливі шляхи рішення задачі за допомогою різних методів моделювання. Описано методику імітаційного моделювання. Представлено результати імітаційного моделювання одноканальної, дубльованої і мажоритарної структур ВСКПЛ при кратних відмовах, а також спосіб перевірки їх результатів за точковим значенням, отриманим з використанням аналітичних залежностей. На закінчення представлена концепція цілісної моделі ВСКПЛ для заданої множини кратних відмов.

Табл. 9. Іл. 11. Бібліогр.: 21 назва

УДК 621.375

Антюфеев В.І., Биков В.М., Гричанюк О.М., Краюшкін В.О., Орлов С.В., Шило С.О. Експериментальна оцінка впливу теплофізичних властивостей обтічника антени на якість функціонування радіометричних інформаційних систем міліметрового та інфрачервоного діапазонів хвиль // Авіаційно-космічна техніка і технологія. – 2004. – № 4 (12). – С. 90 – 93.

У результаті експерименту досліджений вплив нагрітого антенного обтічника на якість функціонування радіометричних інформаційних систем міліметрового й інфрачервоного діапазонів хвиль.

Іл. 3. Бібліогр. 7 назв

and “Dniepr” taking into account an energy dissipation. It is shown that a resonant interaction of launcher structural subsystem is typical for liquid rocket launchers and for this case the energy dissipation influences essentially on the free free vibration parameters of launcher structure. In particular, the generalized masses and modules of structure free free longitudinal vibration modes computed with damping effect are less significantly than the corresponding vibration parameters of conservative system, and imaginary parts of the eigenmodes POGO vibration are covariant to its real parts. Using the parameters of the launcher free free vibration computed with damping effect is enable to increase the trustworthiness of theoretical determination of POGO vibration amplitudes of the launchers.

Tabl. 1. Fig. 7. Ref.: 12 items

UDC 681.51-192

Ushakov A., Kharchenko V. Simulation modeling of fault-tolerant airborne control systems with programmable logic taking into account environmental factors // Aerospace technic and technology. – 2004. – № 4 (12). – P. 74 – 89.

The problem of failures impact estimation on the fault-tolerance of embedded control systems with programmable logic (ECSPL) has been formulated. The possible solutions of that challenge have been given by means of different modeling methods. The technique of simulation modeling has been described. The simulation modeling results of one-channel, duplex and triplex majority ECSPL-structures under multiple failures and the method of theirs verification according to the punctual values which were taking by means of analytical dependencies have been presented. The conception of integral ECSPL-model for specified number of multiple failures finally been proposed.

Tabl. 9. Fig. 11. Ref.: 21 items

UDC 621.375

Antyufeev V., Bykov V., Grichaniuk A., Krayushkin V., Orlov S., Shilo S. Experimental estimation of influence of heated antenna radome on quality of functioning of radiometric information systems of infra-red and millimeter wave bands // Aerospace technic and technology. – 2004. – № 4 (12). – P. 90 – 93.

Experimentally studied influence of heated antenna radome on quality of functioning of radiometric information systems of infrared and millimeter wave bands.

Fig. 3. Ref. 7 items.

АНТЮФЕЕВ Валерий Иванович	Военный научный центр космических исследований (при Харьковском военном университете), старший научный сотрудник, доктор технических наук, ведущий научный сотрудник
БЫКОВ Виктор Николаевич	Военный научный центр космических исследований (при Харьковском военном университете), старший научный сотрудник, кандидат технических наук, начальник отдела
ГРИЧАНЮК Александр Михайлович	Военный научный центр космических исследований (при Харьковском военном университете), заместитель начальника отдела
ДУЛЕВ Андрей Петрович	Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "Харьковский авиационный институт", аспирант
ЕПИФАНОВ Сергей Валерьевич	Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "Харьковский авиационный институт", профессор, доктор технических наук, заведующий кафедрой
ИГНАТОВИЧ Сергей Ромуальдович	Национальный авиационный университет, доктор технических наук, профессор, заведующий кафедрой
КАРУСКЕВИЧ Михаил Виталиевич	Национальный авиационный университет, старший научный сотрудник, кандидат технических наук, доцент
КАРУСКЕВИЧ Олег Михайлович	Национальный авиационный университет, студент
КОМБАРОВ Владимир Викторович	Центр САПР и ИТ «Харьковский авиационный институт», научный сотрудник, руководитель центра
КОСТЮК Владимир Евгеньевич	Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "Харьковский авиационный институт", кандидат технических наук, ведущий научный сотрудник
КРАВЧЕНКО Игорь Федорович	ГП ЗМКБ "Прогресс" им. академика А.Г. Ивченко, Генеральный конструктор
КРАЮШКИН Владимир Александрович	Военный научный центр космических исследований (при Харьковском военном университете), старший научный сотрудник
КРИВЦОВ Владимир Станиславович	Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "Харьковский авиационный институт", профессор, доктор технических наук, ректор

КУЛАЛАЕВ Виктор Валентинович	Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "Харьковский авиационный институт", кандидат технических наук, доцент
КУХТИН Юрий Петрович	ГП ЗМКБ "Прогресс" им. академика А.Г. Ивченко, инженер-конструктор
ЛАПОТКО Василий Михайлович	ГП ЗМКБ "Прогресс" им. академика А.Г. Ивченко, кандидат технических наук, инженер-конструктор
МЕЛЬНИЧУК Александр Петрович	Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "Харьковский авиационный институт", младший научный сотрудник
НИКОЛАЕВ Алексей Дмитриевич	Институт технической механики Национальной академии наук Украины и Национального космического агентства Украины, старший научный сотрудник, кандидат технических наук, старший научный сотрудник
ОЛЕЙНИК Алексей Васильевич	Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "Харьковский авиационный институт", кандидат технических наук, доцент
ОРЛОВ Сергей Владимирович	Военный научный центр космических исследований (при Харьковском военном университете), адъюнкт
РУТКОВСКИЙ Владислав Юльевич	Институт проблем управления им. В.А. Трапезникова, РАН, Москва, Россия, доктор технических наук, заведующий лабораторией
СУХАНОВ Виктор Миньонович	Институт проблем управления им. В.А. Трапезникова, РАН, Москва, Россия, доктор технических наук, главный научный сотрудник
УШАКОВ Андрей Александрович	Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "Харьковский авиационный институт", аспирант
ХАРЧЕНКО Вячеслав Сергеевич	Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "Харьковский авиационный институт", профессор, доктор технических наук, заведующий кафедрой
ХОРЯК Наталья Витальевна	Институт технической механики Национальной академии наук Украины и Национального космического агентства Украины, научный сотрудник
ШИЛО Сергей Александрович	Харьковский национальный университет, кандидат технических наук, старший научный сотрудник
