

УДК 621.793.7

**А.В. САГАЛОВИЧ¹, А.В. КОНОНЫХИН¹, В.В. ПОПОВ¹, С.Ф. ДУДНИК²,
В.В. САГАЛОВИЧ¹**¹ *ОАО «ФЭД», Харьков, Украина,*² *ННЦ «ХФТИ», Харьков, Украина*

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ ПОКРЫТИЙ ТИПА AVINIT

Проведены металлографические исследования усовершенствованных конструкций многослойных покрытий типа Avinit С на нитридной основе - покрытия на основе системы Ti-Al-N и покрытия на основе системы Mo-N. Использование в разрабатываемых технологиях эффективных методов очистки поверхности и трехуровневой системы дугогашения для предупреждения повреждения поверхности микродугами позволяют осаждать покрытия на прецизионные поверхности высокого класса чистоты до 12-13 класса без снижения класса чистоты поверхности. Экспериментальные результаты подтверждают возможность низкотемпературного нанесения высокотвердых покрытий Avinit С на основе нитридов металлов в режимах, обеспечивающих хорошую адгезию к материалу подложки (сталь Х12МФ) без снижения прочностных характеристик стали (< 200°C) и в отсутствие коробления покрываемых поверхностей. Полученные результаты позволяют разрабатывать программные продукты для получения многокомпонентных многослойных покрытий заданного состава на оборудовании Avinit и отработки стабильных технологий нанесения функциональных покрытий для использования в деталях прецизионных пар трения реальных деталей серийных авиационных агрегатов.

Ключевые слова: вакуум-плазменные многокомпонентные многослойные, нанослойные покрытия; трибология.

Введение

Современные исследования в области создания новых материалов с рекордными характеристиками по износостойкости, шероховатости, возможности работать в экстремальных условиях связаны с направлением нанотехнологий, позволяющих формировать многокомпонентные композиции со структурными элементами, имеющими размеры от нескольких сотен до единиц нанометров. Такие материалы по сравнению с материалами такого же состава с обычной структурой могут иметь в несколько раз более высокие соответствующие характеристики по трибологическим и другим свойствам. Это относится и к покрытиям – одному из эффективных методов расширения возможностей применения тих или иных материалов [1 – 7].

Проведенные нами исследования [8, 9] по нанесению функциональных покрытий на основе титана, молибдена и их соединений с азотом методами вакуум-плазменного осаждения показали, что многокомпонентные многослойные покрытия демонстрируют более высокие показатели износостойкости и трибологические характеристики сравнительно с однослойными покрытиями на основе одного соединения. В работах [10, 11] описано созданное нами экспериментально-технологическое оборудование - установка Avinit для нанесения многослойных

функциональных покрытий, позволяющее реализовать комплексные методы нанесения функциональных покрытий (плазмохимические CVD, вакуум-плазменные PVD (вакуум-дуговые, магнетронные), процессы ионного насыщения, имплантации и ионной обработки поверхности), объединенные в одном технологическом цикле.

Значительное увеличение спектра источников, обеспечиваемое комплексностью используемых методов, позволяет получать покрытия практически из любых элементов и сплавов, тугоплавких оксидов, карбидов, нитридов, металлокерамических композиций на основе тугоплавких металлов и оксидов, что существенно расширяет возможности создания принципиально новых материалов и покрытий узлов и деталей различного назначения, работающих в экстремальных условиях по температуре, воздействию агрессивных сред, механических нагрузок.

При получении покрытий Avinit обеспечивается возможность перехода к нанодиапазону для реализации процессов контролируемого формирования многокомпонентных нано- и микроструктурных покрытий с заданными характеристиками, что достигается благодаря проведенной коренной перестройке управления работой всех систем технологического оборудования на базе технологии сквозной синхронизации работы систем ионно-стимули-

рованного осаждения и оборудования диагностики наноразмерных покрытий за счет введения в состав оборудования новых микропроцессорных систем питания, синхронизации и управления процессами синтеза и диагностики и разработки комплекса методов контроля технологических параметров в процессе нанесения покрытий для целенаправленного управления технологическим процессом.

Появляется возможность формировать многослойные структуры, содержащие большое число слоев различного химического состава (металлические, нитридные, карбидные, оксидные и др.) толщиной от единиц до сотен нанометров. Структура слоев обеспечивается программированными согласованными режимами работы источников плазмы (как PVD, так и CVD), рабочих газов и высокого потенциала, прикладываемого к подложке.

Правильный выбор индивидуальных материалов слоев, методов осаждения и оптимизация технологических параметров создают предпосылки синтеза материалов с комплексом уникальных свойств, в т. ч. с исключительно высокой твердостью, прочностью, химической стабильностью, низким коэффициентом трения и повышенной износостойкостью.

Проведенная реконструкция технологического оборудования и разработанные программные продукты позволили выйти на качественно новый уровень по дальнейшему модифицированию и совершенствованию конструкций функциональных покрытий типа Avinit, стабильности технологий и повышения контроля их качества при нанесении таких покрытий для разработанных пар трения для возможного использования в деталях прецизионных пар трения.

В данной работе представлены результаты металлографических исследований усовершенствованных покрытий типа Avinit на основе системы Ti-Al-N и на основе системы Mo-N.

Исследования процесса осаждения вакуум-дуговых покрытий проводились с целью определения оптимальных параметров процесса получения высококачественных покрытий на основе нитридов металлов в условиях конкретного технологического оборудования Avinit. Эти данные необходимы для разработки программных продуктов получения функциональных композиционных многослойных упрочняющих покрытий для повышения износостойкости рабочих поверхностей прецизионных пар трения деталей авиационных агрегатов.

Методика получения покрытий

Разработку процессов по нанесению новых функциональных многослойных композиционных

покрытий проводили на вакуумной установке Avinit [11], созданной для реализации комплексных методов нанесения покрытий (плазмохимические CVD, вакуум-плазменные PVD (вакуум-дуговые, магнетронные), процессы ионного насыщения и ионной обработки поверхности).

В рамках работы [11] выполнен ряд аппаратных и технологических разработок (применение усовершенствованных сепарирующих устройств, улучшенная диагностика плазменных и газовых потоков, совершенствование ИК измерений (в инфракрасном диапазоне) температурных полей покрываемых изделий, совершенствование механических и электронных систем защиты от микродуг и модернизация катодных узлов и системы управления), что позволило существенно расширить возможности технологического оборудования и обеспечить нанесение качественных покрытий на прецизионные поверхности.

Покрытия типа "Avinit" осаждаются на прецизионные поверхности высокого класса чистоты до 12-13 класса без снижения класса чистоты поверхности. Это достигается возможностью использования в разрабатываемых технологиях эффективных методов очистки поверхности – очистка в тлеющем разряде Ar, очистка в двухступенчатом вакуум-дуговом разряде и очистка металлическими ионами при напряжении выше нулевой точки роста, а также предупреждением повреждения поверхности микродугами, для чего в установке "Avinit" предусмотрена трехуровневая система дугогашения, обеспечивающая высокое качество очистки поверхности от оксидов и других загрязнений без возникновения электрических пробоев. Осаждение происходит при низких температурах, не превышающих температур отпуска материала основы, обеспечивая сохранение механических характеристик и отсутствие коробления покрываемых изделий.

Для реализации процессов контролируемого формирования многокомпонентных нано- и микро-структурных покрытий с контролируемым составом с применением вакуум-плазменных и плазмохимических процессов нами разработана технология сквозной синхронизации с использованием ЭВМ для управления технологическим процессом нанесения покрытий. Она позволяет управлять работой источников напыления, напуска реакционного газа и других систем установки по заданной программе и вести протоколирование параметров работы установки в течение всего технологического цикла.

Нанесение многокомпонентных многослойных покрытий "Avinit" осуществляли по технологическим схемам, которые описанным нами в статье «Технологічні схеми формування багаточастотних покриттів «Avinit»», которая будет издана в журнале «Вісник двигунобудування».

Для получения многослойных покрытий «Avinit» из твердых соединений в системе Ti–Al–N была использована технологическая двухкатодная схема при одновременной работе двух источников напыления, которые размещены навстречу друг другу, в среде реакционного газа с вращением образца вокруг своей оси. Для нанесения многослойных покрытий, построенных на последовательности твердого и мягкого слоев (системы TiN–Ti, MoN–Mo), использована однокатодная схема с непрерывной работой источника напыления и импульсной (периодической) подачей реакционного газа, при этом она была реализована в двух вариантах, с вращением подложек вокруг своей оси, когда покрывалась вся поверхность образца, и без вращения, когда покрывалась только одна сторона образца.

Перед загрузкой в вакуумную камеру подложки очищались от загрязнений в моющем растворе с добавками ПАВ в ультразвуковой ванне, промывались в проточной воде, дистиллированной воде и высушивались теплым воздухом. После закрепления подложек в вакуумной камере их поверхность протирали дополнительно петролевым эфиром. Вакуумная камера откачивалась до давления $(1,3-2) \cdot 10^{-3}$ Па, включался вакуум-дуговой источник и начиналась ионно-плазменная очистка поверхности подложек с постепенным увеличением потенциала смещения от 50-100 В до 700-1000 В. Время цикла очистки колебалось от 3 до 5 мин, при этом температура подложек, определяемая с помощью ИК пирометра «Raytek», достигала 200-250°C. Такой режим очистки подложек обеспечивал получение качественных прочносцепленных покрытий без сколов и локальных отслоений.

Величина тока вакуум-дугового разряда с молибденовым катодом составляла 140-150 А, соответственно с титановым или алюминиевым катодом 100-110 А. При нанесении покрытий в среде азота его давление было в пределах $(1,3-3) \cdot 10^{-1}$ Па.

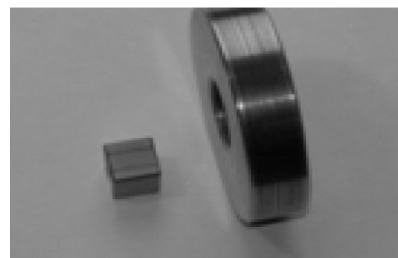
Покрытия нанесены на образцы из стали Х12Ф1 с твердостью 56...61HRC с прецизионными поверхностями, используемыми в производстве деталей агрегатов. Для этого рабочие плоскости образцов были обработаны по заводским технологиям ГП ХМЗ «ФЭД» до шероховатости 0,016-0,021 мкм (12-13 класс шероховатости).

На рис. 1, 2 приведены фото образцов с покрытиями различного состава, полученными по приведенным выше технологическим схемам.

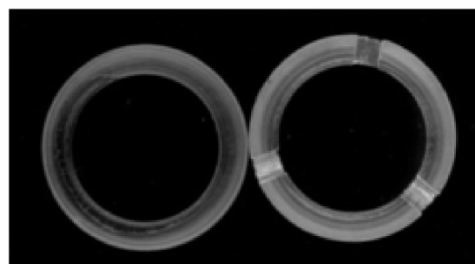
Методика проведения металлографических исследований

Металлографические исследования и определение параметров материалов (толщина покрытий,

равномерность, дефектность и структура самого материала) проводили на микроскопе ММР-4. Микротвердость покрытий определялась при помощи микротвердомера ПМТ-3 при нагрузке 50 г. Твердость материала измеряли на твердомере путем вдавливания алмазного наконечника по методу Роквелла (ГОСТ-23667-79). Шероховатость поверхности образцов до и после нанесения покрытий измерялась на профилометре - профилографе.

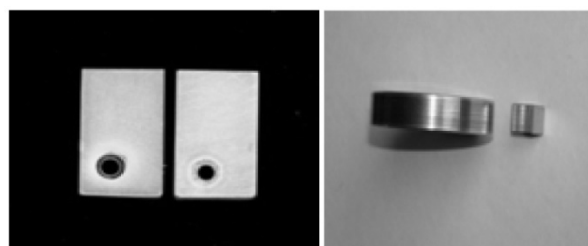


а



б

Рис. 1. Многослойные покрытия в системе Ti–Al–N



а



б

Рис. 2. Многослойные покрытия:
а – TiN – Ti; б – MoN – Mo

Измерения микротвердости и модуля Юнга в многослойных и нанослойных покрытиях типа Avinit толщиной 1...3 мкм проведены с помощью прибора для измерения нанотвердости фирмы CSM (Швейцария) (скорость нагружения 20,00 mH/min, max глубина 100,00 nm при нагрузке 0,6 г обработка результатов в модели Оливера – Фара).

Проведение исследований химической индивидуальности приповерхностной области функциональных покрытий выполнялось с помощью метода масс-спектрометрии вторичных ионов (МСВИ), электронно-зондовой рентгеновского микроанализа (ЭЗРМА), растровой электронной микроскопии (РЭМ). (Исследования выполнены на кафедре КФТ ФТФ ХНУ Бобковым В.А.). Снятие профилей изменения

химической индивидуальности нанослоев функциональных покрытий проведено с помощью метода масс-спектрометрии вторичных ионов (МСВИ) на вторично-эмиссионном масс-спектрометре MC 7201M. Максимальная глубина профилирования 5 мкм. Для распыления использовался пучок ионов Ag^+ с энергией 5–7 кэВ. Исследование функциональных участков поверхности образцов проводили с помощью растровой электронной микроскопии (РЭМ). Снятие пространственных распределений химических элементов проводили с помощью электронно-зондового рентгеновского микроанализа (ЭЗРМА).

Металлофизические измерения полученных покрытий на макетных деталях проведены в ОАО «Мотор-Сич» на растровом электронном микроскопе JSM T-300.

Результаты экспериментальных исследований

Изучено влияние основных параметров на изменение свойств получаемых покрытий на основе нитридов молибдена, титана, алюминия.

Важным параметром является температура формирования покрытия. Во многих случаях при нанесении покрытий необходимо сохранить механические свойства материала основы, что может быть достигнуто соответствующими режимами термообработки, при этом температуры отпуска не превышают 180–240°C. Это накладывает соответствующие ограничения и на температуру нанесения покрытий на такие материалы. Достижение достаточной адгезии покрытий при таких температурах даже для вакуум-дуговых методов, которые в этом отношении являются одними из лучших по сравнению с другими методами, не всегда легкая задача и требует тщательной подготовки и выбора режимов вакуум-плазменной обработки поверхностей, особенно, при работе с прецизионными поверхностями, и последующего нанесения покрытий. Этот момент выбран в качестве одного из исходных при отработке режимов нанесения покрытий.

Как показали проведенные исследования, при нанесении покрытий в различных технологических режимах степень равномерности распределения покрытия очень чувствительна к параметрам процесса нанесения покрытия. Выбирая оптимальным образом параметры процесса, можно формировать покрытия на острых кромках и на сферической поверхности. Вместе с тем, чувствительность равномерности нанесения покрытия к условиям проведения процесса обуславливает целесообразность оптимизации последнего на стадии отработки технологического процесса нанесения покрытий на макетные и натурные изделия.

Проведенные исследования положены в основу при выборе температурно-временных параметров получения упрочняющих покрытий для повышения износостойкости рабочих поверхностей прецизионных пар трения, что обеспечивает получение покрытий заданного состава.

Одним из показателей многослойных покрытий, во многом определяющим их свойства, является, безусловно, толщина отдельного слоя. При формировании покрытия необходимая толщина слоя задается временем работы соответствующего источника, что требует знания скорости роста. Скорость роста покрытия в общем случае зависит от мощности источника напыления, расстояния от источника до подложки, ориентации и положения ее по отношению к оси диаграммы направленности атомарного потока источника напыления, формы самой диаграммы направленности, потенциала смещения, подаваемого на подложку. Подложка может быть неподвижной, вращаться вокруг фиксированной оси или совершать планетарное движение.

При нанесении покрытий на поверхность подложки накладывали маску, которая частично ее прикрывала. Толщина маски составляла 0,1 мм и была плотно прижата к поверхности подложки. Благодаря этому на поверхности подложки формировалась ступенька, высота которой соответствовала толщине покрытия. Это позволило по профилограмме, снятой на границе перехода от поверхности подложки до поверхности покрытия, не только определить его толщину (и по ней скорость роста), но и избежать возможных расхождений при сравнении значений шероховатости покрытия за счет несовпадения мест их определения на плоскости подложки.

В табл. 1 приведены результаты экспериментов по определению скорости роста различных покрытий, полученных как на неподвижных подложках, так и на подложках, совершающих планетарное движение.

Полученные результаты совпадают с оценками, которые можно сделать из сравнения величины полного ионного тока, составляющего около $0,1I_d$, где I_d - величина тока дугового разряда, и величины ионного тока на выходе сепаратора, составляющего около $0,01I_d$, т.е. приблизительно в 10 раз меньше. Именно в таком соотношении находятся величины скорости роста покрытий, полученные без сепарировующих устройств.

Для определения радиального распределения скорости роста покрытий относительно оси источника напыления в перпендикулярной плоскости была использована возможность определения толщины оптически прозрачных покрытий по количеству интерференционных максимумов на участках с переменной толщиной [12].

Таблица 1
Скорость роста покрытий различного состава

№ п/п	Покрытие	Скорость роста, V, мкм/час	Примечания
1	Ti	0,25	Планетарное движение
2	Mo	0,2	-----х-----
3	TiN	0,16	-----х-----
4	MoN	0,14	-----х-----
5	TiAlN	0,7	
6	TiN	0,9	Фиксированное положение
7	MoN	0,7	-----х-----

В качестве оптически прозрачных покрытий были использованы покрытия на основе нитрида алюминия, которые формировались на подложках при нанесении покрытий из металлических мишеней в среде реакционного газа (азота). В качестве подложек использовали полосы из листовой стали шириной 20 и длиной 400 мм. Подложки размещали перпендикулярно оси вакуум-дугового источника с сепаратором на расстоянии 160 и 370 мм от торцевой части сепаратора диаметром на выходе 190 мм. Покрытия наносили при токе вакуумной дуги 120 А. На начальном этапе на подложку подавалось смещение 400 В, и ее поверхность очищалась в плазме тлеющего разряда при давлении Ar 5 Па в течение 30 мин. После этого останавливали подачу Ar в камеру, снимали потенциал смещения и напускали азот до давления $3 \cdot 10^{-1}$ Па с одновременным включением вакуум-дугового разряда. Процесс напыления покрытия длился 30-45 мин. Во время напыления подложка находилась под плавающим потенциалом. На рис. 3 приведены кривые распределения скорости роста покрытия в зависимости от расстояния до оси источника для различных условий напыления.

Из кривых распределения скорости видно, что имеется смещение их центра симметрии по отноше-

нию к геометрической оси источника. По отношению к центру вакуумной камеры отклонение плазменного потока наблюдается в сторону фланца пристыковки системы откачки установки. Подобная асимметрия радиального распределения скорости имела место и в исследованиях для несепарированного плазменного потока вакуум-дугового источника [13], т.е. в данных исследованиях асимметрия сепарированного потока не связана с сепаратором как конструктивным элементом установки, а присуща данной конструкции установки.

Увеличение тока фокусирующей катушки до величины 0,5 А, предварительно определенного как оптимальный для такого сепаратора, не только привело к повышению скорости роста покрытия в центре приблизительно на 20 %, а и несколько уменьшило неоднородность ее распределения. Таким образом, скорость роста покрытий при применении сепаратора в зависимости от материала покрытия и условий его формирования может колебаться в пределах от нескольких десятых до нескольких микрометров в час.

На основании данных о скорости роста покрытий были введены данные в программу управления установкой Avinit для нескольких вариантов нанослойных покрытий, а именно:

- покрытия Ti-TiN с периодом повторяемости 10 нм и толщиной отдельных нанослоев соответственно 2 нм и 8 нм;
- покрытия Mo-MoN с периодом повторяемости 20 нм и равной толщиной отдельных нанослоев;
- покрытия TiN-AlN с периодом повторяемости 12 нм и толщиной отдельных нанослоев 4 и 8 нм.

Процесс формирования покрытия начинается с момента уменьшения потенциала смещения до величины, при которой скорость конденсации покрытия превышает скорость его распыления ускоренными ионами. Процесс нанесения покрытия Ti-TiN длился 1,5 часа, покрытий Mo-MoN и TiN-AlN три часа.

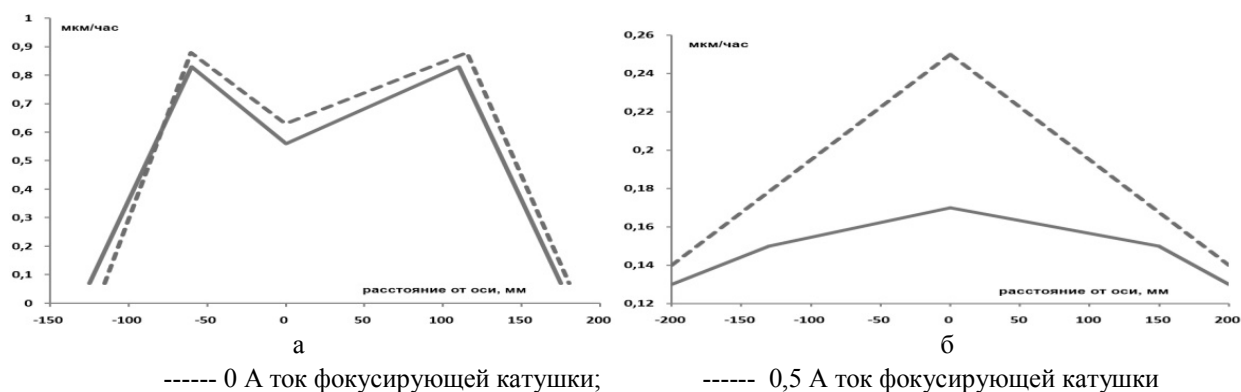


Рис. 3. Зависимость распределения скорости роста от расстояния до оси источника для подложек, расположенных на расстоянии: а – 160 мм и б – 370 мм от сепаратора, при различных значениях тока фокусирующей катушки

Система управления Avinit обеспечила устойчивое формирование нанослоев заданного состава и соотношений по толщине в течение всего процесса. При этом была реализована схема формирования как однокомпонентных нанослойных конструкций из двух источников, так и схема формирования нанослойных покрытий типа Me, Me-MeN, Me1N-Me2N с привлечением плазмохимических реакций образования нитридов металла (реактивное напыления).

При горении вакуум-дугового разряда наряду с атомарным высокоионизованным потоком частиц часть материала катода переносится к поверхности роста покрытия в виде капель. Наличие капельной составляющей в структуре покрытия является одной из характерных особенностей вакуум-дуговых покрытий. При формировании нанослойных покрытий и изучении зависимости их характеристик от состава и периодичности структуры наличие макрочастиц, генерируемых катодным пятном вакуумной дуги, будет существенно снижать характеристики получаемых покрытий, особенно, при нанесении покрытий на прецизионные поверхности. Размеры капель, плотность потока, угловое распределение зависят от режима работы вакуум-дугового источника напыления, материала катода. Это дает возможность в определенной мере влиять на величину этой составляющей в общем потоке вещества, конденсируемого на подложке в виде покрытия.

Нами использован и усовершенствован применительно к задаче нанесения нанослойных покрытий на прецизионные поверхности прямолинейный сепаратор островкового типа как одна из простых в реализации и в то же время достаточно эффективная конструкция [14]. Он имеет заслонку и систему колен-улавливателей из тугоплавкого материала, что обеспечивает надежную защиту анода от проплавления пятном дуги.

Эффективность работы вакуум-дугового источника с сепарацией плазменного потока зависит от конструкции устройства для сепарации, конфигурации

магнитного поля и его напряженности. Поэтому были проведены эксперименты по оптимизации параметров сепарирующего устройства, смонтированного на основе использования фокусирующей катушки стандартного вакуум-дугового источника напыления.

Положение и размер непрозрачного для капель элемента сепаратора выбирались из условия максимально возможного отсечения капель при сохранении достаточной величины общего ионного тока на выходе сепаратора, который принимался коллектором Ø 250 мм. Величина напряженности магнитного поля в плазмопроводе зависела от тока соленоида, который выбирался так, чтобы ионный ток на выходе сепаратора был максимальным. Исследования зависимости величины ионного тока от потенциала смещения, подаваемого на коллектор, показали, что кривая ионного тока достигает насыщения при напряжении около 60 В, и в последующих экспериментах была неизменна.

В оптимальном режиме путем выбора оптимальной величины тока фокусирующей катушки (около 0,5 А) в зависимости от размеров и положения сепарирующего островка было достигнуто максимальное значения общего ионного тока на выходе сепаратора, который составлял 1,2 А при токе дуги 120 А.

Как показали экспериментальные результаты, использование такого прямолинейного сепаратора обеспечивает формирование плазменных потоков, существенно очищенных от микрочастиц катодного материала, что позволяет осаждать покрытия на поверхности V 11-13 класса практически без изменения класса чистоты поверхности. Все последующие экспериментальные и технологические разработки были выполнены с использованием данного прямолинейного сепарирующего устройства.

Состав и некоторые характеристики по твердости, микротвердости и шероховатости исследованных покрытий, полученных при различных технологических схемах [12], приведены в табл. 2.

Таблица 2

Характеристики образцов

N п/п	Состав покрытия	Технологическая схема *)	Исходные параметры		Конечные параметры		
			Твердость основы, HRC	Микротвердость поверхности образца, Н _к (МПа)	Толщина покрытия, мкм	Микротвердость поверхности образца с покры- тием, Н _к (МПа)	Шероховатость
1	Без покрытия		59 – 60	770 - 800			0,025 (12б)
2	TiN	1	59 – 60	770 - 800	1,0	1500-1900	0,040(11в)
3	TiN-Ti	2	59 – 60	770 - 800	1,0	1300-1800	0,036 (12а)
4	MoN	1	59 – 60	770 - 800	1,0	2000-2300	0,040(11в)
5	MoN-Mo	2	59 – 60	770 - 800	1,0	2000-2200	0,036 (12а)
6	TiN-AlN	3	59 – 60	770 - 800	1,0	2600-3500	0,025 (12б)
7	MoN	1 (без сепаратора)	59 – 60	770 - 800	10,0	2000-2200	0,60(8а)
8	TiN	1 (без сепаратора)	59 – 60	770 - 800	12,0	1500-1800	0,70(7в)

*) 1 – однокатодная схема с непрерывной работой источника напыления в среде реакционного газа с вращением подложек вокруг своей оси; 2 – однокатодная схема с непрерывной работой источника напыления в среде реакционного газа и без него с вращением подложек вокруг своей оси; 3 – двухкатодная схема при одновременной работе двух источников напыления, размещенных навстречу друг другу, в среде реакционного газа с вращением подложек вокруг своей оси.

Сравнение шероховатости подложки и покрытия по профилограммам (рис. 4, табл. 2) показывает, что после нанесения покрытий на образцы с шероховатостью 12-13 класса чистоты шероховатость поверхности практически не изменяется, либо имеет место незначительное увеличение шероховатости, которое практически не выходит за пределы одного класса в соответствии с классификацией по классам шероховатости поверхности.

Без применения прямолинейного сепаратора качество поверхности покрытия, как показывают результаты профилографических исследований, существенно ухудшается. На поверхности покрытий появляется большое количество макрочастиц (главным образом, капель металла), характерных для конденсации из несепарированных потоков плазмы. Шероховатость исходной поверхности (класс 126) при нанесении таких покрытий очень сильно снижается (класс 7в, табл. 2).

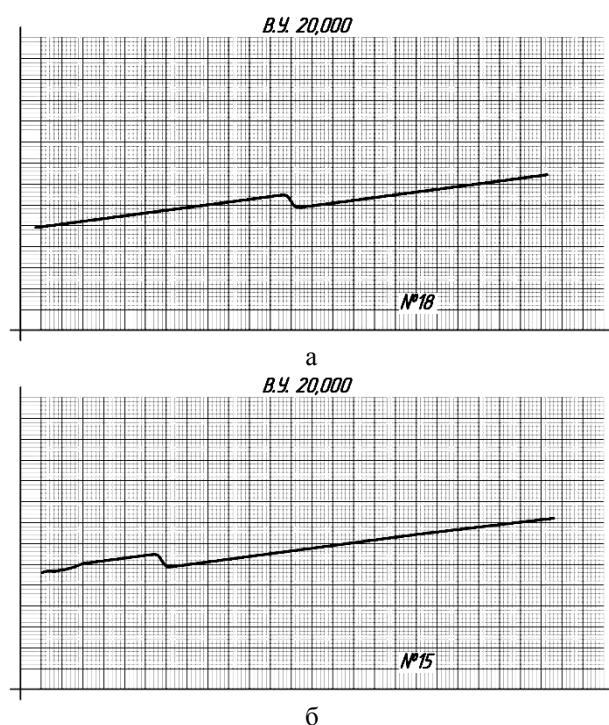


Рис. 4. Профилограмма подложки с покрытием:
а – Ti-TiN, б – Mo-MoN

При осаждении покрытий на основе молибдена без применения сепарирующих устройств шероховатость поверхности покрытий соответствует V 7-8 классу при осаждении на отполированную до V 12 класса чистоты поверхность стали X12МФ1.

Как и следовало ожидать, покрытия на основе титана имеют несколько большую шероховатость по сравнению с покрытиями на основе молибдена, обусловленную большей каплевой составляющей и большими размерами капель по сравнению с плазмой, генерируемой дугой с молибденовым катодом [14].

Проведенные рентгеновские исследования покрытий типа Avinit C/P 320-n1 показали, что покрытия в своем составе имеют ~ 45 ат % Al. Кристаллическая структура соответствовала структуре TiN с параметром решетки, близким к значениям этого соединения. По данным рентгеновских исследований размер областей когерентного рассеяния (ОКР) в покрытии составлял 32 nm. Эта величина хорошо согласуется с размерами отдельных нанослоев TiN и AlN, вычисленных, исходя из скорости роста нанослоя за один оборот, которая составляла ~ 35 nm, что, в целом, подтверждает наличие нанослойной структуры в соответствии с технологической схемой формирования покрытия.

С целью определения толщины покрытия и визуальной оценки качества сцепления покрытия Ti-Al-N с материалом опытных деталей в ОАО «Мотор-Сич» были проведены металлофизические измерения покрытия Avinit C/P 320-n1 на растровом электронном микроскопе JSM T-300 (рис. 5, 6).

Для измерения толщины был изготовлен поперечный статический излом деталей с покрытиями. Толщина покрытия составляет ~ 9 мкм. Отслоения покрытия от основы, на исследованных участках, не обнаружено.

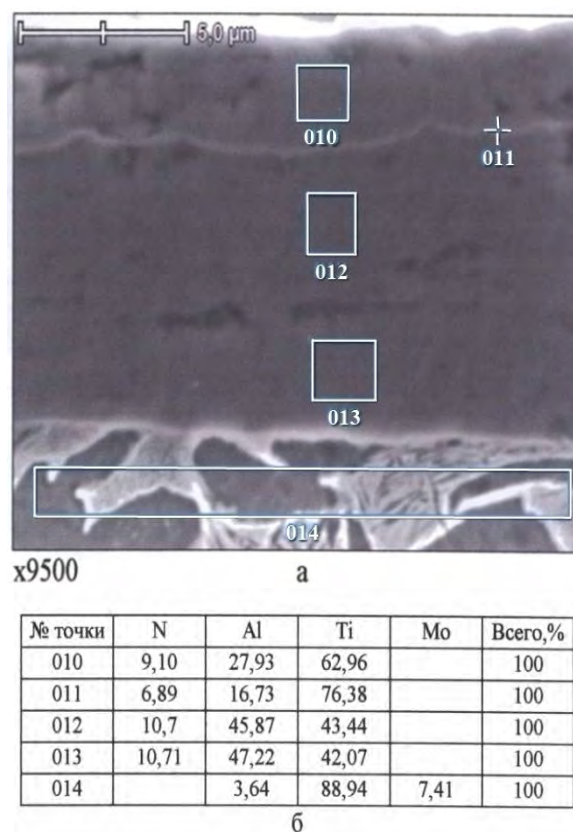


Рис. 5. Внешний вид покрытия Avinit C/P 320-n1 (поперечный шлиф): а – с отмеченными зонами анализа; б – примерный химический состав анализируемых зон

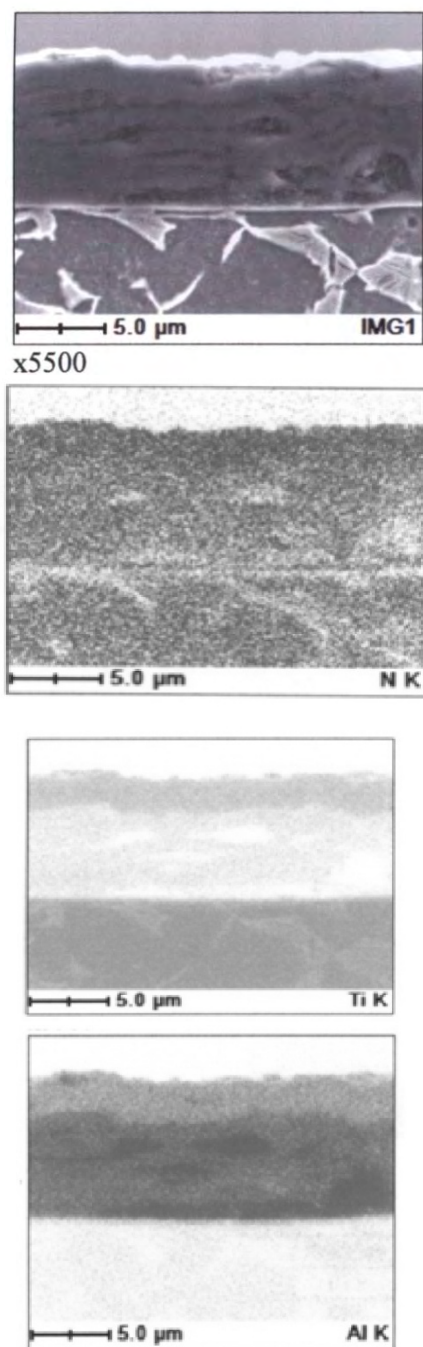


Рис. 6. Внешний вид покрытия Avinit C/P 320-n1 (поперечный шлиф) в режиме картирования участка покрытия. Большшему содержанию элемента соответствует более интенсивная окраска (толщина покрытия ~ 9 мкм)

Толщина толстых нефiltroванных многослойных покрытий Avinit C/P 100-t10 и Avinit C/P 220-t10 - 10...15 мкм, микротвердость покрытий – 2000 - 2500 кГ/мм².

Толщина тонких многослойных и нанослойных покрытий типа Avinit C/P 320-ms1 и Avinit C/P 210-m1 - 1...2 мкм.

Измеренные значения твердости покрытий типа Avinit C/P 320-ms1 составляли не менее

HV = 3500 кГ/мм², покрытий типа Avinit C/P 210-m1 - не менее HV = 2000-2500 кГ/мм².

Для определения микротвердости тонких покрытий (< 4 мкм) были проведены измерения нанотвердости с помощью нанотвердомера фирмы CSM (Швейцария) (скорость нагружения 20,00 мН/мин, max глубина 100,00 nm при нагружении 0,6 Г), обработка результатов с использованием стандартного программного обеспечения на основе применения модели Оливера – Фара.

Проведенные измерения микротвердости и модуля Юнга в покрытиях Avinit C/P 320-ms1 толщиной 1,4 мкм дали значения Hv = 1600 – 2300 кГ/мм², E = 250 - 300 GPa, коэффициент Пуассона K = 0,30 (диаграммы нагружения и полученные значения нанотвердости, модулей Юнга и коэффициентов Пуассона приведены на рис. 7, а).

Аналогичные измерения на покрытиях Avinit C/P 210-m1 толщиной 1,0 мкм дали следующие результаты - Hv = 1500 – 1800 кГ/мм², E = 200 – 260 GPa, коэффициент Пуассона K = 0,30 (рис. 7, б).

Необходимо отметить, что в модели Оливера – Фара модуль Юнга покрытия и основы предполагаются одинаковыми, и поэтому вычисленные величины могут быть несколько занижены.

Выполненные измерения нанотвердости показывают, что и в тонких слоях твердых и сверхтвердых покрытий, где применение обычных методов измерения микротвердости с помощью микротвердомера ПМТ-3 невозможно (толщина покрытия для получения достоверной информации должна быть не менее 5 мкм) реализуются столь же высокие значения твердости, как и в толстых слоях. Это позволяет утверждать, что многие технологические отработки, выполненные нами для толстых покрытий, могут быть с успехом перенесены на тонкие покрытия для прецизионных поверхностей.

Проведены металлографические исследования покрытий типа Avinit с применением методов масс-спектрометрии вторичных ионов (МСВИ), электронно-зондового рентгеновского микроанализа (ЭЗРМА), растровой электронной микроскопии (РЭМ).

На рис. 8, а для покрытия Avinit C/P 310-ms1 представлены зависимости токов вторичных ионов Al⁺, Ti⁺ от времени распыления и соответственно глубины профиля распределения компонентов.

Изменение тока вторичных ионов для обоих экспериментов характеризует изменение концентрации соответствующих элементов вглубь образца по мере распыления приповерхностной области пучком первичных ионов Ar⁺. Из полученных зависимостей следует, что верхний слой покрытия имеет повышенную концентрацию алюминия, которая с глубиной уменьшается.

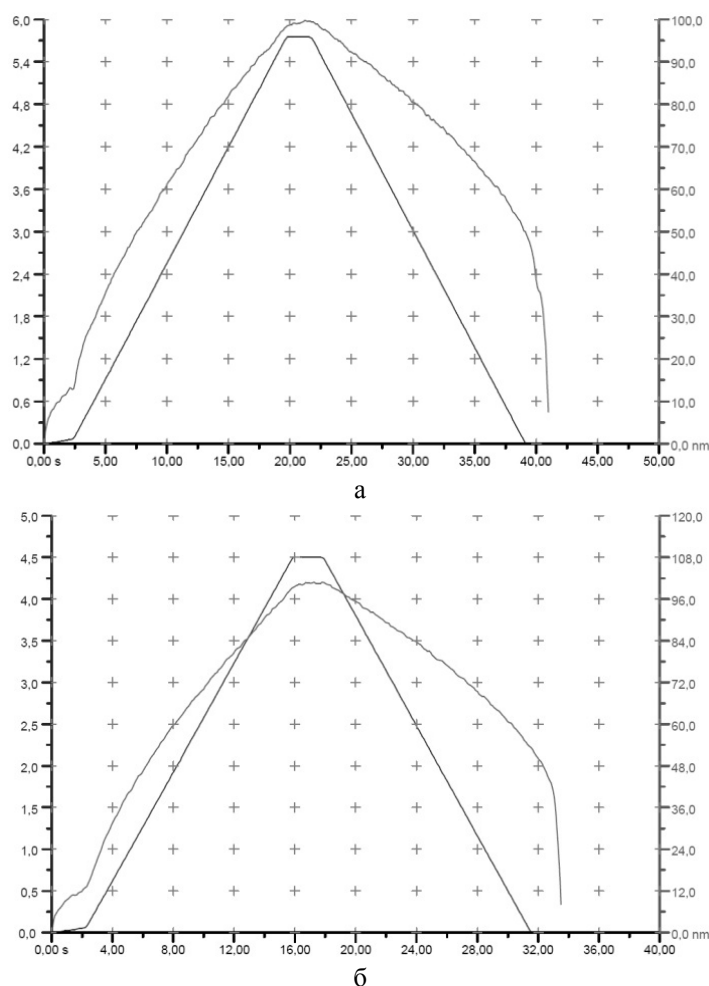


Рис. 7. Измерения нанотвердости и модуля Юнга:
а – покрытие Avinit C/P 320-ms1; б – покрытие Avinit C/P 210-m1

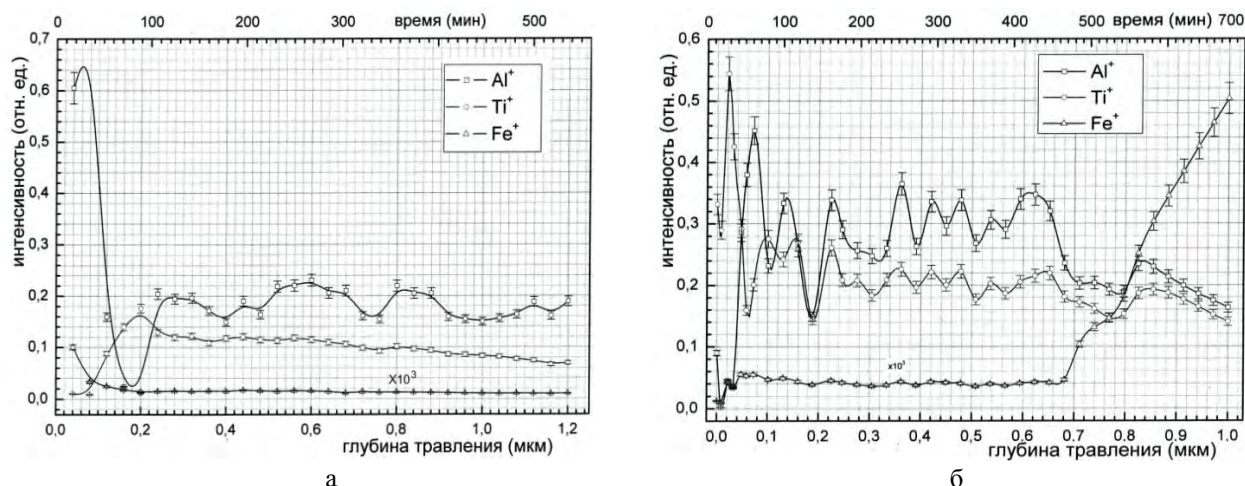


Рис. 8. Зависимости токов вторичных ионов Al^+ , Ti^+ от времени распыления:
а – покрытие Avinit C/P 310-ms1, б - покрытие Avinit C/P 320-n1

Дальнейшие изменения интенсивностей токов Al^+ и Ti^+ являются, в основном, отражением процессов, происходивших при нанесении покрытия и ведущих к изменению концентрации соответствующих компонентов за счет режима нанесения. Возможно также поведение зависимостей может характеризо-

вать изменение химической индивидуальности соединений алюминия и титана в процессе формирования толщины покрытия.

Аналогичные зависимости по профилям распределения алюминия и титана в приповерхностной зоне образца с нанесенным функциональным по-

крытием Avinit C/P 320-n1 приведены на рис. 8, б. Синхронные изменения интенсивностей токов Al+ и Ti+ с глубины ~ 1,8 мкм от поверхности связаны с технологией формирования покрытия.

Выполненные исследования позволили оптимизировать технологические параметры процесса нанесения нанослойных покрытий с более высокой (или более низкой) концентрацией алюминия в приповерхностных слоях.

Металлографические исследования образцов после нанесения покрытий различного состава показывают, что отработанные режимы обеспечили формирования качественных покрытий. Твердость и микротвердость материала основы в выбранных режимах нанесения покрытий практически не снижаются в сравнении с исходным состоянием. Покрытия имели хорошее сцепления с материалом подложки. Случаев отслоения покрытий при нанесении сетки царапин не наблюдалось.

Таким образом, экспериментальные результаты подтверждают возможность низкотемпературного нанесения высокотвердых покрытий Avinit C на основе нитридов металлов в режимах, обеспечивающих хорошую адгезию к материалу подложки (сталь Х12МФ) без снижения прочностных характеристик стали (< 200°C) и без ухудшения класса чистоты исходной поверхности.

Выводы

1. Проведены металлографические исследования усовершенствованных конструкций многослойных покрытий типа Avinit C на нитридной основе - покрытия на основе системы Ti-Al-N - Avinit C/P 310-ms1, Avinit C/P 300-t10, Avinit C/P 100-t10, Avinit C/P 320-n1, Avinit C/P 350-t10 и покрытия на основе системы Mo-N - Avinit C/P 210-m1 и Avinit C/P 220-t10.

Покрытия типа "Avinit" осаждаются на прецизионные поверхности высокого класса чистоты до 12-13 класса без снижения класса чистоты поверхности, что достигается использованием в разрабатываемых технологиях эффективных методов очистки поверхности, а также предупреждением повреждения поверхности микродугами, для чего в установке "Avinit" предусмотрена трехуровневая система дугогашения, обеспечивающая высокое качество очистки поверхности от оксидов и других загрязнений без возникновения электрических пробоев.

2. Экспериментальные результаты подтверждают возможность низкотемпературного нанесения высокотвердых покрытий Avinit C на основе нитридов металлов в режимах, обеспечивающих хорошую адгезию к материалу подложки (сталь Х12МФ) без снижения прочностных характеристик

стали (< 200°C) и в отсутствие коробления покрываемых поверхностей.

3. Проведенные исследования позволили выбрать температурно-временные параметры получения упрочняющих покрытий Avinit C для повышения износостойкости рабочих поверхностей прецизионных пар трения, что необходимо для разработки программных продуктов для получения таких покрытий заданного состава на оборудовании Avinit и отработки стабильных технологий нанесения функциональных многокомпонентных многослойных покрытий для возможного использования в деталях прецизионных пар трения реальных деталей серийных авиационных агрегатов.

Литература

1. Veprek, S. Concept for the design of novel superhard coatings [Текст] / S. Veprek, S. Reiprich // *Thin Solid Films*. – 1995. – V. 268. – P. 64-67.
2. Наноструктурные и наноккомпозитные сверхтвердые покрытия [Текст] / А.Д. Коротаев, В.Ю. Мошков и др. // *Физическая мезомеханика*. – 2005. – Т. 8, № 5. – С. 103-116.
3. Haurt, R. From alloying to nanocomposites – improved performance of hard coatings [Текст] / R. Haurt, J. Patscheider // *Advanced Engineering Materials*. – 2000. – V. 2, № 5. – P. 247-259.
4. Veprek, S. The search for novel, superhard materials [Текст] / S. Veprek // *J. Vac. Sci. Technol.* – 1999. – V. 17, № 5. – P. 2401-2420.
5. ZrN/Cu nanocomposite film – a novel superhard material [Текст] / J. Musil, P. Zeman, H. Hruby, P.H. Mayrhofer // *Surface and Coatings Technology*. – 1999. – V. 120-121. – P. 179-183.
6. Magnetron sputtering of nanocomposite (Ti,Cr)CN/DLC coatings [Текст] / Sam Zhang, Yongqing Fu, Hejun Du et al. // *Surface and Coatings Technology*. – 2002. – V. 162. – P. 42-48.
7. Different approaches to superhard coatings and nanocomposites [Текст] / S. Veprek, M. Veprek-Heijman, P. Karvankova, J. Prochazka // *Thin Solid Films*. – 2005. – V. 476. – P. 1-29.
8. Исследование характеристик трения и износа ионно-плазменных покрытий, полученных на алюминиевом сплаве [Текст] / А.П. Любченко, А.В. Сагалович, В.В. Сагалович и др. // *Физическая инженерия поверхности*. – 2004. – Т. 2, № 1-2. – С. 110-114.
9. Разработка многокомпонентных покрытий для повышения износостойкости поверхностей пар трения в прецизионных узлах [Текст] / В.В. Попов, А.В. Сагалович, С.Ф. Дудник [и др.] // *Физическая инженерия поверхности*. – 2007. – Т. 5, № 3-4. – С. 154-165.
10. Сагалович, А.В. Автоматизированная система нанесения функциональных нанопокровов [Текст] / А.В. Сагалович, В.В. Сагалович, С.Ф. Дудник // *Оборудование и инструмент*. – 2005. – Т. 12. – С. 2-3.

11. Установка Avinit для нанесения багатошарових функціональних покриттів [Текст] / О.В. Сагалович, О.В. Кононихін, В.В. Попов [та ін.] // Фізическая инженерия поверхности. – 2010. – Т. 8. – С. 336-347.

12. Валитов, А.М.-З. Приборы и методы контроля толщины [Текст] / А.М.-З. Валитов, Г.И Шиллов. – Л.: Энергоатомиздат, 1985. – 256 с.

13. Хороших, В.М. Пространственное распределение потоков частиц в стационарном дуговом

разряде низкого давления [Текст] / В.М. Хороших, М.Г. Холомеев // Фізична інженерія поверхні. – 2004. – Т. 2, № 1-2. – С. 24-27.

14. Прямолинейный сепаратор углеродной плазмы вакуумной дуги [Текст] / И.И. Аксенов, В.А. Белоус, В.В. Васильев [и др.] // Вопросы атомной науки и техники, серия “Физика радиационных повреждений и радиационное материаловедение”. – 2002. – № 2. – С. 127- 130.

Поступила в редакцию 19.05.2011

Рецензент: д-р техн. наук, проф., проф. кафедры технологии производства летательных аппаратов С.И. Планковский, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "ХАИ", Харьков.

ЕКСПЕРИМЕНТАЛЬНІ ДОСЛІДЖЕННЯ ПОКРИТТІВ ТИПУ AVINIT

О.В. Сагалович, О.В. Кононихін, В.В. Попов, С.Ф. Дуднік, В.В. Сагалович

Проведені металографічні дослідження вдосконалених конструкцій багатошарових покриттів типу Avinit C на нітридній основі - покриття на основі системи Ti-Al-N та покриття на основі системи Mo-N. Використання в розроблюваних технологіях ефективних методів очищення поверхні і трьохрівневої системи дугогасіння для попередження пошкоджень поверхні мікродугами дозволяє отримувати покриття на прецизійних поверхнях високого класу чистоти (до 12-13 класу) без зниження класу чистоти поверхні. Експериментальні результати підтверджують можливість низькотемпературного нанесення високотвердих покриттів Avinit C на основі нітридів металів в режимах, що забезпечують гарну адгезію до матеріалу підкладки (сталі X12МФ) без зниження міцносних характеристик сталі (< 200°C) та у відсутності короблення поверхонь, що покриваються. Отримані результати дозволяють розроблювати програмні продукти для отримання багатокомпонентних багатошарових покриттів Avinit заданого складу та відпрацювання стабільних технологій нанесення функціональних покриттів для використання в деталях прецизійних пар тертя реальних деталей серійних авіаційних агрегатів.

Ключові слова: вакуум-плазмові багатокомпонентні багатошарові, нанощарові покриття.

EXPERIMENTAL INVESTIGATIONS OF “AVINIT” TYPE COATINGS

A.V. Sagalovych, A.V. Kononyhin, V.V. Popov, S.F. Dudnik, V.V. Sagalovych

Were carried out metallographic investigations of modernized constructions of multilayered coatings type Avinit C on the nitride base. Avinit C are coatings on the base of system Ti-Al-N and coatings on the base of system Mo-N. Utilizing in developing technologies effective methods of surface etching and cleaning and multistage arc suppression system for prevention of surface deterioration by microarcs made it possible to deposit coatings on precision surfaces of high-class roughness up to 12-13 without increasing surface roughness. Obtained experimental results gives an idea of possibility low temperature deposition of hard coatings Avinit C on the base of metal nitrides in regimes which guarantees vivid adhesion to the base material (steel X12MF, Din 1.2379, BOHLER X155CrVMo12-1, ASTM D2) without decreasing of strength properties of steel (< 200°C) and without buckling of coated surfaces. Obtained results allows us to develop software for deposition of multilayered multicomponent coatings of pregiven composition on Avinit equipment and working out of stable technologies of functional coatings deposition for utilizing in precision friction pairs of aviation units.

Key words: vacuum-plasma multicomponent multilayered coatings, tribology.

Сагалович Алексей Владиславович – начальник отдела тонких технологий, ОАО «ФЭД», Харьков, Украина.

Кононыхин Александр Владимирович – зам. председателя правления, ОАО «ФЭД», Харьков, Украина.

Попов Виктор Васильевич – канд. техн. наук, председатель правления, ОАО «ФЭД», Харьков, Украина.

Дудник Станислав Федорович – канд. техн. наук, ст. науч. сотр., ННЦ «ХФТИ», Харьков, Украина.

Сагалович Владислав Викторович – д-р техн. наук, профессор, ОАО «ФЭД», Харьков, Украина.

УДК 621.865.6

Г.И. КОСТЮК, О.М. МЕЛКОЗЕРОВА

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

ОЦЕНКА АДГЕЗИОННЫХ ХАРАКТЕРИСТИК КОНТАКТИРУЮЩИХ МАТЕРИАЛОВ С ПОКРЫТИЯМИ

В данной работе предложена методика для приблизительной оценки характеристик адгезии контактирующих материалов с покрытиями. Показано, что значения энергии адгезии для пар материалов, полученные с применением различных теорий, незначительно отличаются друг от друга. Выявлена связь между прочностью сцепления и энергией адгезии, что позволяет определять характеристики адгезии практически для произвольных материалов. Показано, что прочность сцепления связана с толщиной покрытия обратно пропорциональной зависимостью. В качестве примера предложен расчет энергии и силы адгезии, а также прочности сцепления для стали 38ХС и титанового сплава ВТ14 с рядом покрытиями оксидом алюминия, карбидами и нитридами.

Ключевые слова: энергия адгезии, прочность сцепления, сила адгезии, покрытие.

Введение

В настоящее время для повышения износостойкости металлорежущего инструмента широко применяются специальные износостойкие покрытия, которые повышают эксплуатационные характеристики, как инструмента, так и деталей машин и механизмов. Исследование эффективности любого покрытия можно оценить экспериментально, что в значительной мере увеличивает затраты труда, времени, ресурсов. Поэтому для повышения эффективности экспериментальных данных необходимо подготовить достаточную теоретическую базу для определения основных механических характеристик, позволяющую построить методику для выбора наиболее перспективных направлений в варьировании химического состава поверхности инструмента для заданных условий обработки.

В данной работе разработана методика расчета адгезионных характеристик для однокомпонентных и многокомпонентных пар материалов. В настоящее время существует большое разнообразие теорий, которые позволяют определять адгезию.

Основными характеристиками адгезии являются: энергия адгезии, прочность сцепления и сила адгезии [1-13]. Первая характеристика в основном определяет свойства материалов, не учитывая конкретные условия в которых находятся контактирующие материалы. Также очень важной характеристикой адгезии является прочность сцепления покрытия с подложкой. Существует множество способов для определения этой характеристики, в основном – это проведение различного рода экспериментов с испытанием на изгиб, растяжение, нанесение сетки царапин, приклеивание и т.д. Основными ме-

тодами, как показывают многочисленные работы, являются метод отрыва (для толстых пленок) и метод царапания (для тонких пленок) [1]. Все эти методы имеют свои преимущества и недостатки, в результате мы получаем большое количество данных, которые трудно сопоставить и определить, где имеет место высокое значение адгезии, а где – нет.

