

УДК 629.7:628.762

В.Е. ГАЙДАЧУК¹, В.А. КОВАЛЕНКО²¹ Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина² Государственное предприятие «Конструкторское бюро «Южное» им. М.К. Янгеля», Днепропетровск, Украина

УРОВНИ ДЕФЕКТОВ СТРУКТУРЫ В ИЗДЕЛИЯХ ИЗ ПОЛИМЕРНЫХ КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ, ВОЗНИКАЮЩИХ В ПРОЦЕССЕ ИХ ПРОИЗВОДСТВА

Проведен анализ дефектов структуры в изделиях из полимерных композиционных материалов, возникающих в процессе их производства. Установлен и обоснован их иерархический порядок возникновения и воздействия на несущую способность изделия, проявляющийся в снижении трещиностойкости при статических воздействиях и долговечности при многократном силовом нагружении. Предложена схема обнаружения трех уровней дефектов структуры полимерных композиционных материалов прямыми и опосредствованными методами контроля степени дефектности материала. Показана необходимость разработки математических моделей и реализующих их методов идентификации наблюдаемых дефектов.

Ключевые слова: дефекты структуры, изделия из полимерных композиционных материалов, уровни дефектности, схема обнаружения.

Введение

Известно, что интегральная несущая способность конструкций из полимерных композиционных материалов (ПКМ) связана с повышением их исходной монолитности, от которой зависят эксплуатационные свойства изделия, обеспечивающие его трещиностойкость при статических нагрузках и последующую долговечность при повторно-переменных воздействиях [1].

Именно степень монолитности (сплошности) ПКМ лежит в основе обеспечения всех видов несущей способности любых конструкций, содержащих в себе элементы из ПКМ, являясь первым уровнем комплексных параметров качества их структуры [1].

Уровни дефектов структуры ПКМ и их компонентов

Анализу возникновения и влияния дефектов структуры ПКМ и их компонентов посвящено большое количество статей и монографий, например, [2-10] и др. И поры и микротрещины определяют степень монолитности ПКМ, трещиностойкости [2, 11 – 21] и долговечности (усталости) [11, 22 – 24]. Отсутствие этих дефектов обеспечивает сплошность компонентов-волокон и связующего и композита в целом.

Независимо от вида нагружения ПКМ условия сплошности описываются системой числовых неравенств между физико-механическими характеристиками (ФМХ) и прочностными параметрами волокна

и связующего, прочностью их сцепления при сдвиге и отрыве, обеспечивающих совместную работу.

При этом обязательно выполнение всех условий монолитности, приведенных в работе [1], в которой даны откорректированные условия монолитности, впервые полученные А.Л. Рабиновичем [25].

Полной монолитности (сплошности) ПКМ практически достичь не удастся. Провоцируют снижение монолитности исходные ФМХ, теплофизические и прочностные свойства компонентов, соотношения их уровней, проявляющиеся посредством технологических параметров производства конструкций из ПКМ (температура, давление, время и их соотношения), а также природа самих компонентов: наличие испаряющихся летучих, приводящих к образованию пор, изначальные и увеличивающиеся технологической переработки разрывы микроволокон, не полная адгезионная связь на границе «волокну-связующее» и др. факторы.

Таким образом, уровень монолитности является первым уровнем снижения качества структуры ПКМ, определяющим несущую способность композитных конструкций.

Вторым уровнем снижения качества структуры ПКМ при нагружении композитной конструкции статическими силовыми воздействиями является трещиностойкость, которая определяет сопротивление ПКМ росту трещин под действием трещинодвижущих сил, вызывающих рост трещин.

Наличие дефектов I уровня определяет снижение уровня трещиностойкости ПКМ.

Уровень трещиностойкости ПКМ количественно определяется с помощью различных критериев. В [26] отмечается, что