В данной статье предложен вариант определения адгезионных характеристик с использованием характеристик взаимодействующих материалов, толщины покрытия и параметров инденторов, которые, как правило, участвуют при проведении экспериментов.

Работа выполнялась в рамках программы Министрства образования и науки Украины «Новые и ресурсосберегающие технологии в энергетике, промышленности и агропромышленном комплексе» (подсекция 13 «Аэрокосмическая техника и транспорт») и по темам: «Создание физико-технических основ повышения качества материалов аэрокосмических конструкций» и «Разработка технологических основ интегрирования технологий плазменно-ионной обработки деталей аэрокосмической техники», хозяйственных работ о сотрудничестве.

Методы определения энергии адгезии контактирующих материалов

Адгезия характеризует прочность схватывания между двумя материалами, возникновение связи между поверхностными слоями двух разнородных тел, приведенных в соприкосновение. Существует множество теорий и выражений для определения приблизительного значения энергии адгезии пар материалов, вступающих в контакт, например:

- адгезия металлов и полупроводников в рамках диэлектрического формализма (А.Н. Вакилов, М.В. Мамонов, В.В. Прудников) [2];

- определение энергии адгезии при помощи потенциалов ионизации для пары металл-окисел (Ф.Лондон) [3];

- определение энергии адгезии при помощи теории электроотрицательности (Молоденчикова Т.В., В.П. Глыбин, Л.М. Лыньков) [4] и др.

В работе [5] можно подсчитать энергию адгезии двух различных, разнородных сред, используя свободную поверхностную энергию каждой среды по формуле (поверхностная энергия и энергия адгезии равны энергии упругих деформаций, возникающих при образовании свободной поверхности и вступлении тел в адгезионный контакт):

$$E_a = \frac{E_a^{(1)} E_a^{(2)} (k^{(1)} + k^{(2)})^2}{E_a^{(1)} k^{(2)2} + E_a^{(2)} k^{(1)2}}, \quad (1)$$

где $E_a^{(1)}$ и $E_a^{(2)}$ – поверхностные энергии контактирующих веществ.

$$k^{(1)} = \frac{v^{(1)}}{1 - v^{(1)}}, \quad k^{(2)} = \frac{v^{(2)}}{1 - v^{(2)}}, \quad (2)$$

где $v^{(1)}$ и $v^{(2)}$ – коэффициенты Пуассона контактирующих веществ. Верхние индексы (1) и (2) показывают, что соответствующие индексы относятся к разным веществам.

Для случая свободной поверхности (роль второй среды играет вакуум) поверхностную энергию можно определить по формуле [6]:

$$E_a = \frac{3\pi_0^2 \gamma}{2b(2\mu + \lambda)}, \quad (3)$$

где γ – величина, которая показывает, во сколько раз увеличится поверхность, концентрирующая в себе энергию; π_0 и b – некоторые константы, характеризующие механические свойства среды; μ и λ – коэффициенты Ламе, которые можно определить по формулам:

$$\mu = \frac{E}{2(1 + \nu)}, \quad (4)$$

$$\lambda = \frac{\nu E}{(1 + \nu)(1 - 2\nu)}, \quad (5)$$

в которых ν – коэффициент Пуассона; E – модуль упругости вещества.

Константа π_0 характеризует натяжение поверхностного слоя;

$$\pi_0 = \frac{2\mu}{\beta}, \quad (6)$$

где β – некоторый коэффициент пропорциональности, который можно определить через среднее межатомное расстояние l по формуле:

$$\beta = \frac{45}{4l}, \quad (7)$$

$$l = 1,41 \ell_0, \quad (8)$$

$$\ell_0 = 1/\sqrt[3]{n}, \quad (9)$$

где n – число атомов среды в единице объема среды.

Константа b – дополнительная постоянная, характеризующая способность материала сопротивляться развитию неравномерности деформаций, в частности появлению изгибов материальных волокон и неравномерности их относительного удлинения, может иметь также смысл эффективной толщины пограничного слоя, в которой концентрируется поверхностная энергия;

С учетом некоторых преобразований формулу (3) можно записать несколькими способами и получить несколько выражений для определения поверхностной энергии некоторой среды. Например:

$$E_a = 0,16\mu R, \quad (10)$$

где R – радиус атома, или

$$E_a = 8E \cdot 10^{-12}. \quad (11)$$

Таким образом, у нас есть три способа, пригодных для расчета поверхностной энергии единичной системы. В табл. 1 приведены значения энергии адгезии для некоторых простых материалов и для оксида алюминия, которые были рассчитаны различными способами. Таким образом, поверхностная энергия зависит только от свойств материала и не зависит от других характеристик.

Таблица 1

Значения поверхностной энергии некоторых материалов, рассчитанные несколькими способами

Материал	Характеристики материала		E_a , Дж/м ²		
			Расчетная формула		
	R , 10 ¹⁰ м	E , 10 ¹¹ , Па	(10)	(11)	(3)-(9) или [6]
V	1,31	1,77	1,31	1,36	1,20
Cr	1,25	2,87	2,37	2,30	2,34
Ti	1,46	1,03	1,00	0,82	0,97
Mo	1,36	3,3	2,74	2,64	2,39
Al ₂ O ₃	1,43	3	2,84	2,40	2,18
Cu	1,28	1,2	0,89	0,96	0,77
Al	1,43	0,7	0,60	0,56	0,53

Кроме теории, предложенной в [5] и [6], существует также теория Ю.В. Найдича, которая предполагает наличие связи между энергией Гиббса химической реакции и краевым углом смачивания [7]. Согласно этой теории энергию адгезии двух сред можно записать следующем образом:

$$E_a = (\cos \theta + 1) \cdot \sigma_{lv}, \quad (12)$$

где θ – краевой угол смачивания; σ_{lv} – поверхностное натяжение на границе жидкость – газ.

Таким образом, можно определить энергию адгезии двумя способами, используя формулы (1) и (12). В табл. 2 приведены значения энергии адгезии для некоторых материалов, которые были подсчитаны описанными выше способами.

Определения прочности сцепления и силы адгезии покрытия к основному материалу

Для полного описания адгезии покрытия и подложки необходимы значения энергии и силы адгезии, а также прочности сцепления. Согласно [1] зависимость между силой адгезии и прочностью сцепления можно определить по формуле:

$$F_a = \pi \sigma r^2, \quad (13)$$

где σ – прочность сцепления;

r – радиус царапины, полученный результате воздействия индентора на поверхность подложки.

Так же существует выражение для определения энергии адгезии через силу адгезии

$$F_a = \frac{E_a^2 \cdot h}{\pi r^4 \cdot E}, \quad (14)$$

где h – толщина покрытия.

Используя выражения (13) и (14) можно получить выражение для прочности сцепления:

$$\sigma = \frac{1}{\sqrt{\pi h}} \sqrt{E_a \cdot E} \quad (15)$$

Сходная формула была получена в [8] и имеет вид:

$$\sigma = k \frac{1}{\sqrt{\pi r_{\text{инд}}}} \sqrt{F_a \cdot H}, \quad (16)$$

где $r_{\text{инд}}$ – радиус индентора при вершине; H – критическая нагрузка; k – коэффициент Вивера (рекомендуется принимать $k = 1$).

Зная энергию адгезии, подсчитанную по формуле (10) или (11) можно по формуле (15) рассчитать прочность сцепления и затем по формуле (13) рассчитать силу адгезии F_a .

В табл. 3 приведены значения прочности сцепления для некоторых пар материалов (покрытий – карбидов, нитридов, а также простых материалов, используемых в качестве подложки) в зависимости от толщины покрытия. Как показали расчеты, значения прочности сцепления для данных материалов отличаются друг от друга на 8,4-9,18%.

В табл. 4 приведены значения характеристик адгезии (энергии адгезии и прочности сцепления), а также их значения, взятые из других источников. Таблица показывает наличие связи между толщиной покрытия и прочностью сцепления, а также частичное или полное совпадение энергии адгезии для пар различных материалов и совпадение прочности сцепления при соответственной толщине покрытия.

Таблица 2

Значения энергии адгезии некоторых пар материалов

Подложка	Покрытие	$\theta, ^\circ$	$\sigma_{lv}, \text{Дж/м}^2$	$E_a, \text{Дж/м}^2$	
				Расчетная формула	
				(1)	(12)
Графит (алмаз)	Fe	37,00	1,78	2,25	3,20
	Co	48,00	1,81	2,20	3,01
	Ni	45,00	1,70	2,27	2,90
	Al	38,00	0,91	0,74	1,63
Ni	NbC	16,58	1,70	3,40	3,33
	VC	14,20	1,70	4,29	3,35
	TaC	11,97	1,70	3,78	3,36
	TiC	30,15	1,70	3,33	3,17
Ni	ZrC	24,15	1,70	3,25	3,25
	HfC	28,13	1,70	3,17	3,20
	TiN	69,42	1,70	3,47	2,30
	ZrN	71,90	1,70	3,73	2,23
Ni	TiO ₂	103,60	1,70	3,29	1,30
	ZrO ₂	117,46	1,70	3,10	0,92

Таблица 3

Прочность сцепления для некоторых пар материалов, полученных двумя способами

Покрытие (основной материал)	σ, МПа					
	Расчетная формула для определения E _a - (1)			Расчетная формула для определения E _a - (12)		
	h, м					
	10 ⁻⁸	10 ⁻⁷	10 ⁻⁶	10 ⁻⁸	10 ⁻⁷	10 ⁻⁶
BN - Al	5445	1722	544	5944	1880	594
Mo ₂ C - Ni	7755	2452	775	7675	2427	767
WC - Ni	8801	2783	880	8768	2773	877
Cr ₃ C ₂ - Ni	6289	1989	628	6415	2028	641
NbC - Ni	6111	1932	611	6048	1913	605
VC - Ni	7662	2423	766	6771	2141	677
Mo ₂ C - Ni	7755	2452	775	7645	2418	765
Mo ₂ C - Co	7777	2459	778	7878	2491	788
Mo ₂ C - Si	7370	2331	737	5438	1720	544
Mo ₂ C - <u>Cu</u>	5639	1783	564	7757	2453	776
Mo ₂ C - Ge	5128	1622	513	5243	1658	524

Таблица 4

Сравнение данных по расчетам энергии адгезии,
прочности сцепления с данными их других источников

Пара материалов	E_a расч., Дж/м ²	h, мкм	σ расч., МПа	Данные из источников		
				E_a , Дж/м ²	σ , МПа	ссылка
88%WC+12%Co - Cu	2,21	1-10	384,1-121,46		250-210-280	[9]
	2,59	1-10	688,36-217,68			
Cr ₃ C ₂ - Cu	1,75	10-500	145,71-20,61		15	[10]
Cr ₃ C ₂ - Ni	3,27	10-500	198,88-28,13			
Al ₂ O ₃ - Сталь	3,63	120-1300	53,76-16,33		40-70	[11]
	3,31	120-1300	51,32-15,59			
ZrO ₂ - Сталь	3,02	120-1300	38,58-11,72		40-70	[11]
	3,16	120-1300	39,43-11,98			
Cr - Fe	3,42	0,01-0,1	5591,84-1768,3	4,64-1,53-0,33	73210-820	[2]
Cu - Fe	2,07	0,01-0,1	2809,73-888,51	3,93-1,54-0,32	59040-800	[2]
Cu - Al	1,52	0,01-0,1	2408,41-761,61	3,04-0,88-0,26	43140-780	[2]
Al - Al ₂ O ₃	1,84	0,01-0,1	2022-639,63	1,38-0,19		[2]
				1,79		[6]
TiO ₂ - Cr	4,51	1-10	630,80-199,48	3,349		[4]
TiO ₂ - Fe	3,39	1-10	546,94-172,96	3,379		[4]
TiO ₂ - Ni	3,29	1-10	538,72-170,36	2,69		[4]
TiO ₂ - Si	2,90	1-10	505,81-159,95	4,866		[4]
WC+Co - Сталь	3,23	500-1000	20,79-14,7		25-40-60	[12]
	4,71	500-1000	41,49-29,34			
Cr - Сталь	3,58	10-30	180,94-104,47		более 100	[12]
	3,28	10-30	173,23-10,01			
Cr ₃ C ₂ - Сталь	3,68	40-80	105,57-74,65		более 80	[12]
	3,25	40-80	99,21-70,15			
Cu - Al ₂ O ₃	1,84	5-6	118,44-108,12		35	[1]
Ti - Al ₂ O ₃	2,53	2-3	203,58-166,22		101	[1]
Cu - Сталь	1,94	10-30	86,18-49,75		240	[1]
	2,28	10-30	93,37-53,91			
Cu - Mo	2,41	5-10	135,78-96,01		120	[1]
Al - AlN	2,05	1-3	213,87-123,48	1,95	127	[6], [1]
Ti - AlN	2,81	1-10	303,79-96,07		120	[1]
Al - Al ₂ O ₃	1,84	4-5	101,13-90,46	1,79	23	[6], [1]
Al - Al ₂ O ₃	0,01	4-5	22,50-6,36		23	

В табл. 5 приведена прочность сцепления, полученная двумя способами, для некоторых простых материалов (Al, Ni, Co, Si) и некоторых покрытий (BN, Mo₂C, WC, Cr₃C₂, NbC, VC). Величина прочности сцепления, полученная через энергию адгезии, сходна по двум способам. Как показывают подсчеты, прочность сцепления и сила адгезии зависит от толщины покрытия, и тем больше, чем меньше толщина покрытия.

На рис. 1 – 4 приведены трехмерные зависимости силы адгезии, прочности сцепления от толщины покрытия и радиуса царапания инденторов различных размеров. При помощи этих графиков можно определить параметры покрытия, при которых адгезионные характеристики будут иметь требуемые значения.

Например, на рис. 1 показана зависимость силы адгезии и прочности сцепления от толщины покрытия пары материалов – стали 38ХС и оксида алюминия, которая показывает, что с ростом толщины покрытия сила адгезии и прочности сцепления уменьшается. Максимальная прочность сцепления σ в данном случае может составлять 5958 МПа, при силе адгезии F_a – 4677 Н, радиус скругления индентора r_a при вершине 500 мкм, при толщине покрытия h – 10^{-8} м. Минимальная прочность сцепления σ в данном случае может составлять 188 МПа, при силе адгезии F_a – 9Н, радиус скругления индентора r_a при вершине 100 мкм, при толщине покрытия h – 10^{-5} м.

Таблица 5

Значения характеристик адгезии для стали 38ХС и титанового сплава ВТ14

Покрывтие	Е _а , Дж/м ²		σ ,МПа		F, Н																			
					h, м																			
	Рей- тинг	10 ⁻⁸	10 ⁻⁷	10 ⁻⁶	10 ⁻⁵	10 ⁻⁸	10 ⁻⁷	10 ⁻⁶	10 ⁻⁵	10 ⁻⁸	10 ⁻⁷	10 ⁻⁶	10 ⁻⁵	10 ⁻⁸	10 ⁻⁷	10 ⁻⁶	10 ⁻⁵	10 ⁻⁸	10 ⁻⁷	10 ⁻⁶	10 ⁻⁵	Рей- тинг		
																							Г _{рас.} МКМ	
38ХС																								
Al ₂ O ₃	3,72	1	5958	1884	596	188	187	59	20	9	749	237	77	30	2994	948	303	107	4677	1480	472	163	2	
HN	3,91	4	5853	1851	585	185	184	58	19	9	735	233	75	29	2941	931	298	105	4595	1454	464	160	1	
0,8ZrN+ 0,2HN	4,26	7	7055	2231	705	223	222	70	23	11	886	281	91	35	3545	1122	359	126	5539	1753	559	193	6	
ZrN	4,29	8	7304	2310	730	231	229	73	24	11	918	291	94	37	3670	1162	371	131	5734	1815	579	200	7	
TaN	4,74	11	9323	2948	932	295	293	93	31	14	1171	371	120	47	4684	1483	474	167	7319	2317	739	255	11	
TiN	4,41	10	7780	2460	778	246	244	78	26	12	977	310	100	39	3909	1238	396	139	6108	1933	617	213	10	
0,5AlN+ 0,5TiN	4,29	9	7305	2310	730	231	229	73	24	11	918	291	94	37	3670	1162	372	131	5735	1815	579	200	8	
AlN	4,15	6	6803	2151	680	215	214	68	22	11	855	271	88	34	3418	1082	346	122	5341	1691	539	186	5	
Cr ₃ N ₂	4,08	5	6449	2039	645	204	203	64	21	10	810	257	83	32	3241	1026	328	116	5063	1603	511	176	3	
TiC	3,73	2	7374	2332	737	233	232	74	24	11	926	294	95	37	3705	1173	375	132	5789	1832	585	202	9	
Cr ₃ C ₂	3,74	3	6724	2126	672	213	211	67	22	10	845	268	87	34	3379	1070	342	120	5279	1671	533	184	4	
BT14																								
Al ₂ O ₃	2,13	3	4510	1426	451	143	142	45	15	7	567	180	58	23	2266	717	229	81	3541	1121	358	123	1	
HN	2,51	6	4693	1484	469	148	147	47	15	7	590	187	60	24	2358	746	239	84	3684	1166	372	128	2	
0,8ZrN+ 0,2HN	2,53	9	5442	1721	544	172	171	54	18	8	684	217	70	27	2734	866	277	97	4272	1352	431	149	7	
ZrN	2,51	7	5590	1768	559	177	176	56	18	9	702	223	72	28	2809	889	284	100	4389	1389	443	153	8	
TaN	2,66	11	6986	2209	699	221	219	70	23	11	878	278	90	35	3510	1111	355	125	5485	1736	554	191	11	
TiN	2,56	10	5920	1872	592	187	186	59	20	9	744	236	76	30	2975	942	301	106	4648	1471	469	162	10	
0,5AlN+ 0,5TiN	2,51	8	5591	1768	559	177	176	56	18	9	702	223	72	28	2809	889	284	100	4389	1389	443	153	9	
AlN	2,47	4	5243	1658	524	166	165	52	17	8	659	209	67	26	2634	834	267	94	4116	1303	416	143	5	
Cr ₃ N ₂	2,49	5	5035	1592	504	159	158	50	17	8	633	200	65	25	2530	801	256	90	3953	1251	399	138	4	
TiC	2,00	1	5397	1707	540	171	170	54	18	8	678	215	69	27	2712	858	274	97	4237	1341	428	148	6	
Cr ₃ C ₂	2,05	2	4976	1574	498	157	156	50	16	8	625	198	64	25	2500	792	253	89	3907	1237	395	136	3	

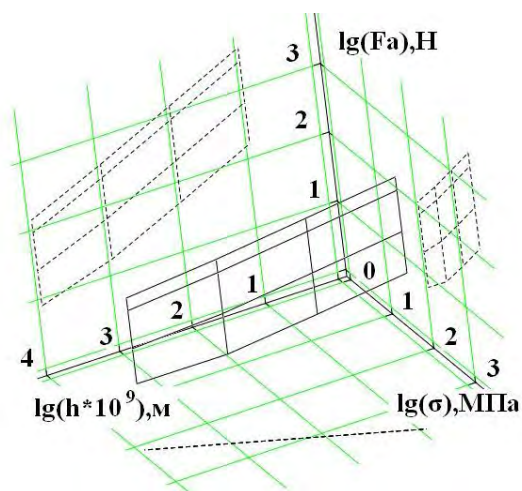


Рис. 1. Зависимость силы адгезии, прочности сцепления от толщины покрытия Al_2O_3 , основной материал – сталь 38ХС

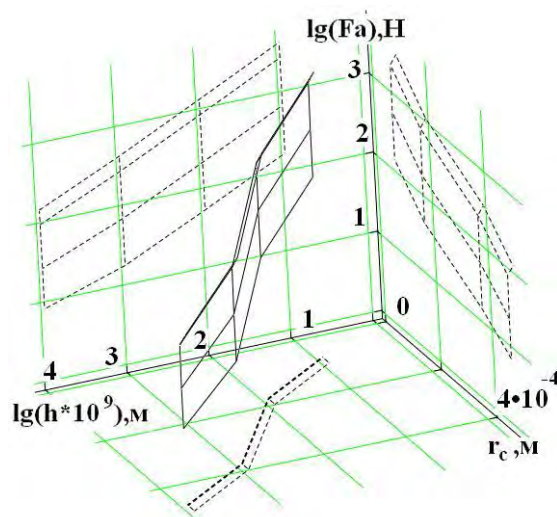


Рис. 2. Зависимость силы адгезии от толщины покрытия и радиуса царапания для пары материалов Al_2O_3 и стали 38ХС

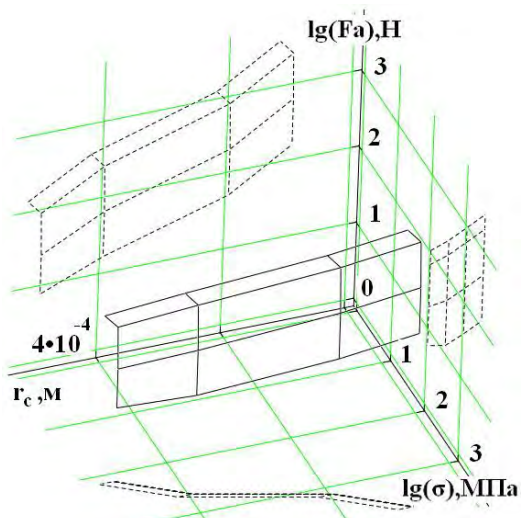


Рис. 3. Зависимость силы адгезии, прочности сцепления от радиуса царапания для пары материалов Al_2O_3 и стали 38ХС

Нами были проведены расчеты значений характеристик адгезии для материалов 38ХС, ВТ14 и одиннадцати покрытий (Al_2O_3 , HfN , $0,8\text{ZrN}+0,2\text{HfN}$, ZrN , TaN , TiN , $0,5\text{AlN}+0,5\text{TiN}$, AlN , Cr_3N_2 , TiC , Cr_3C_2).

Выводы

Исходя из расчетов для стали 38ХС, минимальное значение энергии адгезии было получено для оксида алюминия ($3,72 \text{ Дж/м}^2$), максимальное – для нитридов – $3,91-4,74 \text{ Дж/м}^2$, среднее значение занимают карбиды с энергией адгезии – $3,73 - 3,74 \text{ Дж/м}^2$.

Для титанового сплава ВТ14 минимальное значение энергии получается при взаимодействии с карбидами ($2,0 - 2,05$), максимальное – с нитридами ($2,51 - 2,66$).

Таким образом, была проделана работа по оценке адгезионных характеристик для пары материалов – покрытие – основной материал. Были учтены некоторые механические характеристики материалов, толщина покрытия и геометрические параметры индентора.

Литература

1. Лунев В.М. Адгезионные характеристики покрытий и методы их измерения [Текст] / В.М. Лунев, О.В. Немашко // ФИП. - 2010. - Т. 8, № 1. - С. 64 - 71.
2. Вакилов А.Н. Адгезия металлов и полупроводников в рамках диэлектрического формализма [Текст] / А.Н. Вакилов, М.В. Мамонов, В.В. Прудников // Физика твердого тела. - 1997. - Т. 39, № 6. - С. 964 - 967.
3. Щауков А.Г. Современное представление о возможных механизмах адгезии металлических пленок к различным подложкам [Текст] / А.Г. Щауков // Прикладная физика. - 2006. - № 5. - С. 16-21.
4. Молодечкина Т.В. Определение адгезионных свойств диоксида титана к различным подложкам [Текст] / Т.В. Молодечкина, В.П. Глыбин, Л.М. Лыньков // Доклады БГУИР. - 2003. - № 4. - С. 119-121.
5. Рогожина Т.С. Контактная энергия в зоне адгезии металлов [Электронный ресурс] / Т.С. Рогожина. - Режим доступа: <http://zhurnal.aep.relarn.ru/articles/2007/174.pdf>. - 15.02.2011 г.
6. Витковский И.В. Теоретическое определение адгезионных свойств материалов для жидкометаллического blankets термоядерного реактора [Текст] / И.В. Витковский, А.Н. Конев, В.С. Шоркин // Журнал технической физики. - 2009. - Т. 28, Вып. 2. - С. 11-16.
7. Иванов А.В. Связь между изменением энергии Гиббса химической реакции и краевыми углами смачивания в системах жидкий металл-оксид [Текст] / А.В. Иванов // Вестник Московского

университета. Серия Химия. – 2002. – Т. 28, № 5. – С. 311-314.

8. Синькевич Ю.В. Влияние электроимпульсного полирования подложки на прочность сцепления гальванических покрытий [Электронный ресурс] / Ю.В. Синькевич. – Режим доступа: http://www.nbuv.gov.ua/portal/natural/Ptsm/2009_37/228-232.pdf. – 15.02.2011 г.

9. Погребняк А.Д. Структура и свойства твердого сплава, нанесенного на медную подложку с помощью импульсно-плазменной технологии [Текст] / А.Д. Погребняк, М.В. Ильяшенко [и др.] // Журнал технической физики. – 2001. – Т. 71, вып. 7. – С. 111-118.

10. Боровинская И.П. СВС-твердые сплавы на пороге XXI века [Текст] / И.П. Боровинская // Машиностроитель. – 2000. – № 3. – С. 15-21.

11. Практическое применение газотермических технологий нанесения защитных покрытий [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://www.t-s-t.ru/pdf/GTP-light-2.pdf>. – 15.02.2011 г.

12. Балдаев Л.В. Исследование возможности замены гальванических хромовых покрытий на газотермические покрытия, напыленные высокоскоростной грейкой TOP GUN-K [Электронный ресурс] / Л.В. Балдаев. – Режим доступа: http://www.tspc.ru/about/lit/tspc_lit_6.pdf. – 15.02.2011 г.

Поступила в редакцию 10.06.2011

Рецензент: д-р техн. наук, проф., зав. каф. технологии проектирования авиационных двигателей, А.И. Долматов, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина.

ОЦІНЮВАННЯ АДГЕЗІЙНИХ ХАРАКТЕРИСТИК КОНТАКТУЮЧИХ МАТЕРІАЛІВ З ПОКРИТТЯМИ

Г.І. Костюк, О.М. Мелкозьорова

У даній роботі запропонований метод для приблизного оцінювання характеристик адгезії контактуючих матеріалів з покриттями. Показано, що значення адгезії для пари матеріалів, отриманих з допомогою різних теорій, незначно відрізняються одне від одного. Знайдено зв'язок між міцністю з'єднання та енергією адгезії, що дозволяє визначити характеристики адгезії для всіх матеріалів. Міцність з'єднання пов'язана з товщиною покриття зворотно пропорційною залежністю. У якості приклада, запропоновано розрахунок енергії та сили адгезії, а також міцності з'єднання для сталі 38ХС та титанового сплаву ВТ14 із різними покриттями.

Ключові слова: енергія адгезії, міцність з'єднання, сила адгезії.

ESTIMATION OF ADHESIVE CHARACTERISTICS OF CONTACTING MATERIALS WITH COVERINGS

G.I. Kostyk, O.M. Melkozerova

In the given work the technique, for a rough estimate of characteristics of adhesion of contacting materials with coverings is offered. It is shown that values of energy of adhesion for pairs of the materials, received with application of various theories, slightly differ from each other. Communication between durability of coupling and energy of adhesion that allows to define adhesion characteristics practically for any materials is revealed. It is shown that durability of coupling is connected with thickness of a covering inversely proportional dependence. As an example calculation of energy and force of adhesion, and also durability of coupling for a steel 38XC and titanic alloy BT14 with a number coverings is offered.

Keywords: energy of adhesion, durability of coupling, force of adhesion.

Костюк Геннадий Игоревич – д-р техн. наук, проф., зав. каф. робототехнических систем и комплексов, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина.

Мелкозерова Ольга Михайловна - аспирантка кафедры робототехнических систем и комплексов, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина, e-mail: olja.mex@gmail.com.

УДК 639.7.05

П.С. БОНДАРЧУК

Казённое предприятие специального приборостроения «Арсенал». Украина

РЕЗОНАНСНЫЙ РУЛЕВОЙ ЭЛЕКТРИЧЕСКИЙ ПРИВОД. СОВРЕМЕННОЕ СОСТОЯНИЕ И АНАЛИЗ ПОКАЗАТЕЛЕЙ КАЧЕСТВА

Проведена количественная оценка влияния массы составных частей противотанковых ракет на их стартовую массу, что позволяет ощутить ожидаемый выигрыш от снижения массы конструкции составных частей ракет указанного класса. Дано понятие о резонансном рулевом электрическом приводе вращающихся по крену управляемых ракет и снарядов. Проведен сравнительный анализ технического уровня существующих образцов блоков электрических рулевых приводов на основе показателей качества и выявлены неиспользованные резервы повышения удельных характеристик блоков резонансных рулевых электрических приводов.

Ключевые слова: резонансный рулевой электрический привод, исполнительный двигатель, удельные характеристики.

Введение

Развитие современной ракетной техники идёт по пути достижения тактико-технических характеристик (ТТХ), превосходящих аналогичные характеристики ракет противников и конкурентов. Соперничество на рынке вооружений вынуждает искать пути повышения конкурентоспособности ракетной техники через улучшение её ТТХ, в том числе и через снижение массы и габаритов всех составных частей ракет, включая рулевой привод.

Анализ ТТХ, например, противотанковых ракет показывает, что для современных ракет этого класса один килограмм веса конструкции в среднем увеличивает стартовый вес ракеты на четыре килограмма. В подтверждение сказанному на рис. 1 приведена аппроксимирующая линия, показывающая среднее

отношение общей массы противотанковых ракет к массе их боевых частей. Точки на графике соответствуют конкретным противотанковым ракетам, необходимые данные о ТТХ которых взяты из открытой печати и приведены в табл. 1 (БЧ – боевая часть).

Как и вся ракетная техника, рулевой привод развивался по принципу выполнения возложенной задачи при наименьших весе и габаритах, по пути достижения наилучших удельных характеристик. В различных ракетах нашли применение приводы самых различных типов: пневматические, газовые, гидравлические, электромагнитные и, наконец, электрические.

Появление отечественных электрических рулевых приводов (ЭРП) связано с разработкой теории рулевого привода вообще и электрического рулевого привода в частности [1 – 6].

Таблица 1

ТТХ некоторых противотанковых ракет

№ п/п	Наименование комплекса/ракеты (страна, год)	Дальность, км	Скорость, м/с	Бронепробитие, мм	Тип БЧ	Масса БЧ, кг	Калибр, мм	Длина, мм	Масса ракеты, кг	Отношение массы ракеты к массе БЧ
1	RED-ARROW 8 (Китай)	0,1...3,0	220	800	Кумулятивная	3	130	875	11,2	3,7
2	«Конкурс» (Россия, 1974)	0,075...4,0	208	600	Кумулятивная	2,7	155	1300	13,0	4,8
3	«Hellfire», (США, 1980)	8,5	230	1000	Тандемная кумулятивная	11,0	178		46,0	4,2
4	«TOW-2B», (США, 1985)	3,75	320	1000	Кумулятивная	5,8	152		24,0	4,1
5	«HOT-2», (Франция, ФРГ, 1985)	0,075...4,0	240	1250	Тандемная кумулятивная	8,0	150	1300	20,0	2,8
6	«Мейверик», (США)	20,0	св/зв 2М		Кумулятивная, осколочно-фугасная	57,0	300	2460	220	3,9
7	КАМ-30 (Япония, 1963)	0,35...1,8	85	500	Кумулятивная	1,5	120	1015	15,7	10,5
8	MILAN (ФРГ, Франция, 1978)	0,25...2,0	200	550	Кумулятивная	3	116	750	6,7	2,3
9	СВИНГФАЙР (Великобрит, 69)	0,15...4,0	185	500	Кумулятивная	7	170	1060	26,7	3,8
10	ДРАКОН (США, 1968)	0,3...1,0	110	430	Кумулятивная	2,4	122	744	10,5	4,4

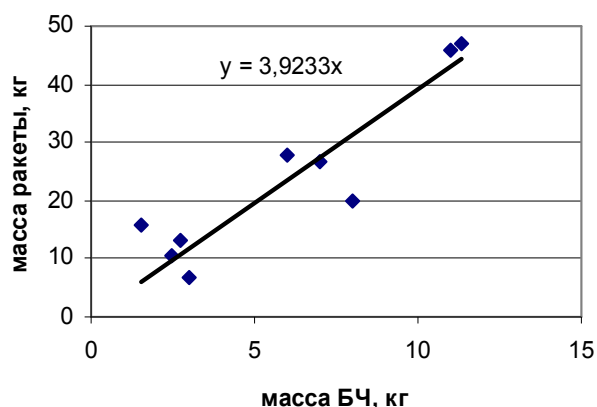


Рис. 1. Зависимость общей массы противотанковых ракет от массы боевой части

В настоящее время ЭРП является самым перспективным для применения в ракетах любых классов, поскольку по важнейшему параметру – удельным характеристикам он сравним или превосходит приводы других типов, а по другим параметрам ему нет равных.

Бурное развитие электроники и электротехники привело к возможности создания два десятилетия назад первых образцов ЭРП, удельные характеристики которых приближались к характеристикам лучших приводов других типов. ЭРП обладают при этом целым рядом преимуществ: это высокие точность и динамика, отсутствие необходимости обслуживания, высокая надёжность и контролепригодность, длительный ресурс и срок службы, сравнительная простота и удобство работы, низкий шум. Благодаря всем этим качествам ЭРП нашёл применение в целом ряде отечественных образцов ракетной техники, многие из которых приняты на вооружение.

Резонансные ЭРП нашли применение в составе систем управления (СУ) вращающихся по крену ракет. При этом возможности их совершенствования, улучшения характеристик далеко не исчерпаны. Исследованиям этих возможностей и посвящена данная работа.

Рассматривая вопрос о массогабаритных показателях рулевого привода, необходимо иметь в виду, что если энергетический канал привода не обеспечивает требуемую динамику нагрузки, то никакими ухищрениями в построении структурной схемы привода или подбором параметров её звеньев добиться требуемого закона движения нагрузки не удастся. При этом элементы, которые определяют энергетику привода, определяют и его массогабаритные показатели. В нашем случае этими элементами являются первичный источник питания (ИП) и исполнительный двигатель (ИД).

Отличительной особенностью работы рулевых

приводов систем управления вращающихся по крену управляемых ракет и снарядов является отработка гармонического входного сигнала с переменными амплитудой и частотой, определяемых, соответственно, ошибкой рассогласования контура управления ракеты и частотой вращения ракеты по крену. Для разработки высокоточных вращающихся по крену управляемых ракет и снарядов из состава существующих и вновь разрабатываемых комплексов управляемого вооружения необходимо существенное повышение динамической точности рулевого привода, оцениваемое фазовыми погрешностями (фазовыми сдвигами) отработки гармонических входных сигналов в диапазоне частот вращения ракеты для всех уровней амплитуд входного сигнала. Как следует из [7], требуемый разброс по фазовому сдвигу при отработке этих гармонических входных сигналов рулевым приводом высокоточных управляемых ракет и снарядов должен быть не более $\pm(4...5)^\circ$.

Недостатком обычных (нерезонансных) рулевых приводов при отработке гармонических входных воздействий является то, что они требуют больших затрат энергии, которая расходуется на разгон и торможение ротора ИД, с чем связаны высокие потери, которые приводят к сильному нагреву его обмоток, к большому фазовому сдвигу. Затраты энергии, потери и фазовый сдвиг тем больше, чем выше частота и амплитуда входного сигнала.

Понятие о резонансном рулевом электрическом приводе

Резонансный рулевой электрический привод отличается от обычного тем, что в результате специального выбора передаточного числа редуктора в диапазоне рабочих частот и нагрузок возникает инерциально – нагрузочный механический резонанс. При этом аэродинамический напор на руль, характеризующийся шарнирным моментом нагрузки привода, играет роль пружины, а ротор ИД – роль маятника. Электрические характеристики исполнительного двигателя никак не влияют на условия возникновения резонанса, а вот работа привода в таком режиме характеризуется резким снижением потребляемой энергии и энергии потерь, поскольку для осуществления управления используется энергия набегающего потока. Теоретически при нулевом моменте трения привод в режиме резонанса имеет нулевое энергопотребление и нулевые потери. На практике можно обеспечить режим, при котором энергия затрачивается только на преодоление момента трения в редукторе и на изменение амплитуды и фазы колебания выходного звена привода.

Резонансный рулевой электрический привод, рис. 2, содержит сумматор, один из входов которого

является входом привода и на него подаётся входное воздействие. За ним стоят последовательно соединённые корректирующее звено, усилитель мощности и электрическая рулевая машина, выход которой является выходом привода. К выходу привода подключен элемент преобразования угла поворота рулей в сигнал обратной связи, который соединён со вторым входом сумматора. Электрическая рулевая машина представляет собой электрический двигатель и редуктор. Выходной вал привода дополнительно нагружен на пружинный нагрузитель - компенсатор помогающего момента внешней нагрузки. Коэффициент шарнирного момента дополнительного нагрузителя и передаточное число редуктора выбраны так, что для всего рабочего диапазона коэффициентов шарнирного момента нагрузки во всем диапазоне рабочих частот входного сигнала привод работает в режимах, близких к резонансным.

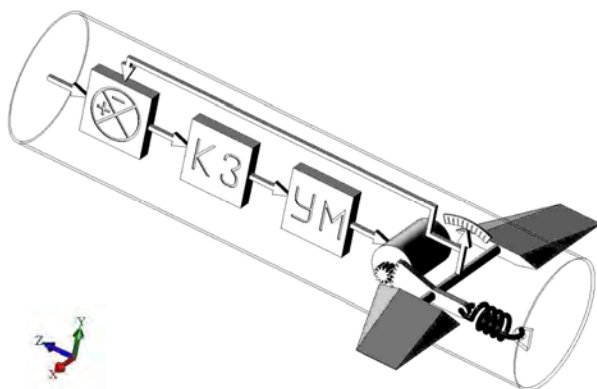


Рис. 2. Резонансный рулевой электрический привод:
КЗ – корректирующее звено;
УМ – усилитель мощности

Итак, резонансный электрический привод – это следящий по положению электрический привод, выходное звено которого в диапазоне рабочих частот и рабочих шарнирных моментов нагрузки работает в условиях инерциально-нагрузочного резонанса.

Необходимым условием возникновения инерциально-нагрузочного резонанса является равенство:

$$K_{ш} = J_{н\sum} \cdot \omega^2 = (J_{н} + J_{дв} \cdot q^2) \cdot \omega^2, \quad (1)$$

где $K_{ш}$ – коэффициент шарнирного момента нагрузки,

$J_{н\sum}$ – приведенный к выходному валу суммарный момент инерции нагрузки,

$J_{н}$ – собственный момент инерции нагрузки

$J_{дв}$ – момент инерции ротора двигателя,

q – передаточное число редуктора,

ω – круговая частота выходного вала.

Приведенный к выходному валу суммарный момент инерции нагрузки равен сумме собственно момента инерции нагрузки и приведенного к выходному валу момента инерции ротора двигателя. В реальности для приводов с большим передаточным числом редуктора первое слагаемое оказывается

более, чем на 2 порядка меньше второго, поэтому им часто пренебрегают.

Как показано в [1, стр. 26...32], потребная мощность привода и источника питания в резонансном режиме понижаются до своих минимальных значений. Энергопотребление рулевого привода в реальных ракетах становится ниже энергопотребления других элементов системы управления. Это позволяет перейти на единый источник питания для всей бортовой системы управления, упростить её конструкцию, снизить массу и габаритные размеры.

Резонансный ЭРП обеспечивает разброс по фазовому сдвигу не более $\pm 2^\circ$ при отработке гармонических входных воздействий в диапазоне частот до 20 Гц. Такая высокая динамическая точность обеспечивается во всём диапазоне рабочих температур, климатических условий и при всех видах механических воздействий.

Применение резонансного ЭРП в составе систем управления различных вращающихся по крену ракет и снарядов позволило обеспечить увеличенную дальность, более высокую надёжность и точность наведения. Эффективность этого решения подтверждена успешными результатами многократных испытаний в составе ряда ракет. Решение защищено соответствующими патентами [8, 9].

Особенности работы ЭРП в СУ вращающейся по крену малогабаритной управляемой ракеты характеризуются следующими факторами:

- краткое время работы в боевом режиме (до двух - трёх десятков секунд);
- синусоидальный характер вращения выходного вала;
- широкий диапазон частот вращения при большой амплитуде углов отклонения выходного вала;
- широкий диапазон изменения шарнирного момента нагрузки, возможность появления помогающей нагрузки;
- широкий диапазон рабочих температур;
- большая стартовая перегрузка;
- длительные сроки хранения при отсутствии возможности обслуживания.

Указанные особенности накладывают соответствующие требования на все элементы ЭРП, включая важнейшие из них: ИД и ИП. При проектировании резонансного ЭРП выбору параметров ИД и редуктора уделяется основное внимание. Отметим, что снижение массы самих этих элементов приводит также к снижению массы конструкции, которая должна обладать достаточными прочностью и устойчивостью при воздействии больших стартовых перегрузок.

Вопросам выбора ИД и передаточного числа редуктора при гармоническом законе движения привода посвящены главы в [1, 2]. Приведенные в

них методики на основе анализа различных вариантов и возникающих при этом ограничений позволяют осуществить выбор ИД и передаточного числа редуктора, обеспечивающих требуемые характеристики привода и оценить потребные мощности в различных режимах.

Вопросы оптимизации параметров по критериям наименьшей потребной мощности ИД и потребляемой энергии ИП рассмотрены в [6] и [10]. Приведенные в них методики позволяют осуществить выбор наиболее выгодных параметров при заданных характеристиках ИП или ИД и получить хороший технический результат: снижение энергопотребления, улучшение динамических и массогабаритных характеристик.

Однако все они не учитывают специфики кратковременности действия ракетной техники рассматриваемого класса, учёт которой содержит неиспользованный резерв улучшения технических характеристик рулевых приводов вращающихся по крену малогабаритных управляемых ракет. Учёт возможности многократного форсирования исполнительного двигателя в силу кратковременности рабочего режима позволит достичь более высоких удельных характеристик систем управления. Реализация этого резерва может дать импульс дальнейшему развитию управляемой ракетной техники, созданию новых образцов.

Анализ технического уровня ЭРП

Для того, чтобы убедиться в существовании этого резерва, проведём качественный анализ существующих электрических рулевых приводов.

Конструктивно электрические приводы выполняются в виде блоков (отсеков) ракеты, торпеды, снаряда или в виде отдельных рулевых машин. Они содержат исполнительные электродвигатели с редукторами, датчики углов поворота рулей, электромагнитные арретирующие устройства для механического стопорения рулей, электронную систему управления и встроенное устройство предстартовой проверки исправности. Управление приводами осуществляется аналоговыми электрическими сигналами или цифровым кодом.

Питание осуществляется от автономных электрохимических источников тока.

Характеристики существующих блоков электрических рулевых приводов, а также тип и масса

применённых в них ИД приведены в табл. 2, а их внешний вид – на рис. 3.

Отметим, что представленные в указанной табл. 2 приводы №1...№5 не являются резонансными и предназначены для стабилизированных по крену ракет. Приводы №6, №7 и №8 предназначены для работы в составе СУ вращающихся по крену ракет и являются резонансными.

Для оценки достигнутых удельных характеристик приводов, по мнению автора, целесообразно пользоваться следующими двумя показателями качества:

1. Показатель использования массы исполнительного двигателя:

$$\Pi_{\text{ид}} = \frac{P \cdot t}{m_{\text{ид}}}, \quad (2)$$

где P – средняя мощность потребления, t – время полёта, $m_{\text{ид}}$ – масса ИД.

Этот показатель есть отношение потреблённой приводом за время полёта электрической энергии, рассчитанной как произведение средней мощности потребления на время полёта к массе ИД.

2. Показатель совершенства конструкции:

$$\Pi_{\text{ск}} = \frac{M_{\text{max}}}{m}, \quad (3)$$

где M_{max} – максимальный суммарный момент нагрузки на выходных валах привода (на рулях); m – масса блока.

Чем выше значение показателя, тем более качественно спроектирован привод.

Значения указанных показателей качества приведены в последних двух строках табл. 2.

Следует оговориться, что правильнее было бы оценивать использование массы исполнительного двигателя по показателю, основанному на отношении полезной механической энергии (т.е. энергии, отдаваемой в нагрузку) к массе ИД, однако измерение этой энергии вызывает определённые трудности. Принимая во внимание, что применяемые ИД имеют примерно одинаковый коэффициент полезного действия, а основными потерями в приводах являются потери на активном сопротивлении проводов обмоток ИД использование показателя по потреблённой энергии можно считать вполне оправданным. При этом показатель легко измерить и рассчитать.



Рис. 3. Внешний вид различных блоков электрических рулевых приводов

Таблица 2

Характеристики блоков ЭРП

Наименование характеристики	Порядковый номер привода							
	1	2	3	4	5	6	7	8
Внешний диаметр (калибр), мм	200	400	360	277 max	170	125	120	100
Количество каналов в блоке	4	4	4	4	6	2	2	2
Максимальные нагрузки на канал, Н·м	30	50	150	30	30	2	1,2	1,2
Полоса рабочих частот, Гц	25	10	20	20	35	25	25	25
Диапазон рабочих углов, °	±36	±22	±30	±20	±30	±20	±18	±18
Угловые скорости рулей, °/с	350	250	360	150	450	2000	2000	2000
Время работы, с	60	300	180	300	30	20	20	20
Средняя мощность потребления на канал, Вт	70	210	390	50	200	10	7	7
Напряжение питания, В	45	27	54	27	54	27	27	27
Тип ИД	ДПР-62	ЭМУ-3	МИК-2	ДПР-72	МИК-1	ЭМУ-4	ЭМУ-4	ЭМУ-5
Масса ИД, г	410	750	600	600	350	125	125	70
Длина блока, мм	180	244	400	297	300	110	121	121
Масса, кг	7,6	25	22	21	10	1	1,2	1,3
Мощность использования ИД, Вт/кг	170	280	650	83	570	80	80	100
$P_{ид}$, Дж/кг	10240	84000	117000	25000	17140	1600	1120	2000
$P_{ск}$, Н*м/кг	16	8	25	6	18	4	2	1,8

Обозначения: ИД – исполнительный двигатель; $P_{ид}$ – показатель использования массы ИД; $P_{ск}$ – показатель совершенства конструкции.

Учитывая, что часть потреблённой энергии, определяемая коэффициентом полезного действия, теряется в виде активных потерь на нагрев двигателя, этот показатель позволяет косвенно оценить степень его тепловой нагрузки. Прямой оценкой тепловой нагрузки ИД является температура его обмоток, которая прямо связана с энергией потерь на активном сопротивлении проводов. Предельно допустимая температура проводов является ограничивающим фактором по тепловой нагрузке ИД.

Часто используемые при оценке приводной техники показатели, основанные на удельной мощности не удобны в нашем случае, поскольку рулевые приводы ракет являются устройствами кратковременного действия. Даже большая мощность, действующая краткое время может не привести к существенному нагреву ИД. То есть, удельные показатели, основанные на удельной мощности, не дают представления о тепловой нагрузке ИД. При этом уместно ожидать, что для достижения близких показателей использования ИД мощность на него долж-

на быть тем выше, чем короче время работы привода. Мощности использования ИД рассматриваемых ЭРП также приведены в табл. 2.

Как указано в табл. 2, в приводах №1 и №4 применяются двигатели известной серии ДПР с полым якорем, предназначенные для работы в устройствах автоматики. Эти двигатели обладают неплохими характеристиками, однако недостаточная перегрузочная способность из-за малой прочности полого якоря и низкие их удельные характеристики, о которых свидетельствуют представленные в табл. 2 сравнительно невысокие достигнутые в образцах показатели, заставили перейти к применению специальных электродвигателей.

В приводах №3 и №5 применяются специально для этих приводов созданные быстродействующие электродвигатели постоянного тока серий МИК (коллекторные), которые обладают большой удельной мощностью и предназначены для работы в кратковременных режимах, соответствующих режимам работы летательного аппарата.

Применение этих двигателей позволяет достичь высоких удельных характеристик, о чём свидетельствуют приведенные в табл. 2 высокие показатели качества этих приводов. Как цель проектирования ставилось достижение максимальных удельных характеристик. В связи с этим особое внимание уделялось вопросам теплового проектирования, применялись специальные меры обеспечения высокой нагрузочной способности. Этому способствовали и особая конструкция двигателей с гладким якорем, и выбор проводов обмоток с высокой термостойкостью изоляции.

Привод №3 имеет самые высокие среди всех рассматриваемых образцов показатели качества. Показатель использования массы ИД для него составил 117000 Дж/кг, а показатель совершенства конструкции – 25 Нм/кг. Мощность использования ИД также наибольшая – 650 Вт/кг. При этом, естественно, привод выдерживает все заданные нагрузки, не перегревается и не ломается.

По отношению к достигнутому в этом приводе уровню качества, как к наилучшему, может быть оценен уровень качества других приводов.

Напомним, что рассмотренные выше приводы №1...№5 не являются резонансными.

В резонансных приводах №6, №7 и №8 применены быстродействующие безколлекторные ИД серии ЭМУ. Посмотрим, каковы же достигнутые в них показатели.

Как видим из табл. 2, имеет место огромное различие в показателях качества приводов № 6, 7, 8 по отношению к приводам № 3 и 5. Показатель использования массы исполнительного двигателя лучшего из резонансных приводов – привода №8 составил всего 2000 Дж/кг, а показатель совершенства конструкции – 1,8 Нм/кг, что хуже показателей качества привода №3 в 58 раз и в 14 раз соответственно. Мощность использования ИД составляет всего 100 Вт/кг, что в 6,5 раз меньше, чем у привода №3 при меньшем в 9 раз времени его работы.

Вопреки ожиданиям, удельные характеристики использования исполнительных двигателей у рассматриваемых резонансных приводов значительно хуже. Это свидетельствует о том, что для того количества энергии, которое преобразовывается в этих приводах масса ИД завышена. С этой задачей может справиться двигатель значительно меньшей массы и габаритов. Вместе с этим завышена и масса конструкции блока, которая должна обладать достаточной прочностью и устойчивостью при воздействии механических нагрузок, о чём свидетельствует низкий показатель совершенства конструкции.

При этом потребная мощность исполнительного двигателя в этих приводах относительно невелика за счёт работы в резонансном режиме. Кроме того, время их работы на порядок меньше, чем приводов

больших калибров, а потому можно использовать двигатель меньшей номинальной мощности с соответствующим ростом коэффициента форсирования по мощности.

Логично предположить, что из-за меньшего времени работы и большей возможности форсирования, а также за счёт резонансного режима работы масса исполнительного двигателя может быть уменьшена до такой степени, что показатель использования ИД, по меньшей мере, приблизится к значению показателя для привода №3. Вместе с этим улучшится и показатель совершенства конструкции.

Вывод

На основе проведенного анализа показателей качества можно сделать вывод о том, что масса существующих рассмотренных образцов резонансных рулевых приводов избыточна и может быть в значительной степени уменьшена.

Заключение

Для более точной оценки неиспользованного резерва и достижимого уровня удельных характеристик резонансных приводов необходимо на основе построения тепловой модели ИД резонансного ЭРП исследовать вопрос его загруженности в реализованном приводе. Затем, на примере моделирования рулевого привода с ИД, обладающим предельно допустимыми и достаточными для выполнения полётной задачи характеристиками, определить предельно достижимые удельные характеристики привода. В этом направлении будут проводиться дальнейшие работы по теме.

Литература

1. Динамика следящих приводов: учеб. пособие для вузов [Текст] / Б.И. Петров, В.А. Полковников, Л.В. Рабинович [и др.]; под ред. Л.В. Рабиновича. – 2-е изд., перераб. и доп. – М.: Машиностроение, 1982. – 496 с.
2. Полковников, В.А. Расчёт основных параметров исполнительных механизмов следящих приводов летательных аппаратов [Текст] / В.А. Полковников, А.В. Сергеев. – М.: Машиностроение, 1988. – 189 с.
3. Крымов, Б.Г. Исполнительные устройства систем управления летательными аппаратами [Текст]: учеб. пособие для вузов / Б.Г. Крымов, Л.В. Рабинович, В.Г. Стеблецов. – М.: Машиностроение, 1987. – 264 с.
4. Костин, С.В. Рулевые приводы [Текст] / С.В. Костин, Б.И. Петров, Н.С. Гамынин. – М.: Машиностроение, 1973. – 204 с.

5. Пневмопривод систем управления летательных аппаратов [Текст] // Производственно - практическое издание; ред. В.А. Чащин. - М.: Машиностроение, 1987. - 246 с.

6. Полковников, В.А. Предельные динамические возможности следящих приводов летательных аппаратов: основы теории: анализ и синтез [Текст]: учеб. пособие для студентов вузов / В.А. Полковников. - М.: Изд-во МАИ, 1995. - 317 с.

7. Автоколебательный рулевой привод вращающейся по крену управляемой ракеты [Текст]: пат. 2184926 Рос. Федерация : МПК⁷ F 42 B 15/01, B 64 C 13/36 / Фимушкин В.С.; Гусев А.В.; Тоинов Ф.Ф.; Рогов С.Г.; заявитель и патентообладатель Государственное унитарное предприятие "Конструкторское бюро приборостроения". - № 2000110672/02; заявл. 25.04.00; опубл. 10.07.02.

8. Следящий электрический рулевой привод [Текст]: пат. 73793 Украина : МПК⁷ F 42 B 15/01 /

Яковенко П.А.; Доценко Б.И.; Кузьмин В.П.; Шепелев Ю.И.; Эглит Н.А.; Бондарчук П.С.; Химич С.И.; заявитель и патентообладатель Государственное предприятие "Государственное Киевское конструкторское бюро "Луч". - №2003032013; заявл. 06.03.03; опубл. 15.09.05 Бюл. № 9.

9. Способ управления летательным аппаратом [Текст]: пат. 32455 Украина : МПК⁷ F 41 G 7/00, F 41 G 7/24 / Семёнов Л.А.; Доценко Б.И.; Яковенко П.А.; Кузьмин В.П.; Шепелев Ю.И.; Королёв А.Н.; Бондарчук П.С.; Косовенко Е.В.; заявитель и патентообладатель ООО "Новая Интернациональная корпорация". - №98073706; заявл. 10.07.98; опубл. 15.12.00 Бюл. № 7.

10. Шепелев, Ю.И. Оптимизация выбора передаточного отношения редуктора электрического рулевого привода [Текст] / Ю.И. Шепелев // Артиллерийское и стрелковое вооружение. - К., 2007. - № 1. - С. 31 - 33.

Поступила в редакцию 24.03.2011

Рецензент: д-р техн. наук, проф., главный конструктор А.В. Молодык, Научно-производственный комплекс №3 казённого предприятия специального приборостроения «Арсенал», Киев.

РЕЗОНАНСНИЙ КЕРМОВИЙ ЕЛЕКТРИЧНИЙ ПРИВОД. НИНІШНІЙ СТАН І АНАЛІЗ ПОКАЗНИКІВ ЯКОСТІ

П.С. Бондарчук

Проведено кількісний аналіз впливу маси складових частин протитанкових ракет на їхню стартову масу, що дозволяє оцінити очікуваний вииграш від зниження маси конструкції складових частин ракет зазначеного класу. Дано поняття про резонансний кермовий електричний привод обертових по крену керованих ракет і снарядів. Проведено порівняльний аналіз технічного рівня на основі показників якості і вказана можливість підвищення питомих характеристик зазначених приводів.

Ключові слова: резонансний кермовий електричний привод, виконавчий двигун, питомі характеристики.

RESONANT STEERING ELECTRIC DRIVE. STATE-OF-THE-ART AND ANALYSIS OF QUALITY INDICES

P.S. Bondarchuk

The paper is devoted to analysis of the impact of antitank missile component parts' mass on the missile starting mass, which helps estimate the expected advantages of diminishing the mass of components comprising this type of missiles. The author introduces the concept of 'resonant steering electric drive' of the controlled missiles and projectiles having rotation in their list. The work includes comparative analysis of technical level of present-day prototypes of electric steering drive modules based on proper quality indices, and offers some ways how to improve specific characteristics inherent in resonant steering electric drives.

Key words: resonant steering electric drive, actuating motor, specific characteristics.

Бондарчук Павел Степанович – ведущий инженер научно-производственного комплекса №3 казённого предприятия специального приборостроения «Арсенал», Киев, Украина, e-mail: bondpav@gmail.com.

УДК 629.7.085

В.А. СЕРЕДА

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

КОМПЛЕКСНО–СОПРЯЖЕННАЯ МОДЕЛЬ ВАКУУМНОГО НАЗЕМНОГО ПУСКОВОГО УСТРОЙСТВА ЛЕГКОГО БЕСПИЛОТНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

С целью выявления особенностей рабочего процесса, а также определения места и роли среди прочих типов наземных пусковых устройств (НПУ) легких беспилотных летательных аппаратов (БЛА) предложена комплексно–сопряженная модель вакуумной катапульты. Модель учитывает преобладающее влияние волновых факторов на интегральные характеристики НПУ. Представлены основные термогазодинамические (физические поля параметров в 3D–расчетной области) и динамические (распределение скорости и перегрузки по длине направляющей) результаты численного эксперимента. Отмечены специфические свойства вакуумного привода и его возможности по сравнению с остальными типами НПУ.

Ключевые слова: пусковое устройство, беспилотный летательный аппарат, компрессионная расширительная машина, вакуумный привод, гибкая трансмиссия.

Введение

В предыдущих статьях [1, 2] рассматривались способы совершенствования наземных пусковых устройств (НПУ) с целью обеспечения постоянства стартовой перегрузки беспилотного летательного аппарата (БЛА). Эффект падения давления присущ всем без исключения расширительным машинам, основанным на принципах насосного хода, и при работе НПУ с соответствующим приводом обуславливает регрессивный характер тягового усилия. Ввиду ограниченной вместимости воздушного аккумулятора давления (ВАД) увеличение рабочего объема расширительной машины влечет снижение давления цикла. Существует класс расширительных машин, основанных на принципах компрессионного хода, т.е. работающих за счет сжатия газа в камере под внешним воздействием рабочей среды. В качестве рабочего тела выступает атмосферный воздух, продвигающий поршень внутрь камеры с давлением, значительно меньшим атмосферного. Ввиду неизменности атмосферного давления и неограниченности объема рабочего тела (окружающего воздуха) вакуумное НПУ непосредственно обеспечивает постоянство тягового усилия при неварьируемом передаточном отношении трансмиссии.

Задачей исследований является идентификация свойств вакуумных НПУ и определение их принадлежности к тому или иному классу катапульт, а также выработка рекомендаций по сохранению постоянства динамических характеристик при изменении геометрии привода или трансмиссии.

Для решения поставленной задачи использовался комплексный подход к исследованию рабочих процессов сложных технических систем на базе универсальных физико-математических моделей и методов численной реализации [3].

Принцип действия вакуумных катапульт

Основным конструктивными элементами вакуумной катапульты являются рабочий цилиндр и механическая трансмиссия – четырехкратный полиспасный механизм. Разгон БЛА производится по направляющей с помощью сбрасываемой стартовой тележки. Разрежение в цилиндре создается вакуумным насосом с приводом от электрического или поршневого двигателя.

Отличительной особенностью вакуумных импульсных тепловых машин (ИТМ) является значительная площадь рабочего поршня (рис. 1) в связи с фиксированным и достаточно низким значением рабочего (атмосферного) давления (101300 Па).

По мере продвижения поршня внутрь цилиндра давление в вакуумной камере возрастает, что негативно сказывается на эффективности работы устройства. Для этого объем цилиндра используется не полностью – на 2/3 рабочей длины, как например, в катапulte производства государства ЮАР для запуска БЛА Vulture (рис. 1) [4]. Также возможно применение вспомогательных спаренных камер равного или меньшего объема при постоянно работающем вакуумном насосе.

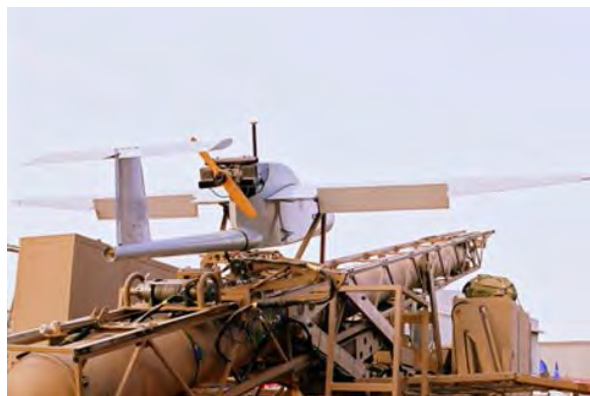


Рис. 1. Работоспособный образец вакуумного НПУ с установленным БЛА «Vulture»

Компрессионные расширительные машины (вакуумные ИТМ) позволяют гармонично реализовать цилиндры значительной длины, т.н. «бесштоковую» схему. В свою очередь, единственным способом получения большого хода насосных ИТМ (паровые авиационные катапульты) являются цилиндры с вырезом вдоль всей длины цилиндра для жесткого зацепления поршня и тележки. Однако щелевые цилиндры требуют использования ленточного уплотнения, что связано с множеством конструктивных трудностей [5].

Интегральные характеристики исследованной вакуумного НПУ представлены в табл. 1. Кинематическая схема и принцип действия реконструированы на основании [4].

Таблица 1

Расчетные характеристики вакуумного НПУ

Физический параметр	Значение
Начальное давление в цилиндре, Па	240
Кратность полиспаста	4
Длина направляющей, м	3
Масса запускаемого БЛА, кг	12
Среднеинтегральная перегрузка, ед.	не более 5

Проектный инструментарий

Комплексная модель НПУ представляет собой реконфигурацию обобщенной модели [6] и образована термогазодинамическим описанием процесса в поршневой машине, замкнутым уравнениями динамики подвижных звеньев системы. На рис. 2 показана схема построения контрольного объема с интегрированными масками (поверхностной и твердотельной) вакуумного НПУ.

Для решения краевой задачи в расчетной области и вакуумной камере задается начальное состояние:

$$\vec{\Pi}(\vec{x}, 0) = \{p, T, 0, 0\} \Pi(\vec{x}, 0), \rightarrow \\ \rightarrow \vec{x} = \{x_1, x_2, x_3\} \in \Omega, \quad (1)$$

где $\vec{\Pi}$ – матрица состояния полей течения; $\vec{x}$ – координатный вектор; p, T – давление и температура в контрольном объеме и цилиндре; Ω – геометрическая подобласть решения.

Интенсивность обменных процессов между ячейками находится из решения задачи о распаде произвольного разрыва. Внутри расчетной области данная схема работает вполне пригодно, но в местах стыковки с магистралями узкого сечения дает заниженные расходные характеристики. По этой причине, при втекании среды в скачкообразно сужающийся канал, используются количественные соотношения пространственной волны разрежения [3]. Согласно [3] субстанциональная скорость втекания среды в канал определяется по интегралу Эйлера:

$$w = \sqrt{w_-^2 + 2c_{p-T_-} \left[1 - \left(\frac{p}{p_-} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right]}, \quad (2)$$

где T_-, p_- – температура и давление газа в дальних окрестностях скачка сечения; c_p – теплоемкость при постоянном давлении; γ – показатель политропы; p – локальное значение давления в цилиндре.

Для моделирования истечения из сужающегося канала в окружающее пространство используется приближение римановой волны. Скорость истечения на срезе определяется соотношением:

$$w = w_- + 2 \frac{a_- - a}{\gamma_- - 1}, \quad (3)$$

где a – скорость распространения возмущений; $(...)_-$ – обозначение параметров вниз по потоку.

Имитация утечек осуществляется локализацией по периметру внешней и внутренней поверхности поршня источников и стоков, интенсивность которых соответствует назначаемому зазору, согласно (2) и (3).

Расчет двух- и однокамерной катапульты проводился на прямоугольной расчетной сетке размером $26 \times 26 \times 150$ ячеек с регулярным пространственным шагом 10 мм. Требуемое машинное время для расчета 1 цикла работы НПУ при одноядерном режиме работы ПЭВМ класса Pentium 4 с тактовой частотой процессора 2,6 ГГц составило 9 часов.

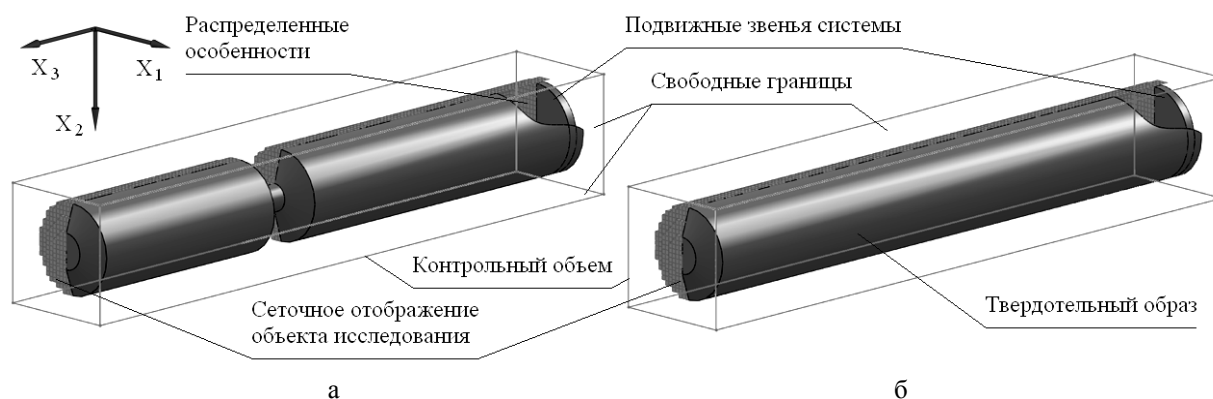


Рис. 2. Маска в сеточной области, отображающая геометрию двух- (а) и однокамерного (б) типов привода вакуумного НПУ

Результаты численного моделирования

На рис. 3 и 4 представлены результаты численного моделирования двух- и однокамерной вакуумных катапульти в виде временных срезов расчетной области. Поля давления, температуры, концентрации воздуха и скорости позволяют получить полное представление о характеристиках пневмосистемы. В виде графиков представлены основные интегральные характеристики трансмиссии и привода: среднее давление в камере, давление расширения на поверхности поршня, действующая на БЛА перегрузка и скорость его движения по направляющей.

Полученные результаты свидетельствуют о том, что квазистационарные представления о процессах, происходящих в НПУ далеки от действительности. В вакуумной катапulte не обеспечивается прогнозируемое квазистационарными расчетами значение внешнего давления, равного атмосферному, ввиду образования зоны разрежения на внешней поверхности продвигаемого поршня. Принципиально значимы также волновые факторы внутрикамерных процессов НПУ, оказывающие влияние на динамические характеристики трансмиссии, включая закон тягового усилия.

Наружное обтекание. Циклограмма давления сжатия, т.е. среднеинтегрального атмосферного давления, воздействующего на наружную поверхность поршня (рис. 3 и 4, см. график атмосферного давления), в момент начала движения системы имеет прямолинейный характер. Данное явление объясняется низкой скоростью поршня (до 3 м/с), не способной привести к образованию сколь угодно значительных зон разрежения. Дальнейший разгон подвижной системы вовлекает в движение воздушные массы окружающей среды и приводит к образованию стоячей зоны разрежения, которая незначительно сдвигается в сторону поршня в течение всего рабочего цикла. За практически неподвижной зоной разреже-

ния (с минимальным уровнем давления 0,97 атм) следует зона сжатия (с максимальным уровнем давления 1,07 атм) с постепенным угасанием амплитуды колебания. В связи с этим в начальный момент времени наблюдается падение рабочего давления, а затем поддержание его на постоянном уровне до момента падения перегрузки вследствие увеличения давления сопротивления.

Таким образом, процессы внешнего обтекания для одно- и двухкамерных вакуумных катапульти при прочих равных условиях не имеют принципиальных отличий.

Внутреннее обтекание. Продвижение поршня внутрь рабочего цилиндра приводит к снижению уровня вакуумированности камеры и, тем самым к снижению эффективности всей компрессионной машины (рис. 3 и 4, см. график среднеинтегрального давления). Особое влияние на данный процесс оказывают нестационарные процессы, зависящие от геометрических.

На протяжении всей фазы рабочего цикла перед движущимся поршнем наблюдается зона пониженной температуры и давления, наличие которой свидетельствует о непрерывной генерации волны сжатия малой интенсивности $D - w < a$ (скорость движения фронта волны $D = 0,5M$ в системе координат, связанной с цилиндром).

Для двухкамерного привода можно констатировать более низкую интенсивность волнового процесса в основном цилиндре и практически его полное отсутствие во вспомогательной камере (рис. 3). Причиной этому служит возникновение высокоскоростной зоны течения в соединительном патрубке, которая разрушает приходящие волны сжатия-разрежения и препятствует их дальнейшему распространению. В связи с этим кривая нарастания давления в камере носит гладкий характер, что свидетельствует об отсутствии сильных рывков трансмиссии.

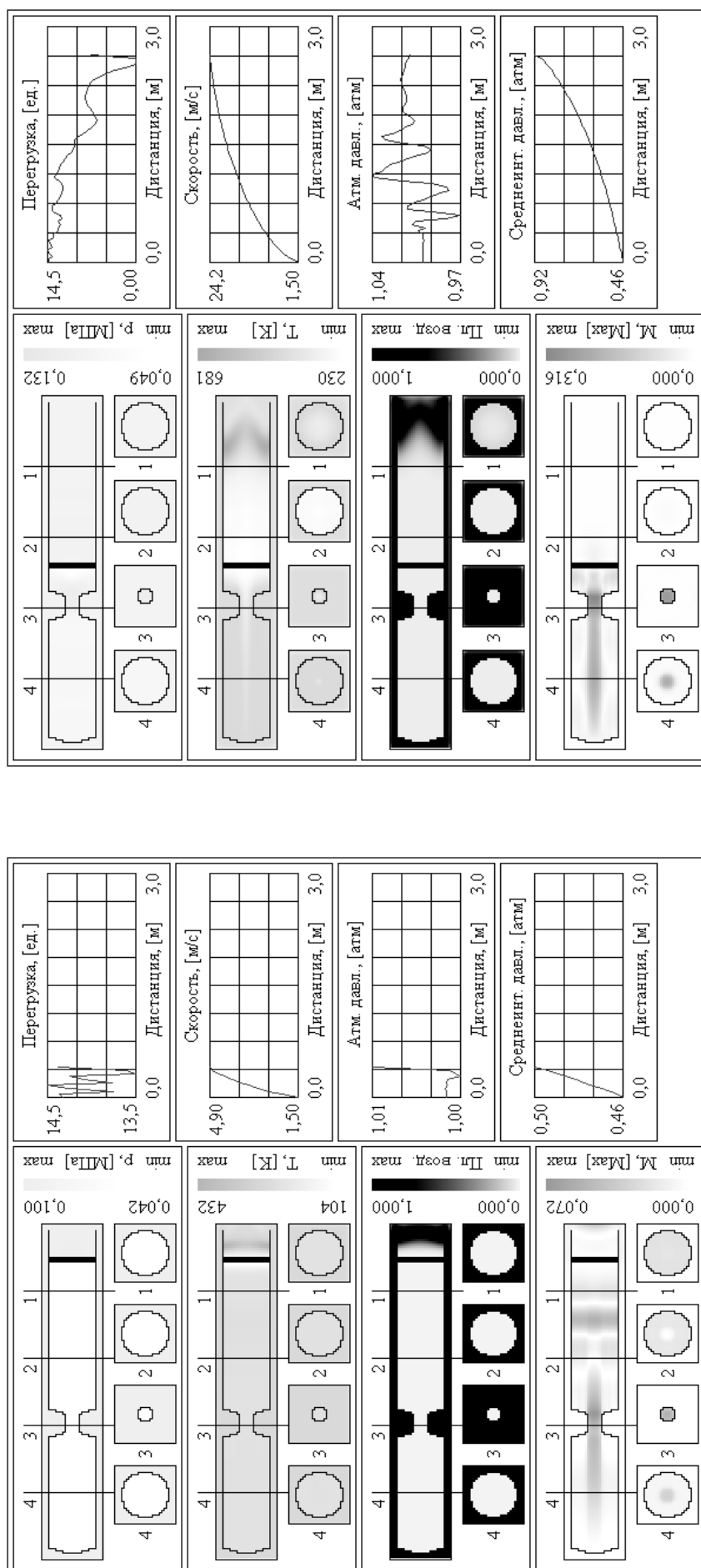


Рис. 3. Начальная и конечная фазы рабочего цикла вакуумной катапульты с двухкамерным приводом

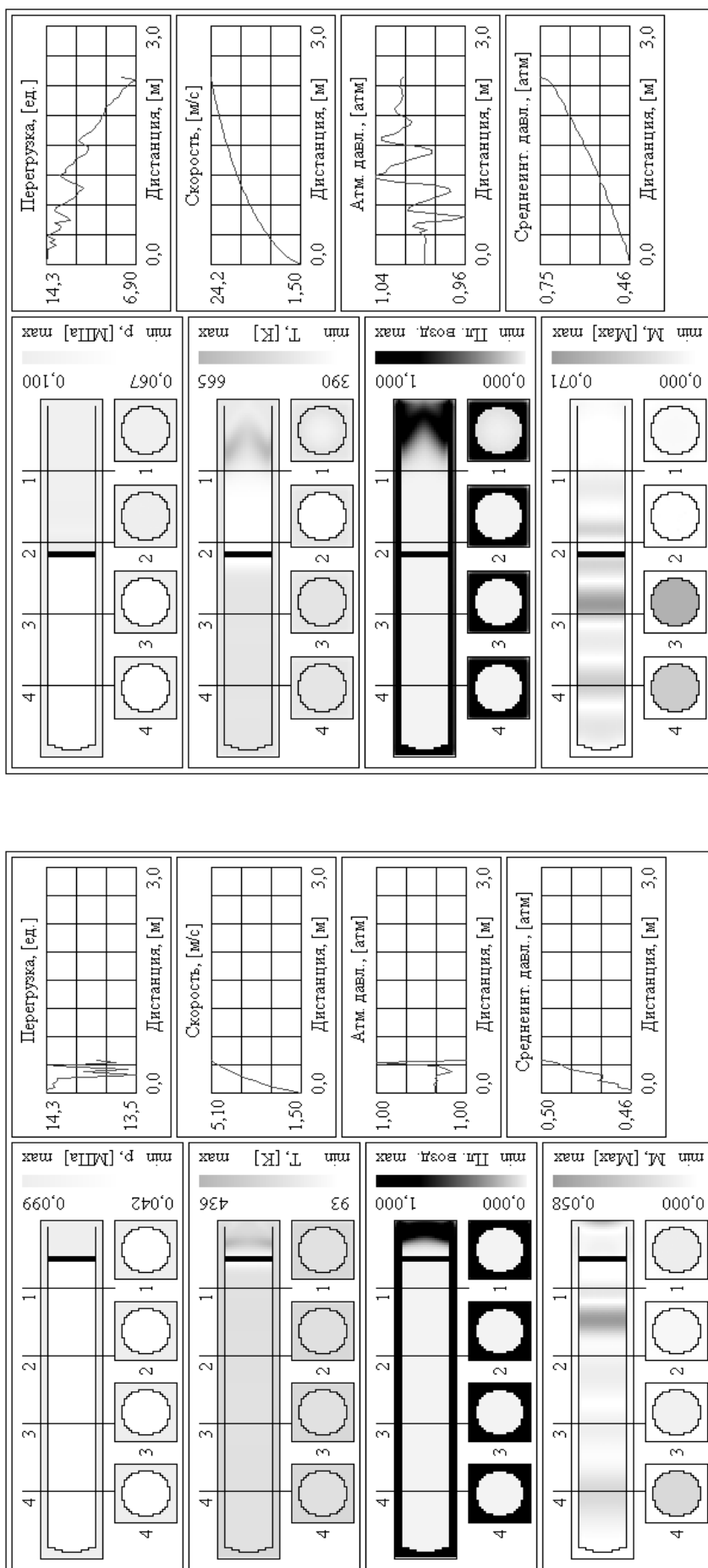


Рис. 4. Начальная и конечная фазы рабочего цикла вакуумной катапульты с однокамерным приводом

Волновой процесс в цилиндре однокамерного вакуумного НПУ значительно сильнее по причине отсутствия препятствий на пути распространения возмущений (рис. 4, см. поля изолиний M). Приходящая волна разрежения–сжатия беспрепятственно отражается от плоского дна цилиндра и приводит к эффекту реверберации – поля скоростей отображают целую серию зон сжатия–разрежения. В совокупности с пульсациями внешних характеристик, колебания внутрикамерного давления могут привести к значительным изменениям усилия, действующего на БЛА.

Таким образом, характеристики внутреннего обтекания двух– и однокамерных ИТМ вакуумных катапульти не идентичны.

Динамические характеристики. Следствием вышеописанных процессов являются особенности циклограммы перегрузки двух– и однокамерных приводов, которые приобретают индивидуальный характер, отличный от всех остальных расширительных машин (пневматических, пневмогидравлических и т.д.).

Двухкамерная схема привода по показателям совершенства близка к классическим пневматическим катапультам [1], обеспечивающим тяговое усилие на 50% меньшее от первоначальных показателей в момент страгивания БЛА (рис. 3, см. график перегрузки).

Можно констатировать более высокую эффективность динамических характеристик однокамерной катапульти (рис. 4, см. график перегрузки), обеспечивающей незначительное падение тягового усилия (не более 30% от начальной величины).

Вышеуказанное отсутствие принципиальных отличий в законах перегрузки приводит к идентичному характеру кривой набора скорости (рис. 3 и 4, см. график линейной скорости), но динамика старта БЛА по направляющей благоприятнее во втором случае, когда необходимая скорость схода обеспечивается на меньшем разгонном участке.

Выбор схемы привода. Выбор схемы привода расширительной машины является компромиссом между массогабаритным совершенством конструкции НПУ и эффективностью его работы.

Двухкамерная схема, хотя и позволяет вдвое сократить длину всей конструкции, но на некоторых режимах работы может стать вовсе неэффективной. Так, по мере увеличения скорости движения поршня, скорость истечения газа в дополнительную полость возрастает и расход через магистраль падает. При достижении значения скорости $w = 0,5M$ происходит запирание потока и перетекание из рабочего цилиндра во вспомогательный резервуар прекращается. В таких условиях давление в основном цилиндре резко повышается и становится равным ат-

мосферному, вследствие чего привод НПУ перестает создавать усилие. Для обеспечения постоянного расхода рабочей среды через магистраль рекомендуется увеличение диаметра соединительного шланга.

По причине отсутствия каналов изменяемого сечения, однокамерная схема лишена вышеуказанных недостатков и обеспечивает непрерывные расходные характеристики на протяжении всего рабочего цикла. Таким образом, обеспечивается более эффективное использование объема вакуумной камеры на всем рабочем ходе поршня. Подобная компоновка, хотя и имеет более выгодные динамические характеристики, в конечной фазе цикла является не лучшим массогабаритным решением, поэтому в качестве альтернативы предлагается использовать двухкамерную схему.

Рассматриваемый вакуумный привод обеспечивает примерно постоянные стартовые характеристики, зависящие от объема вспомогательной камеры и очертаний внутренних форм расширительной машины. Тем не менее, применение однокамерной схемы значительного объема при коротком рабочем ходе поршня позволяет безоговорочно отнести вакуумное НПУ в стандартной конфигурации привода к категории с ярко выраженным постоянным законом тягового усилия.

Вакуумное НПУ является достаточно безопасным устройством в связи с отсутствием находящихся под высоким давлением элементов конструкции. Следует отметить сходные черты с пневмогидравлической НПУ:

- 1) постановка подвижных элементов на шептало до момента создания в вакуумной камере необходимого разрежения;
- 2) страгивание БЛА с идентичной перегрузкой вне зависимости от условий окружающей среды;
- 3) сглаживание закона тягового усилия при увеличении объема пневмокамеры;
- 4) низкие массогабаритные характеристики ввиду неполного использования длины пневмоцилиндра.

Заключение

Предложенная комплексно–сопряженная модель вакуумного НПУ позволяет получить полный спектр газотермодинамических и механических характеристик устройства на ранних стадиях проектирования.

Волновые факторы оказывают значительное влияние на протекание рабочих процессов в НПУ и должны учитываться при проектировании. Общие принятые в инженерной практике квазистационарные модели подобных устройств представляются не вполне адекватными физике.

Способность модели отражать волновые факторы дает возможность получить существенно уточненные среднеинтегральные характеристики рабочих процессов НПУ.

Вакуумное НПУ вследствие постоянства атмосферного давления обеспечивает равномерное тяговое усилие и, таким образом, способно придать БЛА необходимую начальную скорость (25..28 м/с) на меньшем участке направляющей (2 м).

Компенсирующие двухкамерные устройства выглядят более рационально, исходя из условия обеспечения компактности конструкции и ограничения продольного размера цилиндра.

Сбалансированный подход к проектированию наземной составляющей беспилотного авиационного комплекса отражает типовую тенденцию развития сложных технических систем.

Литература

1. Авилов, И.С. Комплексно-сопряженная модель пневматического наземного пускового устрой-

ства легкого беспилотного летательного аппарата [Текст] / И.С. Авилов, М.В. Амброжевич, В.А. Середа // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2010. – № 5 (72). – С. 19-23.

2. Авилов, И.С. Оптимизация динамических характеристик пневматического пускового устройства беспилотного летательного аппарата [Текст] / И.С. Авилов, В.А. Середа // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2010. – № 6 (73). – С. 23-27.

3. Амброжевич, А.В. Численное моделирование теплофизических процессов в двигателестроении [Текст]: учеб. пособие / А.В. Амброжевич. – Х.: ХАИ, 2005. – 233 с.

4. Сведения о НПУ и БЛА «Vulture» с сайта «Война в воздухе» [Электронный ресурс]. – Режим доступа: http://www.spacewar.com/reports/South_African_Vulture_UAV_for_Production_999.html. – 29.03.2011 г.

5. Андреев, И. Боевые самолеты [Текст] / И. Андреев, А. Захаров. – М.: Прострек, 1992. – 160 с.

6. Амброжевич, А.В. Комплексная траекторная модель летательного аппарата [Текст] / А.В. Амброжевич, В.А. Середа // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2008. – № 5 (52). – С. 40-44.

Поступила в редакцию 29.03.2011

Рецензент: д-р техн. наук, проф., проф. кафедры теоретической механики В.Н. Доценко, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков.

КОМПЛЕКСНО-СПРЯЖЕНА МОДЕЛЬ ВАКУУМНОГО НАЗЕМНОГО ПУСКОВОГО ПРИСТРОЮ БЕЗПЛОТНОГО ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТУ

В.О. Середа

З метою виявлення особливостей робочого процесу, а також визначення місця та ролі серед решти типів наземних пускових пристроїв (НПП) легких безпілотних літальних апаратів (БЛА) запропоновано комплексно-спряжену модель вакуумної катапульти. Модель враховує переважний вплив хвильових факторів на інтегральні характеристики НПП. Наведено основні термогазодинамічні (фізичні поля параметрів у 3D-розрахунковій області) та динамічні (розподілення швидкості та перевантаження по довжині напрямної) результати чисельного моделювання пристрою. Зазначені унікальні властивості вакуумного приводу та його можливості порівняно з іншими типами НПП.

Ключові слова: пусковий пристрій, безпілотний літальний апарат, компресійна розширювальна машина, вакуумний привід, гнучка трансмісія.

COMPLEX-CONNECTED MODEL OF VACUUM GROUND LAUNCHING DEVICE OF THE LIGHT UNMANNED AERIAL VEHICLE

V.O. Sereda

For the purpose of revealing of features of working process, and also definition of a place and a role among other types of ground launching device (GLD) easy unmanned aerial vehicle (UAV) the in a complex-interfaced model of a vacuum catapult is offered. The model considers prevailing influence of wave factors on integrated characteristics GLD. The basic are presented thermogas-dynamic (physical fields of parameters in 3D-settlement area) and dynamic (distribution of speed and an overload on length directing) results of numerical modelling of the device. Unique properties of a vacuum drive and its possibility in comparison with other types GLD are noted.

Key words: launching device, unmanned aerial vehicle, compression expansion the car, vacuum drive, flexible transmission.

Середа Владислав Александрович – канд. техн. наук, вед. инженер кафедры ракетных двигателей факультета ракетно-космической техники Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: sereda_vlad@ukr.net.

УДК 531/534:624(075.8)

О.В. МАКСИМОВИЧ¹, В.Ф. ОРОБЕЙ², Н.Г. СУРЬЯНИНОВ²¹ Луцкий национальный технический университет, Украина² Одесский национальный политехнический университет, Украина

ОПРЕДЕЛЕНИЕ ФУНДАМЕНТАЛЬНЫХ ФУНКЦИЙ В ЗАДАЧЕ ИЗГИБА ОРТОТРОПНОЙ ПЛАСТИНЫ

Рассмотрены некоторые аспекты применения численно-аналитического метода граничных элементов к расчету ортотропных пластин. Приведение двумерной задачи к одномерной выполнено вариационным методом Канторовича-Власова. Вектор состояния при изгибе ортотропной пластины содержит четыре компонента, а характеристическое уравнение имеет четыре корня, поэтому для полного решения задачи необходимо получить аналитические выражения 64-х фундаментальных функций. Вид этих функций зависит от граничных условий на продольных кромках пластины. В работе получены аналитические выражения 16-и фундаментальных функций для свободного опирания продольных краев пластины и любых условий опирания поперечных краев.

Ключевые слова: метод граничных элементов, метод Канторовича-Власова, ортотропная пластина, фундаментальные функции.

Введение

Если анизотропия механических свойств подчиняется закону симметрии относительно некоторых взаимно перпендикулярных осей, то такие пластины называют *ортотропными*.

К ортотропным пластинам относят также пластины, подкрепленные часто расположенными ребрами или гофрированные. В последнем случае пластины называют конструктивно ортотропными.

Такие конструкции широко используются в машиностроении и, в частности, в аэрокосмической технике. Это, в первую очередь, элементы фюзеляжа и крыла, подкрепленные шпангоутами, лонжеронами, стрингерами, нервюрами. В последнее время широко используются стеклопластики (например, в авиадвигателях), которые также относятся к ортотропным пластинам. В связи с этим разработка методов расчета таких конструкций представляется весьма актуальной.

Для решения задачи об изгибе ортотропной пластины используются те же методы расчета, что и для расчета изотропной. Применение этих методов сопряжено с известными трудностями.

В работе предлагается использовать для расчета численно-аналитический метод граничных элементов (МГЭ). При этом снимаются ограничения, как на граничные условия, так и на характер приложения внешних нагрузок. Одновременно повышается точность вычислений, т.к. МГЭ использует фундаментальные решения дифференциальных уравнений [3].

Постановка задачи исследования

Рассмотрим изгиб пластины постоянной толщины, изготовленной из ортотропного материала.

Дифференциальное уравнение изгиба ортотропной пластины имеет вид [1]

$$D_1 \frac{\partial^4 W(x, y)}{\partial x^4} + 2D_3 \frac{\partial^4 W(x, y)}{\partial x^2 \partial y^2} + D_2 \frac{\partial^4 W(x, y)}{\partial y^4} = q(x, y), \quad (1)$$

где жесткости определяются формулами

$$D_1 = \frac{E_x h^3}{12(1 - \mu_{xy}\mu_{yx})}; \quad D_2 = \frac{E_y h^3}{12(1 - \mu_{xy}\mu_{yx})}; \\ D_3 = D_1 \mu_{xy} + 2D_k = D_2 \mu_{yx} + 2D_k; \quad D_k = \frac{Gh^3}{12};$$

E_x, E_y – модули упругости в направлениях осей; G – модуль сдвига; h – толщина пластины; μ_{xy}, μ_{yx} – коэффициенты Пуассона.

Кинематические параметры:

$$W(x, y); \quad \theta_x(x, y) = \frac{\partial W(x, y)}{\partial x}; \\ \theta_y(x, y) = \frac{\partial W(x, y)}{\partial y}. \quad (2)$$

Статические параметры определяются выражениями (3).

Основное уравнение задачи имеет четвертый порядок и является дифференциальным уравнением в частных производных. Функция, являющаяся ре-

шением этого уравнения, зависит от двух переменных, т.е. имеет место двумерная задача. В то же время алгоритм МГЭ предполагает решение одномерной задачи. Это достигается применением вариационного метода Канторовича-Власова.

$$\begin{cases} M_x = -D_1 \left[\frac{\partial^2 W(x, y)}{\partial x^2} + \mu_{xy} \frac{\partial^2 W(x, y)}{\partial y^2} \right]; \\ M_y = -D_2 \left[\frac{\partial^2 W(x, y)}{\partial y^2} + \mu_{yx} \frac{\partial^2 W(x, y)}{\partial x^2} \right]; \\ Q_x = -\frac{\partial}{\partial x} \left[D_1 \frac{\partial^2 W(x, y)}{\partial x^2} + D_3 \frac{\partial^2 W(x, y)}{\partial y^2} \right]; \\ Q_y = -\frac{\partial}{\partial y} \left[D_2 \frac{\partial^2 W(x, y)}{\partial y^2} + D_3 \frac{\partial^2 W(x, y)}{\partial x^2} \right]; \\ H = -D_k \frac{\partial^2 W(x, y)}{\partial x \partial y}. \end{cases} \quad (3)$$

Разложим прогиб $W(x, y)$ в ряд:

$$W(x, y) = W_1(y)X_1(x) + W_2(y)X_2(x) + \dots + W_n(y)X_n(x). \quad (4)$$

Безразмерную систему функций $X_i(x)$ необходимо выбрать такой, чтобы она максимально точно описывала форму изогнутой поверхности пластины в направлении оси OX . Очевидно, этому требованию удовлетворяют кривые прогиба балки, имеющей такие же условия опирания, как и пластина в направлении оси OX . Для выбора функции поперечного распределения прогибов $X(x)$ существуют два способа – *статический* и *динамический* [3].

При использовании статического способа прогиб балки определяется статической нагрузкой (рис. 1), которая должна быть такой, чтобы последовательно чередовались симметричные и кососимметричные формы кривой прогиба. Функции $X_i(x)$ представляются в виде степенных полиномов, которые легко дифференцировать, интегрировать и вычислять без применения сложных программ.

При использовании динамического способа прогибы балки представляются формами ее собственных колебаний (рис. 2). Если в статическом способе необходимо строить функции $X_i(x)$ в зависимости от нагрузки и реакций балки, то в динамическом способе достаточно менять только значения собственных частот, что весьма удобно. Однако, применения функции $X_i(x)$ по этому способу возможно только с применением персональных компьютеров. Функции $X_i(x)$ (индекс 1 у этих функций в дальнейшем опущен) для различных условий опирания представлены в табл. 1, где $\lambda = \omega$.

Будем удерживать в (4) один член ряда, что, как показано в наших предыдущих работах (например, в [3]), оказывается вполне достаточным для получения приемлемой точности результата, т.е.

$$W(x, y) = W(y)X(x). \quad (5)$$

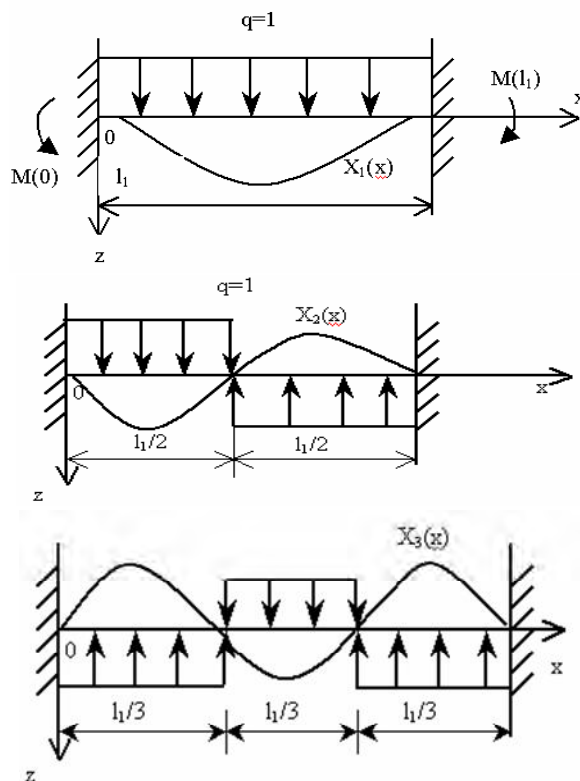


Рис. 1. Функции прогибов (статика)

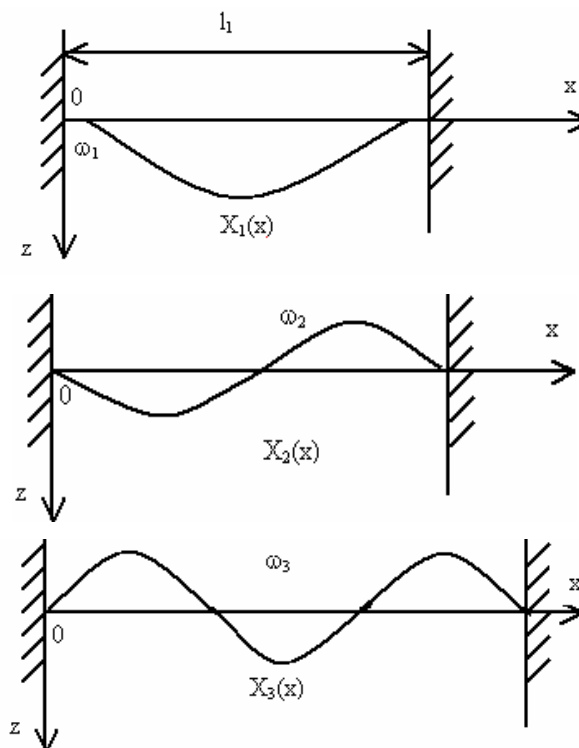
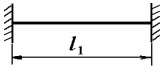
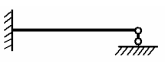
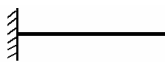
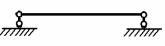
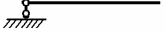
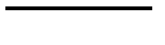


Рис. 2. Функции прогибов (динамика)

Таблица 1 где

Функции $X_1(x)$
для различных условий опирания

Схема балки	Форма собственных колебаний
	$X(x) = \sin(\lambda x / \ell_1) - \text{sh}(\lambda x / \ell_1) - \alpha_* [\cos(\lambda x / \ell_1) - \text{ch}(\lambda x / \ell_1)];$ $\alpha_* = \frac{\sin \lambda - \text{sh} \lambda}{\cos \lambda - \text{ch} \lambda};$
	$X(x) = \sin(\lambda x / \ell_1) - \text{sh}(\lambda x / \ell_1) - \alpha_* [\cos(\lambda x / \ell_1) - \text{ch}(\lambda x / \ell_1)];$ $\alpha_* = \frac{\sin \lambda + \text{sh} \lambda}{\cos \lambda + \text{ch} \lambda}$
	$X(x) = \sin(\lambda x / \ell_1) - \text{sh}(\lambda x / \ell_1) - \alpha_* [\cos(\lambda x / \ell_1) - \text{ch}(\lambda x / \ell_1)];$ $\alpha_* = \frac{\sin \lambda + \text{sh} \lambda}{\cos \lambda + \text{ch} \lambda}$
	$X(x) = \sin(\lambda x / \ell_1)$
	$X(x) = \sin(\lambda x / \ell_1) + \alpha_* \text{sh}(\lambda x / \ell_1)$ $\alpha_* = \frac{\sin \lambda}{\text{sh} \lambda}$
	$X(x) = \sin(\lambda x / \ell_1) + \text{sh}(\lambda x / \ell_1) - \alpha_* [\cos(\lambda x / \ell_1) + \text{ch}(\lambda x / \ell_1)];$ $\alpha_* = \frac{\sin \lambda - \text{sh} \lambda}{\cos \lambda - \text{ch} \lambda}$

Подставим (5) в (1):

$$D_1 X^{IV} W + 2D_3 X'' W'' + D_2 X W^{IV} = q. \quad (6)$$

Умножим обе части (6) на X и проинтегрируем в пределах $[0; l_1]$, где l_1 – размер пластины в направлении оси x :

$$D_1 W \int_0^{l_1} X^{IV} X dx + 2D_3 W'' \int_0^{l_1} X'' X dx + D_2 W^{IV} \int_0^{l_1} X^2 dx = \int_0^{l_1} q(x, y) X dx.$$

Введем обозначения:

$$D_2 \int_0^{l_1} X^2 dx = A; \quad D_3 \int_0^{l_1} X'' X dx = B; \quad D_1 \int_0^{l_1} X^{IV} X dx = C,$$

тогда

$$W^{IV} A + 2W'' B + W C = q(y),$$

$$q(y) = \int_0^{l_1} q(x, y) X dx.$$

Коэффициенты A, B, C можно вычислить в каком-либо математическом пакете, например, в MATLAB.

Обозначая, $B/A = -r^2$; $C/A = s^4$, получим

$$W^{IV} - 2r^2 W'' + s^4 W = \frac{1}{A} q(y). \quad (7)$$

Соответствующее однородное уравнение:

$$W^{IV} - 2r^2 W'' + s^4 W = 0. \quad (8)$$

При постоянных значениях D_1, D_2, D_3 поперечные силы Q_x, Q_y в (3) определяются так:

$$Q_x = - \left(D_1 \frac{\partial^3 W}{\partial x^3} + D_3 \frac{\partial^3 W}{\partial x \partial y^2} \right); \quad (9)$$

$$Q_y = - \left(D_2 \frac{\partial^3 W}{\partial y^3} + D_3 \frac{\partial^3 W}{\partial x^2 \partial y} \right). \quad (10)$$

После применения процедуры метода Канторовича-Власова, внутренние силовые факторы (3) с учетом (9) и (10) принимают вид

$$\begin{cases} M_x(x, y) = -D_1(WX'' + \mu_{xy} W'X); \\ M_y(x, y) = -D_2(W''X + \mu_{yx} WX''); \\ Q_x(x, y) = -(D_1 WX''' + D_3 W''X'); \\ Q_y(x, y) = -(D_2 W'''X + D_3 W'X''); \\ H(x, y) = -D_k W'X'. \end{cases} \quad (11)$$

Дополним выражения (11) кинематическими параметрами (углами поворотов)

$$\begin{cases} \theta_x = WX'; \\ \theta_y = W'X. \end{cases} \quad (12)$$

Пластина рассматривается как обобщенный одномерный модуль [3], поэтому вектор ее состояния будет таким же, как и при изгибе балки:

$$\vec{P} = \begin{pmatrix} W(y) \\ \theta_y(y) \\ M_y(y) \\ Q_y(y) \end{pmatrix}, \quad (13)$$

где W, θ_y, M_y, Q_y – прогиб, угол поворота, изгибающий момент и поперечная сила соответственно.

Индекс "y" в дальнейшем будем опускать.

Решение уравнения (7) зависит от корней соответствующего характеристического уравнения [2]

$$K_{1-4} = \pm \sqrt{r^2 \pm \sqrt{r^4 - s^4}}. \quad (14)$$

Так как вектор состояния (13) содержит 4 компонента, а характеристическое уравнение имеет 4 корня, то для полного решения задачи об изгибе ортотропной пластины необходимо получить аналитические выражения 64-х фундаментальных функций. Вид этих функций определяется соотношением между r и s , которое зависит от граничных условий на продольных (вдоль оси y) краях пластины.

В соответствии с алгоритмом МГЭ [3] сначала нужно решить задачу Коши. Это решение в матричной форме имеет вид

$$\begin{bmatrix} W(y) \\ \theta(y) \\ M(y) \\ Q(y) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} A_{11} & A_{12} & -A_{13} & -A_{14} \\ A_{21} & A_{22} & -A_{23} & -A_{24} \\ -A_{31} & -A_{32} & A_{33} & A_{34} \\ -A_{41} & -A_{42} & A_{43} & A_{44} \end{bmatrix} \times \begin{bmatrix} W(0) \\ \theta(0) \\ M(0) \\ Q(0) \end{bmatrix} + \int_0^y \begin{bmatrix} A_{14}(y-\xi) \\ A_{13}(y-\xi) \\ -A_{12}(y-\xi) \\ -A_{11}(y-\xi) \end{bmatrix} q(\xi) d\xi. \quad (15)$$

Решение (15) записано для случая, когда ось z направлена "вниз".

Положительные направления обобщенных кинематических и статических параметров одномерной модели изгиба ортотропной прямоугольной пластины совпадают с положительными направлениями соответствующих параметров изгиба прямолинейного стержня [3].

Положительное направление поперечной нагрузки показано на рис. 3.

Таким образом, решение уравнения (1) с использованием метода Канторовича-Власова будет заключаться в определении функции прогиба

$$W(x, y) = W(y)X(x), \quad (16)$$

где функция $X(x)$ задана, а функция $W(y)$ определяется из (15).

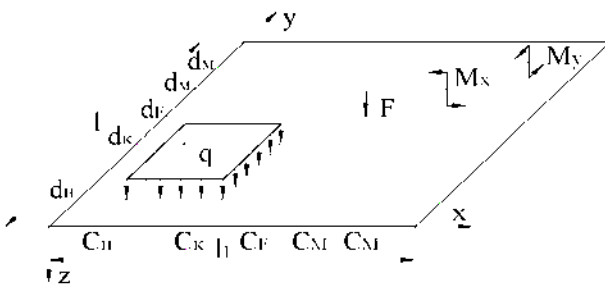


Рис. 3. Положительное направление нагрузки

Рассмотрим один из вариантов соотношения между r и s , когда $|s| < |r|$, что соответствует свободным продольным краям пластинки.

Корни характеристического уравнения [2]:

$$\lambda_1 = \sqrt{r^2 + \sqrt{r^4 - s^4}}; \\ \lambda_2 = \sqrt{r^2 - \sqrt{r^4 - s^4}}.$$

Прогиб запишется в виде

$$W(y) = C_1\Phi_1 + C_2\Phi_2 + C_3\Phi_3 + C_4\Phi_4, \quad (17)$$

где

$$\Phi_1 = \text{sh}\lambda_2 y; \quad \Phi_2 = \text{ch}\lambda_1 y; \\ \Phi_3 = \text{sh}\lambda_1 y; \quad \Phi_4 = \text{ch}\lambda_2 y. \quad (18)$$

Первые три производные функций $\Phi_1 - \Phi_4$:

$$\Phi_1' = \lambda_2 \Phi_4; \quad \Phi_2' = \lambda_1 \Phi_3; \\ \Phi_3' = \lambda_1 \Phi_2; \quad \Phi_4' = \lambda_2 \Phi_1; \\ \Phi_1'' = \lambda_2^2 \Phi_1; \quad \Phi_2'' = \lambda_1^2 \Phi_2; \\ \Phi_3'' = \lambda_1^2 \Phi_3; \quad \Phi_4'' = \lambda_2^2 \Phi_4; \\ \Phi_1''' = \lambda_2^3 \Phi_4; \quad \Phi_2''' = \lambda_1^3 \Phi_3; \\ \Phi_3''' = \lambda_1^3 \Phi_2; \quad \Phi_4''' = \lambda_2^3 \Phi_1.$$

Угол поворота:

$$\theta(y) = W'(y) = C_1\Phi_1' + C_2\Phi_2' + C_3\Phi_3' + C_4\Phi_4'. \quad (19)$$

Изгибающий момент:

$$M(y) = -D_2 \left[W''(y) \int_0^{l_1} X^2 dx + \mu_{yx} W(y) \int_0^{l_1} X'' X dx \right] = \\ = - \left[AW''(y) + \mu_{yx} \frac{BD_2}{D_3} W(y) \right] = \\ = -[AW''(y) + RW(y)], \quad (20)$$

$$\text{где } R = \mu_{yx} \frac{BD_2}{D_3}.$$

Поперечная сила:

$$Q(y) = - \left[D_2 W'''(y) \int_0^{l_1} X^2 dx + D_3 W'(y) \int_0^{l_1} X'' X dx \right] = \\ = -[AW'''(y) + BW'(y)]. \quad (21)$$

Функции (18) в точке $y = 0$ принимают следующие значения:

$$\Phi_1(0) = \Phi_3(0) = 0; \quad \Phi_2(0) = \Phi_4(0) = 1.$$

Постоянные $C_1 - C_4$ можно определить из соотношения

$$\bar{\Phi}_0 \bar{C}_i = \bar{P}_i, \quad i = 1, 2, 3, 4. \quad (22)$$

В результате решения уравнения (22) получим:

$$\begin{cases} C_1 = -\frac{A\lambda_1^2 + B}{\lambda_2 A(\lambda_2^2 - \lambda_1^2)} \theta_0 - \frac{1}{\lambda_2 A(\lambda_2^2 - \lambda_1^2)} Q_0; \\ C_2 = -\frac{A\lambda_2^2 + R}{A(\lambda_2^2 - \lambda_1^2)} W_0 + \frac{1}{A(\lambda_2^2 - \lambda_1^2)} M_0; \\ C_3 = \frac{A\lambda_2^2 + B}{\lambda_1 A(\lambda_2^2 - \lambda_1^2)} \theta_0 + \frac{1}{\lambda_1 A(\lambda_2^2 - \lambda_1^2)} Q_0; \\ C_4 = -\frac{A\lambda_1^2 + R}{A(\lambda_2^2 - \lambda_1^2)} W_0 - \frac{1}{A(\lambda_2^2 - \lambda_1^2)} M_0. \end{cases} \quad (23)$$

Через фундаментальные функции компоненты вектора состояния (13) выражаются в виде:

$$\begin{cases} W(y) = A_{11} W_0 + A_{12} \theta_0 + A_{13} M_0 + A_{14} Q_0; \\ \theta(y) = A_{21} W_0 + A_{22} \theta_0 + A_{23} M_0 + A_{24} Q_0; \\ M(y) = A_{31} W_0 + A_{32} \theta_0 + A_{33} M_0 + A_{34} Q_0; \\ Q(y) = A_{41} W_0 + A_{42} \theta_0 + A_{43} M_0 + A_{44} Q_0. \end{cases} \quad (24)$$

Сопоставляя (17), (19)-(21) с (24) и учитывая константы (23), получим 16 фундаментальных функций при свободных продольных краях ортотропной пластины:

$$\begin{aligned} A_{11} &= \frac{1}{A(\lambda_2^2 - \lambda_1^2)} \left[(A\lambda_2^2 + R)\Phi_2 - (A\lambda_1^2 + R)\Phi_4 \right]; \\ A_{12} &= -\frac{1}{A(\lambda_2^2 - \lambda_1^2)} \left(\frac{A\lambda_1^2 + B}{\lambda_2} \Phi_1 - \frac{A\lambda_2^2 + B}{\lambda_1} \Phi_3 \right); \\ A_{13} &= \frac{1}{A(\lambda_2^2 - \lambda_1^2)} (\Phi_2 - \Phi_4); \\ A_{14} &= -\frac{1}{A(\lambda_2^2 - \lambda_1^2)} \left(\frac{\Phi_1}{\lambda_2} - \frac{\Phi_3}{\lambda_1} \right); \\ A_{21} &= \frac{1}{A(\lambda_2^2 - \lambda_1^2)} \left[\lambda_1 (A\lambda_2^2 + R)\Phi_3 - \lambda_2 (A\lambda_1^2 + R)\Phi_1 \right]; \\ A_{22} &= \frac{1}{A(\lambda_2^2 - \lambda_1^2)} \left[(A\lambda_2^2 + B)\Phi_2 - (A\lambda_1^2 + B)\Phi_4 \right]; \\ A_{23} &= \frac{\lambda_1 \Phi_3 - \lambda_2 \Phi_1}{A(\lambda_2^2 - \lambda_1^2)}; \\ A_{24} &= \frac{\Phi_2 - \Phi_4}{A(\lambda_2^2 - \lambda_1^2)}; \\ A_{31} &= \frac{(A\lambda_1^2 + R)(A\lambda_2^2 + R)}{A(\lambda_2^2 - \lambda_1^2)} (\Phi_4 - \Phi_2); \end{aligned}$$

$$A_{32} = \frac{1}{A(\lambda_2^2 - \lambda_1^2)} \left[\frac{(A\lambda_1^2 + B)(A\lambda_2^2 + R)}{\lambda_2} \Phi_1 - \frac{(A\lambda_1^2 + R)(A\lambda_2^2 + B)}{\lambda_1} \Phi_3 \right];$$

$$A_{33} = \frac{1}{A(\lambda_2^2 - \lambda_1^2)} \left[(A\lambda_2^2 + R)\Phi_4 - (A\lambda_1^2 + R)\Phi_2 \right];$$

$$A_{34} = \frac{1}{A(\lambda_2^2 - \lambda_1^2)} \times \left(\frac{A\lambda_2^2 + R}{\lambda_2} \Phi_1 - \frac{A\lambda_1^2 + R}{\lambda_1} \Phi_3 \right);$$

$$A_{41} = \frac{1}{A(\lambda_2^2 - \lambda_1^2)} \left[\lambda_2 (A\lambda_2^2 + B)(A\lambda_1^2 + R)\Phi_1 - \lambda_1 (A\lambda_2^2 + R)(A\lambda_1^2 + B)\Phi_3 \right];$$

$$A_{42} = \frac{(A\lambda_1^2 + B)(A\lambda_2^2 + B)}{A(\lambda_2^2 - \lambda_1^2)} (\Phi_4 - \Phi_2);$$

$$A_{43} = \frac{1}{A(\lambda_2^2 - \lambda_1^2)} \times \left[\lambda_2 (A\lambda_2^2 + B)\Phi_1 - \lambda_1 (A\lambda_1^2 + B)\Phi_3 \right];$$

$$A_{44} = \frac{1}{A(\lambda_2^2 - \lambda_1^2)} \left[(A\lambda_2^2 + B)\Phi_4 - (A\lambda_1^2 + B)\Phi_2 \right].$$

Заключение

Аналитические выражения фундаментальных ортонормированных функций, аналогичные полученным в работе, совместно с аналитическими выражениями функции Грина и вектора нагрузок для каждого из 4 корней используются для решения краевых задач изгиба ортотропных пластин при различных граничных условиях. Алгоритм решения легко программируется в среде MATLAB, и позволяет получить параметры напряженно-деформированного состояния в любой точке ортотропной пластины.

Литература

1. Александров, А.В. Основы теории упругости и пластичности [Текст] / А.В. Александров, В.Д. Поляков. – М.: Высш. шк., 1990. – 398 с.
2. Бермант, А.Ф. Курс математического анализа [Текст] / А.Ф. Бермант. – М.: Гостехиздат, 1953. – 358 с.

3. Численно-аналитический метод граничных элементов [Текст] / А.Ф. Дащенко, Л.В. Коломиец, В.Ф. Оробей, Н.Г. Сурьянинов: в 2-х т. – Одесса, ВМВ, 2010. – Т.1 – 415 с. – Т.2. – 510 с.

Поступила в редакцию 12.04.2011

Рецензент: д-р техн. наук, проф., зав. каф. теоретической и прикладной механики В.А. Гришин, Одесский национальный морской университет, Одесса.

ВИЗНАЧЕННЯ ФУНДАМЕНТАЛЬНИХ ФУНКЦІЙ В ЗАДАЧІ ЗГИНУ ОРТОТРОПНОЇ ПЛАСТИНИ

О.В. Максимович, В.Ф. Оробей, М.Г. Сур'янінов

Розглянуто деякі аспекти застосування чисельно-аналітичного методу граничних елементів до розрахунку ортотропних пластин. Приведення двовимірної задачі до одновимірної виконано варіаційним методом Канторовича-Власова. Вектор стану при вигині ортотропної пластини містить чотири компоненти, а характеристичне рівняння має чотири кореня, тому для повного розв'язку задачі необхідно отримати аналітичні вирази 64-х фундаментальних функцій. Вигляд цих функцій залежить від граничних умов на поздовжніх краях пластини. У роботі отримано аналітичні вирази 16-і фундаментальних функцій для вільного обпирання поздовжніх країв пластини і будь-яких умов обпирання поперечних країв.

Ключові слова: метод граничних елементів, метод Канторовича-Власова, ортотропна пластина, фундаментальні функції.

DEFINITION OF BASIC FUNCTIONS IN THE PROBLEM OF BENDING ORTHOTROPIC PLATE

O.V. Maksimovich, V.F. Orobey, M.G. Surianinov

Some aspects of numerical-analytical boundary element method to the calculation of orthotropic plates. Bringing the two-dimensional problem to the one carried out variational method of Kantorovich-Vlasov. State vector of the bending of an orthotropic plate contains four components, and the characteristic equation has four roots, so for a complete solution is necessary to obtain analytical expressions of 64 basic functions. The form of these functions depends on the boundary conditions at longitudinal edges of the plate. In this paper, analytical expressions 16 and the fundamental functions for the free support of the longitudinal edges of the plate and any support conditions of the transverse edges.

Key words: boundary element method, the method of Kantorovich-Vlasov, orthotropic plate, the fundamental functions.

Максимович Олеся Владимировна – д-р техн. наук, профессор кафедры «Компьютерная инженерия», Луцкий национальный технический университет, Луцк, Украина.

Оробей Виктор Федорович – д-р техн. наук, профессор кафедры «Автомобильный транспорт», Одесский национальный политехнический университет, Одесса, Украина.

Сурьянинов Николай Георгиевич – д-р техн. наук, профессор кафедры «Динамика, прочность машин и сопротивление материалов», Одесский национальный политехнический университет, Одесса, Украина, e-mail: sng@mbei.org.ua.

УДК 539.3:534.1:629.7.02:539.4

В.Б. МИНТЮК

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

ИССЛЕДОВАНИЕ НЕЛИНЕЙНОГО ПЛОСКОГО ИЗГИБА БАЛКИ

Методом Рэлея-Ритца с использованием аналитического базиса получены численные решения ряда геометрически нелинейных задач плоского изгиба балки с учетом деформирования оси. Показана быстрая сходимость и высокая точность приближенных решений. В основу разрешающих уравнений положены теории с различным "уровнем" нелинейности: полностью нелинейная, учет малости деформаций, эластича Эйлера, гибкая нить, учет малости деформаций и квадрата угла поворота и линейная. Рассмотрены задачи чистого изгиба балки, изгиба двухопорной балки, когда опоры могут сближаться, и без сближения опор, а также продольно поперечный изгиб с рассмотрением закритического поведения. Проведен сравнительный анализ результатов.

Ключевые слова: балка, плоский изгиб, геометрически нелинейная задача, деформация оси, численное решение.

Введение

Заключения о прочности силовых конструкций, в том числе и аэрокосмической техники, основываются, прежде всего, на анализе полей напряжений и критических нагрузок. Напряженно-деформированное состояние, критические нагрузки и формы потери устойчивости определяются в результате решения, как правило, линейных краевых задач. Задачи в линейной постановке представляют собой частный случай более сложных, но более точных нелинейных задач, и приводят к результатам с инженерной точностью, если расчетная модель удовлетворяет ряду требований. Одним из таких требований является малость перемещений и деформаций (геометрическая линейность). Асимптотические оценки погрешностей, вносимых данным предположением, безотносительно к вопросу о возможности их получения, являются достаточно сложными и весьма грубыми. В данной работе на ряде примеров изгиба балок, претерпевающих значительные перемещения и деформации, выполнен численный анализ напряженно-деформированных состояний, доставляемых различными теориями. Рассмотрены задачи плоского изгиба балок при разных условиях опирания и внешних нагрузках. Немало известных на сегодня результатов можно найти в работах [1 – 6], но большинство из них получено в предположении недеформируемости оси балки.

1. Постановка задач

Результаты, приведенные ниже, опираются на теорию, изложенную в работе [7], где на основании принципа виртуальной работы с использованием

тензора деформаций Коши и тензора напряжений Био поставлено шесть краевых задач, описывающих изгиб балки. Эти задачи различаются упрощающими предположениями, положенными в их основу. Выпишем основные результаты работы [7], приведя путем изменения системы координат $x = x_p / a$ область, занимаемую балкой $\Omega_p = \{(x_p) : -a < x_p < a\}$ к безразмерному интервалу $\Omega = \{(x) : -1 < x < 1\}$, где $2a$ – длина балки. При этом будут использоваться следующие безразмерные величины (индекс "p" указывает на размерные величины):

– перемещения точек осевой линии вдоль оси x и z соответственно

$$u = \frac{u_p}{a}, \quad w = \frac{w_p}{a};$$

– производная угла поворота касательной к осевой линии

$$\frac{d\varphi}{dx} = a \frac{d\varphi_p}{dx_p}, \quad (\text{далее } \frac{df}{dx} \equiv f');$$

– внутренние изгибающий момент, продольная и поперечная силы

$$M = \frac{M_p a}{EI}, \quad N = \frac{N_p a^2}{EI}, \quad Q = \frac{Q_p a^2}{EI}; \quad (1)$$

– полная потенциальная энергия

$$U \equiv \frac{U_p a}{EI} = U_\varepsilon - \int_{-1}^1 [p_z w + p_x u] dx; \quad (2)$$

– уравнения равновесия

$$\begin{cases} (N \cos \varphi - M' \sin \varphi)' = -p_x; \\ (N \sin \varphi + M' \cos \varphi)' = -p_z; \end{cases} \quad (3)$$

– краевые условия

$$\begin{aligned} [N \cos \varphi - M' \sin \varphi]_{x=-1,1} &= 0 \text{ или } u = \bar{u}; \\ [N \sin \varphi - M' \cos \varphi]_{x=-1,1} &= 0 \text{ или } w = \bar{w}; \\ M|_{x=-1,1} &= 0 \text{ или } \varphi = \bar{\varphi}; \end{aligned} \quad (4)$$

– внешние распределенные усилия, сосредоточенные силы и моменты:

$$q = \frac{q_p a^3}{EI}, \quad P = \frac{P_p a^2}{EI}, \quad M_y = \frac{M_{yp} a}{EI}, \quad (5)$$

где EI – изгибная жесткость балки; U_ε – потенциальная энергия деформирования;

$P_x = \frac{P_{xp} a^3}{EI}$, $P_z = \frac{P_{zp} a^3}{EI}$ – проекции консервативных распределенных внешних сил на соответствующие оси; они могут представлять собой суммы обобщенных функций с коэффициентами (5);

$\bar{u}$, $\bar{w}$, $\bar{\varphi}$ – известные значения соответствующих перемещений и угла поворота на границе.

Далее перемещения u , w , угол поворота φ , деформация оси ε , внутренние силы и момент (1), полная потенциальная энергия (2) будут при необходимости снабжаться индексом, соответствующим теории, по которой они определяются (см. [7]):

"I" – полностью геометрически нелинейная задача;

"II" – учет малости деформаций оси ($\varepsilon \ll 1$);

"III" – отсутствие деформации оси ($\varepsilon = 0$, эластика Эйлера);

"IV" – гибкая нить;

"V" – квадратичное приближение;

"VI" – линейное приближение.

Выражения необходимых для дальнейших вычислений безразмерных величин приведены в табл. 1, где $\alpha = \frac{Fa^2}{I}$ – относительная жесткость на растяжение-сжатие, F – площадь поперечного сечения.

Таблица 1

Исходные соотношения

Номер теории	φ'	ε	$\sin \varphi$	$\cos \varphi$	U_ε	M	N	Q
I	$\frac{(1+u')w'' - w'u''}{(1+u')^2 + (w')^2}$	$\sqrt{(1+u')^2 + (w')^2} - 1$	$\frac{w'}{1+\varepsilon}$	$\frac{1+u'}{1+\varepsilon}$	$\frac{1}{2} \int_{-1}^1 \{(\varphi')^2 + \alpha \varepsilon^2\} dx$	$-\varphi'$	$\alpha \varepsilon$	$\frac{-\varphi''}{1+\varepsilon}$
II	$(1+u')w'' - w'u''$	$u' + \frac{1}{2}(u')^2 + \frac{1}{2}(w')^2$	w'	$1+u'$	$\frac{1}{2} \int_{-1}^1 \{(\varphi')^2 + \alpha \varepsilon^2\} dx$	$-\varphi'$	$\alpha \varepsilon$	$-\varphi''$
III	$\frac{w''}{\sqrt{1-(w')^2}}$	0	w'	$\sqrt{1-(w')^2}$	$\frac{1}{2} \int_{-1}^1 (\varphi')^2 dx$	$-\varphi'$	0	$-\varphi''$
	$\frac{u''}{\sqrt{-u'(2+u')}}}$		$\sqrt{-u'(2+u')}$	$1+u'$				
IV	$\frac{(1+u')w'' - w'u''}{(1+u')^2 + (w')^2}$	$\sqrt{(1+u')^2 + (w')^2} - 1$	$\frac{w'}{1+\varepsilon}$	$\frac{1+u'}{1+\varepsilon}$	$\frac{1}{2} \int_{-1}^1 \alpha \varepsilon^2 dx$	0	$\alpha \varepsilon$	0
V	w''	$u' + \frac{1}{2}(w')^2$	w'	1	$\frac{1}{2} \int_{-1}^1 \{(\varphi')^2 + \alpha \varepsilon^2\} dx$	$-\varphi'$	$\alpha \varepsilon$	$-\varphi''$
VI	w''	u'	w'	1	$\frac{1}{2} \int_{-1}^1 \{(\varphi')^2 + \alpha \varepsilon^2\} dx$	$-\varphi'$	$\alpha \varepsilon$	$-\varphi''$

2. Построение решений

Решение задачи изгиба балки по линейной теории (VI) не составляет труда и здесь не рассматривается. Решения нелинейных задач получены методом Рэлея-Ритца. Для этого неизвестные функции перемещений разыскиваются в виде разложений

$$u = \sum_{n=1}^{\infty} U_n v_n; \quad w = \sum_{n=1}^{\infty} W_n \omega_n, \quad (6)$$

где U_n , W_n – коэффициенты, подлежащие определению; v_n , ω_n – известные базисные функции, удовлетворяющие, как минимум, главным граничным условиям из условий (4).

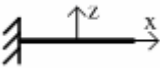
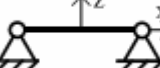
В табл. 2 приведены используемые в дальнейшем базисные функции, которые выбраны по соображениям, изложенным в работах [8 – 10].

Процедура минимизации полной потенциальной энергии (2) с учетом выражений энергии де-

формации U_ε , производной угла поворота φ' и деформации ε , приведенных в табл. 1, и разложений функций u и w (6) приводит к системе нелинейных алгебраических уравнений относительно неизвестных $U_1, W_1, U_2, W_2, \dots$. Система этих уравнений решается классическим методом Ньютона. При необходимости используется метод Ньютона с выбором направления и величины шага или метод Ньютона в сочетании с методом пошагового нагружения. В процессе реализации метода значение полной потенциальной энергии, компоненты вектора градиента и матрицы Гессе определяются путем численного интегрирования методом Гаусса десятого порядка.

Таблица 2

Базисные функции
(P_n – полиномы Лежандра)

Условия опирания	Граничные условия	Базисные функции
 Консоль	$u _{x=-1} = 0;$ $w _{x=-1} = 0;$ $w' _{x=-1} = 0$	$v_n = P_n + P_{n-1};$ $\omega_n = P_{n+1} + \frac{1+2n}{n}P_n + \frac{1+n}{n}P_{n-1}$
 Симметричные	$u _{x=0} = 0;$ $w _{x=\pm 1} = 0$	$v_n = P_{2n-1};$ $\omega_n = P_{2n} - P_{2n-2}$
 Симметричные	$u _{x=\pm 1} = 0;$ $w _{x=\pm 1} = 0$	$v_n = P_{n+1} - P_{n-1};$ $\omega_n = P_{2n} - P_{2n-2}$

3. Точность и сходимость приближенных решений

На точность получаемых приближенных решений влияет, прежде всего, количество функций, удерживаемых в рядах (6). Вид базисных функций в этих рядах сказывается на сходимости решения и устойчивости численных процедур. Последнее, как показано в работах [9, 10], обеспечено, здесь же исследуется точность и сходимость получаемых приближенных решений на примерах двух задач: чистого изгиба (задача допускает точное решение) и изгиба двухопорной балки распределенной нагрузкой (точное решение неизвестно).

Точное решение задачи чистого изгиба внешним моментом M_y , например, консольной балки имеет вид

$$\varphi_a = M_y(x+1); \quad u_a = \frac{\sin \varphi_a}{M_y} - x - 1; \quad (7)$$

$$w_a = \frac{1 - \cos \varphi_a}{M_y}; \quad M_a = M_y; \quad N_a = Q_a = 0.$$

При значении внешнего момента $M_y = \pi$ балка изгибается в кольцо, т.е. $u_a|_1 = -2$, $w_a|_1 = 0$, $\varphi_a|_1 = 2\pi$.

Приближенные решения получены по полностью нелинейным соотношениям (строка 1 в табл. 1) с использованием соответствующего базиса (первая строка табл. 2). В суммах (6) удерживается одинаковое количество слагаемых для обеих функций, равное C . Относительная жесткость α на результат практически не влияет.

Сходимость решений можно оценить по стабилизации коэффициентов в разложении перемещений (6). В табл. 3 приведена стабилизация первых (верные цифры подчеркнуты) и значения модуля последних коэффициентов в суммах (6) в зависимости от количества удерживаемых функций. Как видно из табл. 3, первые 9 значащих цифр становятся верными при $C=14$, последние коэффициенты в разложениях (6) уменьшаются примерно на один порядок с добавлением одной функции. Это свидетельствует о достаточно быстрой сходимости приближенных решений.

Таблица 3

Стабилизация коэффициентов
приближенных решений задачи чистого изгиба

C	$-U_1$	$-W_1$	$ U_C $	$ W_C $
2	<u>1,432596548</u>	0,341270216	$3,55 \cdot 10^{-1}$	$1,15 \cdot 10^{-1}$
4	<u>1,251343227</u>	0,310818748	$5,05 \cdot 10^{-2}$	$7,80 \cdot 10^{-3}$
6	<u>0,951335183</u>	0,190032257	$1,94 \cdot 10^{-3}$	$1,97 \cdot 10^{-4}$
8	<u>0,996298669</u>	0,159059753	$1,37 \cdot 10^{-6}$	$7,08 \cdot 10^{-8}$
10	<u>0,999963130</u>	0,159144935	$1,10 \cdot 10^{-10}$	$5,48 \cdot 10^{-12}$
12	<u>0,999999886</u>	0,159154854	$2,01 \cdot 10^{-13}$	$1,03 \cdot 10^{-14}$
14	<u>1,000000000</u>	0,159154908	$3,11 \cdot 10^{-15}$	$1,26 \cdot 10^{-16}$
20	1,000000000	0,159154908	$2,24 \cdot 10^{-17}$	$1,06 \cdot 10^{-17}$

Погрешность в определении перемещений, угла поворота и изгибающего момента, составляющая менее одного процента, достигается уже при $C=8$.

Аналогичные результаты получаются и при решении задачи изгиба двухопорной балки (третья строка табл. 2) с относительной жесткостью $\alpha = 4 \cdot 10^5$, нагруженной равномерно распределенной нагрузкой $q_z = -10$. Расчет выполнялся также по полностью нелинейным соотношениям, приве-

денным в строке I, табл. 1. Эпюры распределения перемещений, угла поворота, внутренних сил и момента на половине длины балки показаны на рис. 1. Функции N , M и w на вторую половину балки необходимо продлить четным образом, а Q , φ и u – нечетным.

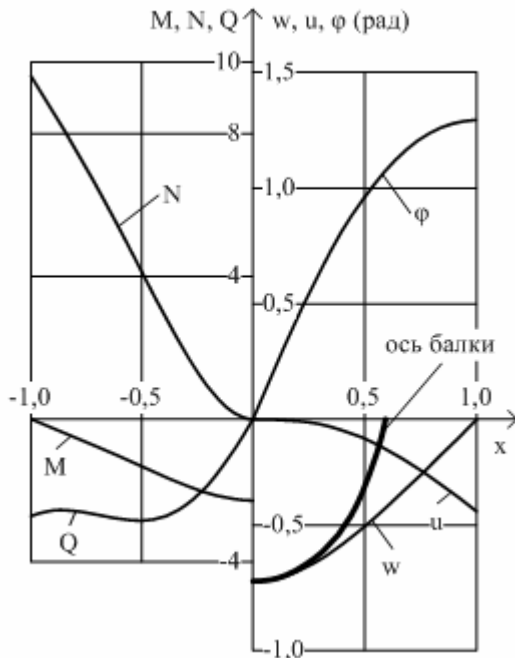


Рис. 1. Эпюры перемещений, угла поворота, внутренних сил и момента при изгибе двухопорной балки ($q_z = -10$, $\alpha = 4 \cdot 10^5$)

В табл. 4 представлена стабилизация первых коэффициентов в суммах (6) и значение полной потенциальной энергии в зависимости от количества удерживаемых функций C . Как видно, первые 12 значащих цифр для указанных величин становятся верными при $C = 14$.

Ниже относительная погрешность определения какой-либо функции f_C , для вычисления которой в суммах (6) удерживается C слагаемых, будет рассматриваться как наибольшая относительная разность между значениями данной функции на отрезке $[-1;1]$ и значения функции с удержанием значительно большего числа слагаемых ($A \gg C$)

$$\Delta_{f_A} = \frac{|f_C - f_A|}{|f_A|} 100\%.$$

Такая оценка точности приближенных решений с учетом сходимости, представленной в табл. 3, 4, достаточно объективна.

Точность определения перемещений и угла поворота соответствует точности определения коэффициентов, приведенных в табл. 4. Так, инженерная точность (погрешность менее пяти процентов) опре-

деления этих величин достигается уже на решениях, в которых удерживается всего по четыре функции (см. табл. 5).

Таблица 4
Стабилизация коэффициентов приближенных решений и полной потенциальной энергии

C	$-U_1$	W_1	$-U$
2	0,138722264965	0,348680545341	5,27866335537
4	0,278339477648	0,422708590882	6,29880481372
6	0,290230872397	0,426066506002	6,32434979783
8	0,290432289376	0,426125483874	6,32458469141
10	0,290433268191	0,426125777343	6,32458552524
12	0,290433271713	0,426125778414	6,32458552764
14	0,290433271724	0,426125778417	6,32458552765
30	0,290433271724	0,426125778417	6,32458552765

Таблица 5
Сходимость функций перемещений и угла поворота

C	$u _{-1} (\Delta_{u_{30}}, \%)$	$w _0 (\Delta_{w_{30}}, \%)$	$\varphi _{-1} (\Delta_{\varphi_{30}}, \%)$
2	0,23081 (41,9)	0,53463 (23,8)	72,054 (2,87)
3	0,36873 (7,23)	0,65974 (6,00)	78,304 (5,56)
4	0,38985 (1,92)	0,68821 (1,94)	74,174 (0,01)
5	0,39620 (0,32)	0,69878 (0,43)	74,191 (6,01)
6	0,39735 (0,03)	0,70136 (0,07)	74,182 (0,00)
8	0,39748 (0,00)	0,70181 (0,00)	74,181 (0,00)
10	0,39748 (0,00)	0,70182 (0,00)	74,181 (0,00)
30	0,39748	0,70182	74,181

Для достижения такой же точности при определении внутренних сил и момента необходимо удерживать не менее восьми функций (табл. 6). Это объясняется тем, что выражение момента содержит вторые производные от функций перемещений, а поперечная сила – третьи. Выражение же продольной силы (деформации оси) хотя и содержит только первые производные, но представляет собой малую разность больших величин. Так, если значение

$$u'|_1 \approx -0,727, (w')^2|_1 \approx 0,926,$$

$$\text{то } \varepsilon_1 = \left[\sqrt{(1+u')^2 + (w')^2} - 1 \right] \approx 2,41 \cdot 10^{-5}.$$

Определение с достаточной точностью невязки в уравнениях равновесия (3), естественно, требует удержания еще большего количества слагаемых в решениях (6). Величина невязки при небольшом количестве функций показана на рис. 2. Погрешность, составляющая менее пяти процентов по отношению к внешней нагрузке $q_z = -10$, здесь достигается при 14 слагаемых в решениях (6), а при 20 слагаемых она не превышает 0,0004%.

Заметим, что правая часть в уравнениях равновесия (3) здесь представляет собой достаточно гладкую в области функцию, поэтому наблюдается достаточно быстрое стремление невязки к нулю. При действии, например, сосредоточенной силы, это стремление будет гораздо медленнее.

Таблица 6
Сходимость функций внутренних сил и момента

C	$-M _0 (\Delta_{M_{30}}, \%)$	$N _I (\Delta_{N_{30}}, \%)$	$Q _I (\Delta_{Q_{30}}, \%)$
2	1,1860 (48,0)	774,27 (7947)	0,76659 (71,9)
3	1,7692 (22,5)	646,32 (6617)	6,0163 (121)
4	2,0433 (10,5)	260,57 (2608)	1,6941 (37,9)
5	2,1979 (3,68)	127,07 (1220)	2,9618 (8,65)
6	2,2600 (0,96)	28,281 (193)	2,3681 (13,1)
8	2,2806 (0,05)	10,010 (4,04)	2,6070 (4,36)
10	2,2817 (0,00)	9,4727 (1,54)	2,7083 (0,65)
11	2,2818 (0,00)	9,6555 (0,36)	2,7318 (0,22)
12	2,2818 (0,00)	9,6135 (0,08)	2,7241 (0,07)
30	2,2818	9,6213	2,7259

Отметим также, что для достижения точности решения, соответствующей удержанию 10 аналитических функций (20 неизвестных), методом конечного элемента (МКЭ), понадобилось введения около 120 узлов (около 360 неизвестных).

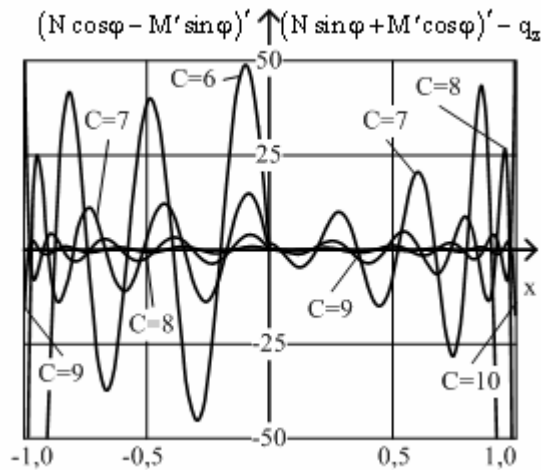


Рис. 2. Невязки в уравнениях равновесия

Таким образом, заканчивая рассмотрение этих двух примеров, можно отметить быструю сходимость приближенных решений и устойчивость процедуры их получения, что позволяет находить решения с практически любой наперед заданной точностью.

4. Исследование точности нелинейных теорий

В качестве критериальной принимается общая нелинейная теория (I, табл. 1). Приведенные ниже

решения получены с таким количеством функций в рядах (6), что погрешности, связанные с численной процедурой их получения, ничтожно малы.

Точность исследуется в зависимости, во-первых, от величин внешних нагрузок и, во-вторых, если это целесообразно, от величины относительной продольной жесткости α .

Так, в уже рассмотренной задаче чистого изгиба консольной балки решения от параметра α не зависят, поэтому исследуется зависимость перемещений, угла поворота, внутренних сил и момента только от величины внешнего момента. Эти зависимости показаны на рис. 3.

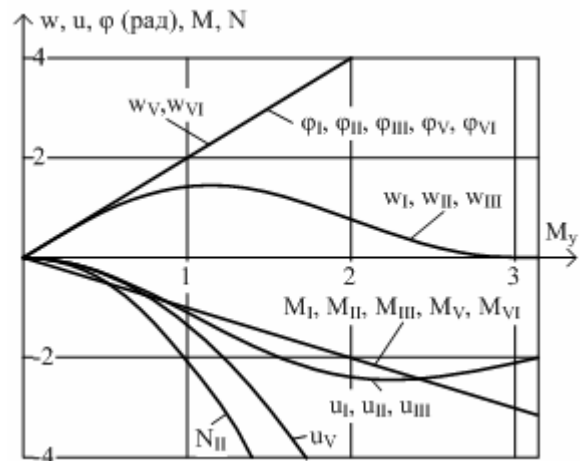


Рис. 3. Зависимость перемещений, угла поворота, внутренних сил и момента от величины внешнего момента при чистом изгибе консольной балки

Поскольку при чистом изгибе балки угол поворота и внутренний момент линейно зависят от нагрузки, а деформация оси отсутствует, то все теории приводят к точному результату при определении этих величин. Исключение составляет наличие продольной силы (деформации оси) при расчете по теории малости деформаций (II).

Прогиб и продольные перемещения, рассчитанные по первым трем теориям, полностью совпадают с точным решением (7).

Отличие квадратичного приближения (V) от линейного (VI) заключается лишь в том, что квадратичное приближение позволяет аппроксимировать продольные перемещения при малых значениях нагрузки (рис. 3). В остальном все результаты, полученные с использованием этих двух теорий, совпадают. Погрешность в рассчитанных по квадратичной теории величинах прогиба и продольного перемещения не превышает 5% при значении действующего момента $M_y < 0,4$, т.е. до величины прогиба $w \approx 0,76$ и угла поворота $\varphi \approx 45^\circ$.

Другой, уже рассмотренный, пример – это изгиб двухопорной балки равномерно распределенной

нагрузкой. Результаты, показанные на рис. 1, получены при $\alpha = 4 \cdot 10^5$ и $q_z = -10$, что соответствует сильному изгибу полосы, т.е. гибкой и достаточно жесткой на растяжение-сжатие балки.

Зависимости максимальных перемещений и угла поворота от величины внешней нагрузки изображены на рис. 4, а внутренних сил и моментов – на рис. 5.

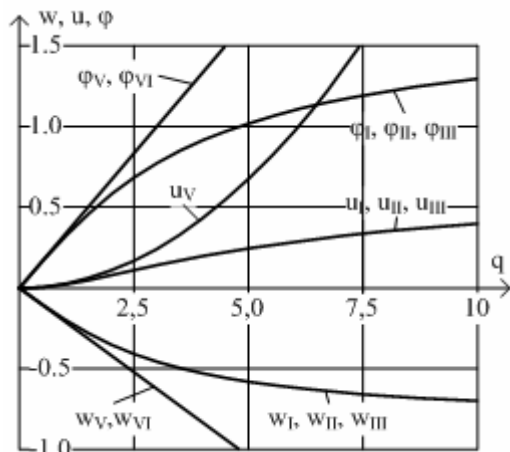


Рис. 4. Зависимость максимальных перемещений и угла поворота от внешней нагрузки

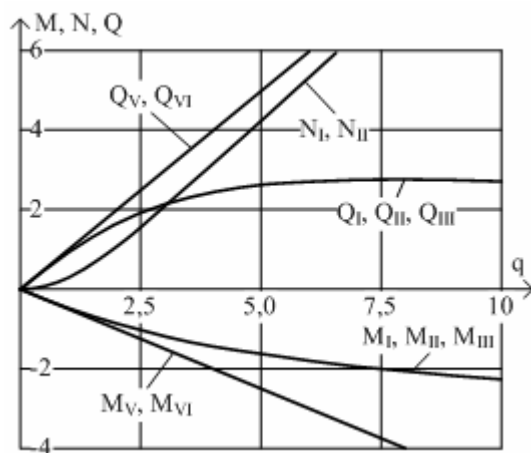


Рис. 5. Зависимость максимальных внутренних сил и моментов от внешней нагрузки

Как уже отмечалось, в данной задаче максимальное значение деформации оси достигает значения $\varepsilon|_{x=1, q=10} \approx 2,41 \cdot 10^{-5}$, поэтому первые три нелинейные теории здесь приводят к результатам, совпадающим до сотых долей процента. Исключение составляют эlastика Эйлера (III), которая не позволяет вычислить продольную силу, так как в основу положено $\varepsilon = 0$, и теория малости деформаций (II), которая при вычислении продольной силы в центре балки приводит к отличному от нуля значению.

Как и в предыдущей задаче, квадратичное (V) и линейное (VI) приближения приводят к одному и

тому же результату, только квадратичное приближение позволяет при малых значениях нагрузки достаточно точно вычислять функцию u . Здесь использование этих теорий приводит к значительным погрешностям (более пяти процентов) до величины нагрузки $|q_z| < 2$, т.е. до величины прогиба $w \approx 0,20$ и угла поворота $\varphi \approx 18^\circ$.

Незначительное изменение параметра α практически не влияет на результаты решения этой задачи. Увеличение параметра α приводит только к уменьшению и без того малой величины деформации оси, оставляя при этом неизменной величину продольной силы $N = \alpha \varepsilon$.

С уменьшением относительной жесткости на растяжение-сжатие деформация оси соответственно увеличивается: при $\alpha \approx 300$ наибольшее значение деформации оси $\varepsilon \approx 0,3\%$, и погрешность эlastики Эйлера (III) при определении продольного перемещения достигает 5%. Такая же точность определения перемещений по теории малых деформаций (II) сохраняется с уменьшением параметра α до значения 100 ($\varepsilon \approx 1,0\%$).

Дальнейшее уменьшение параметра α приводит к таким значениям деформаций, при которых сказывается способ их определения, т.е. мера деформации. Различия результатов, полученных по теории I (мера деформации Коши) и с помощью МКЭ (мера деформации Грина), при уменьшении параметра α от 30 до 1 показаны на рис. 6.

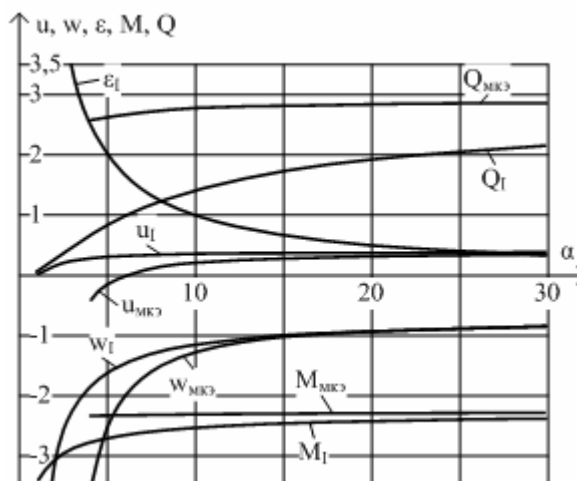


Рис. 6. Зависимость перемещений, деформации, поперечной силы и момента от относительной продольной жесткости α при $q_z = -10$

Как можно видеть, использование меры деформации Грина приводит к тому, что продольные перемещения на краях $x = \pm 1$ при $\alpha < 6$ становятся отрицательными, что противоречит физике процесса деформирования данной балки. На рис. 6 не показана

ны продольная сила и угол поворота, значения которых стремятся соответственно к 10 и 90° .

Эпюры искомых функций при изгибе балки с жесткостью $\alpha = 1$ и внешней распределенной нагрузкой $q_z = -10$, изображенные на рис. 7, качественно отличаются от эпюр этих же величин при $\alpha = 4 \cdot 10^5$ (см. рис. 1). Здесь сближение опор практически отсутствует, прогиб значительно больше, наблюдается увеличение максимального значения момента в 1,5 раза при несущественном увеличении внутренних сил.

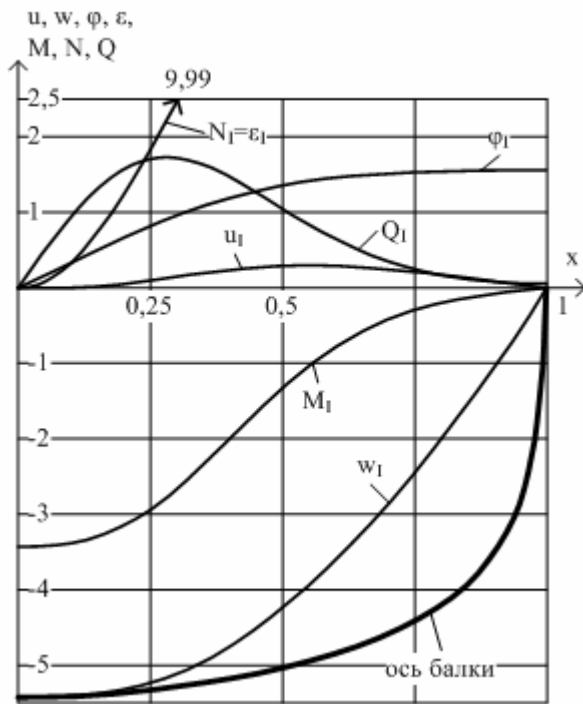


Рис. 7. Эпюры перемещений, угла поворота, внутренних сил и момента при изгибе двухопорной балки ($q_z = -10$ и $\alpha = 1$)

Следующий пример – это изгиб сосредоточенной силой балки, зафиксированной неподвижными шарнирными опорами (рис. 8, третья строка табл. 5).

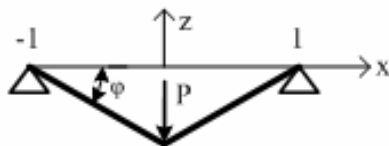


Рис. 8. Балка на неподвижных шарнирных опорах

Эта задача имеет точное решение в приближении "IV" – гибкая нить:

$$\begin{aligned} w &= -|(1-x) \operatorname{tg} \varphi|; & u &\equiv 0; \\ \varepsilon &= \cos^{-1} \varphi - 1, \end{aligned} \quad (8)$$

где угол φ можно найти из тригонометрического уравнения $P \cos \varphi - 2\alpha \sin \varphi (1 - \cos \varphi) = 0$.

Этот результат полностью во всем диапазоне изменения величины внешней нагрузки совпадает с решением, полученным по теории "I" (рис. 9). Исключение составляет незначительное расхождение результатов при малых прогибах: здесь еще сказывается наличие изгибной жесткости балки, значением которой в теории гибких нитей пренебрегают.

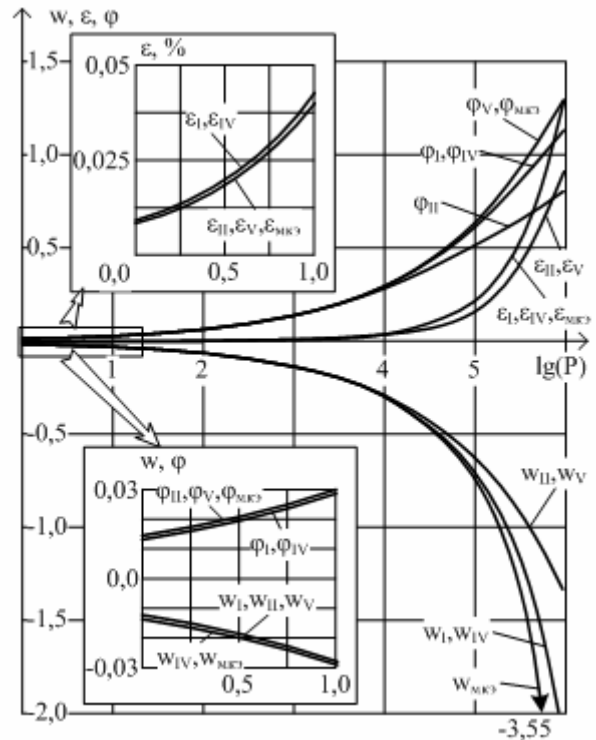


Рис. 9. Зависимость максимального прогиба, угла поворота и деформации двухопорной балки без смещения опор от величины сосредоточенной силы

Остальные теории и МКЭ вплоть до значения силы $P = 10^4$ приводят к мало различающимся результатам. С дальнейшим увеличением внешней силы, величины деформаций резко увеличиваются, что приводит к значительному разбросу результатов. Заметим, что поскольку в этой задаче продольные перемещения практически отсутствуют, то теория малости деформаций (II) и квадратичное приближение (V) приводят к одному и тому же выражению деформации.

Различный вид имеют только формулы определения углов поворота: если в первом случае $\varphi = \operatorname{tg} w'$, то во втором $\varphi = w'$. Поскольку зависящая от него величина энергии изгиба здесь незначительна, то эти теории приводят к одинаковому значению функции прогиба.

Наибольшие расхождения при значении силы $P > 10^4$ наблюдаются в определении величины максимального прогиба.

Так при $P = 10^6$ деформация достигает значения 0,92...1,35 (в зависимости от теории), а значение максимального прогиба составляет:

–1,34 – по теории малости деформаций и квадратичному приближению,

–2,15 – по полностью нелинейным соотношениям и теории гибкой нити;

–3,55 – по МКЭ.

Наиболее востребованы нелинейные теории упругости в задачах закритического поведения конструкций. К таким задачам относится, например, задача продольно-поперечного изгиба двухопорной балки (рис.10).

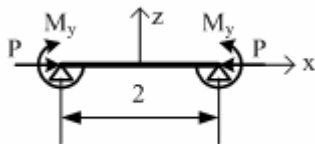


Рис. 10. Продольно-поперечный изгиб двухопорной балки

Относительная критическая эйлера сила для нее составляет $P_{cr} = \frac{\pi^2}{4}$. Линейное решение имеет вид

$$w^{VI} = \frac{M_y}{2} (x^2 - 1); \quad u^{VI} = -\frac{P}{\alpha} x.$$

Более точное решение можно получить исходя из уравнения упругой линии

$$w'' + Pw = M_y.$$

Здесь $P > 0$. Прогиб в этом случае принимает вид

$$w_{lt} = \frac{M_y}{P} \frac{\cos(\sqrt{P}x)}{\cos\sqrt{P}} \quad (9)$$

Эластика Эйлера при отсутствии изгибающих моментов приводит к точному решению

$$\begin{aligned} P &= K^2 (\sin \theta); \\ w_{III} &= \frac{2 \sin \theta}{K (\sin \theta)}; \\ u_{III} &= 2 \left[1 - \frac{E(\sin \theta)}{K(\sin \theta)} \right], \end{aligned} \quad (10)$$

где K , E – полные эллиптические интегралы первого и второго рода соответственно $\left(\theta = \frac{\varphi}{2} \right)$.

На рис. 11 показано изменение максимального прогиба и смещения опоры в зависимости от величины внешней силы при сжатии и при совместном действии сжатия и изгиба моментом, равным

$M_y = 0,02P$ (соответствующие величины снабжены верхним индексом "М"). Вычисления проведены для гибкой полосы, параметр $\alpha = 4 \cdot 10^5$.

В этом примере погрешность определения прогиба, вычисленного по линейной теории, не превышает 5% до значения внешней силы $P = 0,12$ ($w_{VI} = -0,0012$).

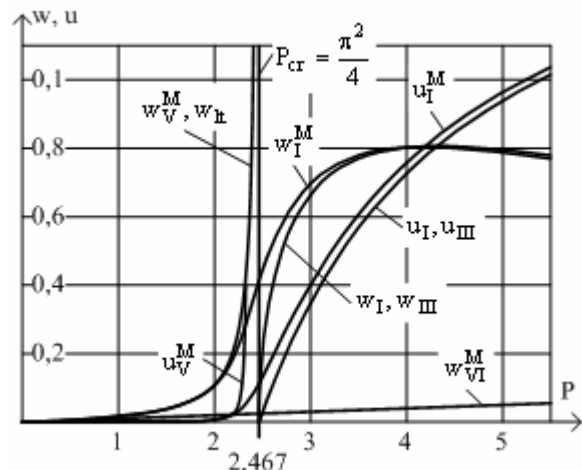


Рис. 11. Продольные перемещения и прогиб только сжатой балки и при совместном действии сжатия и изгиба ($M = 0,02P$)

Прогиб, рассчитанный по формуле (9), остается в пределах допустимой точности до значения внешней силы $P = 2,1$ ($w_{VI} = -0,139$), т.е. до значения, составляющего 85% от величины критической силы. С дальнейшим приближением нагрузки к критическому значению прогиб, рассчитанный по формуле (9), неограниченно растет. С этим решением практически совпадает решение, полученное по квадратичному приближению (V).

Решения, полученные по соотношениям эластичности Эйлера (III), в том числе и по точному решению (10), полностью совпадают с решением, полученным по нелинейной теории I во всем приведенном диапазоне изменения силы. Рассчитанные по полностью нелинейным соотношениям угол поворота концевого сечения, внутренние силы при $x = 1$ и максимальный изгибающий момент сжатой балки и при совместном действии сжатия и изгиба показаны на рис. 12.

Результаты на рис. 11 и 12 соответствуют классическим диаграммам равновесных состояний сжатой идеальной балки и балки с начальными несовершенствами.

Эпюры распределения вдоль оси балки перемещений, угла поворота, внутренних сил и момента при значении внешней силы $P = 5$ показаны на рис. 13.

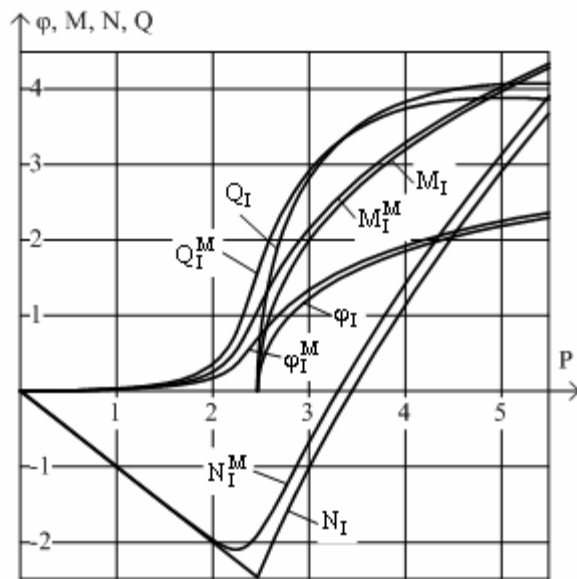


Рис. 12. Углы поворота концевое сечения, внутренние силы и моменты сжатой балки и при совместном действии сжатия и изгиба ($M = 0,02P$)

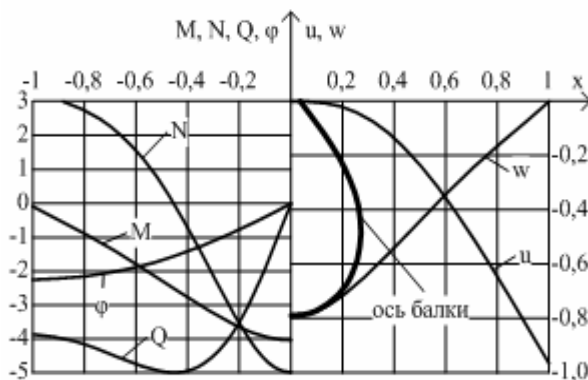


Рис. 13. Эпюры перемещений, угла поворота, внутренних сил и момента

Влияние укорочения оси балки на величину критической силы становится существенным при значении параметра $\alpha < 100$ (рис. 14). При $\alpha < 30$ значение критической силы значительно увеличивается и при $\alpha = 16,65$ достигает значения $P = 5,55$, тогда как эйлерова $P_{cr} = 2,47$. При меньших значениях параметра стержень устойчивости не теряет. Отметим, что значение параметра $\alpha = 16,65$ соответствует отношению $\frac{2a}{D} = 2,04$, где D — диаметр круглого поперечного сечения. Это же отношение, рассчитанное для винтовых пружин, составляет [11] $\frac{2a}{D} = 2,47$. Большее значение этого отношения объясняется тем, что в работе [11] учитывались сдвиговые деформации и изменения изгибной и сдвиговой жесткостей эквивалентного бруса при его обжатии.

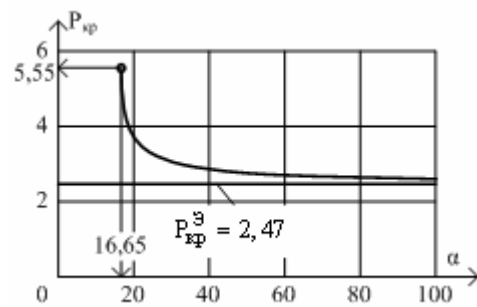


Рис. 14. Зависимость критической силы от относительной жесткости на растяжение-сжатие

Заключение

1. Показано, что приближенные решения, полученные методом Рэлея-Ритца с использованием аналитических функций при аппроксимации перемещений, обладают высокой точностью, быстрой сходимостью и устойчивостью процедуры их получения.

2. Теория малых деформаций приводит, как и следовало ожидать, к верным результатам, если деформация оси не превышает 1%. Эта погрешность согласуется с погрешностью разложения малой деформации оси в ряд Тейлора [7]. Полученное таким образом более простое выражение деформации (сравнить строки I и II табл. 1) при использовании его в вариационных методах приводит в некоторых случаях к некорректным значениям продольной силы (первые два примера), но возможность аналитического вычисления потенциальной энергии и компонентов вектора градиента и матрицы Гессе является бесспорным преимуществом этой теории.

3. Результаты, полученные по теории отсутствия деформации оси и теории гибкой нити, верны для своих специфических классов задач. Основное преимущество этих теорий в том, что упрощенные уравнения равновесия позволяют в некоторых случаях получить точное решение. Недостатком является невозможность их использования для расчета балок, как элементов составных конструкций, где важен учет и изгибной жесткости и жесткости на растяжение-сжатие.

4. Затруднительно указать единый критерий применимости линейной теории. Точность результатов, полученных по этой теории, во многом зависит от вида внешних нагрузок и условий опирания балки. Так, при чистом изгибе эта теория приводит точным значениям изгибающего момента и угла поворота во всем диапазоне изменения нагрузки. Погрешность определения прогиба до значения $w = 0,76$ не превышает пяти процентов. При этом в задаче продольно-поперечного изгиба результаты, полученные по линейной теории, практически не

пригодны. Теория квадратичного приближения в сравнении с линейной теорией позволяет решать более широкий класс задач и в некоторых случаях значительно повысить точность получаемых решений.

В заключении автор считает своим долгом поблагодарить С.А. Халилова за постоянное внимание к работе и ряд полезных замечаний.

Литература

1. Новожиллов, В.В. Теория упругости [Текст] / В.В. Новожиллов. – Л.: Судпромгиз. 1958. – 370 с.
2. Илюхин, А.А. Пространственные задачи нелинейной теории упругих стержней [Текст] / А.А. Илюхин. – К.: Наук. думка, 1979. – 216 с.
3. Попов, Е.П. Теория и расчет гибких упругих стержней [Текст] / Е.П. Попов. – М.: Наука, 1986. – 296 с.
4. Светлицкий, В.А. Механика стержней [Текст]. В 2 ч. Ч. 1. Статика / В.А. Светлицкий. – М.: Высш. шк., 1987. – 320 с.
5. Черных, К.Ф. Нелинейная теория упругости в машиностроительных расчетах [Текст] / К.Ф. Черных. – Л.: Машиностроение, Ленингр. отделение, 1986. – 336 с.

6. Васидзу, К. Вариационные методы в теории упругости и пластичности [Текст] / К. Васидзу. – М.: Мир, 1987. – 542 с.

7. Халилов, С.А. Плоский нелинейный изгиб балки. Вывод замкнутой системы уравнений [Текст] / С.А. Халилов, В.Б. Минтюк // Авиационно-космическая техника и технология. – 2011. – № 1 (78). – С. 39–45.

8. Минтюк, В.Б. Построение одномерного базиса приближенного анализа [Текст] / В.Б. Минтюк // Открытые информационные и компьютерные интегрированные технологии: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н. Е. Жуковского "ХАИ". – Х., 2007. – Вып. 35. – С. 143–148.

9. Минтюк, В.Б. Ортонормированный базис для одномерных краевых задач [Текст] / В.Б. Минтюк // Авиационно-космическая техника и технология. – 2007. – № 5 (41). – С. 32–36.

10. Минтюк, В.Б. Точность, сходимость и устойчивость метода Рэлея-Ритца при различных базисах [Текст] / В.Б. Минтюк // Авиационно-космическая техника и технология. – 2008. – № 5 (52). – С. 17–23.

11. Пономарев, С.Д. Расчет упругих элементов машин и приборов [Текст] / С.Д. Пономарев, Л.Е. Андреев. – М.: Машиностроение. – 1980. – 326 с.

Поступила в редакцию 25.05.2011

Рецензенты: д-р техн. наук, проф., заведующий кафедрой прочности летательных аппаратов П.А. Фомичев, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков.

ДОСЛІДЖЕННЯ НЕЛІНІЙНОГО ПЛОСКОГО ВИГІНУ БАЛКИ

В.Б. Минтюк

Методом Рэлея-Ритца з використанням аналітичного базису отримано числові рішення ряду геометрично нелінійних задач плоского вигину балки з урахуванням деформації осі. Показана швидка збіжність і висока точність наближених вирішень. В основу розв'язних рівнянь закладено теорії з різним "рівнем" нелінійності: повністю нелінійна, урахування малості деформацій, пластика Ейлера, гнучка нитка, урахування малості деформацій і квадрату кута повороту та лінійна. Розглянуто задачі чистого вигину балки, балки на двох опорах, коли опори можуть зближуватись, і без зближення опор, а також подовжньо поперечного вигину з розглядом закритичної поведінки. Проведено порівняльний аналіз результатів.

Ключові слова: балка, плоский вигин, геометрично нелінійна задача, деформація осі, числове рішення

RESEARCHING NONLINEAR PLANE BENDING OF A BEAM

V.B. Mintyuk

Numerical solutions of several geometrically nonlinear problems of plane bending of a beam under assumption of deformed axis are developed using Raleigh-Ritz method. Rapid convergence and high accuracy of solutions obtained are shown. Governing equations are obtained basing on theories with different level of nonlinearity: complete nonlinearity, assumption of small deformations, Euler's elastic, flexible wire, assumption of small of small deformation and square of deviation, and linear theory. Following problems are analyzed: pure bending of a beam, bending of simply supported beam with approaching and non-approaching supports, transverse bending with consideration of post-buckling behaviour. Comparative analysis of results is carried out.

Keywords: beam, simple bending, geometrically nonlinear problem, deformation of axis, numerical solution

Минтюк Виталий Борисович – канд. техн. наук, докторант кафедры прочности летательных аппаратов Национального аэрокосмического университета им. Н. Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: minvit@mail.ru.

УДК 629.7: 533.6.001

В.В. ГОЦУЛЕНКО¹, В.Н. ГОЦУЛЕНКО²¹ Институт технической теплофизики НАН Украины, Киев² Институт предпринимательства “Стратегия”, Украина, Желтые воды

ДЕМПФИРОВАНИЕ АВТОКОЛЕБАНИЙ ВИБРАЦИОННОГО ГОРЕНИЯ ПРОТОЧНЫМИ ДИНАМИЧЕСКИМИ ДЕМПФЕРАМИ

Получена математическая модель нестационарных движений продуктов сгорания в вертикальной модели камеры горения при подключении к ней пассивных прямооточных демпферов в виде антиимпульсных перегородок и акустического LC – контура. Определены особенности такого демпфирования автоколебаний вибрационного горения при совместном и отдельном действии его механизмов: запаздывании сгорания топлива и отрицательных сопротивлений вязкостного по длине камеры горения и теплового, а также вихревого отрицательного сопротивления лопастного нагнетателя. Установлено, что антиимпульсные перегородки увеличивают волновое сопротивление камеры горения и приводят к устранению продольных как релаксационных, так и гармонических автоколебаний при различных типах напорной характеристики камеры горения. Акустический LC – контур, расположенный в проточном тракте между камерой горения и лопастным нагнетателем при монотонно убывающей напорной характеристике камеры горения демпфирует как релаксационные, так и гармонические автоколебания. В случае седлообразной напорной характеристики камеры горения рассматриваемый акустический LC – контур продольные релаксационные автоколебания не демпфирует. Такой демпфер позволяет устранить лишь гармонические и близкие к ним по форме автоколебания.

Ключевые слова: автоколебания вибрационного горения, прямооточный демпфер, демпфирование автоколебаний, волновое сопротивление, антиимпульсные перегородки.

Введение

Динамическое демпфирование вибрационного горения в ЖРД (жидкостных реактивных двигателях) осуществляется применением резонатора Гельмгольца и антиимпульсных перегородок в КС (камере сгорания) [1 – 3]. Установка ребер перегородок в КС ЖРД наряду с изменением акустических параметров потока среды изменяет его гидравлические параметры. Поэтому антиимпульсные перегородки также как и присоединяемый к камере горения колебательный $L_a C_a$ контур [4] являются проточными демпферами.

Известно, что в случае монотонно убывающей характеристики $F(G)$ КС и отсутствии нисходящей ветви на характеристике $h_c(G)$ реактивного сопла [5], единственным механизмом внутрикамерной неустойчивости является запаздывание τ сгорания топлива, введенное Л. Крокко. При таких условиях в [6] было установлено, что амплитуды релаксационных автоколебаний со снижением волнового сопротивления $Z = \sqrt{L_a/C_a}$ уменьшаются и при $Z \rightarrow 0$ колебания вовсе исчезают.

Разделение КС антиимпульсными перегород-

ками увеличивает ее волновое сопротивление Z , что согласно [6] составляет причину возрастания амплитуды продольных релаксационных автоколебаний, а при дальнейшем возрастании Z автоколебания переходят в гармоническую форму, амплитуда которых уменьшается.

В настоящее время теории, достаточно полно объясняющей влияние перегородок на устойчивость рабочего процесса в КС ЖРД, не существует [1 – 3].

Теория резонансных поглотителей [3] для определения поглощенной энергии использует безразмерный акустический импеданс, действительная и мнимые части которого определяются полуэмпирически. В [2] отмечается, что резонатор Гельмгольца применяется для подавления только поперечных форм колебаний. Влияние резонатора на продольные автоколебания оставалось неисследованным.

1. Постановка задачи

Задачей данной работы является определение особенностей демпфирования продольных автоколебаний вибрационного горения с помощью рассматриваемых проточных динамических демпферов.

Изменение импульса массы в i -м канале антиимпульсных перегородок может быть определено

из уравнения движения, записанного в форме [4]

$$L_{a_i} dG_i/dt = \Delta p \quad (i = \overline{1; n}),$$

где Δp – разность давлений на входе и выходе i -го канала КС, G_i – массовый расход продуктов сгорания через i -й канал КС, $L_{a_i} = \ell/S_i$ – его акустическая масса, S_i – площадь нормального сечения i -го канала КС, ℓ – длина ребер перегородок (рис. 1).

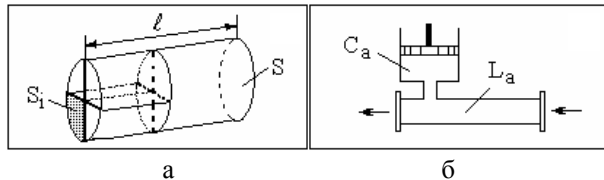


Рис. 1. Схемы проточных демпферов:
а – КС с антиимпульсными перегородками;
б – $L_a C_a$ -контур

Таким образом, с увеличением n числа ребер антиимпульсных перегородок волновое сопротивление $Z = c/S_i$ каждого из каналов, образованных перегородками перфорированной КС увеличивается, и как далее будет показано, приводит к снижению амплитуды продольных релаксационных автоколебаний.

2. Результаты работы

В [4] установлено существенное снижение амплитуды гармонических или близких к ним автоколебаний при расположении между камерой горения и нагнетателем проточного демпфера (рис. 1, б).

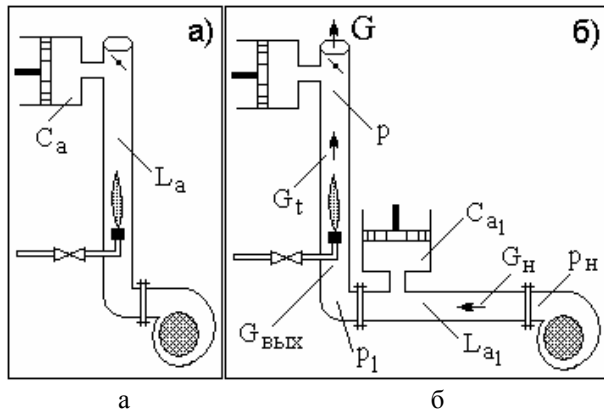


Рис. 2. Схема вертикальной камеры горения:
а – при отсутствии демпфирования;
б – при включении проточного динамического демпфера (рис. 1, б)

Исследование влияния такого демпфера на релаксационные автоколебания при различных суммарных напорных характеристиках, в частности при монотонно убывающей суммарной характеристике,

в этой работе не проводилось. На рис. 2. изображены модели вертикальной камеры горения при отсутствии (рис. 2, а) и при подключении (рис. 2, б) проточного демпфера (рис. 1, б), расположенного в тракте между КС и нагнетателем. Случай, когда рассматриваемый акустический LC-контур (рис. 1, б) присоединялся на входе к нагнетателю (рис. 2, а), рассматривался в [8].

Уравнения, описывающие нестационарные движения продуктов сгорания в модели рис. 2, б представим в форме уравнений теории помпажа [4, 6-7]

$$\begin{cases} L_a \frac{dG_t}{dt} = F(G_t) + p_1 - p, \\ C_a \frac{dp}{dt} = G_t(t - \tau) - G, \\ L_{a1} \frac{dG_H}{dt} = H(G_H) - p_1, \\ C_{a1} \frac{dp_1}{dt} = G_H - G_{\text{ВЫХ}}, \end{cases} \quad (1)$$

где $F(G_t) = A(G_t) - h_t(G_t) - h_\ell(G_t)$ [7,8], $p = k_{\text{др}} G^2$,

$G_t = v G_{\text{ВЫХ}}$, $L_a = \ell/S$ и $C_a = V/c^2$ – соответственно акустическая масса и гибкость камеры горения, V – ее объем, c – скорость звука в камере горения, v – коэффициент увеличения расхода за счет подачи газообразного топлива.

Параметры стационарного режима в системе уравнений (1) определяем из условия:

$$\begin{cases} \frac{dG_t}{dt} \Big|_{G_t=G_t^*} = 0, \quad \frac{dp}{dt} \Big|_{p=p^*} = 0, \\ \frac{dG_H}{dt} \Big|_{G_H=G_H^*} = 0, \quad \frac{dp_1}{dt} \Big|_{p_1=p_1^*} = 0. \end{cases} \quad (2)$$

Обозначив стационарный массовый расход продуктов сгорания $G_t^* = \xi$, из (2) находим:

$$\begin{aligned} G^* &= G_t^* = \xi, \quad G_{\text{ВЫХ}}^* = G_H^* = v^{-1}\xi, \quad p_1^* = H(v^{-1}\xi), \\ p^* &= F(\xi) + H(v^{-1}\xi), \quad k_{\text{др}} = \xi^{-2} \{F(\xi) + H(v^{-1}\xi)\}. \end{aligned}$$

В дальнейшем удобно перейти к безразмерным величинам, полагая

$$\begin{aligned} x_1 &= G_t/\xi, \quad x_2 = \{F(\xi) + H(v^{-1}\xi)\}^{-1} p, \quad x_3 = v G_H/\xi, \\ x_4 &= p_1/H(v^{-1}\xi), \quad t' = t/m_t, \quad \tau' = \tau/m_t, \end{aligned} \quad (3)$$

где m_t – размерная константа, например $m_t = 1$ с.

В новых переменных (3) система уравнений (1) запишется в форме:

$$\begin{aligned} \left[\frac{L_a \xi}{H(v^{-1}\xi) m_t} \right] \frac{dx_1}{dt'} &= \frac{F(\xi x_1)}{H(v^{-1}\xi)} + x_4 - \left[1 + \frac{F(\xi)}{H(v^{-1}\xi)} \right] x_2, \\ \left[C_a \frac{F(\xi) + H(v^{-1}\xi)}{\xi m_t} \right] \frac{dx_2}{dt'} &= x_1(t' - \tau') - \sqrt{x_2}, \end{aligned}$$

$$\begin{cases} \left[\frac{L_a \xi}{v m_t H(v^{-1} \xi)} \right] \frac{dx_3}{dt'} = \frac{H(\xi x_3)}{H(v^{-1} \xi)} - x_4, \\ \left[C_{a1} \frac{v H(v^{-1} \xi)}{\xi m_t} \right] \frac{dx_4}{dt'} = x_3 - x_1. \end{cases} \quad (4)$$

При отсутствии демпфера (рис. 2, а) в системе уравнений (4) следует положить $L_{a1} = 0$ и $C_{a1} = 0$. В этом случае она преобразуется в динамическую систему с одной степенью свободы

$$\begin{cases} \left[\frac{L_a \xi}{H(v^{-1} \xi) m_t} \right] \frac{dx_1}{dt'} = \frac{F_\Sigma(x_1)}{H(v^{-1} \xi)} - \left[1 + \frac{F(\xi)}{H(v^{-1} \xi)} \right] x_2, \\ \left[C_a \frac{F(\xi) + H(v^{-1} \xi)}{\xi m_t} \right] \frac{dx_2}{dt'} = x_1(t' - \tau') - \sqrt{x_2}. \end{cases} \quad (5)$$

Отметим, что при изучении влияния проточного демпфера в виде антиимпульсных перегородок на структуру внутрикамерной неустойчивости, в системе (5) необходимо в качестве акустических параметров L_a и C_a взять соответствующие параметры отдельного канала КС, к которым прибавля-

ются акустические параметры неперфорированной части КС и положить $L_a = L_{a1}$, $C_a = C_{a1}$.

При отсутствии запаздывания $\tau' = 0$ система (5) формально совпадает с уравнениями теории помпажа, согласно результатам которой, необходимым условием существования ее периодического автоколебательного решения является наличие восходящей ветви $dF_\Sigma/dx_1 > 0$ на суммарной напорной характеристике

$$F_\Sigma(x_1) = F(\xi x_1) + H(v^{-1} \xi x_1).$$

В контексте рассматриваемой модели (рис. 2) восходящая ветвь на характеристике $F_\Sigma(x_1)$ образуется в результате ее наличия на напорной характеристике нагнетателя $H(v^{-1} \xi x_1)$, или на напорной характеристике теплоподвода $F(\xi x_1)$.

В последнем случае восходящая ветвь порождается отрицательными сопротивлениями:

h_ℓ – вязкостным по длине камеры горения;

h_T – тепловым, являющимся местным сопротивлением зоны теплоподвода.

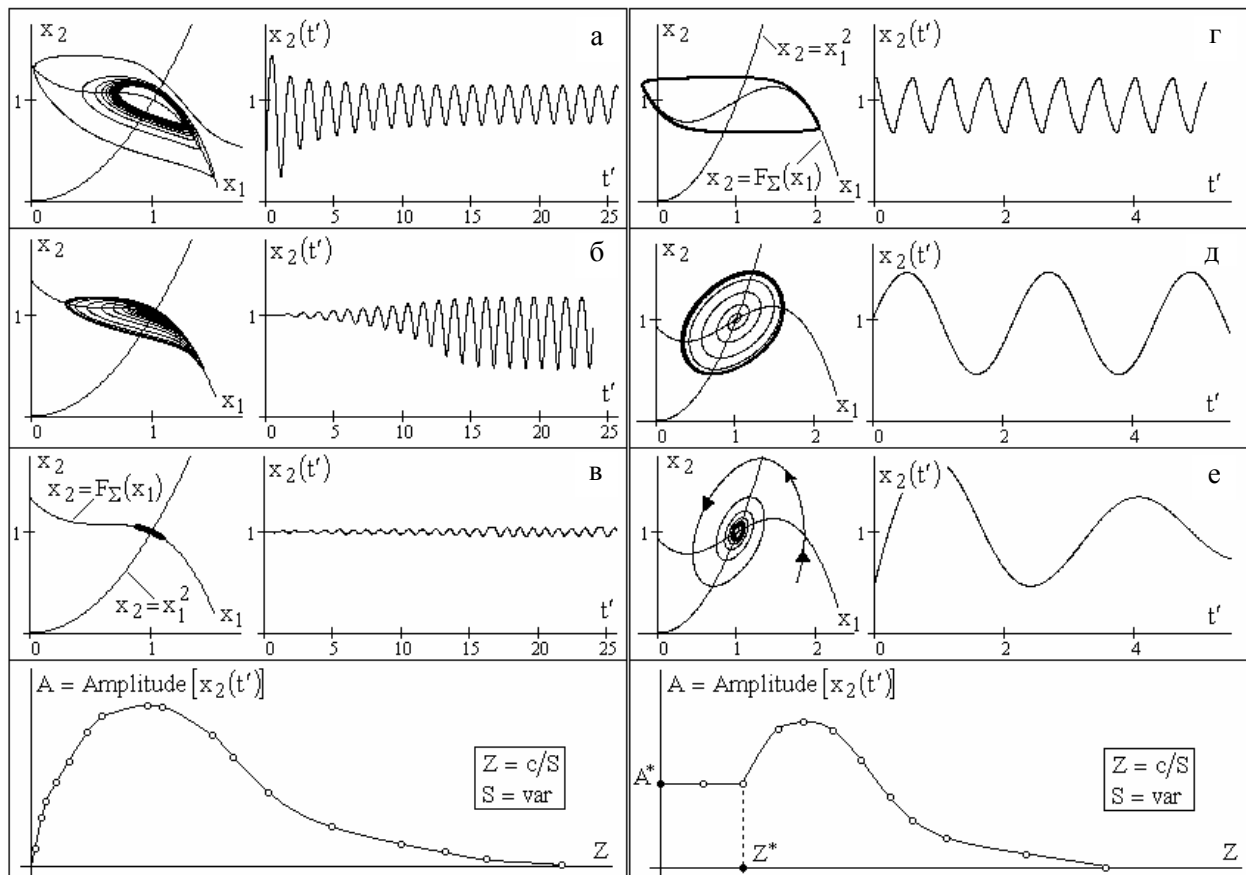


Рис. 3. Демпфирование автоколебаний антиимпульсными перегородками при различных суммарных напорных характеристиках $F_\Sigma(x_1)$,

когда $\tau' = 0,02$, $S_i = S/n$ ($i = \overline{1; n}$):

а, г – $n = 1$; б, д – $n = 3$; в, е – $n = 25$

Восходящая ветвь на напорной характеристике $H(v^{-1}\xi x_1)$ центробежного нагнетателя (рис. 2) образуется вихревыми гидравлическими потерями при снижении подачи. В случае, когда зависимость $F_\Sigma(x_1)$ является монотонно убывающей, единственным механизмом появления в системе (5) предельного цикла (автоколебаний) является запаздывание $\tau' > 0$. Установленные свойства автоколебательных решений системы дифференциальных уравнений (5) позволяют заключить (рис. 3), что при введении в КС антиимпульсных перегородок увеличивается ее волновое сопротивление, что приводит к бифуркации предельного цикла в устойчивый фокус так, что вначале релаксационные автоколебания переходят в гармоническую форму и далее вовсе исчезают. Это имеет место как при наличии седлообразности на характеристике $F_\Sigma(x_1)$, так и в случае, когда $dF_\Sigma/dx_1 < 0$. Отличительный характер перестроек автоколебаний происходит в обратном направлении

(рис. 3). В случае седлообразной характеристики $F_\Sigma(x_1)$ при $Z \rightarrow 0 \exists Z = Z^*$, что при $Z \leq Z^*$ амплитуда A релаксационных автоколебаний остается неизменной $A = A^*$ и определяется лишь “седлообразностью” (рис.3) характеристики $F_\Sigma(x_1)$ и $\tau' \geq 0$.

Анализ перестроек при варьировании параметров L_a и C_a периодических решений нелинейной системы уравнений (4), которые определяют автоколебания в установке (рис. 2, б) показал, что проточный $L_a C_a$ - контур демпфирует релаксационные колебания в КС лишь при монотонно убывающей характеристике $F_\Sigma(x_1)$. Характер такого демпфирования автоколебаний вибрационного горения приведен на рис. 4.

Дальнейший анализ динамической системы (4) показал, что при седлообразной характеристике $F_\Sigma(x_1)$ $L_a C_a$ - контур демпфирует лишь гармонические или близкие к ним автоколебания.

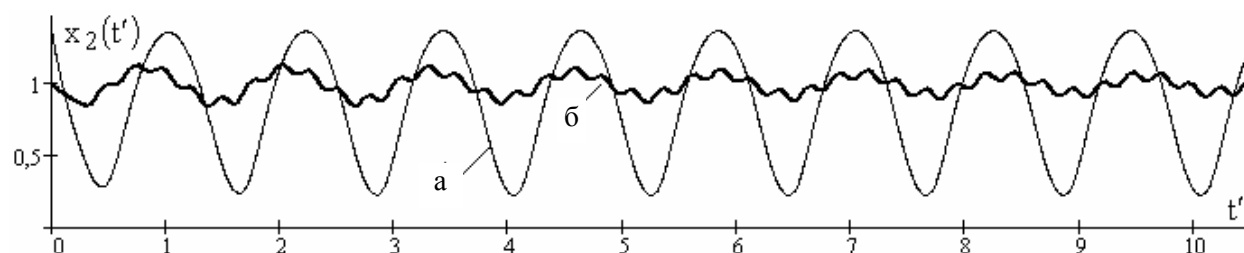


Рис. 4. Демпфирование автоколебаний $L_a C_a$ контуром (рис. 1, б)

при убывающей характеристике $F_\Sigma(x_1)$ и $\tau' = 0,02$:

а – колебания в системе (рис. 2, а) без демпфера; б – при подключении демпфера (рис. 2, б)

Отметим, что с увеличением запаздывания $\tau' > 0$, т.е. при усилении действия механизма Л. Крокко, предельные циклы деформируются так, что увеличиваются амплитуды соответствующих им автоколебаний. Своеобразная деформация предельных циклов с увеличением их размеров происходит с ростом $\tau' > 0$ и при монотонно убывающей характеристике $F_\Sigma(x_1)$.

Заключение

Антиимпульсные перегородки увеличивают волновое сопротивление Z КС, которое возрастает с увеличением их числа. Рост Z приводит к преобразованию релаксационных автоколебаний в гармонические колебания. С дальнейшим ростом Z происходит бифуркация, в результате которой предельный цикл гармонических автоколебаний переходит в устойчивый фокус и режим горения становится абсолютно устойчивым. $L_a C_a$ -демпфер, при соответствующей подстройке его акустических параметров к акустическим параметрам КС, снижает

амплитуду как гармонических, так и релаксационных автоколебаний при монотонно убывающей суммарной напорной характеристике $F_\Sigma(x_1)$ КС.

При седлообразной характеристике $F_\Sigma(x_1)$ $L_a C_a$ - контур релаксационные автоколебания не демпфирует. В этом случае демпфируются лишь гармонические или близкие к ним автоколебания.

Литература

1. Артамонов, К.И. Термогидроакустическая устойчивость [Текст] / К.И. Артамонов. – М.: Машиностроение, 1982. – 216 с.
2. Натанзон, М.С. Неустойчивость горения [Текст] / М.С. Натанзон. – М.: Машиностроение, 1986. – 248 с.
3. Устойчивость рабочего процесса в двигателях летательных аппаратов [Текст] / М.А. Ильченко, В.В. Крютченко, Ю.С. Мнацаканян [и др.]. – М.: Машиностроение, 1995. – 320 с.
4. Гоцуленко, В.В. Математическое моделирование снижения амплитуд колебаний вибрационного горения в крупных промышленных агрегатах

[Текст]/В.В. Гоцуленко // Математическое моделирование, РАН. – 2005. – Т. 17, № 11. – С. 16-24.

5. Зельдович, Я.Б. Теория нестационарного горения пороха [Текст]: моногр. / Я.Б. Зельдович, О.И. Лейтунский, В.Б. Либрович. – М.: Наука, 1975. – 132 с.

6. Гоцуленко, В.В. Автоколебания вибрационного горения в ЖРД, самовозбуждающиеся из-за феноменологического запаздывания сгорания топлива, и их математическое моделирование [Текст] / В.В. Гоцуленко, В.Н. Гоцуленко // Математическое моделирование. – 2008. – № 1 (18). – С. 39-42.

7. Гоцуленко, В.В. Управление автоколебаниями колеблющегося пламени при одновременном действии механизмов их возбуждения [Текст]/ В.В. Гоцуленко, Б.И. Басок // Промышленная теплотехника. – 2009. – Т. 31, № 3. – С. 101-107.

8. Гоцуленко, В.В. Динамическое демпфирование вибрационного горения в модели каупера при присоединении демпфирующего контура на входе вентилятора [Текст]/ В.В. Гоцуленко, В.Н. Гоцуленко // Математическое моделирование. – 2010. – № 1 (22). – С. 10-12.

Поступила в редакцию 12.05.2011

Рецензент: д-р техн. наук, проф., зав. кафедрой металлургического оборудования О.А. Бейгул, Днепродзержинский государственный технический университет, Днепродзержинск, Украина.

ДЕМПФІРУВАННЯ АВТОКОЛИВАНЬ ВІБРАЦІЙНОГО ГОРІННЯ ПРОТОЧНИМИ ДИНАМІЧНИМИ ДЕМПФЕРАМИ

В.В. Гоцуленко, В.М. Гоцуленко

Отримано математичну модель нестационарних рухів продуктів згорання у вертикальній моделі камери горіння при підключенні до неї пасивних прямооточних демпферів у вигляді антиімпульсних перегородок та акустичного LC - контуру. Визначено особливості такого демпфірування автоколивань вібраційного горіння при спільній та окремій дії його механізмів: запізненні згорання палива і від'ємних опорів вязкостного по довжині камери горіння і теплового, а також вихрового від'ємного опору лопатевого нагнітача. Установлено, що антиімпульсні перегородки збільшують хвильовий опір камери горіння, що приводить до усунення поздовжніх як релаксаційних, так і гармонійних автоколивань при різних типах напірної характеристики камери горіння. Акустичний LC - контур, розташований у проточному тракті між камерою горіння і лопатевим нагнітачем при монотонно спадаючій напірній характеристикі камери горіння демпфірує як релаксаційні, так і гармонійні автоколивання. У випадку сідлоподібної напірної характеристики камери горіння розглянутий акустичний LC - контур поздовжні релаксаційні автоколивання не демпфірує. Такий демпфер дозволяє усунути лише гармонійні та близькі до них за формою автоколивання.

Ключові слова: автоколивання вібраційного горіння, прямооточний демпфер, демпфірування автоколивань, хвильовий опір, антиімпульсні перегородки.

DAMPING VIBRATION OF AUTO COMBUSTION FLOW DYNAMIC DAMPER

V.V. Gotsulenko, V.N. Gotsulenko

The mathematical model of unsteady movements of products of combustion in a vertical model of the combustion chamber when connecting to it once-through passive dampers in the form antiimpulsnyh partitions and acoustic LC - circuit. The features of the vibration damping oscillations of combustion at the joint and separate action of its mechanisms: delay of combustion and negative viscous resistance along the length of the combustion chamber and heat, as well as a vortex of negative resistance vane blower. Established that antiimpulsny partitioning increases the wave resistance of the combustion chamber and lead to the elimination of the longitudinal relaxation as well as harmonic oscillations in different types of pressure characteristics of the combustion chamber. Acoustic LC - circuit placed in a flow path between the combustion chamber and vane supercharger with a monotonically decreasing pressure characteristic of the combustion chamber damps as relaxation and harmonic self-oscillations. In the case of saddle pressure characteristics of the combustion chamber under review, acoustic LC - circuit longitudinal relaxation self-oscillations are not damped. Such a damper can eliminate only the harmonic and close to them in the form of self-oscillation.

Key words: self-oscillations of vibration combustion ramjet damper, damping oscillations, impedance, antiimpulsny septum.

Гоцуленко Владимир Владимирович – канд. техн. наук, старший научный сотрудник отдела теплофизических основ энергосберегающих теплотехнологий института технической теплофизики НАН Украины, Киев, Украина, e-mail: gosul@ukr.net.

Гоцуленко Владимир Николаевич – канд. техн. наук, доцент, доцент кафедры экономической кибернетики института предпринимательства “Стратегия”, Желтые Воды, Украина.

УДК 621.452.3.03:621.438.001:533.6.08-192

К. МАРАВИЛЛА ЭРРЕРА, С.В. ЕПИФАНОВ*Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина***ФОРМИРОВАНИЕ МОДЕЛЕЙ ДЛЯ ОПРЕДЕЛЕНИЯ СТАТИЧЕСКОГО ДАВЛЕНИЯ ГАЗА НА ВХОДЕ В РАБОЧЕЕ КОЛЕСО ТУРБИНЫ В СИСТЕМАХ МОНИТОРИНГА ВЫРАБОТКИ РЕСУРСА**

Рассматривается проблема учета индивидуальных особенностей двигателей при мониторинге выработки ресурса газотурбинных приводов наземного оборудования. Одним из параметров, определяющих температурное состояние деталей турбины, является статическое давление на входе в рабочее колесо. Для определения его значения по известным значениям измеряемых параметров предложено пять моделей, основанных на уравнениях рабочего процесса двигателя. Присутствующие в этих уравнениях значения неизмеряемых параметров предложено связать с параметрами, определяющими режим работы, регрессионными соотношениями. Для получения этих соотношений, выбора наилучшей из пяти рассмотренных моделей и ее верификации использована поузловая термогазодинамическая модель рабочего процесса. Дополнительные исследования выполнены для обеспечения устойчивости модели давления к изменению технического состояния проточной части и условий работы двигателя. Рассмотрено десять возможных дефектов. В результате обоснован выбор наилучшей модели для определения давления

Ключевые слова: газотурбинный двигатель, диагностирование, давление, термогазодинамические модели

Введение

Высокий уровень надежности и эксплуатационного совершенства газотурбинных двигателей (ГТД) в значительной мере обеспечивается использованием эффективных стратегий управления ресурсом на основе оценивания температурного и напряженного состояния критических деталей горячей части [1]. Для определения температурного состояния деталей необходимо связать граничные условия их теплообмена со значениями измеряемых параметров проточной части. Некоторые из необходимых параметров, в частности, параметры газа на входе в рабочее колесо турбины высокого давления, в настоящее время не измеряются.

Одним из основных недостатков существующих подходов [1] к мониторингу выработки ресурса ГТД является то, что они не учитывают индивидуальные особенности каждого двигателя, обусловленные тремя основными причинами: отличием геометрических размеров деталей и узлов двигателей после их изготовления, изменением характеристик узлов в результате их естественного износа в эксплуатации, а также влиянием развития дефектов.

В предшествующей работе [2] нами решена задача формирования математических моделей простой структуры для определения температуры на входе в рабочее колесо турбины. В данной статье рассмотрена такая же задача применительно к статическому давлению. В результате анализа пяти

предложенных моделей выбрана наилучшая из них, как компромиссное решение, удовлетворяющее противоречивым требованиям точности и робастности к изменению технического состояния двигателя.

Список условных обозначений, сокращений и индексов**Обозначения**

C, K	Коэффициенты
C _p	Удельная теплоемкость
F	Площадь
G	Массовый расход
$\bar{G}$	Относительный массовый расход
k	Показатель адиабаты
L	Удельная работа
m	Коэффициент в уравнении расхода
N	Мощность
Nu	Число Нуссельта
n	Частота вращения
p	Давление
p ₀ =101,3 кПа	Стандартное давление
Pr	Число Прандтля
R	Газовая постоянная
Re	Число Рейнольдса
r	Радиус
q(λ)	Газодинамическая функция расхода
T	Температура

$T_0=288,16\text{ K}$	Стандартная температура
w	Относительная скорость
α	Коэффициент теплоотдачи
η	КПД
λ	Коэффициент теплопроводности
μ	Динамическая вязкость
π	Степень повышения (понижения) давления
ρ	Плотность
σ	Коэффициент восстановления давления, СКО

Сокращения и индексы

алг	Результаты, полученные с помощью алгоритма
б	Базовый режим
ВД	Каскад высокого давления
в	Воздух
вх	Вход
г	Газ; сечение на входе в турбину
К	Компрессор
КС	Камера сгорания
мод	Результаты, полученные с помощью термодинамической модели
НД	Каскад низкого давления
охл	Охлаждающий воздух
пр	Приведенное значение
СА	Сопловой аппарат турбины
СКО	Среднеквадратичное отклонение
ст	Станционные нужды
Т	Турбина
ТВД-ТНД	Переходный канал между ТВД и ТНД
т	Топливо
Н	Параметры атмосферного воздуха
i	Номер параметра или режима
*	Параметры торможения

1. Постановка задачи

Эффективный алгоритм мониторинга выработки ресурса основан на определении температурного и напряженного состояния деталей двигателя в любых эксплуатационных условиях.

Для расчета температур и температурных напряжений необходимо знать граничные условия теплообмена для всех критических деталей двигателя на всех режимах работы. Одним из основных параметров граничных условий теплообмена является коэффициент теплоотдачи α .

Для определения его значения в текущих условиях работы ГТД в работе [1] предложено использовать коэффициент K_α , связывающий значение α коэффициента теплоотдачи в данных условиях с известным значением α_6 этого коэффициента

на базовом режиме работы ГТД:

$$K_\alpha = \frac{\alpha}{\alpha_6}.$$

Этот коэффициент можно рассматривать как критерий подобия условий теплообмена.

Для расчета α используются критериальные соотношения вида

$$Nu = C \cdot Re^K \cdot Pr^m,$$

где $Nu = \frac{\alpha \cdot r}{\lambda}$, $Re = \frac{\rho \cdot w \cdot r}{\mu}$, $Pr = \frac{C_p \cdot \mu}{\lambda}$ – критерии

подобия;

K , C , m – коэффициенты, зависящие от геометрии детали и характера пограничного слоя.

Считая, аналогично [5], что в рабочем диапазоне режимов двигателя скорость w пропорциональна частоте вращения, удельная теплоемкость изменяется незначительно, а коэффициент теплопроводности и динамическая вязкость газа зависят от температуры, и ее влияние может быть описано формулами Сатерленда

$$\lambda \approx T^{0,76}, \mu \approx T^{0,64},$$

из соотношения (1) получим:

$$\alpha = C(n \cdot p)^K \cdot T^{0,76-1,64K-0,12m}.$$

Тогда

$$K_\alpha = \left(\frac{n_i}{n_6} \right)^K \cdot \left(\frac{p_i}{p_6} \right)^K \cdot \left(\frac{T_i}{T_6} \right)^{0,76-1,64K-0,12m}.$$

Таким образом, K_α зависит от n , p и T . Для мониторинга деталей ротора турбины высокого давления необходимо знать статические значения температуры и давления газового потока. Эти параметры не измеряются, и обеспечить их прямое измерение технически сложно. Поэтому необходимо определять их алгоритмически, с использованием моделей, связывающих их значения с измеряемыми параметрами. Частота вращения ротора является измеряемым параметром.

Модели температуры рассмотрены нами в работе [2]. Применим аналогичный подход к формированию моделей давления. Искомое статическое давление на входе в рабочее колесо турбины связано с давлением торможения на входе в турбину:

$$p_1 = p_T^* \pi(\lambda_1) \sigma_{CA},$$

где $\pi(\lambda_1)$ – газодинамическая функция давления.

Учитывая характер течения в СА турбины [6], для широкого диапазона режимов работы можно принять $\lambda_1 = \text{const}$, $\sigma_{CA} = \text{const}$. Поэтому задача данной работы сводится к формированию модели для определения полного давления на входе в турбину p_T^* . Эта модель должна удовлетворять следующим требованиям:

- ее аргументами должны быть измеряемые параметры проточной части;
- низкий уровень погрешностей определения давления;
- устойчивость (робастность) к индивидуальным особенностям проточной части двигателя.

2. Исходная информация

В качестве объекта исследования выбран турбовальный ГТД с одновальным газогенератором и свободной турбиной. Для определения значений его параметров использовалась поузловая термогазодинамическая модель [3]. При варьировании условий работы двигателя задавались различные значения параметра, определяющего режим работы газогенератора (например, частоты вращения ротора ВД), частоты вращения свободной турбины, а также температуры и давления атмосферного воздуха. Объем препарирования штатными средствами измерения соответствовал ГТУ-12П разработки АОА «Авиадвигатель»: в состав измеряемых параметров входят частоты вращения роторов, температура и давление за компрессором T_K^*, p_K^* , температура и давление за ТВД $T_{ТВД}^*, p_{ТВД}^*$, температура за СТ $T_{СТ}^*$ и расход топлива G_T .

3. Формирование модели

Исходя из перечисленных выше требований к модели, нами предложено формировать ее на основе термодинамических связей искомого давления p_r^* с измеряемыми параметрами проточной части y_k . В этих связях могут присутствовать неизмеряемые параметры (в частности, параметры характеристик узлов, параметры рабочего тела и др.). Эти параметры предложено объединять в коэффициенты C_i . Для учета зависимости этих коэффициентов от условий работы двигателя они представляются как функции измеряемых параметров проточной части. Эти функции формируются как регрессионные модели на основании информации, полученной с помощью термогазодинамической модели двигателя. Влияние внешних условий учитывается тем, что все параметры приводятся к стандартным атмосферным условиям. Неточности формул приведения частично компенсируются при формировании регрессионных моделей. Более подробно эта методика изложена нами в работе [2].

На рис. 1 представлена структура алгоритма расчета давления с помощью данной модели.

Для формирования связи искомого давления с измеряемыми параметрами проточной части можно

предложить следующие термодинамические соотношения [4] (альтернативные модели):

- Модель 1. Из баланса расхода в камере сгорания, не учитывая отбор воздуха на охлаждение, получим:

$$G_r = G_K + G_T; \quad (1)$$

- Модель 2. Из баланса расхода в камере сгорания, учитывая отбор воздуха на охлаждение, получим:

$$G_r = G_{вх} - G_{охл} + G_T; \quad (2)$$

- Модель 3. Из выражения для работы компрессора:

$$L_K = C_{pв} \cdot (T_K^* - T_H^*) = C_{pв} \cdot T_H^* \cdot \left(\pi_K^{k-1/k} - 1 \right) \cdot \frac{1}{\eta_K}; \quad (3)$$

- Модель 4. Используем выражение для степени понижения давления в турбине:

$$\pi_{ТВД}^* = \frac{p_r^*}{p_{ТВД}^*}; \quad (4)$$

- Модель 5. Используем выражение для коэффициента восстановления давления в КС:

$$\sigma_{КС} = \frac{p_r^*}{p_K^*}. \quad (5)$$

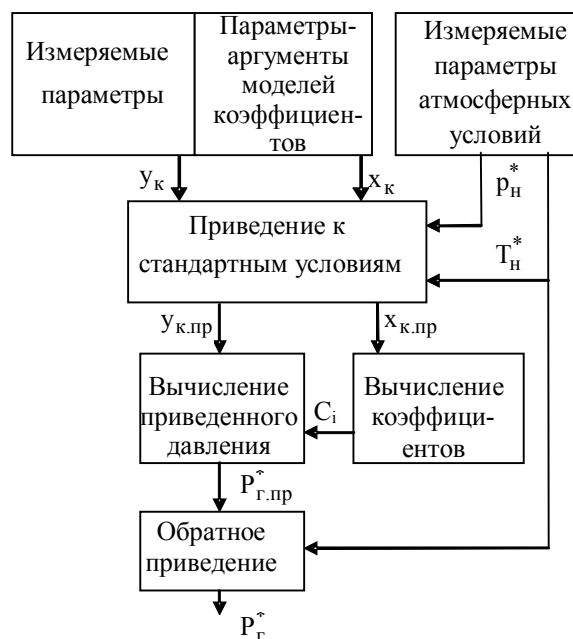


Рис. 1. Структура алгоритма определения давления

После преобразования и приведения к стандартным атмосферным условиям выражений (1) – (5) получим:

- модель 1:

$$p_{г.пр}^* = \sqrt{T_{г.пр}^*} \left(C_1 \frac{p_{К.пр}^*}{\sqrt{T_{К.пр}^*}} + C_0 G_{т.пр} \right); \quad (6)$$

$$C_0 = \frac{1}{m_r \cdot F_r \cdot q(\lambda_r)}; C_1 = \frac{m_b \cdot F_K \cdot q(\lambda_K)}{m_r \cdot F_r \cdot q(\lambda_r)};$$

– модель 2:

$$p_{г.пр}^* = \sqrt{T_{г.пр}^*} \left(C_2 \frac{p_H^*}{\sqrt{T_H^*}} + C_0 G_{г.пр} \right); \quad (7)$$

$$C_2 = \frac{m_b \cdot F_{вх} \cdot q(\lambda_{вх})}{m_r \cdot F_r \cdot q(\lambda_r)} \cdot (1 - \bar{G}_{охл});$$

– модель 3:

$$p_{г.пр}^* = C_{31} \cdot \left[C_{32} \left(\frac{T_{К.пр}^*}{T_0} - 1 \right) + 1 \right]^{\frac{k}{k-1}} \cdot p_0; \quad (8)$$

$$C_{31} = \sigma_{КС}; C_{32} = \eta_K^*;$$

– модель 4:

$$p_{г.пр}^* = C_4 \cdot p_{ТВД.пр}^*; C_4 = \pi_{ТВД}^*; \quad (9)$$

– модель 5:

$$p_{г.пр}^* = C_5 \cdot p_{К.пр}^*; C_4 = \sigma_{КС}. \quad (10)$$

Модели 1 и 2 используют аргумент $T_{г.пр}^*$. В предыдущей работе [2] показано, что наилучшая модель для этого параметра имеет вид

$$T_{г.пр}^* = T_{ТВД}^* + (a \cdot G_{г.пр} + b) \cdot (T_{К.пр}^* - T_0). \quad (11)$$

Это выражение использовано в дальнейшем при анализе моделей 1 и 2.

Для формирования моделей коэффициентов с помощью поузловой термогазодинамической модели двигателя [3] были рассчитаны все его параметры в 245 точках, соответствующих различным рабочим условиям. В дальнейшем 122 точки, выбранные случайно, использовались для формирования регрессионных моделей коэффициентов C_i вида $C_i = f(x_{пр})$, а остальные 123 – для определения точности и верификации модели давления.

Полиномы различных порядков (до четвертого включительно) были получены для всех возможных аргументов ($G_{г.пр}$, $T_{К.пр}^*$, $p_{К.пр}^*$, $T_{ТВД.пр}^*$, $p_{ТВД.пр}^*$, $T_{СТ.пр}^*$, $p_{ВД.пр}$).

4. Анализ методической и инструментальной погрешностей

Методическая погрешность (погрешность модели) определялась как

$$\delta p_{г.мод}^* = \frac{p_{г.пр.алг}^* - p_{г.пр.мод}^*}{p_{г.пр.мод}^*},$$

где $p_{г.пр.алг}^*$ – значение, рассчитанное с помощью упрощенной модели давления;

$p_{г.пр.мод}^*$ – значение, рассчитанное с помощью термогазодинамической модели.

Анализ влияния порядка полиномов на методическую погрешность показал, что достаточно использовать полиномы первого, а для некоторых параметров – второго порядка, так как дальнейшее увеличение порядка полинома снижает погрешность менее чем на 5%.

СКО инструментальной погрешности рассчитывалось по формуле

$$\sigma_{p_r}^* = \sqrt{\sigma^2}; \sigma^2 = \left(\frac{\partial p_{г.пр}^*}{\partial y_j} \right)^2 \sigma_{y_j}^2 + \left(\frac{\partial p_{г.пр}^*}{\partial x_i} \right)^2 \sigma_{x_i}^2 + \left(\frac{\partial p_{г.пр}^*}{\partial T_H^*} \right)^2 \sigma_{T_H^*}^2 + \left(\frac{\partial p_{г.пр}^*}{\partial p_H^*} \right)^2 \sigma_{p_H^*}^2,$$

где y_j – измеряемый параметр, входящий в модель давления;

x_i – измеряемый параметр, используемый как аргумент регрессионной модели коэффициентов.

В табл. 1 представлены использованные значения СКО измерений.

Таблица 1
СКО погрешностей измерений ($\sigma, \%$)

p_H^*	T_H^*	$n_{ВД}$	G_T	p_K^*	T_K^*	$p_{ТВД}^*$	$T_{ТВД}^*$	$T_{СТ}^*$
0,03	0,2	0,05	0,5	0,2	0,2	0,3	0,25	0,2

В табл. 2 представлены полученные значения погрешностей. Общая погрешность определялась как сумма методической и инструментальной составляющих.

Таблица 2
Погрешности лучших моделей (исправный двигатель)

Модель	Порядок	Модели коэффициентов	СКО (кПа)		
			Методическая	Инструментальная	Общая
1	1	$C_1 = f(T_{СТ}^*)$	920	0,878	921
2	1	$C_2 = f(p_K^*)$	996	0,884	997
3	2	$C_{31} = f(T_K^*);$ $C_{32} = f(T_K^*)$	50,8	9,79	60,6
4	1	$C_4 = f(T_K^*)$	10,6	3,76	14,3
5	1	$C_5 = f(p_K^*)$	3,6	2,49	6,0

Из табл. 2 видно, что наилучшей является модель 5. Дополнительным преимуществом этой модели является то, что в ней и для определения давления, т для расчета коэффициента C_5 используется только один измеряемый параметр – p_K^* .

5. Анализ робастности

Полученные значения погрешностей определены относительно модели идеального двигателя. Реальные двигатели имеют индивидуальные отличия, причины которых перечислены выше в разделе 1. Поэтому важным требованием к формируемой модели давления является робастность (устойчивость) к индивидуальным особенностям двигателей. Исследование робастности выполнено с использованием информации, сгенерированной с помощью термодинамической модели, в которую введены отклонения параметров, характеризующих изменение технического состояния узлов. Эти изменения моделируют индивидуальные особенности. Рас-

смотрены изменения 10 характеристик узлов, описанные отклонениями соответствующих параметров на 3%: снижение расходной характеристики компрессора, КПД компрессора, каскадов турбины, коэффициентов восстановления давления КС и переходного канала турбины, а также повышение расхода через каскады турбины и отбора воздуха на нужды внешних потребителей.

Моделирование параметров двигателя в измененном состоянии выполнено в тех же 245 точках, что и для исходного (идеального, исправного) двигателя.

В табл. 3 представлены полученные значения отклонений модели давления от параметров двигателя с различным состоянием узлов.

Таблица 3

Отклонения модели давления от параметров двигателя
с различным состоянием узлов

	Порядок	Исправный	$\delta\eta_K$ -0,03	δG_K -0,03	$\Delta\eta_{КС}$ -0,03	$\delta\sigma_{КС}$ +0,03	$\Delta\eta_{ТВД}$ -0,03	$\delta F_{СА.ТВД}$ +0,03	$\Delta\sigma_{ТВД.СТ}$ +0,03	$\Delta\eta_{СТ}$ -0,03	$\delta F_{СА.СТ}$ +0,03	$\delta G_{СТ}$ +0,03	среднее
СКО (кПа)													
Модель 1	1	920,34	896,47	875,97	908,51	882,44	909,79	896,9	902,14	886,35	899,19	907,74	898,71
Модель 2	1	996,18	965,77	947,48	982,63	956,52	981,57	973,01	977,54	962,02	974,5	981,95	972,65
Модель 3	2	50,75	19,708	40,137	49,227	22,571	53,321	42,608	45,889	49,843	46,02	49,482	42,68
Модель 4	1	10,57	9,937	10,815	10,76	10,863	12,059	43,213	10,5	10,821	39,2	10,494	16,29
Модель 5	1	3,546	0,381	0,361	0,356	38,15	0,384	3,331	0,357	0,340	0,365	0,348	4,35

Заключение

Анализ табл. 2 и 3 показывает, что наихудшими являются модели 1 и 2. Это можно объяснить тем, что для их использования необходимо определять значение температуры газа перед турбиной, а соответствующая модель температуры имеет значительные погрешности.

Общая погрешность модели 3 также велика, несмотря на то, что в ней использованы полиномы второго порядка. Высокий уровень погрешностей можно объяснить тем, что в данной модели два коэффициента, что усиливает погрешности.

Модели 4 и 5 дают наилучший результат как по общей погрешности, так и по робастности. Обе модели очень просты и используют полиномы первого порядка для коэффициентов. Модель 5 дает меньшую суммарную погрешность и обладает высокой робастностью ко всем изменениям состояния узлов двигателя, кроме изменения потерь давления в камере сгорания.

Этот недостаток можно устранить, если использовать данную модель в сочетании с алгорит-

мом диагностирования проточной части, настроенным на эффективное выявление неисправностей камеры сгорания.

Таким образом, по результатам выполненных исследований можно рекомендовать к использованию в системах мониторинга выработки ресурса алгоритм определения давления на входе в рабочее колесо турбины, основанный на следующей модели:

$$P_{г.пр} = \sigma_{СА} \cdot \pi(\lambda_1) \cdot \left[P_{К.пр}^* \cdot (a_1 \cdot P_{К.пр}^* + a_0) \right].$$

Литература

1. Олейник, А.В. Концепция и методы мониторинга выработки ресурса авиационных ГТД на основе идентификации динамики температурного и напряженного состояния основных деталей [Текст]: дис. ... д-ра техн. наук: 05.07.05 / Алексей Васильевич Олейник. - X., 2006. - 240 с.
2. Maravilla, C. A comparative analysis of turbine rotor inlet temperature models [Текст] / C. Maravilla, S. Yepifanov, I. Loboda // ASME paper GT2011-46161. - 10 p.

3. Епифанов, С.В. Синтез систем управления и диагностики газотурбинных двигателей [Текст] / С.В. Епифанов, Б.И. Кузнецов, И.Н. Богаенко. – К.: Техніка, 1998. – 312 с.

4. Кулагин, В.В. Теория, расчет и проектирование авиационных двигателей и энергетических установок [Текст] / В.В. Кулагин. – М.: Машиностроение, 2003. – 614 с.

5. Копелев, С.З. Тепловое состояние элементов конструкции авиационных двигателей [Текст] / С.З. Копелев, С.В. Гуров. – М.: Машиностроение, 1978. – 208 с.

6. Холщевников, К.В. Теория и расчет авиационных лопаточных машин [Текст]: учеб. для студ. вузов по спец. «Авиационные двигатели» / К.В. Холщевников. – М.: Машиностроение, 1986. – 432 с.

Поступила в редакцию 30.05.2011

Рецензент: д-р техн. наук, проф., проф. кафедры теории авиационных двигателей В.П. Герасименко, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина.

ФОРМУВАННЯ МОДЕЛІ ДЛЯ ВИЗНАЧЕННЯ ТИСКУ ГАЗУ НА ВХОДІ ДО РОБОЧОГО КОЛЕСА ТУРБИНИ В СИСТЕМІ МОНІТОРИНГУ РЕСУРСУ

К. Маравілля Еррера, С.В. Єпифанов

Розглянуто проблему урахування індивідуальних особливостей двигунів при моніторингу виробітку ресурсу газотурбінних приводів наземного обладнання. Одним з параметрів, які визначають температурний стан деталей турбіни, є статичний тиск на вході до робочого колеса. Для визначення його значення за відомими значеннями вимірюваних параметрів запропоновано п'ять моделей, що ґрунтуються на рівняннях робочого процесу двигуна. Присутні в цих рівняннях значення параметрів, які не вимірюються, запропоновано зв'язати з параметрами, що визначають режим роботи, регресійними співвідношеннями. Для отримання цих співвідношень, вибору найкращої з п'яти розглянутих моделей та її верифікації використано повузлову термодинамічну модель робочого процесу. Додаткові дослідження виконано для забезпечення стійкості моделі тиску до зміни технічного стану проточної частини і умов роботи двигуна. Розглянуто десять можливих дефектів. В результаті обґрунтовано вибір найкращої моделі для визначення тиску.

Ключові слова: газотурбінний двигун, діагностування, тиск, термодинамічні моделі, моніторинг ресурсу.

DEFINITION OF MODELS TO DETERMINE THE STATIC GAS PRESSURE AT THE INLET OF THE TURBINE'S ROTOR IN A LIFE-TIME MONITORING SYSTEM

C. Maravilla Herrera, S.V. Yepifanov

A life-time monitoring system is developed to predict the life-time of engines used in a gas pumping station. Five models are proposed to calculate the static gas pressure at the inlet of the turbine's rotor; all the models are based on thermodynamic process taking place in the engine. Coefficients that include the not measured engine parameters are calculated by regression. The engine working cycle was simulated to generate data for model development and verification. Additional engine working cycle simulations were performed taking into account the influence of engine deterioration and operation conditions variation. Ten different defects for additional verification of the models were used. The model that describes the best the behavior of the gas pressure has been found.

Key words: gas turbine engine, diagnostics, pressure, thermodynamic models, life-time monitoring.

Епифанов Сергей Валериевич – д-р техн. наук, проф., зав. кафедрой конструкции авиационных двигателей Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: aedlab@gmail.com.

Маравилла Эррера Кристиан – аспирант кафедры конструкции авиационных двигателей Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: aedlab@gmail.com.

УДК 621.311

М.Г. ГОНТАРЬ, С.В. ГУБИН

*Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина***СОЛНЕЧНОЕ ЭЛЕКТРОСНАБЖЕНИЕ АВТОНОМНОЙ МЕТЕОСТАНЦИИ**

Рассмотрены методы и подходы к разработке автономных наземных систем электроснабжения на базе фотоэлектрической батареи для обеспечения электроэнергией удаленной метеорологической установки. Разработка выполнена на основе расчета энергоприхода солнечного излучения на наклонную поверхность по месяцам года для широт установки метеостанции. Представлена функциональная схема энергоустановки. Обоснована целесообразность использования солнечной энергетической установки с экономической точки зрения. Рассчитана себестоимость метеостанции. Для определения эффективности применения в качестве источника энергии модулей солнечных батарей, произведен сравнительный анализ стоимости солнечной системы энергоснабжения и линии электропередач.

Ключевые слова: автономная фотоэлектрическая система, энергетическая установка, метеостанция, энергоприход солнечный, модуль фотоэлектрический, батарея химическая.

Введение

На современном этапе развития метеорологической техники для нее характерна точность, мобильность, автоматизация в управлении работы объектов, самодиагностика основных параметров системы и внешних факторов окружающей среды.

Существующее разнообразие приборов и датчиков дает возможность точной оценки погодных явлений, синоптических и климатологических наблюдений. Предлагаемая метеостанция позволяет решать задачи измерения барометрического давления, интенсивности солнечного излучения, влажность и температуру воздуха, скорость и направление ветра. Установка подходит для метеорологических станций, авиационного и дорожно-транспортного мониторинга, сельскохозяйственных полей, а также для удаленных районов без сетевого электропитания и постоянного обслуживания персоналом – т.е. почти везде, где требуется погодные данные в реальном времени. Метеостанция дает возможность подключения различных типов датчиков и оборудования связи.

Для развития и внедрения возобновляемых источников энергии очень важным аспектом является месторасположения установки, поэтому для каждой страны и региона необходимо точно знать количество солнечного излучения, картину розы ветров. Эти данные позволят конструировать установки максимально приспособленные к рабочим условиям среды, рационально использовать природные ресурсы.

1. Анализ существующих решений

Для точного и постоянного мониторинга необходимо бесперебойное электропитание.

К автономным источникам питания можно отнести:

- бензиновые и дизельные электростанции,
- ветроэнергетические установки,
- солнечные батареи (СБ),
- химические источники.

Обычно, дизель- или бензогенераторы используют либо совместно с сетью электропередачи, либо совместно с возобновляемыми источниками электроэнергии. Для их работы необходимо добавлять жидкое топливо, которое, в отличие от энергии солнца и ветра, является дорогостоящим. Также нужно постоянно доставлять топливо к месту энергопотребления, а для удаленного объекта это сложная и трудоемкая операция.

Чтобы обеспечить автономный объект электроэнергией можно применить возобновляемые источники энергии, так как установка находится в удаленной местности под постоянным воздействием ветра и солнечного излучения. Все приборы и оборудование данной метеостанции работают на постоянном токе, поэтому наиболее рационально использовать фотоэлектрический преобразователь.

Согласно методике, изложенной в [1], расчет солнечной батареи начинается с определения энергоприхода на его поверхность. Для расчета энергоприхода необходимо знать закономерности движения Солнца по небосклону. Это объясняется тем, что энергоприход в значительной мере зависит от положения Солнца на небесной полусфере, а также ориентации панелей модулей СБ.

Для расчета количества солнечной энергии, поступающей на наклонную поверхность, необходимо знать углы падения солнечных лучей на горизонтальную и наклонную поверхности в данной местности.

График энергоприхода представлен на рис. 1.

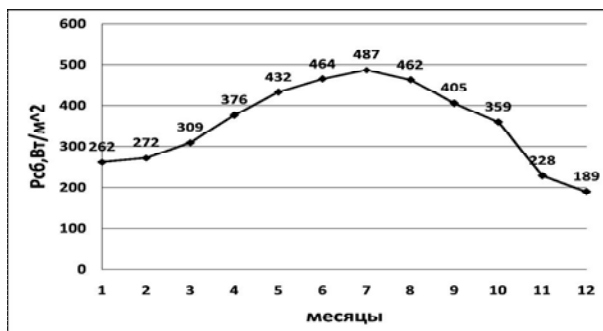


Рис. 1. График энергоприхода

Как известно, в течении суток и в зависимости от времени года модули солнечных батарей характеризуются непостоянством производимой электроэнергии. Из этого следует, что для автономного электропитания необходимо аккумулирующее устройство. Аккумулятор будет обеспечивать электроэнергией метеостанцию в темное время суток. Для корректировки разности энергоприхода в зимнее и летнее время года требуется рассчитать геометрические параметры солнечной батареи, варьируя ее площадь на каждый сезон.

На первом этапе проектирования наземной солнечной фотоэлектрической энергоустановки важно определить мощность, генерируемую солнечной батареей. Для решения задачи необходимо иметь график потребления электроэнергии за сутки, рис. 2. Пики потребления характеризуются включением датчика высоты облаков.

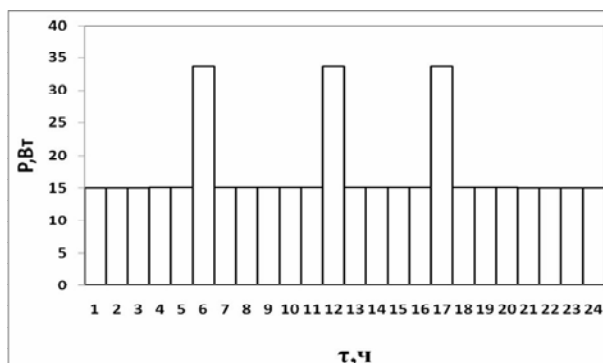


Рис. 2. Энергопотребление метеостанции

На основании анализа энергопотребления метеостанции (рис. 2) было выявлено, что для полного обеспечения системы среднесуточная выдаваемая мощность должна составлять 17,4 Вт. С учетом того, что БФ генерирует электроэнергию только в освещенное время суток, а также с учетом сезонных изменений энергоприхода, было рассчитано, что для обеспечения полного электроснабжения станции необходима установленная мощность батареи фотоэлектрической (БФ), равная 33 Вт в летний период и 50 Вт – зимой.

Для генерирования вышеуказанной мощности разработана фотоэлектрическая батарея, состоящая из отдельных модулей. Модуль состоит из 36 последовательно соединенных фотоэлементов на основе монокристаллического кремния, наземного назначения, которые имеют форму квазиквадрат с размером 150×150мм [2]. БФ состоит из 3-х параллельно соединенных модулей в зимнее период и 1 модуля летом.

2. Построение функциональной схемы

Главной задачей солнечной энергетической системы (СЭС) является поддержание необходимого уровня напряжения, потребляемого на приборах, при изменяющейся электрической мощности по определенной программе в течение заданного периода эксплуатации.

Функциональная схема системы электроснабжения представлена на рис. 3.

На вход подключены 1 или 3 модуля, 2 из которых являются сезонно подключаемыми. Функцию согласования источников и потребителей осуществляют полупроводниковые преобразовательные устройства (зарядно-разрядные схемы и регуляторы). На каждом модуле стоит байпасный диод. Все модули подключены параллельно между собой, а также к регулятору мощности генератора (РМГ) – регулирует мощность, подаваемую на батарею химическую (БХ), путем импульсного закорачивания БФ и стабилизирует напряжение на центральной шине $12 \pm 0,5$ В. РМГ основан на широтно-импульсном модуляторе (ШИМ). Пульсации на центральной шине фильтруются Lф, который выбирается из условия неразрывности тока на центральной шине и Сф, обеспечивающий минимум пульсаций, которое позволяет обеспечить стабильное выходное напряжение 12 В [7].

Для нормального функционирования источников энергии системы следует обеспечить согласованный режим работы БФ как первичного источника (ближе к оптимальной точке вольт-амперной характеристики (ВАХ) с минимальными пульсациями выходного напряжения), а также широкий диапазон изменения напряжения на выходе БХ для более полного использования ее энергии. Кроме этого, для исключения дополнительных потерь в нагрузочном оборудовании необходимо стабилизировать выходное напряжение системы. Источники питания БФ и БХ, преобразовательные устройства и регуляторы, включенные тем или иным образом, составляют структуру СЭС. БФ является первичным источником энергии, которая в данной СЭС в дневное время производит электроснабжение оборудования метеостанции и заряд батареи химической (БХ). БХ является буферным источником энергии и в темное время суток питает электроэнергией нагрузку (приборы).

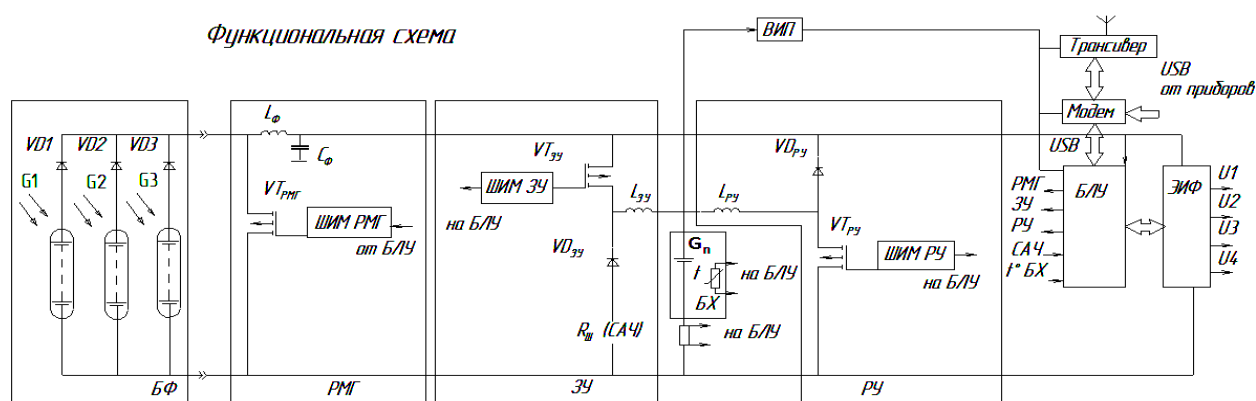


Рис. 3. Функциональная схема СЭС

Работа аккумуляторной батареи обеспечивается рядом устройств: регулятор заряда (ЗУ) применяется для повышения зарядного напряжения до 14,2 В на аккумуляторе при условии если напряжение на центральной шине ниже требуемого зарядного напряжения; регулятор разряда (РУ) предназначен для повышения напряжения до 12 В на аккумуляторной батарее, если его значение ниже напряжения на центральной шине.

Счетчик ампер-часов (САЧ) обеспечивает кулонометрический контроль над состоянием заряженности или разряженности БХ и для определения количества энергии, накопленной в аккумуляторной батарее.

Блок логики управления (БЛУ) – служит для управления мощностью, получаемой от фотоэлектрической батареи, управления режимами работы зарядно-разрядного устройства (ЗРУ) и нагрузки в зависимости от внешних условий, а также для контроля текущего состояния БХ. ЗРУ служит для контроля текущего состояния БХ, выполняет часть функций системы управления. БЛУ осуществляет контроль за агрегатами электрического питания, управляет регуляторами по заданной логике, поддерживает требуемые параметры устройств и аварийное отключение системы. Вторичные источники питания (ВИП) предназначены для преобразования напряжения постоянного тока в стандартный. ЭИФ – энергетический интерфейс поддерживает требуемое напряжение на каждом устройстве.

Применение общей батареи ФП для питания всей аппаратуры необходимо для обеспечения стабильным напряжением приборов. Такой метод является более практичным, чем установка к каждому устройству отдельного модуля меньших размеров.

3. Конструкция метеостанции

Конструктивно предлагается состав устройств: метеорологический погодный преобразователь для измерения барометрического давления, влажности и

температуры воздуха, скорости и направления ветра, а также лазерный локатор облаков, определяющий высоту и характер движения воздушных масс, и пиранометр, предназначенный для измерения интенсивности солнечного излучения.

Для получения достоверных данных с приборов очень важно учесть их взаимное расположение (рис. 4), так как затенение, влияние друг на друга в процессе работы может внести погрешность или исказить реальные данные.

Все приборы и система электроснабжения закрепляются на мачте (8), которая представляет собой трубу. Несущая конструкция анкерными болтами (2) закрепляется в бетонное основание – фундамент (1). Модули солнечной батареи располагаются на южной стороне в специальной раме (3), прикрепленной к мачте (8). Блок управления и аккумуляторная батарея находятся в защитном шкафчике (5) ближе к основанию. Пиранометр (6) и лазерный локатор облаков (7) должны иметь открытое пространство над собой, поэтому они располагаются сбоку от мачты (8) на противоположной стороне от модулей. Метеорологический погодный преобразователь (9) закрепляется на верхней точке мачты (8). Радиостанция (4) служит для передачи данных по стандарту GSM.

Для закрепления в грунте установки используется прочный фундамент [3] из бетона. Масса фундамента рассчитана на уравнивание конструкции.

При проектировании СЭС был проведен расчет БФ [4] и несущего основания [6] на прочность под действием силы тяжести и силы ветровой нагрузки при скорости ветра до 40 м/с.

Уровень надежности системы электроснабжения определяется его схемной надежностью. Схемная надежность обеспечивается путем рационального выбора схемы сложной батареи со смешанным соединением фотопреобразователей с применением резервирования и облегчения нагрузок наименее надежных элементов изделия.

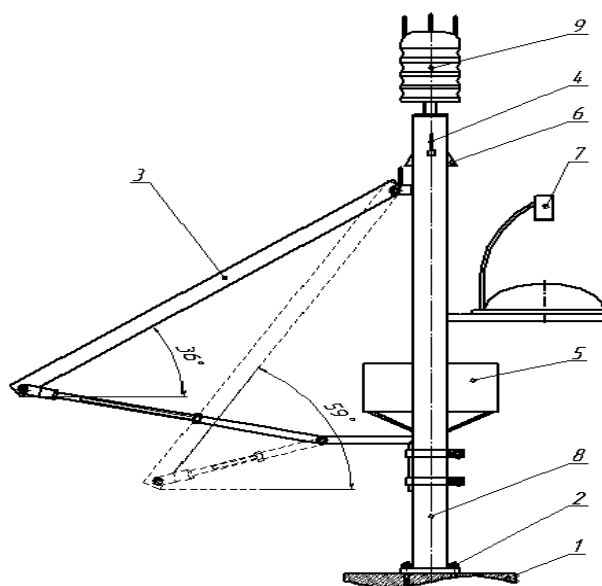


Рис. 4. Конструкция метеостанции

Сущность метода схемного обеспечения надежности заключается в том, что те элементы ФЭП, надежность которых недостаточна (если она таковой является), включаются в схему по несколько экземпляров параллельно, так что в случае отказа одного из них работоспособность батареи фотоэлектрической сохраняется. Этот метод основан на резервировании наименее надежных элементов и позволяет использовать компоненты даже с уровнем надежности ниже уровня надежности изделия. Рассчитана схемная надежность системы электропитания [5]. Поскольку надежность системы определяется надежностью его элементов, возникает необходимость рационального распределения приведенных в ТЗ требований надежности вероятность безотказной работы равна 0,95 в течении 3-х лет на все изделие между его элементами.

4. Определение эффективности электропитания метеостанции

Выбрав в качестве системы электропитания для удаленной метеостанции модули солнечных батарей, необходимо обосновать решение с экономической точки зрения. Так как на ряду с возобновляемыми источниками энергии сейчас большее распространение имеют линии электропередач (ЛЭП) и кабельные линии, проведем сравнительный анализ. Для этого рассмотрим случай, при котором удалим метеостанцию на такое расстояние, когда стоимость СЭС и ЛЭП будут равны.

Из рис. 5 видно, что себестоимость ЛЭП гораздо выше, чем СЭС уже на первом километре удаления. Расстояние, на которое можно установить метеостанцию, зависит от дальности радиосвязи. В данной установке применен GSM – канал, поэтому

станция будет передавать сигнал на расстоянии 7 – 10 км от сотовой станции.

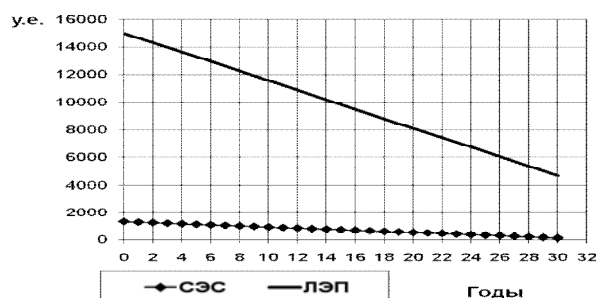


Рис. 5. Сравнение стоимости ЛЭП и СЭС с простой ориентацией при удалении метеостанции на 1 км

Данный расчет показал, эффективность установки. Для оценки окупаемости представим, что метеостанция стоит на «0»-м расстоянии от централизованного электропитания. То есть не будем учитывать первоначальную стоимость ЛЭП, а только тариф за потребляемую электроэнергию и полную стоимость СЭС метеостанции.

Из рис. 6 видно, что время окупаемости СЭС метеостанции составит 9 лет, а после 12 лет работы начнет приносить прибыль.

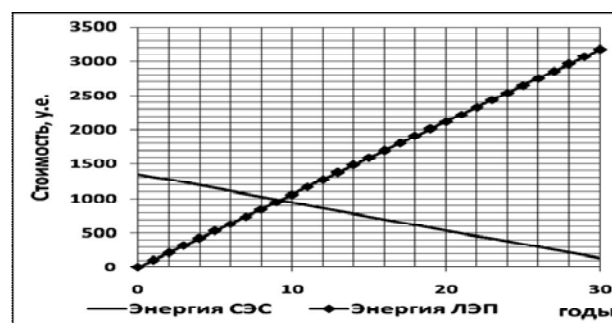


Рис. 6. Время окупаемости СЭС метеостанции

Метеостанция оборудована дорогостоящей аппаратурой и находится в удаленной местности, что увеличивает стоимость монтажных и ремонтных работ. Для того, чтобы уменьшить срок окупаемости можно сдавать в аренду на летний период 2 модуля, которые компенсируют недостаток солнечной энергии зимой.

Выводы

Анализ использования модулей БФ в основе системы энергоснабжения показал что:

1. Модули БФ могут полностью обеспечить потребную мощность установки.
2. Использование фотоэлектрической установки эффективно с экономической точки зрения.
3. Возможно варьировать количество рабочих модулей на метеостанции, что уменьшит срок окупаемости установки.

4. Для качественной и надежной работы удаленного автономного объекта необходима сложная система поддержания номинального напряжения.

Литература

1. Харченко, Н.В. Индивидуальные солнечные установки [Текст] / Н. В., Харченко. – М. Энергоатомиздат, 1991. – 208 с.
2. Характеристики БФ [Электронный ресурс] / Hebe corporation – Режим доступа: <http://www.hebesolar.com>. – 1.06.2011 г.
3. СНиП 2.01.07-85. Нагрузки и воздействия. – М.: ФГУП ЦПП, 2006. – 44 с.
4. Раушенбах, Г. Справочник по проектирова-

нию солнечных батарей [Текст] / Г. Раушенбах. – М.: Энергоатомиздат, 1983. – 360 с.

5. Половко, А.М. Сборник задач по теории надежности [Текст] / под ред. А.М., Половко и И.М., Маликова. – М.: «Советское радио», 1972. – 408 с.

6. Писаренко, Г.С. Справочник по сопротивлению материалов [Текст] / Г.С., Писаренко, А.П., Яковлев, В.В., Матвеев. – Киев: Наук. думка, 1988. – 736 с.

7. Безручко, К.В. Автономные наземные энергетические установки на возобновляемых источниках энергии [Текст]: учеб. пособие для вузов / К.В., Безручко, С.В., Губин. — Харьков: Нац. аэрокосм. ун-т «Харьк. авиац. ин-т.», 2007. – 310 с.

Поступила в редакцию 3.06.2011

Рецензент: д-р техн. наук, проф. В.А. Маляренко, Харьковская национальная академия городского хозяйства, Харьков.

СОНЯЧНЕ ЕНЕРГОПОСТАЧАННЯ АВТОНОМНОЇ МЕТЕОСТАНЦІЇ

М.Г. Гонтарь, С.В. Губин

Розглянуто методи та підходи до розробки автономних наземних систем електропостачання на базі фотоелектричної батареї для забезпечення електроенергією віддаленої метеорологічної установки. Розробка виконана на основі розрахунку енергоприходу сонячного випромінювання на похилу поверхню по місяцях року для широт установки метеостанції. Представлена функціональна схема енергоустановки. Обґрунтовано доцільність використання сонячної енергетичної установки з економічної точки зору. Розрахована собівартість метеостанції. Для визначення ефективності застосування в якості джерела енергії модулів сонячних батарей, зроблений порівняльний аналіз вартості сонячної системи енергопостачання і лінії електропередач.

Ключові слова: автономна фотоелектрична система, енергетична установка, метеостанція, енергоприхід сонячний, модуль фотоелектричний, батарея хімічна.

SOLAR POWER AUTONOMOUS WEATHER STATION

M.G. Gontar, S.V. Gubin

The methods and approaches to the development of autonomous ground-based power supply systems based on photovoltaic to provide electricity to remote meteorological setup. The development is made on the basis of calculation energy reception solar radiation on an inclined surface for months of the year for latitudes install the weather station. The functional diagram of power plant. The expediency of using solar power plant with the economic point of view. Calculated the cost of the weather station. To determine the effectiveness of use as an energy source the basis of solar cells, comparative analysis of the cost of solar power systems and power lines.

Key words: autonomic photovoltaic system, power plants, weather station, energy reception, photoelectric module, battery chemical.

Гонтарь Марина Григорьевна – студентка кафедры двигателей и энергоустановок летательных аппаратов Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: o_duvanchi_k@list.ru

Губин Сергей Викторович – канд. техн. наук, доцент, заведующий кафедрой двигателей и энергоустановок летательных аппаратов Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: gubinsv@d4.khai.edu

УДК 621.452.3.03:621.822.6

С.В. НИКИТИН, Ю.В. КОВЕЗА

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

ОПРЕДЕЛЕНИЕ ПОТЕРЬ МОЩНОСТИ В ГИБРИДНОМ ПОДШИПНИКЕ ПРИ ВОЗДУШНО-МАСЛЯНОЙ СМАЗКЕ

В работе предложена аналитическая зависимость с применением критериев подобия для определения потерь мощности при вращении шарикоподшипника, смазываемого воздушно-масляной смесью. Особенность выполненного исследования в том, что воздушно-масляная смесь рассматривалась как гомогенная среда с осредненными параметрами. Проведя сравнительный анализ экспериментальных данных для подшипников с шариками из нитрида кремния и из подшипниковой стали, показано, что методики, полученные для цельнометаллических подшипников, могут быть практически без изменений применены и к гибридным подшипникам в исследуемом диапазоне параметров. На основании этого выведена общая аналитическая зависимость.

Ключевые слова: опорный узел, подшипник качения, воздушно-масляная смазка, керамические шарiki, критерий подобия, трение, мощность трения, гибридный подшипник.

Введение

В современном машиностроении для отвода тепла и смазывания контактирующих поверхностей тел качения и колец подшипников применяют большое количество разнообразных способов:

- струйная смазка с подачей смазки через одну или несколько форсунок;
- подача масла непосредственно в зону контакта через отверстия во внутренних кольцах подшипников за счет действия центробежных сил;
- ненаправленная смазка масляным туманом за счет разбрызгивания масла деталями, окружающими подшипники опорных узлов;
- воздушно-масляная смазка за счет подачи заранее подготовленного аэрозоля непосредственно в подшипник;
- капельная смазка за счет подачи смазки каплями непосредственно в подшипник;
- капиллярная смазка за счет подачи смазки по специальным фитилям;
- непосредственное охлаждение колец подшипников подачей по корпусу опорного узла масла или воздуха;
- смазка густыми смазками, закладываемыми непосредственно в сам подшипник;
- комбинирование способов.

Каждый из описанных способов обладает определенными преимуществами и недостатками. За счет своей способности отводить большое количество тепла в авиадвигателестроении получило распространение в основном только струйная смазка. Однако чем больше становятся частоты вращения ротора турбо-

компрессора, тем менее эффективным становится данный способ. В работе [1] убедительно показано, что потери мощности на перемешивание масла внутри подшипника могут достигать 60%. И чем больше будут частоты вращения, тем больше будут эти потери. А если учитывать, что эти потери мощности идут на повышение температуры деталей подшипника и всего опорного узла, то становится ясным, что высокая теплоотводящая способность такого метода теряет свою эффективность. Особенно, если опора расположена в холодной части ГТД. Это приводит к необходимости адаптации других методов смазки и охлаждения опорных узлов. Одним из наиболее перспективным, на наш взгляд, является метод воздушно-масляной смазки подачей заранее подготовленного аэрозоля в подшипник. Этот метод хорошо зарекомендовал себя в общем и тяжелом машиностроении [2].

Еще одним направлением развития ГТД является применение новых материалов для подшипников, в том числе технической керамики.

Постановка задачи

Целью нашего исследования было изучение совместного влияния вида смазки и материала тел качения на потери мощности при вращении подшипника и на температуру его деталей. Описание условий испытания и первичный анализ результатов приведен в работе [3]. На данном этапе нашей задачей является получение аналитической зависимости, которая бы связала потери мощности в подшипнике, его основные параметры и условия

работы подшипника. Как было показано в работе [3], при одинаковых условиях испытания потери в цельнометаллических и гибридных подшипниках идентичны в пределах точности эксперимента. Это приводит к тому, что методики, использованные для обычных подшипников, могут быть применены и к гибридным подшипникам в диапазоне исследованных параметров.

Однако в большинстве найденных нами работ говорится только о необходимом или минимальном расходе масла/воздуха, например [2], и не упоминаются потери мощности в подшипнике. Работы, посвященные потерям мощности, не учитывают особенности воздушно-масляной смеси, например [1]. Наиболее подходящей для нашей задачи является работа [1]. В ней предложено потери в подшипнике оценивать в виде:

$$\Sigma Q = Q_1 + Q_2 = C m \rho l^2 u^3,$$

где Q_1 – потери мощности на трение в подшипнике, Q_2 – потери мощности на перемешивание масла, гидравлически потери, C – суммарный коэффициент сопротивления, m – число тел качения в подшипнике, ρ – плотность масла, $l = d_{ш}$ – характерный размер тела качения (диаметр шарика), u – окружная скорость сепаратора подшипника,

$$u = \frac{\pi(d_{ц.т.} - d_{ш} \cos \gamma)}{120} n;$$

$d_{ц.т.}$ – диаметр центра тяжести шариков, м,

$$d_{ц.т.} = \frac{D - d_B}{2};$$

d_B – внутренний диаметр подшипника, D – наружный диаметр подшипника, γ – угол контакта, град, n – частота вращения внутреннего кольца подшипника (частота вращения ротора),

Коэффициент сопротивления определялся в виде

$$C = \varphi_1(Re, Eu, Pr) + \varphi_2(Re, Pr),$$

где φ_1 описывает коэффициент сопротивления трению,

$$\varphi_1 = K_1 Re^{x_1} Eu^{z_1} Pr^{y_1};$$

φ_2 – коэффициент сопротивления перемешиванию масла,

$$\varphi_2 = K_2 Re^{x_2} Pr^{y_2}.$$

Результаты исследований

Течение масловоздушной смеси в полостях подшипника весьма сложно описать не только количественно, но и качественно. С одной стороны за счет наличия центробежных сил масло в смеси будет стремиться оседать на поверхностях деталей подшипника, как это происходит в центробежных маслоотде-

лителях. Тогда вращающиеся детали будут перемешивать только воздух, что сводит к нулю гидравлические потери. В тоже время, наличие достаточного количества масла на поверхностях приводит к образованию пленки и к появлению жидкостного трения между деталями, что безусловно благоприятно влияет на их износостойкость. Однако с другой стороны постоянное движение деталей подшипника (особенно шариков) будет приводить к увлечению масла за ними и дальнейшего разбрызгивания, что вновь будет приводить к восстановлению воздушно-масляной смеси в зазорах подшипника. Поэтому для упрощения описания смеси введем следующие допущения:

– пренебрегаем составляющей потерь на перемешивание смеси, то есть коэффициентом сопротивления φ_2 ;

– двухфазное течение смеси будем рассматривать как течение вязкой гомогенной однородной среды с усредненными свойствами [4]:

а) плотность смеси:

$$\rho_{см} = \frac{\rho_m \cdot \rho_B}{\beta \rho_m + (1 - \beta) \rho_B};$$

б) кинематическая вязкость:

$$\nu_{см} = \beta \nu_B + (1 - \beta) \nu_m;$$

в) теплоемкость:

$$C_{см} = \beta C_B + (1 - \beta) C_m;$$

г) теплопроводность:

$$\lambda_{см} = \beta \lambda_B + (1 - \beta) \lambda_m,$$

где индекс «м» относится к свойствам масла, индекс «в» – к свойствам воздуха,

β – массовое газосодержание:

$$\beta = \frac{\beta_B}{\beta_B + \beta_m},$$

β_B – массовый расход воздуха,

β_m – массовый расход масла.

Таким образом, результаты эксперимента будем обобщать в виде:

$$Q = K Re^x Eu^z Pr^y m \rho_{см} l^2 u^3.$$

После обработки данных методом наименьших квадратов получены результаты, представленные в табл. 1.

Таблица 1
Результаты регрессионного анализа

Материал шариков	K	x	z	y
керамика	0,168	-0,194	0,798	-2,471
сталь	$4,119 \cdot 10^{+5}$	-1,062	0,015	1,467

Как показали эксперименты, содержание масла в смеси влияет на потерю мощности. Скорее

всего, это связано с повышением потерь мощности на перемешивание смеси, поэтому пренебрегать этими потерями было бы ошибочно. Было принято решение учесть эти потери с помощью введения в формулу в явном виде массового содержания масла в смеси.

После обработки данных были получены следующие выражения:

- для подшипников со стальными шариками

$$Q_c = 1,53 \cdot 10^9 \cdot \beta^{-3,326} Re^{-1,892} Eu^{-0,254} Pr^{-1,098} mPl^2 u^3$$

- для подшипников с керамическими шариками

$$Q_k = 0,166 \cdot \beta^{0,337} Re^{-0,172} Eu^{0,793} Pr^{-2,163} mPl^2 u^3$$

Как было сказано выше, уровень потерь мощности в гибридных и цельнометаллических подшипниках

сопоставим в условиях проведенного эксперимента. Значит можно предположить, что при жидкостном или граничном трении деталей подшипника различие между керамикой и сталью мало влияет на потери мощности. Поэтому должна существовать общая зависимость, описывающая процессы в подшипнике. Отталкиваясь от этого, результаты экспериментов с керамическими и стальными шариками были объединены, и получена следующая общая зависимость:

$$Q = 2,128 \cdot \beta^{0,853} Re^{-0,268} Eu^{0,626} Pr^{-0,772} mP_{cm} l^2 u^3$$

Графики, построенные по этой зависимости, представлены на рис. 1, 2.

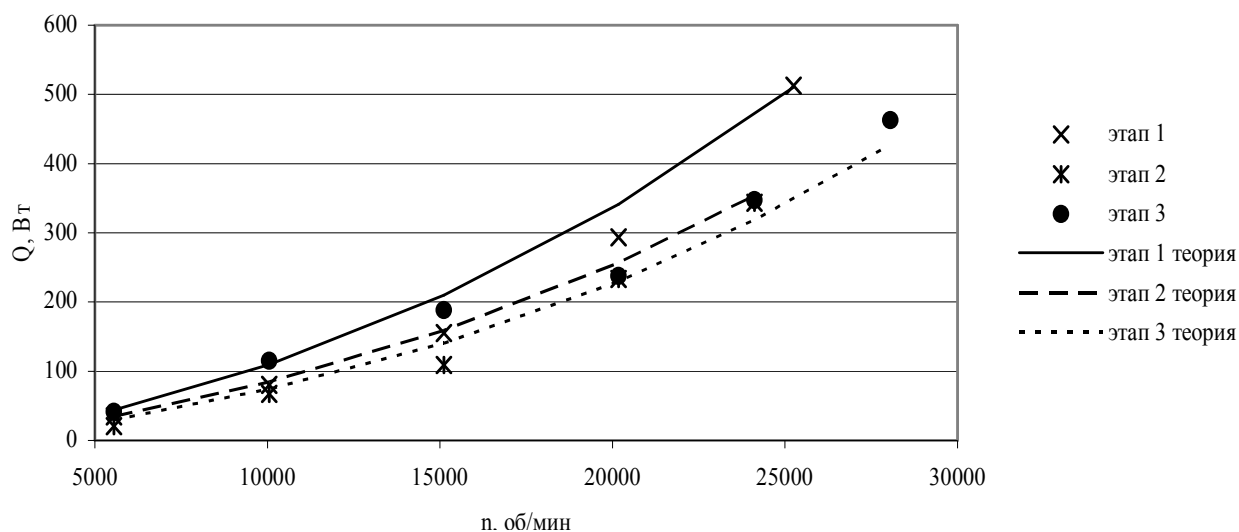


Рис. 1. Потери мощности при вращении подшипника со стальными шариками:

этап 1 – эксперимент при осевой нагрузке 2000 Н, $\beta = 0,70$;

этап 2 – при осевой нагрузке 1000 Н, $\beta = 0,81$;

этап 3 – при осевой нагрузке 1000 Н, $\beta = 0,73$

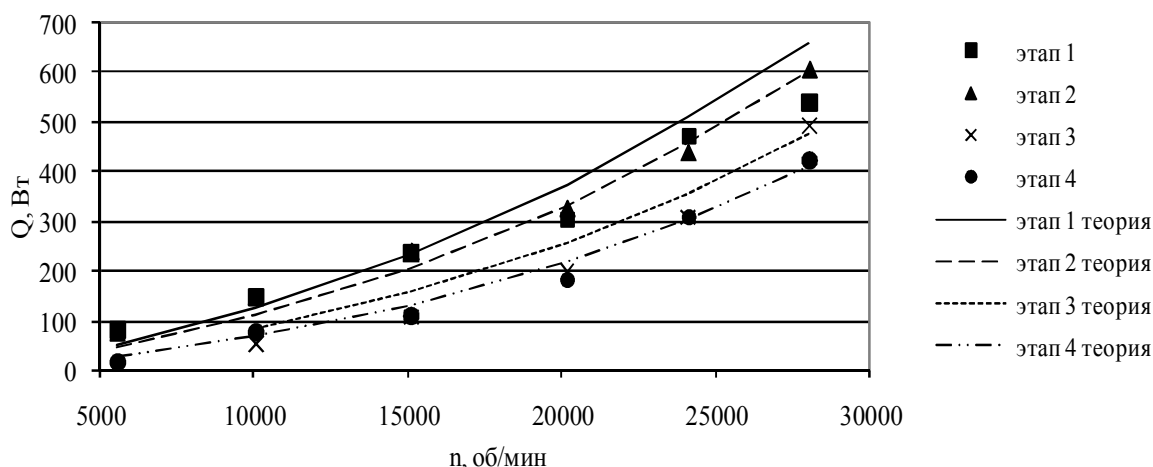


Рис. 2. Потери мощности при вращении подшипника с керамическими шариками:

этап 1 – эксперимент при осевой нагрузке 2000 Н, $\beta = 0,80$;

этап 2 – при осевой нагрузке 2000 Н, $\beta = 0,73$;

этап 3 – при осевой нагрузке 1000 Н, $\beta = 0,82$;

этап 4 – при осевой нагрузке 1000 Н, $\beta = 0,70$

Вывод

Стандартная ошибка оценки данных с помощью этой формулы составила 14% относительно минимального измеренного значения мощности трения и 6% относительно максимального значения, что сопоставимо с погрешностью измерения, поэтому можно считать предложенную формулу достаточно точной для инженерных расчетов.

Литература

1. Демидович, В.М. Исследование теплового режима подшипников ГТД [Текст] / В.М. Демидович. – М.: Машиностроение, 1978. – 172 с.

2. Pinel, S.I. Comparison Between Oil-Mist and Oil-Jet Lubrication of High-Speed, Small-Bore, Angular-Contact Ball Bearings [Текст] / S.I. Pinel, H.R. Signer, E.V. Zaretsky // Technical Memorandum NASA/TM 2001-210462, 2001. – 16 p.

3. Доценко, В.Н. Оценка потерь мощности в подшипниках качения со стальными и керамическими шариками при различных условиях смазывания [Текст] / В.Н. Доценко, Ю.В. Ковеза, С.В. Никитин // Авіаційно-космічна техніка і технологія. – 2010. – № 10(77). – С. 166–169.

4. Уоллис, Г. Одномерные двухфазные течения [Текст]: пер. с англ. / Г. Уоллис; под ред. И.Т. Аладьева. – М.: Мир, 1972. – 441 с.

Поступила в редакцию 1.06.2011

Рецензент: д-р техн. наук, проф. кафедры «Теория авиационных двигателей» В.П. Герасименко, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков.

ВИЗНАЧЕННЯ ВТРАТ ПОТУЖНОСТІ В ГІБРИДНОМУ ПІДШИПНИКУ ПРИ ЗМАЩЕННІ ПОВІТРЯНО-МАСТИЛЬНОЮ СУМІШШЮ

С.В. Нікітін, Ю.В. Ковеза

У роботі запропонована аналітична залежність із застосуванням критеріїв подібності для визначення втрат потужності при обертанні шарикопідшипника, що змащується повітряно-мастильною сумішшю. Особливість даного дослідження в тім, що повітряно-мастильна суміш розглядалась як гомогенне середовище із осередненими параметрами. Провівши порівняльний аналіз експериментальних даних для підшипників з кульками з нітриду кремнію й з підшипникової сталі, показано, що методики, отримані для суцільнометалевих підшипників, можуть бути практично без змін застосовані й до гібридних підшипників у досліджуваному діапазоні параметрів. На основі цього була виведена загальна залежність.

Ключові слова: опорний вузол, підшипник кочення, повітряно-мастильна суміш, керамічні кульки, критерій подібності, тертя, потужність тертя, гібридний підшипник.

DEFINITION OF POWER LOSS IN THE HYBRID BEARING WITH OIL-MIST LUBRICATION

S.V. Nikitin, Y.V. Koveza

In work analytical dependence with application of similarity criterion for definition of power loss in hybrid bearing with oil-mist lubrication is offered. Feature of the completed research that the air-oil mist was considered as the homogeneous medium with averaged parameters. Having carried out the comparative analysis of experimental data for bearings with balls from nitride of silicon and from bearing steel, it is shown that the techniques received for all-metal bearings, can be applied practically without changes and to hybrid bearings in an investigated range of parameters. On this basis the general analytical dependence was deduced.

Key words: shaft bearing, ball bearing, oil-mist lubrication, ceramic balls, similarity criterion, friction, power of a friction, hybrid bearing.

Никитин Сергей Владимирович – ассистент кафедры «Теоретическая механика и машиноведение» Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: nikitinsrg@rambler.ru.

Ковеза Юрий Владимирович – канд. техн. наук, доцент кафедры «Теоретическая механика и машиноведение» Национального аэрокосмического университета им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: koweza@ukr.net.

УДК 537.523:538.4

А.А. ТРОПИНА

Харьковский национальный автомобильно-дорожный университет, Украина

МИНИМАЛЬНАЯ ЭНЕРГИЯ ВОСПЛАМЕНЕНИЯ ПРИ ЗАЖИГАНИИ ИМПУЛЬСНЫМ НАНОСЕКУНДНЫМ РАЗРЯДОМ

Предложена модель процесса ламинарного горения смеси и расчета минимальной энергии воспламенения для случая воспламенения неравновесной плазмой наносекундного импульсного разряда при атмосферном давлении. Модель основана на уравнениях переноса для многокомпонентной реагирующей смеси совместно с уравнениями для поступательной и колебательной температур. Получены данные о зависимости минимальной энергии воспламенения от длительности импульса и состава смеси. Проведена оценка вклада колебательного возбуждения смеси наносекундным импульсом в минимальную энергию воспламенения.

Ключевые слова: наносекундный импульсный разряд, минимальная энергия воспламенения, неравновесная плазма, численное моделирование

Введение

Известно, что при воспламенении горючей смеси количество подведенной к газу энергии должно превысить некоторое определенное минимальное значение. Минимальная энергия воспламенения является одним из фундаментальных понятий теории горения и характеризует минимальное количество энергии, которое необходимо подвести к газу, чтобы обеспечить самоподдерживающийся режим горения. В литературе существуют альтернативные определения минимальной энергии воспламенения (МЭВ), в частности, МЭВ часто определяют как минимальное количество энергии, необходимое для нагрева слоя газа, толщина которого равна толщине фронта ламинарного пламени до температуры адиабатического фронта пламени, или как минимальное количество энергии искрового разряда, необходимое для воспламенения данного состава смеси при данных условиях. Большинство экспериментальных и расчетных данных по минимальной энергии воспламенения относятся к случаю искрового воспламенения. В тоже время, появление альтернативных источников воспламенения, таких как лазерная искра, микроволновой разряд, наносекундный импульсный разряд, вызывает целый ряд вопросов, так или иначе, связанных с минимальной энергией воспламенения.

1. Анализ последних публикаций

Определение основных закономерностей процесса воспламенения является задачей одинаково важной, как для фундаментальных исследований

теории процессов горения, так и для прикладных задач. Минимальная энергия воспламенения, как один из основных показателей процесса воспламенения, зависит от многих факторов, среди которых можно выделить зависимость от состава смеси, давления, способа воспламенения и гидродинамических характеристик. Наиболее изученным как в теоретическом, так и в экспериментальном плане, является минимальная энергия воспламенения при зажигании смеси искровым разрядом. Экспериментально установлено, что в таком случае МЭВ зависит от свойств электрической цепи, длительности разряда и межэлектродного расстояния. Если межэлектродное расстояние меньше, так называемого гасящего расстояния, то минимальная энергия воспламенения начинает зависеть от формы и размеров электродов. В настоящее время стандартные экспериментальные методы определения минимальной энергии воспламенения горючих веществ [1] основываются на измерениях МЭВ при воспламенении искровым разрядом, на методе впервые предложенным в работе [2]. Точность таких измерений оценивается в пределах $\pm 10\%$ для МЭВ и $\pm 2\%$ для гасящего расстояния. Также экспериментально установлено [3], что минимальная энергия воспламенения зависит от числа атомов углерода в молекуле топлива, достигая минимума для обедненной метановоздушной смеси, а по мере роста числа атомов углерода в молекуле топлива, минимум МЭВ переходит в область обогащенных смесей.

Для большинства углеводородных топлив экспериментальные значения МЭВ согласно [2] лежат в пределах 0,2-0,3 мДж. Впрочем, в литературе можно найти экспериментальные данные [4, 5], в кото-

рых эти значения намного выше. Учитывая то, что процесс воспламенения является случайным процессом и подчиняется законам теории вероятностей, значения минимальной энергии воспламенения должны существенно зависеть от вероятности воспламенения. Последняя в экспериментах [2] не приведена, но может быть оценена как 1-2%. Повышение вероятности воспламенения существенно повышает значения измеряемой минимальной энергии воспламенения, чем и можно объяснить различия в измеряемых значениях энергии воспламенения, приведенных различными авторами.

Среди классических теоретических работ, посвященных вычислению МЭВ, можно отметить работы [6-8]. В работе [6] авторы моделировали искровой разряд источником тепловой энергии и источником энергии в виде продуктов диссоциации кислорода и метана. Полученные значения минимальной энергии воспламенения изменялись в пределах $0,5 \div 0,8$ мДж в зависимости от состава метановоздушной смеси. Авторы отмечают незначительное влияние изменения способа ввода энергии на МЭВ. В работе [7] авторы, моделируя искровой разряд источником тепловой энергии, получили значения минимальной энергии воспламенения порядка 0,005 мДж при минимальном радиусе ядра пламени $r_{ig} = 0,0635$ мм и времени воспламенения $\tau_{ig} = 27,5$ мкс. Отмечается существенное влияние r_{ig} и τ_{ig} на минимальную энергию воспламенения, а значения МЭВ, близкие к экспериментальным, авторы получают при минимальном радиусе ядра пламени порядка межэлектродного расстояния. В работе [8] приведены результаты исследований влияния геометрии электродов, межэлектродного расстояния и продолжительности разряда на минимальную энергию воспламенения.

В работе [9] приведены результаты расчетов МЭВ для водородовоздушной смеси, авторы отмечают существенное влияние времени ввода тепловой энергии на рассчитанные значения МЭВ. В работе [10] авторы, моделируя источник тепловой энергии функцией Гаусса, и, принимая в качестве радиуса минимального очага воспламенения гасящее расстояние, получили удовлетворительное согласование рассчитанных значений минимальной энергии воспламенения с экспериментальными данными, приведенными в монографии [2]. Среди последних работ, посвященных феномену МЭВ, можно отметить работу [11], где авторы приводят экспериментальные данные о зависимости минимальной энергии воспламенения от уровня пульсаций скорости. Показано, что переход между различными режимами горения предварительно-перемешанной смеси может быть определен по изменению харак-

тера зависимости минимальной энергии воспламенения от уровня пульсаций скорости.

Данные по измерению минимальной энергии воспламенения при зажигании, отличным от искрового разряда, довольно малочисленны. Так, для случая воспламенения лазерным разрядом согласно экспериментальным данным, приведенным в работе [12], значения минимальной энергии воспламенения выше, чем при воспламенении искровым разрядом, кроме того, значения МЭВ существенно зависят от длительности, энергии, длины волны лазерного импульса и фокусного расстояния линз. Основной причиной увеличения минимальной энергии воспламенения при воспламенении лазерным импульсом является, по-видимому, очень короткая продолжительность импульса, вследствие чего часть вводимой энергии теряется в процессе формирования и распространения ударной волны.

В последние годы в литературе появились работы, в которых авторы обсуждают возможные преимущества использования горения, стимулированного неравновесной плазмой наносекундного импульсного разряда, в различных приложениях, например, в камерах сгорания сверхзвуковых самолетов [13] или в двигателях внутреннего сгорания [14, 15]. Недавние работы в этом направлении продемонстрировали возможность снижения периода задержки воспламенения в сверхзвуковых течениях с помощью неравновесной плазмы импульсного наносекундного разряда [16, 17].

Однако, несмотря на усиливающийся интерес к проблемам горения, стимулированного неравновесной плазмой, до сих пор неясным остается вопрос о механизмах влияния неравновесной плазмы на минимальную энергию воспламенения. Экспериментальное определение минимальной энергии воспламенения в данном случае очень затруднено. Автору известна только одна работа [18], где приводится оценка энергии воспламенения наносекундным импульсным разрядом при атмосферном давлении, однако условия эксперимента не позволяют сделать вывод о том, что эта измеренная энергия является минимальной. В таком случае, на первый план выходит численное моделирование.

2. Цель и постановка задачи

Для ответа на вопрос о влиянии неравновесной плазмы на минимальную энергию воспламенения рассмотрим задачу распространения ламинарного пламени. Основные уравнения, описывающие процесс ламинарного горения, представляют собой уравнения переноса для многокомпонентной реагирующей смеси. Они дополняются уравнением переноса поступательной и колебательной температуры

газа, которые в безразмерных переменных имеют вид:

$$\begin{aligned} c_p \rho \left(\frac{\partial \theta}{\partial t} + \vec{v} \cdot \nabla \theta \right) = (Pr \cdot Re)^{-1} \nabla \lambda^* \cdot \nabla \theta + \\ + G_{VT} \frac{E_v(\theta_v) - E_0(\theta)}{\tau_{VT}} + \frac{1}{Re} \operatorname{div} \left(\rho \sum_{i=1}^n \left(\frac{1}{Sc_i} h_i \tilde{D}_i \nabla Y_i \right) \right) + \\ + \sum_{j=1}^r \rho^2 Da_j \varphi_j(\theta, \theta_v) \cdot h_j \cdot \tilde{W}(Y_j) \\ \frac{dE_v}{dt} = (Sc_e \cdot Re)^{-1} \nabla \cdot D_h \nabla E_v - G_{VT} \frac{E_v(\theta_v) - E_0(\theta)}{\tau_{VT}} \end{aligned}$$

где E_0 – равновесная колебательная энергия,

τ_{VT} – время колебательно-поступательной релаксации,

E_v – неравновесная колебательная энергия,

θ – поступательная температура газа,

$\varphi_j(\theta, \theta_v)$ – константы скоростей реакций.

Остальные обозначения общепринятые.

Предлагается следующая процедура расчета минимальной энергии воспламенения. Задача делится на две части. На первом этапе выполняется расчет состава плазмы при заданных параметрах наносекундного импульса, согласно методике, приведенной в работах [17, 19]. Предполагается, что переносные свойства смеси являются замороженными, что обусловлено кратковременностью импульса по сравнению с характерными временами конвекции и диффузии. Выходными параметрами задачи на этом этапе являются состав плазмы, распределение колебательной и поступательной температур смеси, а также давление. Эти параметры плюс радиус начальной плазменной области в форме сферы являются входными параметрами для задачи плазменно-стимулированного горения. Энергия, вводимая в систему, заданием плазменной области, определяется как разница внутренних энергий смеси до и после ввода плазмы. Минимальная энергия воспламенения определяется при этом минимизацией радиуса плазменной области. Кинетическая схема и состав формирующейся неравновесной плазмы приведены в работах [17, 19].

Проанализируем влияние состава плазмы на внутреннюю энергию смеси при незначительном нагреве. Изменение внутренней энергии смеси в этом случае, если временно не принимать во внимание энергию, запасенную во внутренних степенях свободы, обусловлено вкладом стандартных химических потенциалов:

$$\Delta U = \sum_i \Delta \mu_i^0 N_i.$$

Учитывая тот факт, что стандартные химические потенциалы атомов кислорода и водорода пре-

вышают аналогичные значения для радикалов OH, можно прогнозировать, что именно наличие в плазменной области атомов водорода и кислорода будет значительно увеличивать внутреннюю энергию системы, что, в свою очередь, будет снижать минимальную энергию воспламенения.

При численном решении задачи определения минимальной энергии воспламенения отдельным вопросом является вычисление переносных свойств смеси с плазменными компонентами. В рамках кинетического подхода значения коэффициентов диффузии, вязкости, теплопроводности определяются через сечения упругих столкновений. Вкладом в переносные свойства смеси поправок Эйкена, связанных с наличием возбужденных состояний молекул, пренебрегали вследствие невысоких температур ($T < 6000$ K). Таким образом, для вычисления коэффициентов вязкости $(\eta)_{ij}$, теплопроводности $(\lambda_t)_{ij}$ и диффузии $(D)_{ij}$ использовались следующие соотношения [20]:

$$(\lambda_t)_{ij} = 1989,1 \cdot 10^{-7} \left[T(M_i + M_j) / (2M_i M_j) \right]^{1/2} / \Omega_{i,j}^{(1,1)},$$

$$(\eta)_{ij} = 266,93 \cdot 10^{-7} \left[2T \cdot M_i M_j / (M_i + M_j) \right]^{1/2} / \Omega_{i,j}^{(2,2)},$$

$$(D)_{ij} = 0,002628 \left[T^3 (M_i + M_j) / (2M_i M_j) \right]^{1/2} / p \Omega_{i,j}^{(1,1)},$$

где M_i – масса i -й компоненты смеси,

$\Omega_{i,j}^{(2,2)}$ – интеграл столкновений вязкостного типа,

$\Omega_{i,j}^{(1,1)}$ – интеграл столкновений диффузионного типа.

Сечения столкновений между нейтральными компонентами смеси вычислялись с использованием потенциала Леннарда-Джонса, использовались аппроксимирующие полиномы, представленные в работе [21], вкладом столкновений электронов с нейтральными частицами, а также с положительными и отрицательными ионами пренебрегали вследствие низких концентраций электронов. При описании взаимодействия между заряженными компонентами использовался кулоновский потенциал

$$\varphi(r) = \pm \left(\frac{e^2 z_1 z_2}{r} \right) \exp(-r / \lambda_D),$$

где $\lambda_D = \left(\frac{kT}{4\pi n_e e^2} \right)$ – радиус Дебая,

z_1, z_2 – зарядовые числа ионов.

Взаимодействие между ионами и нейтральными компонентами описывалось с использованием поляризуемостей [22]:

$$(\lambda_t)_{ij} = 5,37 \cdot 10^{-7} T \left[(M_i + M_j) / (2M_i M_j) \right]^{1/2} / z / \alpha^{1/2},$$

$$(\eta)_{ij} = 1,02 \cdot 10^{-7} T \left[(M_i M_j) / (M_i + M_j) \right]^{1/2} / z / \alpha^{1/2},$$

$$(D)_{ij} = 6,177 \cdot 10^{-6} T^2 \times \\ \times \left[(M_i + M_j) / (2M_i M_j) \right]^{1/2} / z / p / \alpha^{1/2},$$

где α – поляризуемость.

В расчетах оценивалось влияние длительности импульса, колебательно-поступательной релаксации и колебательного возбуждения на минимальную энергию воспламенения. Оценка минимальной энергии воспламенения проводилась двумя способами: 1) как минимальное значение энергии, вводимой в систему, равное разнице внутренней энергии смеси до и после ввода плазмы, 2) согласно следующему соотношению, отражающему тепловой характер минимальной энергии воспламенения:

$$E_{\min} = \frac{4}{3} \pi r_{\min}^3 \rho_0 c_p (T_{ad} - T_0),$$

где ρ_0 – плотность исходной смеси,

c_p – средняя теплоемкость смеси,

T_{ad} – адиабатическая температура пламени,

$r_{\min}$ – характерный размер.

Именно от выбора в качестве характерного размера толщины ламинарного фронта пламени, гасящего расстояния, радиуса шарика пламени зависят значения минимальной энергии воспламенения, получаемые в различных исследованиях.

3. Результаты расчетов

Результаты вычислений, проведенные по методике, изложенной выше, показали, что минимальная энергия воспламенения при зажигании плазмой наносекундного разряда повышается по сравнению со случаем теплового воспламенения. При выборе в качестве характерного размера области прогрева радиуса плазменной области, значения МЭВ больше расчетных значений МЭВ при тепловом воспламенении, приведенных в работе [7] (рис.1).

Учет эффекта усиления ионизации за счет колебательного возбуждения приводит к снижению минимальной энергии воспламенения на 15-17%. При выборе в качестве характерного размера области прогрева значений порядка гасящего расстояния приводит к тому, что значения минимальной энергии воспламенения приближаются к экспериментальным значениям МЭВ при воспламенении искрой, однако, по-прежнему, превышают их (рис. 2).

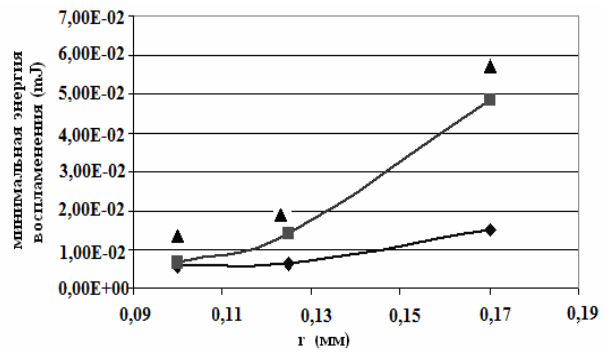


Рис. 1. Зависимость минимальной энергии воспламенения от радиуса области с вводимой энергией:

- ◆ – тепловое воспламенение [7];
- – воспламенение неравновесной плазмой с учетом колебательного возбуждения;
- ▲ – воспламенение неравновесной плазмой без учета колебательного возбуждения

Эта закономерность сохраняется и при изменении вида топлива. Данные, приведенные на рис. 2, соответствуют случаю воспламенения обедненной смеси метана и этилена ($\Phi = 0,65$).

Уменьшение длительности наносекундного импульса при том же напряжении приводит к увеличению минимальной энергии воспламенения (рис. 2).

В первую очередь, это связано с увеличением плотности энергии при увеличении длительности импульса, как следствие, увеличивается как доля энергии, идущая на нагрев смеси, так и количество формируемых разрядом радикалов.

В тоже время, при одинаковой энергии импульса при уменьшении длительности импульса минимальная энергия воспламенения снижается (рис. 3, рис. 4, для импульсов длительности 70 нс и 25 нс соответственно). Обозначения на рис. 3 и рис. 4 совпадают.

Однако величина такого снижения минимальна для обедненной смеси, поскольку большая часть вводимой энергии теряется в процессе формирования ударной волны, интенсивность которой для случая малой длительности импульса и высокой плотности вводимой энергии превышает аналогичные значения для более протяженного импульса.

Было получено, что для всех рассмотренных случаев минимальная энергия воспламенения не превышает 15-20% от внутренней энергии смеси (рис. 3, рис. 4). При этом анализ профилей температур для случая воспламенения обедненной метано-воздушной смеси ($\Phi = 0,65$) позволяет утверждать следующее.

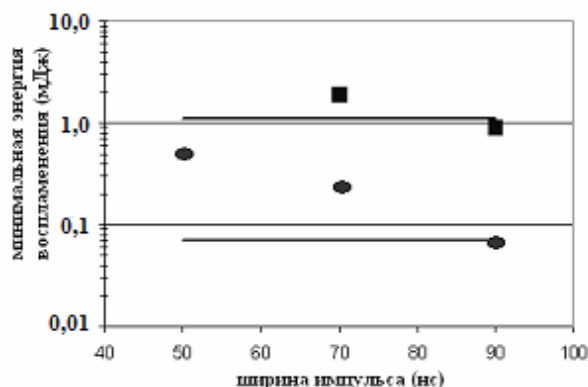


Рис. 2. Зависимость минимальной энергии воспламенения от длительности наносекундного импульса:
 ■ – наносекундный импульсный разряд, метановоздушная смесь;
 ● – наносекундный импульсный разряд, этиленовоздушная смесь;
 — – экспериментальные данные для искрового воспламенения

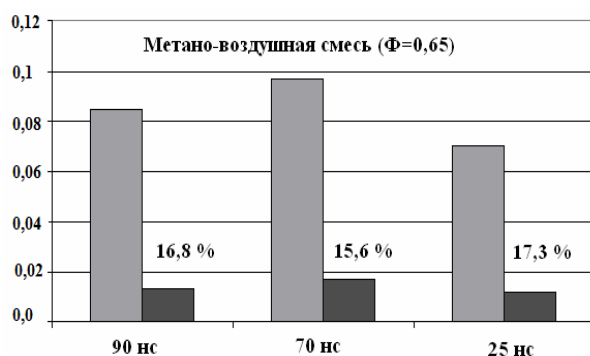


Рис. 3. Внутренняя энергия смеси и минимальная энергия воспламенения (мДж):
 ■ – внутренняя энергия;
 ■ – минимальная энергия воспламенения.

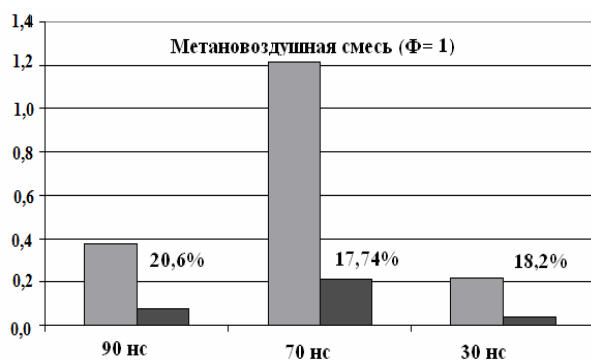


Рис. 4. Внутренняя энергия смеси и минимальная энергия воспламенения (мДж) при $\Phi = 1$

На ранней стадии развития очага пламени наблюдается резкий рост температуры в центре очага пламени для случая более короткого импульса, однако на более поздних временах происходит выравнивание температур, более того температура в центре очага пламени для более широкого импульса начинает превышать аналогичные значения для случая более короткого импульса. Таким образом, достичь заметного выигрыша в минимальной энергии воспламенения за счет ввода энергии наносекундным импульсом малой ширины при воспламенении обедненной смеси не представляется возможным.

Указанные закономерности для случая воспламенения наносекундным импульсным разрядом сохраняются при воспламенении смеси стехиометрического состава, однако при этом сами значения минимальной энергии воспламенения выше (рис. 4). Эффект снижения минимальной энергии воспламенения при уменьшении длительности импульса в данном случае выражен более ярко, степень такого снижения составляет величину порядка 50%.

Можно сделать вывод о том, что при воспламенении стехиометрической смеси более эффективным с точки зрения минимальной энергии воспламенения являются более короткие импульсы. Отметим, что и для случая искрового воспламенения экспериментальные данные по минимальной энергии воспламенения для метана показывают ее минимум в области обедненной смеси. Результаты вычислений также показали, что вклад колебательно-поступательной релаксации в процесс формирования начального очага пламени и распределение температур является незначительным и им можно пренебречь, равно как и вкладом нагрева смеси в процессе колебательно-поступательной релаксации в минимальную энергию воспламенения. Значения МЭВ являются более чувствительными к начальной температуре и составу формирующейся после разряда смеси, понижаясь при увеличении приведенного электрического поля разряда (рис.5).

Суммируя все вышесказанное, отметим, что существуют два способа снижения минимальной энергии воспламенения при воспламенении импульсным наносекундным разрядом. При воспламенении обедненной смеси более эффективным способом такого снижения является увеличение длительности импульса, основной механизм снижения МЭВ в этом случае – это тепловой нагрев смеси. При воспламенении стехиометрической смеси более эффективное снижение минимальной энергии воспламенения может быть достигнуто за счет уменьшения длительности импульса и увеличения приведенного электрического поля разряда, в данном случае уменьшение МЭВ достигается за счет дополнительной генерации продуктов диссоциации топлива. Сравнивая полученные результаты с данными по изменению времени задержки воспламенения [20] при воспламенении неравновесной плазмы наносекундного импульса, можно отметить, что для обед-

ненной смеси воспламенение наносекундным импульсом является более эффективным для снижения времени задержки воспламенения, а для стехиометрической смеси – для обеспечения снижения минимальной энергии воспламенения.

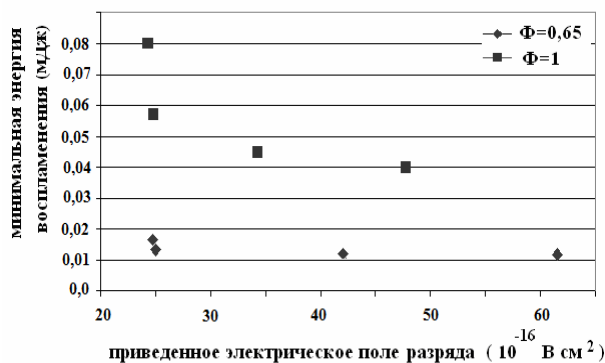


Рис. 5. Зависимость МЭВ от приведенного электрического поля импульса

Выводы

1. Предложена модель расчета минимальной энергии воспламенения при воспламенении наносекундным импульсным разрядом.
2. Приведены результаты численного моделирования процесса ламинарного горения топливно-воздушной смеси при ее воспламенении неравновесной плазмой.
3. Получены данные по зависимости минимальной энергии воспламенения от длительности импульса, приведенного электрического поля импульса и состава смеси.

Работа проведена в рамках USAF Window on Science Program.

Литература

1. Standard test method for minimum ignition energy and quenching distance in gaseous mixtures [Текст]. – ASTM Int. – 2007. – 16 p.
2. Lewis, B. Combustion, Flames and Explosion in gases [Текст] / B. Lewis, von Elbe. – Orlando: Academic Press., 1987. – 326 p.
3. Eckhoff, R.K. Explosion hazards in process industries [Текст] / R.K. Eckhoff. – Houston: Gulf Publishing Company, 2005. – 237 p.
4. Ko, Y. Spark ignition of propane-air mixture near the minimum ignition energy [Текст]: Part 1. An experimental study / Y. Ko, R.W. Anderson, V.S. Arpaci // Combustion and Flame. – 1991. – V.81. – P.75-87.
5. Moorhouse, J. An investigation of the minimum ignition energies of some C1 to C7 hydrocarbons [Текст] / J. Moorhouse, A. William, T.E. Maddison // Combustion and Flame. – 1974. – V.23. – P. 203-213.

6. Sloane, T.M. Energy requirements for spherical ignition in methane-air mixtures at different equivalence ratios [Текст] / T.M. Sloane // Combust. Sci. and Tech. – 1990. – V.73. – P. 351-365.

7. Frendi, A. Dependence of minimum ignition energy on ignition parameters [Текст] / A. Frendi, M. Sibulkin // Combust. Sci. and Tech. – 1990. – V.73. – P. 395-413.

8. On the calculation of the minimum ignition energy [Текст] / V. Kurdyumov, J. Blasco, L. Sanchez, A. Linan // Combustion and Flame. – 2004. – V. 81. – P.75-87.

9. Analysis of ignition mechanism of combustible mixtures by short duration sparks [Текст] / K. Ishii, M. Kono, K. Niu, T. Tsukamoto, Y. Ujiie // Proc. of Int. Symp. COMODIA. – 1990. – P. 153-158.

10. Kim, H.J. Numerical calculation of minimum ignition energy for hydrogen and methane fuels [Текст] / H.J. Kim, S.H. Chung, C.H. Sohn // KSME Int. Journal. – 2004. – V.18, N 5. – P.838-846.

11. A transition on minimum ignition energy for lean turbulent methane combustion in flamelet and distributed regimes [Текст] / C.C. Huang, S.S. Shy, C.C. Liu, Y.Y. Yan // Proc. of the Combustion Institute. – 2007. – V.31. – P. 1401-1409.

12. Phuoc, T.X. Laser-Induced spark ignition of CH₄/air mixtures [Текст] / T.X. Phuoc, F.P. White // Combustion and flame. – 1999. – V.119. – P. 203-216.

13. Nonequilibrium plasmas and its applications for combustion and hypersonic flow control [Текст] / N.B. Anikin., E.I. Mintoussov, S.V. Pancheshnyi, D.V. Roupasov, V.E. Sych, A.Yu. Starikovskii // Proc. of 41th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit (Reno, Nevada, USA, 2003), AIAA-2003-1053.

14. Puchkarev, V. Energy efficient plasma processing of gaseous emission using a short pulse discharge [Текст] / V. Puchkarev, M. Gundersen // Appl. Phys. Lett. – 1997. – V.71(23). – P. 3364-3366.

15. Comparative analysis of engine ignition systems [Текст] / A.A. Tropina, L. Lenarduzzi, S.V. Marasov, A.P. Kuzmneko // IEEE Trans. on Plasma Science. – 2009. – V. 37. – P. 2286-2292.

16. Starikovskii, A.Yu. Plasma supported combustion [Текст] / A.Yu. Starikovskii // Proc. of Comb. Inst. – 2005. – V.30. – P. 2405-2417.

17. Tropina, A.A. Non-equilibrium plasma influence on the minimum ignition energy [Текст]. Part 1: Discharge model / A.A. Tropina, M. Uddi, Y. Ju // IEEE Trans. on Plasma Sci. – 2011. – V.39. – P.615-623.

18. Ignition of propane-air mixture by a sequence of nanosecond pulses [Текст] / S. Pancheshnyi, D.A. Lacoste, A. Bourdon, C.O. Laux // European Conf. for Aerospace Sciences (EUCASS), Moscow. – 2005. – № 5.12.05(3).

19. Тропина, А.А. Механизмы воспламенения импульсным наносекундным разрядом [Текст] / А.А. Тропина // Авиационно-космическая техника и технология, 2010. – № 5 (72). – С. 64-70.

20. Елецкий, А.В. Явления переноса в слабоионизированной плазме [Текст] / А.В. Елецкий,

Л.А. Палкина, Б.М. Смирнов. – М.: Атомиздат, 1975. – 325 с.

21. Capitelli, M. *Collision integrals of high temperature air species* [Текст] / M. Capitelli, C. Gorse,

S. Longo // *Journal of thermophysics and heat transfer*. – 2000. – V. 14., No.2. – P. 259-268.

22. *Handbook of chemistry and physics*, 84th edition [Текст]. – N.Y: CRC press, 2004. – 2616 p.

Поступила в редакцию 30.04.2011

Рецензент: д-р техн. наук, проф., зав. каф. автомобильной электроники А.В. Бажинов, Харьковский национальный автомобильно-дорожный университет, Харьков.

МІНІМАЛЬНА ЕНЕРГІЯ ЗАПАЛЮВАННЯ ПРИ ЗАПАЛЮВАННІ НАНОСЕКУНДНИМ ІМПУЛЬСНИМ РОЗРЯДОМ

А.А. Тропіна

Запропоновано модель процесу ламінарного горіння суміші та розрахунку мінімальної енергії запалювання у випадку запалювання нерівноважною плазмою наносекундного імпульсного розряду при атмосферному тиску. Модель ґрунтується на рівняннях переносу для багатокомпонентної реагуючої суміші сумісно з рівняннями для поступальної та коливальної температури. Одержано дані щодо залежності мінімальної енергії запалювання від тривалості імпульсу та складу суміші. Проведено оцінку внеску коливального збудження суміші в мінімальну енергію запалювання.

Ключові слова: імпульсний наносекундний розряд, мінімальна енергія запалювання, нерівноважна плазма, чисельне моделювання.

MINIMUM IGNITION ENERGY FOR THE NANOSECOND PULSED DISCHARGE IGNITION

A.A. Tropina

The model of mixture laminar combustion and the minimum ignition energy calculation for the case of non-equilibrium plasma ignition of the nanosecond pulsed discharge has been proposed. The model is based on the transport equations for the multicomponent reacting mixture combined with the equations for translational and vibrational temperatures. The data about the minimum ignition energy dependence on a pulse width and mixture composition were obtained. The evaluation of the input of the mixture vibrational excitation by a nanosecond impulse to minimum ignition energy was carried out.

Key words: repetitive nanosecond pulsed discharge, minimum ignition energy, nonequilibrium plasma, numerical modeling.

Тропіна Альбіна Альбертовна – канд. физ.-мат. наук, доцент, доцент кафедры теоретической механики и гидравлики национального автомобильно-дорожного университета, Харьков, Украина, e-mail: albina.tropina@fulbrightmail.org.

УДК 621.165

А.Ю. ЮДИН

*Национальный технический университет «ХПИ», Украина***ИССЛЕДОВАНИЕ ОСЕСИММЕТРИЧНЫХ ДИФFUЗОРОВ ВЫХОДНЫХ ПАТРУБКОВ ТУРБОМАШИН СО СПЕЦИАЛЬНЫМ ВДУВОМ ПОТОКА**

Приведены результаты расчетных аэродинамических исследований двух осесимметричных осерадиальных диффузоров со специальным вдувом потока вдоль их наружных обводов, которые характерны для выходных патрубков современных паровых турбин. В расчетных моделях диффузоров имитировалась также надбандажная радиальная протечка над рабочим колесом. Анализировались следующие характеристики: коэффициент импульса струи вдува потока, коэффициенты потерь диффузора – полных, внутренних и с выходной скоростью. Определены оптимальные параметры специального вдува и отмечено, что основное влияние на уровень полных потерь диффузора оказывает потеря с выходной скоростью, связанная с характером течения и наличием отрывных циркуляционных зон. Приведено сравнение результатов расчетных и экспериментальных исследований.

Ключевые слова: выходной патрубок турбомашины, вдув потока, коэффициенты потерь, осесимметричный диффузор, коэффициент импульса струи, циркуляционная зона.

Введение

Актуальной проблемой повышения экономичности проточной части турбомашин является аэродинамическое совершенствование выходных диффузоров и патрубков, в которых имеются отрывы потока и, соответственно, значительные резервы повышения их эффективности. Одним из действенных способов управления отрывом рабочего тела от криволинейной поверхности является вдув потока в пограничный слой. Этот способ широко применяют в авиации для обеспечения безотрывного течения и увеличения подъемной силы при отклонении закрылков крыла самолета. В осерадиальных диффузорах турбомашин управление течением на наружном обводе позволяет существенно улучшить заполнение рабочим телом проходных сечений и снизить коэффициент полных потерь выходного патрубка (ВП) [1]. В паровых турбинах начали использовать специальный вдув потока, источником которого может быть влажнопаровой поток, специально удаляемый в выходной патрубок для снижения влажности в периферийной зоне последней ступени [2, 3].

Для рационального проектирования подобных конструкций осерадиальных диффузоров необходимы детальные исследования их характеристик и анализ аэродинамических процессов, происходящих в ВП.

Экспериментальные исследования позволяют получить наиболее достоверные данные, однако, как правило, объем информации ограничен и требуются значительные затраты материальных и временных

ресурсов. В последнее время широко применяют коммерческие CFD-программы, позволяющие рассчитывать трехмерные, сжимаемые, вязкие, нестационарные потоки. В то же время их использование для сложных объектов особенно, таких как ВП, требует верификации.

Постановка задачи исследования

Приведены результаты расчетных исследований с помощью CFD двух осесимметричных моделей осерадиальных диффузоров D90 и D180 со специальным вдувом на наружном обводе, которые характерны для выходных патрубков современных паровых турбин. Компьютерные модели диффузоров отличались местом расположения выходного сечения, ($y \approx 1$, $k-\epsilon$). В модели – D90 рабочему телу необходимо повернуться к выходному сечению 2 на 90° по отношению к входному сечению 1 (рис. 1а), а в модели – D180 на 180° (сеч.3 рис. 2а). Визуализация течения представлена линиями равных расходов. Основная задача данного расчетного исследования – определить характеристики осесимметричных диффузоров с вдувом потока и сравнить с экспериментом для оценки перспектив использования CFD-программ на этапах проектирования или модернизации подобных объектов.

Варьирование параметров вдува потока осуществлялось за счет изменения давления торможения $P_{вд}^*$ в камере вдува при неизменных давлении $P_1^* = 120,6$ кПа, температуре $T_1^* = 323$ К торможения во входном сечении 1 и давлении $P_{вых} = 101,3$ кПа в

выходных сечениях 2 или 3 для вариантов D90 или D180. Исследования диффузоров проведены в следующем диапазоне давлений торможения в камере $P_{вд}^* = 101,3\text{--}301,3$ кПа. Осредненные значения числа Маха во входном сечении 1 изменялись от 0,5 до 0,75 в зависимости от полных потерь исследуемых диффузоров. Выход потока из камеры вдува осуществлялся вдоль наружного обвода диффузора через самое узкое сечение 4 конфузорного канала (рис. 1а). Моделировалась также надбандажная радиальная протечка. В качестве рабочего тела принят воздух.

Выбор исходных параметров в расчетных исследованиях определялся режимами работы последней ступени турбины и имеющимися данными аэродинамических экспериментальных исследований осередиального диффузора D90 и ВП.

Характеристики диффузоров

Определялись и анализировались следующие аэродинамические характеристики осередиальных диффузоров:

Коэффициент полных потерь

$$\zeta_{\Pi} = \frac{1 - \left(P_{\text{вых}} / P_1^* \right)^{\frac{k-1}{k}}}{1 - \left(P_1 / P_1^* \right)^{\frac{k-1}{k}}},$$

где P_1 и P_1^* – давление и давление торможения во входном сечении 1;

$P_{\text{вых}}$ – давление в выходном сечении 2 или 3 диффузоров D90 или D180;

k – показатель адиабаты рабочего тела.

Коэффициент потерь с выходной скоростью

$$\zeta_{\text{вых}} = \frac{1 - \left(P_{\text{вых}} / P_{\text{вых}}^* \right)^{\frac{k-1}{k}}}{1 - \left(P_1 / P_1^* \right)^{\frac{k-1}{k}}},$$

где $P_{\text{вых}}^*$ – давление торможения в выходных сечениях 2 или 3 осередиальных диффузоров D90 или D180.

Коэффициент внутренних потерь

$$\zeta = \zeta_{\Pi} - \zeta_{\text{вых}}.$$

Коэффициент импульса струи вдува

$$C_{\mu} = \frac{2 \cdot G_{\text{вд}} C_{\text{вд}}}{G_{\text{ос}} C_{\text{ос}}},$$

где $G_{\text{ос}}$ и $C_{\text{ос}}$ – расход и осредненная скорость основного потока в сечении 1;

$G_{\text{вд}}$ и $C_{\text{вд}}$ – расход и осредненная скорость потока вдува в сечении 4.

Относительный коэффициент полных потерь

$$\bar{\zeta}_{\Pi} = \zeta_{\Pi}^i / \zeta_{\Pi}^{\min},$$

где ζ_{Π}^i – значения коэффициента полных потерь диффузора, соответствующие текущим значениям коэффициента импульса струи вдува C_{μ} ;

$\zeta_{\Pi}^{\min}$ – минимальное значение коэффициента полных потерь в исследованном диапазоне коэффициента C_{μ} .

Расчетное исследование диффузора D90

На рис. 1 представлены расчетные линии равных расходов для трех значений давления торможения в камере вдува $P_{вд}^* = 101,3; 221,3; 301,3$ кПа для варианта D90. При давлении 101,3 кПа коэффициент C_{μ} имеет минимальное значение – 0,001, поток прижат к внутреннему обводу диффузора, циркуляционная зона занимает максимальный объем в исследованном пространстве диффузора. Коэффициент полных потерь ζ_{Π} и его составляющие коэффициенты $\zeta_{\text{вс}}$ и ζ имеют максимальные значения 1,07; 0,82 и 0,25, соответственно (рис. 3). С увеличением давления $P_{вд}^*$ увеличивается скорость вдува потока, основной поток начинает отклоняться в сторону наружного обвода диффузора. При этом уменьшаются размеры циркуляционной зоны (рис. 1, б) и коэффициенты потерь диффузора, которые достигают минимального значения ($\zeta_{\Pi} = 0,52$, $\zeta_{\text{вых}} = 0,35$, $\zeta = 0,17$) при давлении 221,3 кПа и коэффициенте импульса $C_{\mu} \approx 0,17$. Следует заметить, что коэффициент полных потерь при увеличении C_{μ} снижается в основном за счет коэффициента потерь с выходной скоростью $\zeta_{\text{вых}}$ (снижения коэффициентов потерь ζ_{Π} , $\zeta_{\text{вых}}$ и ζ составили 0,55, 0,47 и 0,08, соответственно). Дальнейшее увеличение давления $P_{вд}^*$ и соответственно коэффициента C_{μ} практически не изменяет течение в диффузоре D90 (рис. 1в) и его коэффициенты потерь (рис. 3).

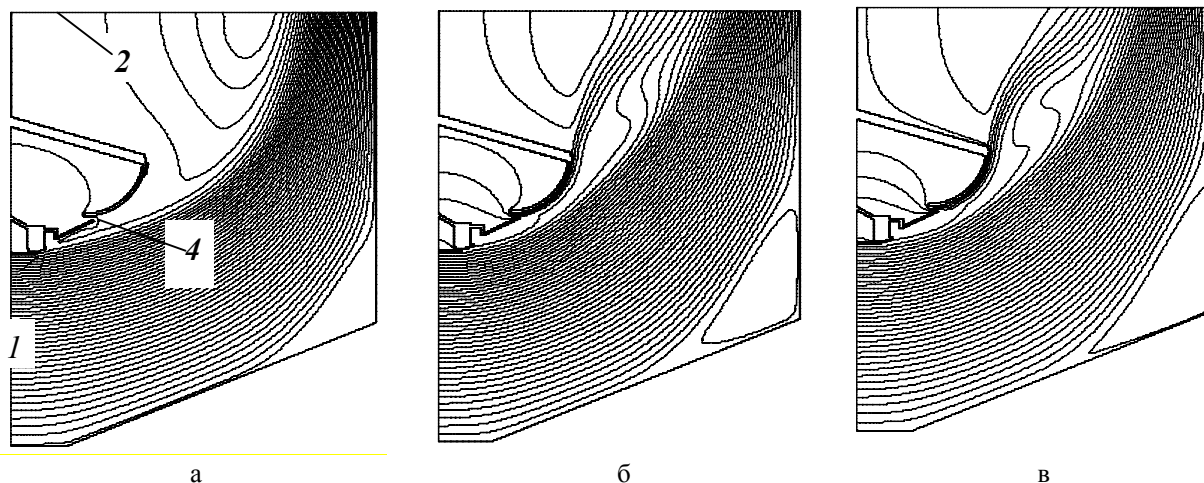


Рис. 1. Линии равных расходов диффузора D90 :

а – $C_\mu = 0,001$ ($P_{вд}^* = 101,3 \text{ кПа}$); б – $C_\mu = 0,17$ ($P_{вд}^* = 221,3 \text{ кПа}$); в – $C_\mu = 0,22$ ($P_{вд}^* = 301,3 \text{ кПа}$)

Расчетное исследование диффузора D180

Течение в диффузоре D180 представлено на рис. 2. При минимальном давлении в камере вдува $P_{вд}^* = 101,3 \text{ кПа}$ коэффициент импульса C_μ равен 0,012 (рис. 2, а), что на порядок больше, чем у варианта D90 при таком же давлении $P_{вд}^*$. Это связано с меньшими полными потерями ($\zeta_n = 0,78$, рис. 4) и соответственно более низким уровнем статического давления. Несмотря на отрыв от наружного обвода, основной поток, разворачивающийся на 180° , уменьшает циркуляционную зону и локализует ее за пределами наружного обвода диффузора. С увеличением C_μ отрыв от наружного обвода уменьшается и

на режиме с давлением $P_{вд}^*$ около 181,3 кПа и коэффициентом импульса $C_\mu \approx 0,13$ полностью исчезает (рис. 2, б). При этом значении C_μ коэффициенты потерь имеют минимальные значения $\zeta_n = 0,54$, $\zeta_{вых} = 0,39$, $\zeta = 0,15$ (рис. 4). Дальнейшее увеличение давления $P_{вд}^*$ и соответственно коэффициента C_μ (более 181,3 кПа и 0,13 соответственно) сопровождается ростом коэффициента полных потерь диффузора D180 и, в основном, только из-за потерь с выходной скоростью, поскольку коэффициент внутренних потерь остается на неизменном уровне $\zeta \approx 0,15$ (рис. 4). Эти значения коэффициента импульса ($C_\mu > 0,13$) можно назвать избыточными

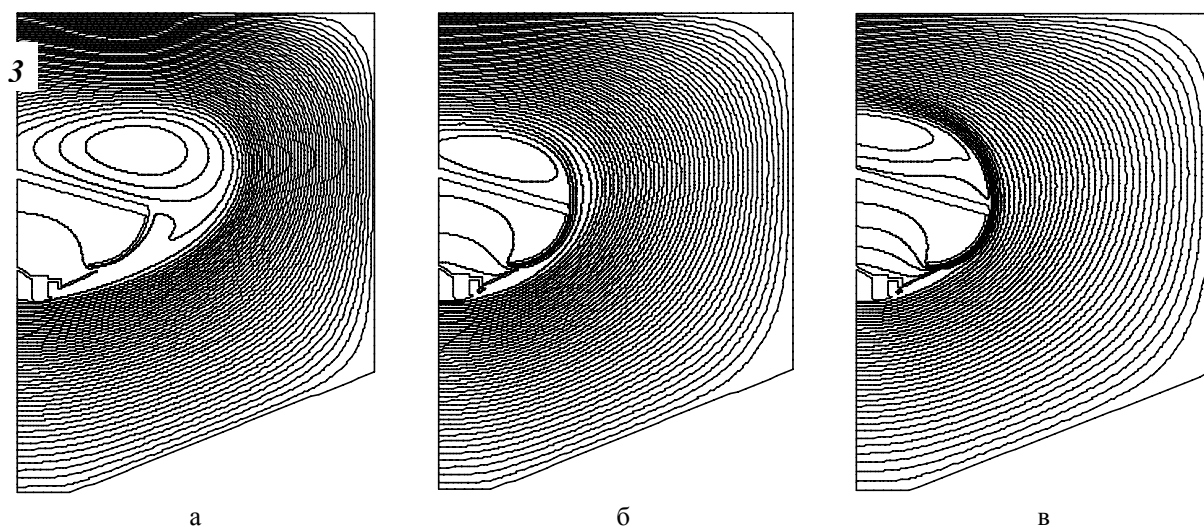


Рис. 2. Линии равных расходов диффузора D180 :

а – $C_\mu = 0,012$ ($P_{вд}^* = 101,3 \text{ кПа}$); б – $C_\mu = 0,13$ ($P_{вд}^* = 181,3 \text{ кПа}$); в – $C_\mu = 0,33$ ($P_{вд}^* = 301,3 \text{ кПа}$)

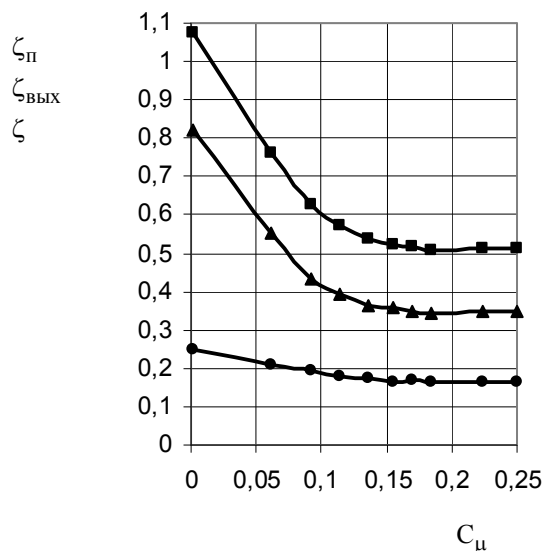


Рис. 3. Расчетные зависимости диффузора D90 :
—■— $\zeta_{\text{п}} = f(C_{\mu})$, —▲— $\zeta_{\text{вых}} = f(C_{\mu})$, —●— $\zeta = f(C_{\mu})$

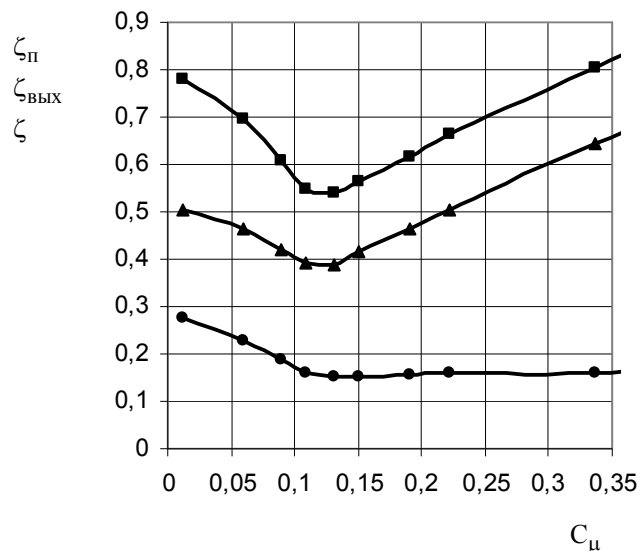


Рис. 4. Расчетные зависимости диффузора D180 :
—■— $\zeta_{\text{п}} = f(C_{\mu})$, —▲— $\zeta_{\text{вых}} = f(C_{\mu})$, —●— $\zeta = f(C_{\mu})$

по отношению к оптимальному коэффициенту $C_{\mu} \approx 0,13$. В варианте диффузора D180 избыточный вдув потока приводит к оттеснению основного потока к цилиндрической стенке, увеличению циркуляционной зоны и уменьшению проходных сечений (рис. 2, в).

Сравнение экспериментальных и расчетных зависимостей $\bar{\zeta}_{\text{п}} = f(C_{\mu})$

Расчетные зависимости $\bar{\zeta}_{\text{п}} = f(C_{\mu})$ удовлетворительно соответствуют экспериментальным (рис. 5, 6). Эксперименты с осесимметричным диффузором D90 и ВП с односторонним выходом потока и этим же диффузором выполнены в аэродинамической лаборатории кафедры турбиностроения

НТУ «ХПИ». В эксперименте использовалось два компрессора: центробежный – для основного потока и поршневой – для специального вдува потока. Это позволяло варьировать параметрами специального вдува в широком диапазоне независимо от параметров основного потока. Выход из моделей осуществлялся в лабораторный зал. Одна из основных задач экспериментальных и расчетных исследований – определение оптимального коэффициента импульса струи вдува потока C_{μ} . Оптимальный коэффициент импульса струи вдува потока ($C_{\mu} \approx 0,13$), полученный в расчете для осесимметричного диффузора D180 (рис. 6), в котором имитируется средний угол поворота потока в выхлопном патрубке, практически не отличается от значения, полученного в экспериментальных исследованиях этого диффузора совместно с пространственной сборкой камерой ВП.

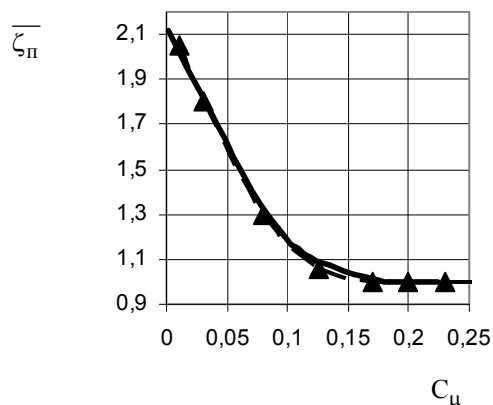


Рис. 5. Зависимости $\bar{\zeta}_{\text{п}} = f(C_{\mu})$:
— расчетная, диффузор D90 ;
—▲— экспериментальная, диффузор D90

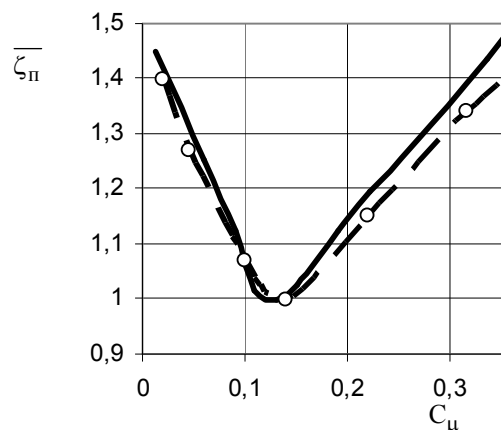


Рис. 6. Зависимости $\bar{\zeta}_{\text{п}} = f(C_{\mu})$:
— расчетная, диффузор D180 ;
—○— экспериментальная, ВП

Заключение

Получены характеристики осесимметричных диффузоров в широком диапазоне изменения коэффициента импульса струи вдува ($C_\mu = 0 - 0,35$).

Определено, что для режимов течения, когда есть отрыв потока, увеличение коэффициента импульса C_μ до определенных значений (для D90 до значения $\sim 0,17$, для D180 до $\sim 0,13$) приводит к снижению коэффициента полных потерь $\zeta_{\text{п}}$ за счет обоих его составляющих $\zeta_{\text{вых}}$ и ζ .

Расчетные зависимости $\overline{\zeta_{\text{п}}} = f(C_\mu)$ и оптимальное значение коэффициента импульса C_μ удовлетворительно соответствуют экспериментальным данным, что позволяет рассматривать результаты приведенных в статье расчетов в качестве практических рекомендаций для проектирования

новых и модернизации существующих выхлопных патрубков мощных паровых турбин.

Литература

1. Особенности совместной работы ступени и выхлопного патрубка турбины при различных радиальных зазорах над рабочим колесом [Текст] / А.В. Гаркуша, В.Е. Добрынин, А.В. Лапузин, Ю.А. Юдин // Теплоэнергетика, 1988. – №8. – С. 33–36.
2. Мигай, В.К. Проектирование и расчет выходных диффузоров турбомашин [Текст] / В.К. Мигай, Э.И. Гудков. – Л. Машиностроение, 1981 – 272 с.
3. Пат. 2053373 Российская Федерация, МПК F 01 D 25/30 Выхлопная часть турбомашин [Текст] / Косяк Ю.Ф., Вирченко М.А., Галацан В.Н. [и др.], Заявитель и патентообладатель ОАО «Турбоатом». – №4649389; заявл. 13.02.89; опубл. 27.01.96., Бюл. №3. – 3 с.

Поступила в редакцию 5.05.2011

Рецензент: член-корр. НАН Украины, д-р техн. наук, зав. отделом оптимизации процессов и конструкций турбомашин А.Л. Шубенко, Институт проблем машиностроения им. А.Н. Подгорного НАН Украины, Харьков.

ДОСЛІДЖЕННЯ ОСЕСИМЕТРИЧНИХ ДИФУЗОРІВ ВИХІДНИХ ПАТРУБКІВ ТУРБОМАШИН ЗІ СПЕЦІАЛЬНИМ ВДУВОМ ПОТОКУ

О.Ю. Юдин

Наведені результати розрахункових аеродинамічних досліджень двох осесимметричних осерадіальних дифузорів зі спеціальним вдувом потоку уздовж їх зовнішніх обводів, які характерні для вихідних патрубків сучасних парових турбін. У розрахункових моделях дифузорів імітувалася також надбандажний радіальний витік над робочим колесом. Аналізувалися такі характеристики: коефіцієнт імпульсу струменя вдуву потоку, коефіцієнти втрат дифузора - повних, внутрішніх і з вихідною швидкістю. Визначено оптимальні параметри спеціального вдуву і відзначено, що основний вплив до рівня повних втрат дифузора надає втрата з вихідною швидкістю, яка пов'язана з характером течії та наявністю відривних циркуляційних зон. Наведено порівняння результатів розрахункових та експериментальних досліджень.

Ключові слова: вихідний патрубок турбомашини, вдув потоку, коефіцієнти втрат, осесимметричний дифузор, коефіцієнт імпульсу струменя, циркуляційна зона.

INVESTIGATION OF AXISYMMETRIC DIFFUSERS EXHAUST MANIFOLDS OF TURBOMACHINES WITH SPECIAL INJECTION FLOW

A.Yu. Yudin

The calculation aerodynamic studies results of two axisymmetric axial-radial diffusers with a special injection flow along their outer contours are described. These diffusers exhaust manifolds design for modern steam turbines are typical. The shroud ring radial leakage over rotor blades in computational models of the diffusers is simulated. The following characteristics: the coefficient of the pulse jet injection flow, loss coefficients of the diffuser – the overall, internal and exit velocity are analyzed. The optimum parameters of a special injection are defined. The exit velocity loss on the level of overall losses of the diffuser has the main influence and depends from flow character and circulation zones separating is noted. The comparison of results between the calculated and experimental research is described.

Key words: exhaust manifolds of turbomachines, injection flow, loss coefficients, axisymmetric diffusers, the coefficient of the pulse flow, circulation zone.

Юдин Александр Юрьевич – канд. техн. наук, с.н.с. кафедры турбиностроения Национального технического университета «ХПИ», Харьков, Украина, e-mail: alex78ua@yahoo.com.

УДК 658.52.01

В.М. ИЛЮШКО, О.Е. ФЕДОРОВИЧ, Л.Д. ГРЕКОВ

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

ЛОГИСТИКА ГЕОРАСПРЕДЕЛЕННЫХ ПРОИЗВОДСТВЕННЫХ СИСТЕМ. ФОРМИРОВАНИЕ АРХИТЕКТУРЫ, РАЗМЕЩЕНИЕ НА ЗЕМНОЙ ПОВЕРХНОСТИ, ПРОКЛАДКА МАГИСТРАЛЕЙ, ОПТИМИЗАЦИЯ ГРУЗОПОТОКОВ, КОСМИЧЕСКИЙ МОНИТОРИНГ

Ставится и решается научно-техническая проблема создания и развития геораспределенных производственных систем (ГРПС). Для формирования архитектуры ГРПС проводится системное моделирование и перечисление возможных вариантов. Для размещения ГРПС на земной поверхности выбираются оптимальные стратегии приобретения земельных участков в условиях конкуренции. Для оптимизации грузопотоков ГРПС используется мультиагентное знаниеориентированное моделирование. Для космического мониторинга основных объектов ГРПС используются геоинформационные, картографические технологии и дистанционное зондирование Земли.

Ключевые слова: геораспределенная производственная система, формирование архитектуры, системное моделирование, размещение на земной поверхности, прокладка магистралей, оптимизация грузопотоков, космический мониторинг.

Введение

Геораспределенная производственная система (ГРПС) (нефте- и газодобыча, распределенное машиностроительное производство, транспортная система, телекоммуникационная компания) относится к новому типу производственных систем, особенностью которой является территориальная распределенность и обязательное использование земельного ресурса для размещения основных технологических объектов, магистральных каналов связи и инфраструктуры ГРПС [1].

Учитывая, что земельный ресурс, в настоящих производственно-экономических отношениях, имеет высокую стоимость и может находиться во владении или аренде, покупать или продаваться, руководство ГРПС уделяет большое внимание его состоянию, минимизации площади размещения производственных объектов на земельных участках и рискам воздействия на них природных и техногенных факторов.

Можно выделить основные логистические фазы, связанные с созданием, модернизацией и развитием ГРПС:

- формирование архитектуры ГРПС;
- размещение ГРПС на земной поверхности;
- прокладка магистральных каналов ГРПС;
- космический мониторинг основных объектов и земельного ресурса ГРПС.

В данной публикации кратко описан методологический и математический инструментарий для

проектирования и моделирования ГРПС, представлены основные модели и методы, используемые на вышеперечисленных фазах. Актуальность темы публикации связана с созданием научно обоснованного методологического инструментария системного проектирования ГРПС.

Постановка задачи исследования

В связи с актуальностью научно-технической проблемы по созданию и развитию геопространственных производственных систем, важное значение имеет системное проектирование ГРПС, построение системных моделей для всех уровней и страт проектирования, проверка и контроль проектных действий, разработка технических требований к декомпозируемым подсистемам, анализ корректности получаемых результатов в структурном и динамическом аспектах. Построение системных моделей и проведение контроля действий проектировщиков требует разработки методов и моделей для формализованного представления ГРПС и размещение ее на земной поверхности, реализацию их компьютерными способами с помощью современных информационных технологий.

На фазе формирования архитектуры (рис. 1) разрабатывается структура системы, выбирается состав основных компонент (технологических узлов, производственных объектов и т.п.) и обосновываются коммуникации (магистральные каналы связи). С учетом заданных технических требований и

характеристик ГРПС проводятся проектные действия системного характера и контроль результатов проектирования по созданию архитектуры ГРПС.

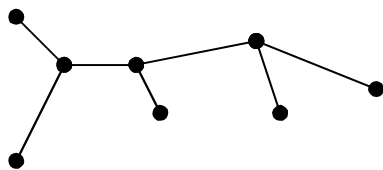


Рис. 1. Формирование архитектуры ГРПС (анализ, моделирование, проектирование)

На фазе размещения ГРПС на земной поверхности (рис. 2), осуществляется оптимальный выбор земельных участков для размещения технологических узлов и магистральных каналов связи.

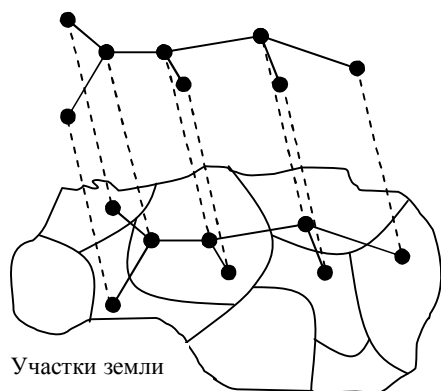


Рис. 2. Размещение ГРПС на земной поверхности

Для этого формируются стратегии для выбора способа приобретения земельных участков (аренда, покупка и т.п.).

На фазе прокладки магистральных каналов связи (рис. 3), осуществляется оценка возможных ограничений и условий прокладки (различные препятствия). Формируется направление грузопотоков для поставки продукции, осуществляется поиск рациональных трасс магистралей и маршрутов доставки грузов потребителям продукции ГРПС.

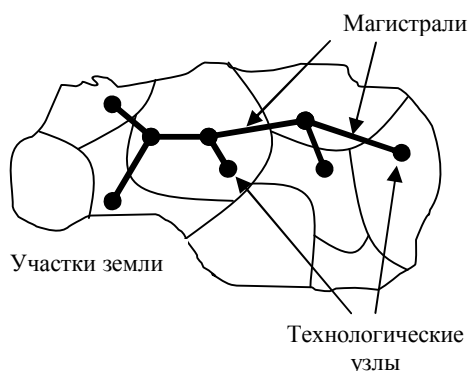


Рис. 3. Прокладка магистральных каналов ГРПС. Оптимизация грузопотоков

На фазе космического мониторинга (рис. 4), проводится оценка состояния основных технологических объектов и земельного ресурса ГРПС, которые могут подвергаться техногенному и природному воздействию при функционировании ГРПС, с помощью геопространственных моделей, геоинформационных и картографических технологий.

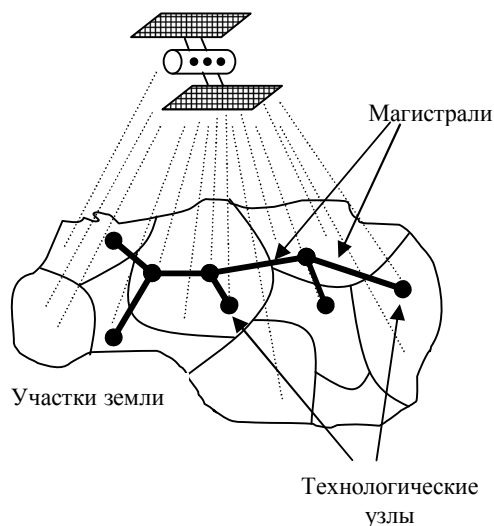


Рис. 4. Космический мониторинг объектов ГРПС. Оценка состояния земельных участков

Далее для решения задачи исследования представлены основные методы и модели, используемые на основных фазах создания, реинжиниринга и развития ГРПС.

Решение задачи исследования

Учитывая многовариантность структурных и компоновочных решений ГРПС проведем теоретико-множественное исследование архитектуры ГРПС (выделение типовых структур; перечисление вариантов структур ГРПС; оптимизация структурных решений ГРПС; автоматизированный синтез структур ГРПС).

Для этого множество компонент отображается в множество узлов архитектуры ГРПС. Для подсчета количества вариантов архитектуры (отображений) используются группы подстановок теории перечисления, которые являются отражением вводимой эквивалентности (одинаковости) вариантов [2]. Осуществляется подсчет возможных вариантов архитектуры.

Пусть исходное множество компонент – D , $|D| = m$, а множество узлов ГРПС, в которое происходит отображение компонент – R , $|R| = n$.

Множество вариантов построения архитектуры ГРПС можно подсчитать с помощью теории перечисления Пойа [2]:

$$\sum_F W(F) = Z(G; \sum_{r \in R} \omega(r), \sum_{r \in R} [\omega(r)]^2, \sum_{r \in R} [\omega(r)]^3, \dots), \quad (1)$$

где F – отдельный класс эквивалентности (одинаковость вариантов архитектуры ГРПС), индуцированный группой G , действующей на множестве D ; $Z(G, \dots)$ – цикловой индекс группы G ; $\omega(r)$ – «вес» компонента $r \in R$.

Перечисление вариантов используется для исследования многоуровневой архитектуры ГРПС. Для начальных стадий системного проектирования, пусть известен состав компонентов B_Q нижнего Q -го уровня, из которых строится ГРПС.

Компоненты $(Q-1)$ -го уровня образуются из компонент Q -го уровня путем отображения множества B_Q в R_{Q-1} , где R_{Q-1} – множество узлов ГРПС для компонент $Q-1$ -го уровня, $r_{Q-1} = |R_{Q-1}|$. Множество вариантов состава $(Q-1)$ -го уровня является множеством всех отображений B_Q в R_{Q-1} . Осуществляя, последовательно, отображения множества компонент i -го уровня в множество компонент $(i-1)$ -го уровня архитектуры, получим множество вариантов состава для всех уровней детализации архитектуры ГРПС.

В работе выделены типовые топологические структуры ГРПС (последовательная структура; радиальная топология; полносвязная структура; кольцевая и радиально-кольцевая топология и т.д.). Исследовано множество возможных вариантов построения архитектуры ГРПС для выделенных типовых структур с использованием теории перечисления графов [2].

Многокритериальная задача оптимизации архитектуры ГРПС решена поэтапно. В начале, проводится оптимизация наиболее важных критериев с помощью метода целочисленного программирования с булевыми переменными. Затем, проводится многокритериальная оптимизация двумя возможными способами (минимизация глобального критерия, путем суммирования взвешенных локальных критериев; минимизация функции максимума).

Далее сформировано системное представление для моделирования ГРПС на системном этапе проектирования. Используя, как основной метод исследования, системный анализ, проведена декомпозиция и стратификация ГРПС. Описание многоуровневой ГРПС (объектов и системы управления) осуществляется с помощью иерархических моделей в виде регулярных схем системных моделей (РССМ), которые являются дальнейшим развитием алгоритмической алгебры Глушкова В.М. В соответствии со стратами системного этапа проектирования, разрабатывается комплекс стратифицированных моделей ГРПС как объекта исследования (целевая, функциональная, производственной структуры, коммуникационная, алгоритма функционирования).

Каждая из предложенных моделей декомпозирована по уровням проектирования (детализация состава и структуры ГРПС). Так, например, целевая системная модель ГРПС, на верхнем уровне представления комплекса добычи, переработки и транспортировки нефти имеет вид [1]:

$$\Gamma_{\text{ГРПС}} = \Gamma_M \wedge \Gamma_{\text{ЦПРПН}} \wedge \Gamma_{\text{МПП}} \wedge \Gamma_{\text{НС}},$$

где Γ_M – цель месторождений, добывающих нефть;

$\Gamma_{\text{ЦПРПН}}$ – цель комплекса цехов по предварительной переработке нефти;

$\Gamma_{\text{МПП}}$ – цель магистральных трубопроводов, транспортирующих нефть;

$\Gamma_{\text{НС}}$ – цель наливных станций, собирающих нефть в резервуарах.

Функциональное представление иерархического управления ГРПС имеет вид:

$$Y_i^P = [Y_{i_1}^{P+1} \wedge \dots \wedge Y_{i_j}^{P+1} \wedge Y_{i_1}^{P+1}], \quad (2)$$

где Y_i^P – i -ая функциональная задача управления P -го уровня иерархии ГРПС (управление: нефтеперекачивающей станцией, резервуарным парком, магистральным участком нефтепровода и т.д.);

$Y_{i_j}^{P+1}$ – j -ая функциональная задача управления

$P+1$ -го уровня, входящая в состав i -й функциональной задачи P -го уровня (управление: задвижками, катодными станциями защиты и т.д.);

l – количество подзадач $P+1$ -го уровня, на которые декомпозирована i -я задача P -го уровня.

Предложенные системные модели используются для задачи формирования технических требований (ТТ) и характеристик (ТХ), на каждом уровне декомпозиции, ГРПС с использованием требований технического задания (ТЗ).

Далее разработаны методы статического и динамического моделирования ГРПС. Метод статического моделирования служит для создания структурных моделей ГРПС, формирования ТТ и ТХ и их проверки с помощью предложенных системных моделей. Метод динамического моделирования служит для моделирования функционирования ГРПС, алгоритмов управления ГРПС. Для этого используется системное имитационное моделирование. Проверка корректности функционирования ГРПС осуществляется по результатам имитационного моделирования путем сравнения полученных и задаваемых ТТ и ТХ.

Большое внимание уделяется системному моделированию для контроля проектных действий по созданию ГРПС. Системное моделирование проектных действий по созданию ГРПС представлено в виде двух основных составляющих: системное структурное моделирование для оценки функцио-

нальной полноты действий по декомпозиции структуры ГРПС и соответствия разработанных ТТ и ТХ генеральной цели проектируемой ГРПС; системное имитационное моделирование функционирования и управления ГРПС для оценки нагрузочных характеристик, корректности выполняемых функциональных задач, расчета производительности и надежности.

Итогом исследований на фазе формирования архитектуры ГРПС является методология системного анализа и синтеза ГРПС, которая построена с использованием дуализма системного анализа и синтеза и основана на принципах:

- декомпозиция системного проектирования «сверху-вниз»;

- стратификация системного проектирования на каждом уровне «слева-направо», в строгой последовательности использования страт проектирования ГРПС;

- оценка реализуемости проектных действий. Контроль соответствия построенных системных моделей и разработанных для них технических характеристик техническим требованиям генеральной цели и целям всех уровней декомпозиции осуществляется с помощью методов системного структурного и системного имитационного моделирования;

- использование информационных технологий для построений системных моделей и моделирования в компьютерной среде.

На фазе размещения ГРПС на земной поверхности решается задача оптимальной привязки технологических узлов и магистральных каналов связи к участкам земной поверхности, с учетом основных характеристик, выбираемых земельных участков:

- W – стоимость (покупка, аренда и т.д.) земельных участков;

- R – стоимость работ по приведению земельных участков к состоянию, необходимому для размещения технологических объектов ГРПС;

- Q – стоимость поддержки требуемого экологического состояния земельных участков ГРПС.

Ввиду сложности и большой размерности задачи размещения ГРПС на земной поверхности, выбор земельных участков проводится в два этапа:

I. Выбор земельных участков для размещения основных технологических объектов ГРПС.

II. Выбор земельных участков для размещения магистральных каналов, связывающих технологические узлы ГРПС.

Для решения задачи размещения ГРПС на земной поверхности используется метод целочисленного линейного программирования.

Введем булеву переменную X_{ij} , которая используется для выбора j -го земельного участка для размещения i -го технологического узла ГРПС:

$$X_{ij} = \begin{cases} 1 - \text{если для } i\text{-го узла ГРПС} \\ \quad \text{выбран } j\text{-й земельный участок,} \\ 0 - \text{в противном случае.} \end{cases}$$

На X_{ij} накладывается следующее ограничение:

$$\sum_j X_{ij} = 1 \text{ для всех } i = \overline{1, N},$$

где N – количество технологических узлов ГРПС,

$j = \overline{1, n_i}$, где n_i – количество возможных вариантов по выбору земельного участка для i -го технологического узла ГРПС.

Тогда, критерии, для оценки состава земельных участков, используемые в задаче размещения технологических узлов ГРПС, будут иметь следующий вид:

$$W = \sum_i \sum_j X_{ij} \cdot w_{ij}, \quad (3)$$

$$R = \sum_i \sum_j X_{ij} \cdot r_{ij},$$

$$Q = \sum_i \sum_j X_{ij} \cdot q_{ij},$$

где w_{ij} – стоимость j -го земельного участка, используемого для размещения i -го технологического узла ГРПС;

r_{ij} – стоимость работ по приведению j -го земельного участка к состоянию, необходимому для размещения i -го технологического узла ГРПС;

q_{ij} – стоимость поддержки требуемого экологического состояния j -го земельного участка при размещении i -го технологического узла ГРПС.

Рассмотрены следующие постановки задачи оптимизации по размещению технологических узлов ГРПС на земной поверхности:

1. Необходимо минимизировать стоимость приобретаемых земельных участков для размещения технологических узлов ГРПС ($\min W$).

2. Необходимо минимизировать стоимость работ по приведению выбираемых земельных участков к состоянию, необходимому для размещения технологических узлов ГРПС ($\min R$).

3. Необходимо минимизировать стоимость поддержки требуемого экологического состояния земельных участков, выбираемых для размещения технологических узлов ГРПС ($\min Q$).

Решена многокритериальная задача выбора земельных участков для размещения технологических узлов ГРПС.

При размещении магистральных каналов ГРПС кроме критериев W , R , Q необходимо учитывать критерий, который отражает затраты P , связанные с прокладкой магистральных каналов, соединяющих технологические узлы ГРПС. Эти затраты, в первую очередь, зависят от длины l_{ij} магистрального участ-

ка, связывающего i -й и j -й технологические узлы ГРПС и характеристик выбранного земельного участка.

Далее, предложена знаниеориентированная модель представления земельных ресурсов с целью формирования оперативной информации о состоянии земельных участков и объектов недвижимого имущества ГРПС [3]. В качестве базовой модели знаний предложена фреймовая модель. Для отображения коммуникаций в производственной структуре ГРПС предложено ввести инверсионные слоты, для которых создана процедура автоматического связывания информации. Для формирования фреймовых моделей использован метод онтологии, с помощью которых можно описывать все основные ресурсы (в том числе земельный) ГРПС.

Проведен семантический анализ данных по ресурсам, что является важным для руководства компании, поскольку позволяет связывать данные о будущем пространственном расположении элементов ГРПС с конкретными характеристиками земельных участков. Сформировано графическое представление онтологии земельных ресурсов в виде графа с помеченными вершинами и дугами и решена задача семантического анализа (проверки адекватности онтологической модели актуальному состоянию предметной области), для чего проведено сравнение графовых структур.

Разработан метод системного моделирования для обоснования разумной политики при размещении объектов ГРПС (элементов магистральных систем) в условиях конкуренции. При обосновании места на земле, для размещения основных производственных объектов ГРПС, необходимо выбрать рациональную стратегию землепользования компании: возможность аренды (А); выкупа (В) либо сервитута (С) земельного участка. Системная модель для условий конкуренции представлена в виде взаимодействия стратегий в рамках теории игр. В результате моделирования игровых ситуаций определяются устойчивые точки равновесия и смешанные стратегии землепользования.

Одной из важных задач в управлении ГРПС, размещающейся на земной поверхности, является прокладка магистральных каналов. При этом необходимо учитывать наличие большого количества внешних факторов, в том числе и случайных, и условий, приводящих к препятствиям по прокладке магистралей ГРПС. Поэтому, для решения задачи прокладки магистралей, использована современная модель популяционной динамики (роевой, «муравьиный» алгоритм), с помощью которой отыскивается эффективное решение в условиях изменяющихся препятствий для прокладки магистралей (сложный рельеф местности, возможность подтоплений, насе-

ленные пункты и т.д.). В работе показано, что обобщенная задача поиска рациональной трассы прокладки магистралей может быть сведена к задаче оценки распределения «колонии» агентов (муравьев).

Для моделирования управления поставками в построенной магистральной сети разработана мультиагентная модель [4]. Мультиагентная модель, в работе, представлена в виде системы элементов древовидного типа и состоит из следующих типов агентов: поставщик, заказчик, потребитель. Мультиагентная модель реализована в среде NetLogo.

Большое значение для эффективной работы ГРПС играет транспортное обслуживание основного технологического оборудования. Разработан метод маршрутизации транспортного обслуживания, основанный на имитационном моделировании «числовых» волн, которые распространяются от узлов транспортной сети обслуживания ГРПС. Показана его эффективность для составления план-графиков обслуживания технологического оборудования ГРПС.

Для фазы космического мониторинга ГРПС разработаны геопространственные модели с помощью геоинформационных и картографических технологий [5].

В топографическую основу космического мониторинга включены тематические слои. Информация об основных параметрах текущего состояния распределенных ресурсов ГРПС и возмущающих техногенных факторов структурирована в блоки тематических слоёв: техногенные факторы; состояние и мониторинг природных ресурсов. Содержание каждого блока определяется определённым набором векторных электронных тематических карт. Разработан метод геоинформационного мониторинга состояния ресурсов ГРПС для быстрого и высокоточного обнаружения, идентификации, определения качественных и количественных характеристик объектов ГРПС по материалам космических съёмок. При этом использована формализация характера распределения яркости по площади объекта мониторинга.

Проведено исследование влияния техногенных и природных факторов на земельные ресурсы ГРПС. Приведены примеры подтоплений, техногенных загрязнений и выбросов в атмосферу.

Предложенные геопространственные методы, геоинформационные и картографические модели открывают принципиально новые возможности для оценки эффективности использования земельных ресурсов ГРПС, мониторинга их состояния, прогнозирования их деградации под влиянием антропогенных и природных факторов, что нашло практическое применение в экологических экспертизах, де-

нежных оценках земельных ресурсов, планировании природоохранных мероприятий.

Заключение

Предложенный в публикации логистический подход к созданию, реинжинирингу и развитию ГРПС, позволяет, на системном этапе проектирования, построить архитектуру ГРПС, рационально разместить ее на земной поверхности, сформировать магистральные каналы связи и оптимизировать грузопотоки, разработать систему космического мониторинга объектов и земельных участков ГРПС.

Литература

1. *Геопространственные производственные системы. Часть I [Текст]: моногр. / В.М. Илюшко, О.Е. Федорович, О.Н. Замирец, Л.Д. Греков. – Х.: Нац. аэрокосм. ун-т «ХАИ», 2011. – 250 с.*
2. *Де Брейн, Н. Обзор обобщенной перечислительной теории Пойа [Текст]: пер. с англ. / Н. Де Брейн // Перечислительные задачи комбинаторного анализа: сборник переводов; под ред. Г.П. Гаврилова. – М.: Мир, 1979. – С. 229-256.*
3. *Греков, Л.Д. Использование фреймовых моделей знаний на основе онтологических систем в задачах логистики [Текст] / Л.Д. Греков // Радиоэлектронные и компьютерные системы. – 2007. – № 4(23). – С. 56-60.*
4. *Греков, Л.Д. Моделирование функционирования распределенной транспортной системы на основе мультиагентного подхода [Текст] / Л.Д. Греков // Радиоэлектронные и компьютерные системы. – 2008. – № 1(28). – С. 110-113.*
5. *Греков, Л.Д. Концептуальные подходы к проблеме мониторинга окружающей природной среды и чрезвычайных ситуаций прикладного и техногенного характера [Текст] / Л.Д. Греков // Экология и ресурсы. – К.: Наукова думка. – 2003. – №5. – 8 с.*

Поступила в редакцию 11.05.2011

Рецензент: д-р техн. наук, проф., зав. каф. информатики А.Ю. Соколов, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков.

ЛОГІСТИКА ГЕОРОЗПОДІЛЕНИХ ВИРОБНИЧИХ СИСТЕМ. ФОРМУВАННЯ АРХІТЕКТУРИ, РОЗМІЩЕННЯ НА ЗЕМНІЙ ПОВЕРХНІ, ПРОКЛАДКА МАГІСТРАЛЕЙ, ОПТИМІЗАЦІЯ ВАНТАЖОПОТОКІВ, КОСМІЧНИЙ МОНІТОРИНГ

В.М. Ілюшко, О.Є. Федорович, Л.Д. Греков

Ставиться та вирішується науково-технічна проблема створення й розвитку георозподілених виробничих систем (ГРВС). Для формування архітектури ГРВС проводиться системне моделювання й перерахування можливих варіантів. Для розміщення ГРВС на земній поверхні вибираються оптимальні стратегії придбання земельних ділянок в умовах конкуренції. Для оптимізації вантажопотоків ГРВС використовується мультиагентне знанняорієнтоване моделювання. Для космічного моніторингу основних об'єктів ГРВС використовується геоінформаційні, картографічні технології та дистанційне зондування Землі.

Ключові слова: георозподілена виробнича система, формування архітектури, системне моделювання, розміщення на земній поверхні, прокладка магістралей, оптимізація вантажопотоків, космічний моніторинг.

LOGISTICS OF GEO-DISTRIBUTED MANUFACTURING SYSTEMS. CREATING OF STRUCTURE, GROUND LOCATION, LINING OF MAIN PIPES, OPTIMIZATION OF CARGO FLOWS, SPACE MONITORING

V.M. Ilyushko, O.Ye. Fedorovich, L.D. Grekov

Scientific and technical problem of creation and evolution of geo-distributed manufacturing systems (GDMS) is stated and solved. To create the GDMS structure the system modeling and enumeration of possible variants are performed. To locate the GDMS on the ground the optimal strategies of plots purchase in the conditions of competition are selected. To optimize the GDMS cargo flows multi-agent knowledge-oriented modeling is used. Geo-informational, cartographical technologies and remote ground probing are used for space monitoring of basic objects of GDMS.

Key words: geo-distributed manufacturing system, creating of structure, system modeling, ground location, lining of main pipes, cargo flow optimization, space monitoring.

Ілюшко Віктор Михайлович – д-р техн. наук, проф., декан факультета радіоелектронних систем ЛА, зав. каф. виробництва радіоелектронних систем ЛА, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина.

Федорович Олег Евгеньевич – д-р техн. наук, проф., зав. каф. информационных управляющих систем, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина.

Греков Леонид Дмитриевич – канд. техн. наук, соискатель, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина.

Т.Л. КУРЦЕИТОВ

МЕТОД СИНТЕЗУ АНТЕННИХ ОБТІКАЧІВ ЛІТАЛЬНИХ АПАРАТІВ НА ОСНОВІ НЕРЕГУЛЯРНИХ СЕРЕДОВИЩ

Ключові слова: антенний обтікач літального апарату, нерегулярний діелектричний шар, хвильовий опір.

© Т.Л. Куртсеітов

Електромагнітне поле, яке змінюється в часі за гармонійним законом $\exp(j\omega t)$, описується рівняннями Максвелла [1]:

$$\operatorname{rot} \bar{H} = j\omega \epsilon \bar{E}, \quad \operatorname{rot} \bar{E} = -j\omega \mu \bar{H}. \quad (1)$$

Для ТЕ хвиль ($E_y = E_z = 0$), що розповсюджуються вздовж осі, маємо:

$$\begin{aligned} E_x &= U(z) e^{-j\beta z}, \\ H_y &= V(z) e^{-j\beta z}, \\ H_z &= F(z) e^{-j\beta z}, \end{aligned} \quad (2)$$

де ТЕ хвиля – поперечно – електрична хвиля;

ТМ хвиля – поперечно – магнітна хвиля.

Функції $U(z)$, $V(z)$, $F(z)$ як впливає з (1), (2), пов'язані телеграфними рівняннями

$$-\frac{dU}{dz} = j\omega \mu V, \quad -\frac{dV}{dz} = \left(j\omega \mu + \frac{\beta^2}{j\omega \mu} \right) U, \quad (3)$$

$$\beta U + \omega \mu F = 0. \quad (4)$$

Дані рівняння можуть бути порівняні з розподіленням ланцюгом у вигляді лінії передачі [4] з хвильовим опором

$$Z_{BTE} = \frac{\omega \mu}{\sqrt{k^2 - \beta^2}} = \sqrt{\frac{\mu}{\epsilon}} \sqrt{1 - \frac{\beta^2}{k^2}}, \quad k = \omega \sqrt{\epsilon \mu}, \quad (5)$$

і часом затримки

$$\tau_\beta = \frac{1}{\omega} \int_0^z \sqrt{k^2 - \beta^2} dz. \quad (6)$$

При розгляді ТМ хвилі ($H_y = H_z = 0$). У цьому випадку в усіх співвідношеннях для ТЕ хвиль необхідно зробити заміну ϵ на $(-\mu)$, μ на $(-\epsilon)$ і компоненти полів $E(H)$ замінити відповідно на $H(E)$. При цьому функції $U(z)$, $V(z)$, $F(z)$ задовольняють рівнянням

$$\frac{dU}{dz} = j\omega \epsilon V, \quad \frac{dV}{dz} = \left(j\omega \mu + \frac{\beta^2}{j\omega \epsilon} \right) U, \quad (7)$$

$$\beta U - \omega \mu F = 0. \quad (8)$$

Рівнянню (7) відповідає лінія з хвильовим опором

$$Z_{BTM} = \frac{1}{\omega \epsilon \sqrt{k^2 - \beta^2}} = \sqrt{\frac{\mu}{\epsilon}} \sqrt{1 - \frac{\beta^2}{k^2}}. \quad (9)$$

Час затримки при цьому визначається також як і для ТЕ хвиль, формулою (6). Постійна розповсюдження β визначається законом Снеліуса [5]

$$\beta = k_0 \sin \varphi_0 = k(z) \sin \varphi(z) = \text{const}. \quad (10)$$

При нормальному падінні плоскої хвилі $\beta=0$ і рівняння для ТЕ і ТМ хвиль беруть однаковий вигляд. Для визначеності вважаємо, що плоска хвиля

має складові $E = E_x$, $H = H_y$. Тоді згідно (3) з точністю до множника $\exp(j\beta y)$ маємо

$$-\frac{dE}{dz} = j\omega \mu H, \quad -\frac{dH}{dz} = j\omega \epsilon E. \quad (11)$$

Звідси випливає, щоб отримати залежність полів від координати y необхідно компоненти $E=E_x$, $H=H_y$ помножити на $\exp(-j\beta y)$. У цьому випадку вираз (6) перетворюється до виду

$$\tau = \tau_\beta = \int_0^z \sqrt{\epsilon(z) \mu(z)} dz. \quad (12)$$

Переходячи у рівняннях (11) до змінної τ , отримаємо

$$-\frac{dE}{d\tau} = j\omega Z_B(\tau) H, \quad -\frac{dH}{d\tau} = j\omega Z_B^{-1}(\tau) E, \quad (13)$$

$$Z_B(\tau) = \sqrt{\frac{\mu(\tau)}{\epsilon(\tau)}}. \quad (14)$$

Поверхневий опір нерегулярного середовища $Z_{BX} = E/H$, як впливає з (13), описується рівнянням Ріккати

$$Z'_{BX}(\tau) - p \frac{Z_{BX}^2(\tau)}{Z_B(\tau)} + p Z_B(\tau) = 0, \quad (15)$$

де знак "штрих" означає диференціювання за часом затримки τ .

У роботі [6] показано, що на досить великих частотах, коли виконується нерівність

$$\left| Z'_{BX} \right| \ll \left| p \frac{Z_{BX}^2}{Z_B} - p Z_B \right|, \quad (16)$$

елементи матриці опорів нерегулярного шару можна наближено визначити за формулами:

$$Z_{11} = Z_B(0) + \frac{1}{A(p)}, \quad Z_{12} = Z_{21} = \frac{e^{2pt_3}}{A^2(p)}, \quad (17)$$

$$A(p) = p \int_0^{t_3} \frac{1}{Z_B(y)} e^{2py} dy,$$

$$Z_{22} = Z_B(t_3) \frac{\frac{e^{2pt_3}}{Z_B(t_3)} - A(p)}{A(p)}. \quad (18)$$

Час затримки t_3 визначається виразом (12) при $Z=1$, де l – товщина покриття. З формул (17), (18) випливає, що всі властивості шару обтікача визначаються функцією хвильового опору $Z_B(\tau)$. Уявімо величину, зворотну хвильовому опору у вигляді

$$\frac{1}{Z_B(\tau)} = P_m(\tau), \quad (19)$$

де $P_m(\tau)$ – багаточлен ступеня m відносно τ .

Тоді

$$\frac{A(p)}{p} = \frac{e^{2pt_3}}{2p} \sum_{k=0}^m (-1)^k \frac{P^{(k)}(t_3)}{(2p)^k} - \frac{P_m(0)}{2p}, \quad (20)$$

де $P^{(k)}(\tau)$ - k -я похідна по τ від многочлена $P_m(\tau)$.

Оскільки за допомогою многочлена вибором його ступеня і коефіцієнтів можна з будь-яким ступенем точності апроксимувати довільну безперервну функцію (19), то формули (17) - (20) описують матрицю опорів довільного безперервного діелектричного шару з довільним хвильовим опором $Z_v(\tau)$. Слід зазначити, що у загальному випадку в якості апроксимуючої функції (19) зовсім необов'язково брати поліном $P_m(\tau)$. Під $P_m(\tau)$ може розумітися будь-яка функція. Тоді вираз (20) вже не буде справедливим.

З вищевикладеного випливає наступний метод синтезу радіопрозорих обтікачів.

1. Вибирається цільова функція обтікача. Для радіопрозорих обтікачів зазвичай використовується модуль коефіцієнта відбиття [1-3]

$$|\Gamma| = \left| \frac{Z_{\text{вх}} - Z_i^*}{Z_{\text{вх}} + Z_i^*} \right|, \quad (21)$$

де Z_i - поверхневий опір простору, з якого на шар падає плоска хвиля (рис. 1). Символ * означає комплексно поєднане число. Іншою характеристикою обтікача може бути загасання, яке часто використовується у теорії фільтрів НВЧ [7]:

$$L = 10 \lg \left(\frac{1}{1 - |\Gamma|^2} \right). \quad (22)$$

Неважно бачити, що модуль коефіцієнта відбиття і затування пов'язані між собою.

2. Вибираємо поліном $P_m(\tau)$ (19) та за формулами (21), (22) обчислюємо цільову функцію. При цьому поверхневий опір в (21) визначається за допомогою елементів матриці опорів (17) - (20) [6]:

$$Z_{\text{вх}} = Z_{11} - \frac{Z_{12}^2}{Z_{22} + Z_1}, \quad (23)$$

де Z_1 - імпеданс межує середовища (рис. 1).

3. Якщо цільова функція не задовольняє заданим вимогам, то відбувається зміна коефіцієнтів полінома і його ступеня. Цей процес повторюється до тих пір, поки цільова функція не опиниться у допустимій області.

При обчисленні цільової функції плавно-нерегулярного шару виникають складності через те, що у загальному випадку коефіцієнт відбиття і затування залежать від частоти, кута падіння хвилі і типу падаючої плоскої хвилі. Отримані формули (17) - (20) справедливі при нормальному падінні хвилі.

Тому при обчисленні цільової функції в часто-

тно-кутової області доцільно плавно-нерегулярний шар представити у вигляді каскадного з'єднання M регулярних шарів. У цьому випадку обчислення цільової функції здійснюється за формулами (21), (22), а поверхневий імпеданс за рекурентною формулою (23)

$$Z_i = Z_{i11} - \frac{Z_{i12}^2}{Z_{i22} + Z_{i-1}}, \quad i=1,2,3,\dots,M, \quad (24)$$

де Z_i - поверхневий опір шару з номером $i=1,2,3,\dots,M$. Елементи матриці опорів однорідного шару визначаються відомим виразом для регулярних довгих ліній [7]:

$$Z_{i11} = Z_{i22} = -jZ_{\text{вiTE, TM}} \operatorname{ctg} \omega t_{\beta i}, \quad (25)$$

$$Z_{i12} = -jZ_{\text{вiTE, TM}} \frac{1}{\sin \omega t_{\beta i}}. \quad (26)$$

Хвильові опори і часи затримок окремих шарів обчислюються згідно формул (5), (6), (9), (10):

$$Z_{\text{вiTE}} = \sqrt{\frac{\mu_i}{\epsilon_i}} \sqrt{1 - \frac{\epsilon_0 \mu_0}{\epsilon_i \mu_i} \sin^2 \varphi_0}^{-1}, \quad (27)$$

$$Z_{\text{вiTM}} = \sqrt{\frac{\mu_i}{\epsilon_i}} \sqrt{1 - \frac{\epsilon_0 \mu_0}{\epsilon_i \mu_i} \sin^2 \varphi_0}, \quad (28)$$

$$t_{\beta i} = l_i \sqrt{\mu_i \epsilon_i} \sqrt{1 - \frac{\epsilon_0 \mu_0}{\epsilon_i \mu_i} \sin^2 \varphi_0}, \quad (29)$$

де l_i - товщина шару з номером i . У виразі (24) при $i=1$ величина Z_0 описує поверхневий опір середовища, а при $i=M$ функція z_M дорівнює поверхневому опору нерегулярного шару. Очевидно, що при $M \rightarrow \infty$ функція z_M прагне до поверхневого опору плавно-нерегулярного шару.

При обчисленні цільової функції (21), (22) замість поверхневого опору плавно-нерегулярного шару $z_{\text{вх}}$ повинна бути функція z_M , яка залежить як від частоти, так і від кута падіння хвилі.

За розробленою методикою було розраховано радіопрозорий обтікач з наступними характеристиками: граничним середовищем є повітря; центральна частота смуги пропускання $f_0=15$ ГГц; відносна смуга пропускання 15%; кут падіння хвилі $-70^\circ \geq \varphi_0 \geq 70^\circ$; відносна діелектрична проникність повинна бути не більше 5. У зазначеному частотно-кутовому діапазоні потрібно забезпечити загасання L не більше 1 дБ за умови, що час затримки $t_s \leq 4 \cdot 10^{-11}$ с. Обмеження на час затримки і діапазон зміни діелектричної проникності обумовлює обмеження на товщину покриття. У нашому випадку товщина покриття повинна бути не більше 1,2 см і не менше 0,54 см.

У табл. 1 представлені результати оптимізації при використанні різних поліномів.

Таблиця 1
Результати оптимізації
при використанні різних поліномів

Вид полінома, $x = 10^{11} \tau, c$	Максимальне згасання
$\varepsilon_r = 0,264x^2 - 0,798x + 2,18$	13,56 дБ
$\varepsilon_r = 0,179x^3 - 0,846x^2 + 0,95x + 1,7$	8,64 дБ
$\varepsilon_r = 0,193x^4 - 1,413x^3 + 3,29x^2 - 2,6x + 2,285$	4,67 дБ
$\varepsilon_r = 0,0493x^5 - 0,315x^4 + 0,428x^3 + 0,551x^2 - 1,132x + 2,13$	2,24 дБ
$\varepsilon_r = -0,103x^6 + 1,326x^5 - 6,229x^4 + 13,06x^3 - 11,66x^2 + 3,243x + 1,831$	1,43 дБ
Діелектрична проникність змінюється, як показано на рис. 4	1 дБ (даний випадок відповідає падінню ТЕ хвилі під кутом $\varphi_0 = 50^\circ$)

На рис. 2, 3 зображені залежності відносної діелектричної проникності покриття від поточного часу затримки при оптимізації функції (19) різними поліномами для отримання мінімуму загасання (20). При цьому в якості варіюваних параметрів використовувалися: коефіцієнти поліномів, ступінь полінома, час затримки покриття t_3 . Аналіз загасання покриття показав, що зі збільшенням товщини покриття загасання в заданій частотно-кутовій області зменшується при заданому значенні мінімальної і максимальної діелектричної проникності. Тому при оптимізації час затримки брався максимальним $t_3 \leq 4 \cdot 10^{-11} c$. З табл.1 видно, що із зростанням ступеня полінома максимальне загасання зменшується. При оптимізації розрахунок був обмежений поліномом шостого ступеня, оскільки максимальне загасання виявилось наближенням до заданого 1дБ. Тому, залежність 2 на рис. 3 була апроксимована ступінчастою функцією, яка потім була уточнена: скориговано час затримки $t_3 \leq 4,16 \cdot 10^{-11} c$ і уточнено відносні діелектричні проникності.

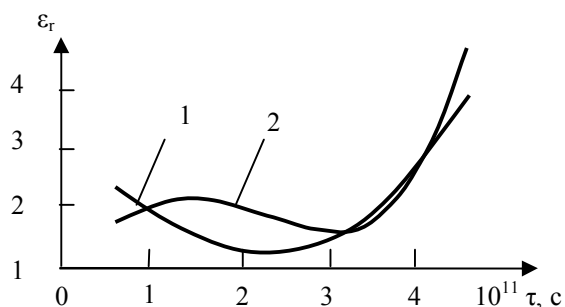


Рис. 2. Результати оптимізації: 1 – поліномом другого ступеня; 2 – поліномом третього ступеня

Остаточна залежність діелектричної проникності від часу затримки і характеристика загасання показані на рис. 4, 5.

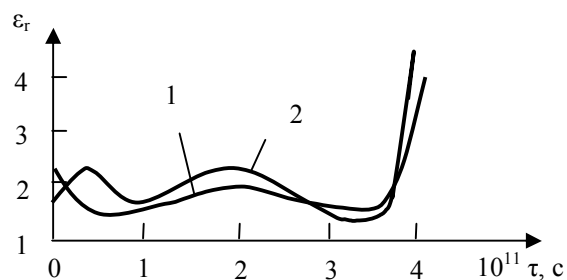


Рис. 3. Результати оптимізації: 1 – поліномом четвертого ступеня; 2 – поліномом шостого ступеня

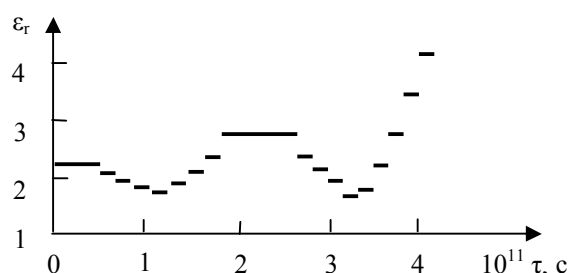


Рис. 4. Зміна відносної діелектричної проникності багатошарового радіопрозорого обтікача

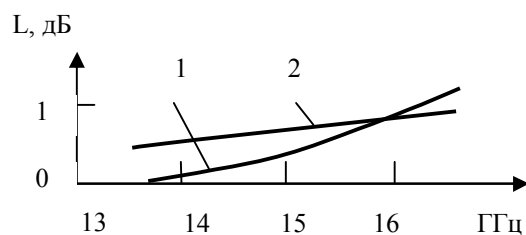


Рис. 5. Залежність загасання обтікача від частоти: 1 – відповідає падінню ТЕ хвилі під кутом $\varphi_0 = 50^\circ$; 2 – падіння ТМ хвилі при $\varphi_0 = 0$

При цьому залежності на рис. 5 характеризують найбільш несприятливий випадок, тобто коли загасання максимальне.

Висновки

Таким чином, використання запропонованого методу синтезу радіопрозорих обтікачів дозволяє розрахувати обтікачі з досить складним законом зміни розподілених параметрів. Слід зазначити, що викладені вище етапи синтезу покриттів допускають різну модифікацію. Наприклад, плавно-нерегулярний шар обтікача можна розбити на кілька нерегулярних шарів і для кожної ділянки використовувати свої апроксимуючі функції, зокрема різні поліноми.

Література

1. Соколовский, И.И. Прикладная радиооптика [Текст] / И.И. Соколовский, Ю.Л. Покровский. - К.: Наукова думка, 1986. - 220 с.
2. Каплун, В.А. Обтекатели антенн СВЧ [Текст] / В.А. Каплун. - М.: Сов. радио, 1974. - 240 с.
3. Бабе, Г.Д. Математические методы оптимизации интерференционных фильтров [Текст] / Г.Д. Бабе, Е.Л. Гусев. - Новосибирск: Наука, 1987. - 215 с.
4. Мировицкий, Д.И. Микроволноводная оптика и голография [Текст] / Д.И. Мировицкий, И.Ф. Буда-гян, В.Ф. Дубовин. - М.: Наука, 1983. - 318 с.
5. Семёнов, А.С. Интегральная оптика для систем передачи и обработки информации [Текст] / А.С. Семёнов, В.Л. Смирнов, А.В. Шмалько. - М.: Радио и связь, 1990. - 224 с.
6. Куртсеитов, Т.Л. Приближённый метод определения матрицы сопротивлений диэлектрического слоя радиомаскировочного покрытия [Текст] / Т.Л. Куртсеитов // Захист інформації. - 2001. - №3. - С. 64-69.
7. Современная теория фильтров и их проектирование [Текст] / Под ред. Г. Темеша, С. Митра. - М.: Мир, 1977. - 560 с.

Надійшла до редакції 23.05.2011

Рецензент: д-р техн. наук, проф., проф. кафедри авіації В.І. Соловійов, інститут авіації та протиповітряної оборони Національного університету оборони України, Київ.

МЕТОД СИНТЕЗА АНТЕННЫХ ОБТЕКАТЕЛЕЙ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ НА ОСНОВЕ НЕРЕГУЛЯРНЫХ СРЕД

Т.Л. Куртсеитов

В статье предлагается метод определения распределенных параметров плавно-нерегулярных радиопрозрачных антенных обтекателей летательных аппаратов, который обеспечивает заданный коэффициент отражения или затухания в необходимой области частот. Этот метод позволяет рассчитывать сложные антенные обтекатели, владеющие более широким частотно-угловым диапазоном работы в сравнении с существующими аналогами. Рассмотрен пример реализации предложенного метода определения распределенных параметров плавно-нерегулярных радиопрозрачных антенных обтекателей летательных аппаратов. Результаты, которые были получены, можно использовать при проектировании антенных обтекателей летательных аппаратов построенных на основе диэлектрических слоев.

Ключевые слова: антенный обтекатель летательного аппарата, нерегулярный диэлектрический слой, волновое сопротивление.

SYNTHESIS METHOD OF STREAMLINED ANTENNA COVER OF THE AIRCRAFT ON THE BASIS OF OCCASIONAL ENVIRONMENT

T.L. Kurtseitov

In this article is given a method of determining of the distributed parameters of smoothly-irregular radioparent streamlined antenna covers of the aircraft, which provides a given reflection coefficient or attenuation coefficient in certain frequency-angular region. This method allows calculating the complex streamlined antenna cover, having a wider range of angular frequency, comparing with existing analogs. During this process was tested method of determining of the distributed parameters of smoothly-irregular radioparent streamlined antenna cover of the aircraft. Results that were obtained can be used in the design of aircraft antenna, based on dielectric layers.

Key words: streamlined antenna cover of the aircraft, an irregular dielectric layer, the wave resistance.

Куртсеітов Тимур Ленурович – канд. техн. наук, начальник кафедри радіоелектронної боротьби інституту оперативного забезпечення та логістики Національного університету оборони України, Київ, Україна.

УДК 621.396.96

А.В. ЕРЕМЕЕВ

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

ОПТИМИЗАЦИЯ ОБРАБОТКИ СИГНАЛОВ В ИНТЕРФЕРОМЕТРИЧЕСКИХ РАДАРАХ С СИНТЕЗИРОВАННОЙ АПЕРТУРОЙ АНТЕННЫ ДЛЯ ПОВЫШЕНИЯ ТОЧНОСТИ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ВЫСОТЫ РЕЛЬЕФА

Рассмотрена задача повышения точности определения высоты рельефа в интерферометрических радарх с синтезированной апертурой антенны (РСА). Для решения поставленной задачи предложено применить оптимальную обработку сигналов на этапе первичной обработки радиолокационной информации. Для решения задачи синтеза оптимального алгоритма предложено использовать метод максимального правдоподобия. В качестве модели интерферометрического РСА рассмотрен однопроходный вертикальный интерферометр с двумя приемными каналами. Для выбранной модели интерферометра получен алгоритм нахождения оптимальной оценки высоты рельефа.

Ключевые слова: интерферометрические РСА, восстановление высоты рельефа, цифровая модель рельефа.

Введение

Технологии современного дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ) неразрывно связаны с авиационно-космическими технологиями. Основными платформами для современных систем ДЗЗ в подавляющем большинстве случаев являются именно авиационные или космические платформы. Что дает право считать авиационно-космическую технику основой базирования систем ДЗЗ. Актуальной технической проблемой современного дистанционного зондирования является получение цифровой модели рельефа (ЦМР), модели, описывающей высотные характеристики исследуемой поверхности. ЦМР применяется при проектировании сетей связи для прогнозирования прохождения радиоволн, при проектировании строительства различного рода путепроводов. Существуют различные методы получения ЦМР [1]. В основе их различия лежит разнообразный характер данных используемых для построения модели. Источниками данных для построения ЦМР могут служить: существующие топографические карты; данные воздушного лазерного сканирования; космические (авиационные) снимки, как в оптическом, так и в радиодиапазонах. Основными преимуществами радиолокационных данных являются: всепогодность радиолокационной съемки (отсутствует зависимость от времени суток и облачности в отличие от оптической съемки); широкая полоса захвата; доступность данных и их относительно низкая стоимость [2]. Такие преимущества обуславливают широкое применение радиолокационных данных для получения ЦМР.

Для построения ЦМР по данным радиолокационных снимков, сделанных при помощи радара с

синтезированной апертурой (РСА), основным является интерферометрический метод. Интерферометрическая обработка данных РСА состоит в выделении фазовой информации из радиолокационного сигнала и совместной обработки фазовых полей, полученных съемкой одного и того же участка зондируемой поверхности под различными углами обзора [3]. При таком когерентном объединении сигналов для каждой точки изображения может быть определена интерферометрическая разность фаз, разность фаз между принятыми сигналами. Зная геометрию интерферометрического РСА и параметры траектории полета, полученная интерферометрическая разность фаз может быть пересчитана в значение высоты для каждой точки зондируемой поверхности. Таким образом, разность фаз добавляет третье измерение, в дополнение к двум уже имеющимся координатам точки, давая возможность восстановить трехмерное положение точки, что позволяет создать ЦМР поверхности.

Чтобы получить ЦМР необходимо пройти четыре этапа обработки радиолокационных данных.

1. Первичная обработка сигналов. Этап получения оценки пространственно распределенной интерферометрической разности фаз.

2. Фильтрация полученной оценки разности фаз. Этап устранения помех и искажений полученной оценки разности фаз.

3. Развертка фазы. Этап устранения неоднозначности оценки разности фаз для получения однозначной оценки высоты.

4. Посторенные карты высот зондируемой поверхности. Этап устранения геометрических искажений, привязки, геокодирования и построения ЦМР.

Успешное решение задач первого этапа обработки сигналов интерферометрической РСА (первичной обработки), дает возможность заложить потенциальную точность определения высоты рельефа, достичь которую возможно при условии успешного решения задач последующих этапов обработки.

Поэтому актуальной научной проблемой является оптимизация обработки сигналов на этапе первичной обработки радиолокационных данных.

В данной работе предлагается применить метод максимального правдоподобия на этапе первичной обработки радиолокационных данных для достижения потенциальной точности определения высоты зондируемой поверхности.

Постановка задачи исследования

Одним из примеров интерферометрического РСА может служить вертикальный интерферометр [4], схема которого изображена на рис. 1.

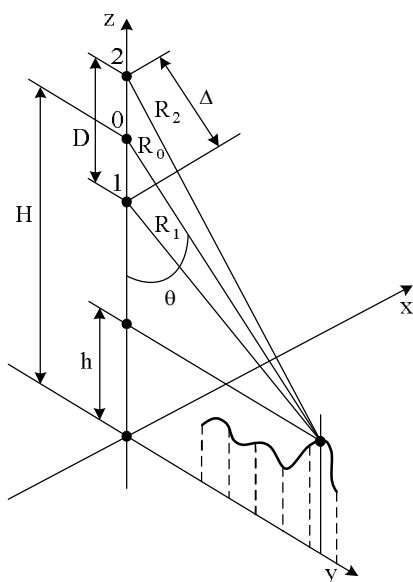


Рис. 1. Вертикальный интерферометрический РСА

Вертикальный интерферометр состоит из двух антенн разнесенных по вертикальной оси. Одна из антенн приемо-передающая 1 (рис. 1), другая приемная 2 (рис. 1). Точка 0 (рис. 1) делит антенную базу D пополам и является средней точкой интерферометра.

Сигнал, излученный антенной 1 и отраженный от зондируемой поверхности, принимаются обеими антеннами, после чего происходит совместная обработка отраженного сигнала для выделения информации о высоте. Будем полагать, что зондирование проводится в дальней зоне, следовательно, отраженные лучи, приходящие в антенну 1 и 2, будем считать параллельными.

Из геометрии системы следует, что высота поверхности h может быть определена как

$$h(y) = H - R_0 \cos[\theta(y)], \quad (1)$$

где H – барометрическая высота полета зондирующей платформы (относительно средней точки интерферометра 0), R_0 – наклонная дальность от средней точки интерферометра 0 до зондируемого участка поверхности, $\theta(y)$ – угол визирования.

Излучаемый зондирующий сигнал представляет собой периодический радиоимпульс

$$s(t) = \begin{cases} 0, & t < 0; \\ A(t) \cos(\omega_0 t + \varphi_0), & 0 \leq t \leq \tau_n; \\ 0, & t > \tau_n, \end{cases} \quad (2)$$

где $A(t)$, ω_0 и φ_0 – амплитуда, несущая частота и начальная фаза сигнала соответственно, τ_n – длительность зондирующего импульса.

Начальную фазу излучаемого сигнала примем равной нулю $\varphi_0 = 0$. Амплитуды принятых колебаний в антеннах 1 и 2 будем считать одинаковыми и независимыми от времени $A_1(t) = A_2(t) = A$. Барометрическую высоту полета H считаем известной величиной. Наклонная дальность является функцией времени задержки зондирующего сигнала $R_0(t_3)$

$$R_0(t_3) = \frac{t_3 c}{2},$$

где c – скорость света.

Время задержки делится на два, потому что сигнал за время t_3 проходит двойное расстояние от антенны до поверхности и обратно. Поскольку наклонная дальность напрямую зависит от времени задержки, задаваясь определенным значением времени задержки, мы всегда сможем получить значение наклонной дальности.

Таким образом, для однозначного определения высоты зондируемой поверхности необходимо определить значение угла визирования $\theta(y)$, так как H и R_0 мы считаем известными величинами.

Решение задачи

Задачу определения высоты рельефа рассмотрим в статистической постановке, при которой обработку сигналов и нахождение оценки угла визирования θ выполним в рамках метода максимального правдоподобия.

Целью работы является синтез оптимального алгоритма определения высоты рельефа зондируемой поверхности для случая вертикального интерферометра.

Поскольку величину наклонной дальности мы считаем известной, выразим через R_0 время задержки зондирующего импульса в антеннах 1 и 2:

$$\begin{aligned} t_{31} &= \frac{2R_1}{c} = \frac{2R_0 - D \cos \theta}{c}, \\ t_{32} &= \frac{2R_2}{c} = \frac{2R_0 + D \cos \theta}{c}. \end{aligned} \quad (3)$$

Тогда принятый сигнал антенной 1 можем записать в виде

$$\begin{aligned} s_1(t, \cos \theta) &= A(t - t_{31}) \cos[\omega_0(t - t_{31})] = \\ &= A \cos\left[\omega_0 t - 2R_0 \frac{\omega_0}{c} + \frac{\omega_0}{c} D \cos \theta\right] = \\ &= A \cos[\omega_0 t - 2R_0 k + kD \cos \theta], \end{aligned}$$

где $\frac{\omega_0}{c} = k$ - волновое число.

$$s_1(t, \cos \theta) = \begin{cases} 0, & t < t_{31}; \\ A \cos[\omega_0 t - 2R_0 k + kD \cos \theta], & t_{31} \leq t \leq t_{31} + \tau_{\text{и}}; \\ 0, & t > t_{31} + \tau_{\text{и}}. \end{cases} \quad (4)$$

Аналогично принятый сигнал антенной 2

$$\begin{aligned} s_2(t, \cos \theta) &= \\ &= \begin{cases} 0, & t < t_{32}; \\ A \cos[\omega_0 t - 2R_0 k - kD \cos \theta], & t_{32} \leq t \leq t_{32} + \tau_{\text{и}}; \\ 0, & t > t_{32} + \tau_{\text{и}}. \end{cases} \end{aligned} \quad (5)$$

Уравнения наблюдения для антенн 1 и 2

$$\begin{aligned} u_1(t, \cos \theta) &= s_1(t, \cos \theta) + n(t), \\ u_2(t, \cos \theta) &= s_2(t, \cos \theta) + n(t). \end{aligned} \quad (6)$$

Основным неизвестным параметром является угол визирования θ . Далее мы будем находить оценку не самого угла θ , а его косинуса - $\cos \theta$. $n(t)$ - внутренние шумы приемника. Шум имеет спектральную плотность мощности $\frac{N_0}{2}$ и корреля-

ционную функцию $R_n(\tau) = \frac{N_0}{2} \delta(\tau)$.

Функция правдоподобия представляет собой произведение двух условных плотностей вероятностей

$$P(\bar{u} | \cos \theta) = k \cdot \exp\{y_1(\cos \theta) + y_2(\cos \theta)\}, \quad (7)$$

где y_1 и y_2 - корреляционные интегралы для канала антенны 1 и 2 соответственно.

Корреляционный интеграл для антенны 1 запишем как

$$\begin{aligned} y_1(\cos \theta) &= \frac{2}{N_0} \int_{t_{31}}^{t_{31} + \tau_{\text{и}}} u_1(t) s_1(t, \cos \theta) dt, \\ y_1(\cos \theta) &= \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} &= \frac{2}{N_0} \int_{t_{31}}^{t_{31} + \tau_{\text{и}}} u_1(t) A \cos[\omega_0 t - 2R_0 k + kD \cos \theta] dt = \\ &= \frac{2A}{N_0} \times \\ &\times \int_{t_{31}}^{t_{31} + \tau_{\text{и}}} u_1(t) \cos[\omega_0 t - 2R_0 k + kD \cos \theta] dt. \end{aligned} \quad (8)$$

Аналогично, корреляционный интеграл для антенны 2

$$\begin{aligned} y_2(\cos \theta) &= \frac{2}{N_0} \int_{t_{32}}^{t_{32} + \tau_{\text{и}}} u_2(t) s_2(t, \cos \theta) dt, \\ y_2(\cos \theta) &= \\ &= \frac{2}{N_0} \int_{t_{32}}^{t_{32} + \tau_{\text{и}}} u_2(t) A \cos[\omega_0 t - 2R_0 k - kD \cos \theta] dt = \\ &= \frac{2A}{N_0} \int_{t_{32}}^{t_{32} + \tau_{\text{и}}} u_2(t) \cos[\omega_0 t - 2R_0 k - kD \cos \theta] dt. \end{aligned} \quad (9)$$

Найдем максимум функции правдоподобия, для чего продифференцируем логарифм функции правдоподобия по искомому параметру $\cos \theta$

$$\frac{\partial \ln P(\bar{u} | \cos \theta)}{\partial \cos \theta} = 0, \quad (10)$$

или

$$\begin{aligned} &\frac{\partial}{\partial \cos \theta} \left[\frac{2A}{N_0} \times \right. \\ &\times \int_{t_{31}}^{t_{31} + \tau_{\text{и}}} u_1(t) \cos[\omega_0 t - 2R_0 k + kD \cos \theta] dt \left. + \right. \\ &\left. + \frac{\partial}{\partial \cos \theta} \left[\frac{2A}{N_0} \times \right. \right. \\ &\times \int_{t_{32}}^{t_{32} + \tau_{\text{и}}} u_2(t) \cos[\omega_0 t - 2R_0 k - kD \cos \theta] dt \left. \right] = 0. \end{aligned} \quad (11)$$

Продифференцируем каждое из слагаемых в отдельности, а затем сложим полученные выражения. Дифференцируя корреляционный интеграл для канала антенны 1, получим следующий результат:

$$\begin{aligned} &\frac{\partial}{\partial \cos \theta} \left[\frac{2A}{N_0} \times \right. \\ &\times \int_{t_{31}}^{t_{31} + \tau_{\text{и}}} u_1(t) \cos[\omega_0 t - 2R_0 k + kD \cos \theta] dt \left. \right] = \\ &= \frac{2A}{N_0} \times \end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
 & \times \int_{t_{31}}^{t_{31}+\tau_{\text{и}}} u_1(t) [-\sin(\omega_0 t - 2R_0 k + kD \cos \theta) \cdot kD] dt = \\
 & = -\frac{2AkD}{N_0} \times \\
 & \times \int_{t_{31}}^{t_{31}+\tau_{\text{и}}} u_1(t) \sin(\omega_0 t - 2R_0 k + kD \cos \theta) dt = \\
 & = -\frac{2AkD}{N_0} \int_{t_{31}}^{t_{31}+\tau_{\text{и}}} u_1(t) \sin(\omega_0 t - 2R_0 k + kD \cos \theta) dt = \\
 & = -\frac{2AkD}{N_0} \times \\
 & \times \int_{t_{31}}^{t_{31}+\tau_{\text{и}}} u_1(t) \sin((\omega_0 t - 2R_0 k) + kD \cos \theta) dt = \\
 & = -\frac{2AkD}{N_0} \times \\
 & \times \int_{t_{31}}^{t_{31}+\tau_{\text{и}}} u_1(t) \left[\sin(\omega_0 t - 2R_0 k) \cos(kD \cos \theta) + \right. \\
 & \left. + \cos(\omega_0 t - 2R_0 k) \sin(kD \cos \theta) \right] dt = \\
 & = -\frac{2AkD}{N_0} \times \\
 & \times \left[\int_{t_{31}}^{t_{31}+\tau_{\text{и}}} u_1(t) \sin(\omega_0 t - 2R_0 k) \cos(kD \cos \theta) dt + \right. \\
 & \left. + \int_{t_{31}}^{t_{31}+\tau_{\text{и}}} u_1(t) \cos(\omega_0 t - 2R_0 k) \sin(kD \cos \theta) dt \right] = \\
 & \frac{\partial}{\partial \cos \theta} [y_1(\cos \theta)] = -\frac{2AkD}{N_0} \times \\
 & \times \left[\cos(kD \cos \theta) \int_{t_{31}}^{t_{31}+\tau_{\text{и}}} u_1(t) \sin(\omega_0 t - 2R_0 k) dt + \right. \\
 & \left. + \sin(kD \cos \theta) \int_{t_{31}}^{t_{31}+\tau_{\text{и}}} u_1(t) \cos(\omega_0 t - 2R_0 k) dt \right] \quad (12)
 \end{aligned}$$

Проделив аналогичные преобразования, можем записать производную корреляционного интеграла для канала антенны 2

$$\begin{aligned}
 & \frac{\partial}{\partial \cos \theta} [y_2(\cos \theta)] = \frac{2AkD}{N_0} \times \\
 & \times \left[\cos(kD \cos \theta) \int_{t_{32}}^{t_{32}+\tau_{\text{и}}} u_2(t) \sin(\omega_0 t - 2R_0 k) dt - \right. \\
 & \left. - \sin(kD \cos \theta) \int_{t_{32}}^{t_{32}+\tau_{\text{и}}} u_2(t) \cos(\omega_0 t - 2R_0 k) dt \right] \quad (13)
 \end{aligned}$$

Подставляя полученные выражения (12) и (13)

в (11) найдем оптимальную оценку $\cos \theta$

$$\begin{aligned}
 & -\frac{2AkD}{N_0} \times \\
 & \times \left[\cos(kD \cos \theta) \int_{t_{30}}^{t_{30}+\tau_{\text{и}}} u_1(t) \sin(\omega_0 t - 2R_0 k) dt + \right. \\
 & \left. + \sin(kD \cos \theta) \int_{t_{30}}^{t_{30}+\tau_{\text{и}}} u_1(t) \cos(\omega_0 t - 2R_0 k) dt \right] + \\
 & + \frac{2AkD}{N_0} \times \\
 & \times \left[\cos(kD \cos \theta) \int_{t_{30}}^{t_{30}+\tau_{\text{и}}} u_2(t) \sin(\omega_0 t - 2R_0 k) dt - \right. \\
 & \left. - \sin(kD \cos \theta) \int_{t_{30}}^{t_{30}+\tau_{\text{и}}} u_2(t) \cos(\omega_0 t - 2R_0 k) dt \right] = 0. \\
 & \cos(kD \cos \theta) \int_{t_{30}}^{t_{30}+\tau_{\text{и}}} u_2(t) \sin(\omega_0 t - 2R_0 k) dt - \\
 & - \sin(kD \cos \theta) \int_{t_{30}}^{t_{30}+\tau_{\text{и}}} u_2(t) \cos(\omega_0 t - 2R_0 k) dt = \\
 & = \cos(kD \cos \theta) \int_{t_{30}}^{t_{30}+\tau_{\text{и}}} u_1(t) \sin(\omega_0 t - 2R_0 k) dt + \\
 & + \sin(kD \cos \theta) \int_{t_{30}}^{t_{30}+\tau_{\text{и}}} u_1(t) \cos(\omega_0 t - 2R_0 k) dt. \\
 & \cos(kD \cos \theta) \times \\
 & \times \left[\int_{t_{30}}^{t_{30}+\tau_{\text{и}}} [u_2(t) - u_1(t)] \sin(\omega_0 t - 2R_0 k) dt \right] = \\
 & = \sin(kD \cos \theta) \times \\
 & \times \left[\int_{t_{30}}^{t_{30}+\tau_{\text{и}}} [u_2(t) + u_1(t)] \cos(\omega_0 t - 2R_0 k) dt \right]. \\
 & \tan(k \cdot D \cdot \cos \theta) =
 \end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
 & \frac{\int_{t_{30}}^{t_{30}+\tau_{\text{и}}} [u_2(t) - u_1(t)] \cdot \sin(\omega_0 t - 2R_0 k) dt}{\int_{t_{30}}^{t_{30}+\tau_{\text{и}}} [u_2(t) + u_1(t)] \cdot \cos(\omega_0 t - 2R_0 k) dt} \quad (14)
 \end{aligned}$$

Учитывая, что

$$2R_0 k = \omega_0 \frac{2R_0}{c} = \omega_0 t_{30},$$

можем переписать (14) в виде

$$\tan(k \cdot D \cdot \cos \theta) =$$

$$= \frac{\int_{t_{30}}^{t_{30}+\tau_{\text{и}}} [u_2(t) - u_1(t)] \cdot \sin[\omega_0(t - t_{30})] dt}{\int_{t_{30}}^{t_{30}+\tau_{\text{и}}} [u_2(t) + u_1(t)] \cdot \cos[\omega_0(t - t_{30})] dt}. \quad (15)$$

Запишем искомую оценку параметра $\cos \theta$

$$\widehat{\cos \theta} = \frac{\int_{t_{30}}^{t_{30}+\tau_{\text{и}}} [u_2(t) - u_1(t)] \cdot \sin[\omega_0(t - t_{30})] dt}{\int_{t_{30}}^{t_{30}+\tau_{\text{и}}} [u_2(t) + u_1(t)] \cdot \cos[\omega_0(t - t_{30})] dt} \cdot \frac{1}{k \cdot D}. \quad (16)$$

Заключение

Рассмотрена задача первичной обработки радиолокационных данных для вертикального интерферометра с целью повышения точности определения высоты рельефа зондируемой поверхности.

Предложено применить оптимальную обработку сигналов на этапе первичной обработки, исполь-

зуя метод максимального правдоподобия. Для косинуса угла визирования записана функция правдоподобия и получена искомая оптимальная оценка как решение уравнения правдоподобия.

Предлагаемый подход направлен на повышение качества получаемой оценки высоты рельефа.

Литература

1. Радиолокационные методы исследования Земли [Текст] / Ю.А. Мельник, С.Г. Зубкович, В.Д. Степаненко и др.; под ред. Ю.А. Мельник. – М.: Сов. радио, 1980. – 264 с.
2. Корнеева, Т. РЛС с синтезированной апертурой космического базирования [Текст] / Т. Корнеева // Электроника: Наука, технология, бизнес. – 2000. – №1. – С. 46-48.
3. Bamler, R. Synthetic aperture radar interferometry [Текст] / R. Bamler, P. Hartl // Inverse Problems. – 1998. – V.14, №4. – P. R1-R54.
4. Грехэм, Л.Ц. Радиointерферометр с синтезированной апертурой для картографирования [Текст] / Л.Ц. Грехэм // ТИИЭР. – 1974. – Т.62, № 6. – С. 133-140.

Поступила в редакцию 12.05.2011

Рецензент: д-р техн. наук, проф., главный научный сотрудник В.В. Пискорж, Научно-исследовательский институт радиоизмерений, Харьков.

ОПТИМІЗАЦІЯ ОБРОБКИ СИГНАЛІВ В ІНТЕРФЕРОМЕТРИЧНИХ РАДАРАХ С СИНТЕЗОВАНОЮ АПЕРТУРОЮ АНТЕНИ ДЛЯ ПІДВИЩЕННЯ ТОЧНОСТІ ВИЗНАЧЕННЯ ВИСОТИ РЕЛЬЄФУ

О.В. Єремєєв

Розглянута задача підвищення точності визначення висоти рельєфу в інтерферометричних радарх з синтезованою апертурою антени (РСА). Для вирішення поставленої задачі запропоновано застосувати оптимальну обробку сигналів на етапі первинної обробки радіолокаційної інформації. Для вирішення задачі синтезу оптимального алгоритму запропоновано використати метод максимальної правдоподібності. У якості моделі інтерферометричного РСА розглянуто однопрохідний вертикальний інтерферометр. Для обраної моделі інтерферометра отримано алгоритм знаходження оптимальної оцінки висоти рельєфу.

Ключові слова: інтерферометричні РСА, відбудова висоти рельєфу, цифрова модель рельєфу.

SIGNALS PROCESSING OPTIMIZATION IN INTERFEROMETRIC SAR FOR ACCURACY IMPROVEMENT OF HEIGHT OF THE RELIEF ESTIMATION

A.V. Yermeyev

The problem of accuracy improvement of height of the relief estimation in interferometric synthetic aperture radar (SAR) is investigated. An optimal signal processing in primary radar information processing stage is proposed to solve the problem. The maximum likelihood approach is used for an optimal algorithm synthesis. As a model of the interferometric SAR, the vertical interferometer is considered. For the selected interferometer model, an optimal algorithm for height of the relief estimation is obtained.

Key words: interferometric SAR, height reconstruction, digital elevation model.

Єремєєв Александр Викторович – аспирант кафедри проектування радіоелектронних систем летальних апаратів, Національний аерокосмічний університет ім. Н.Е. Жуковського «ХАІ», Україна, e-mail: a.yermeyev@gmail.com.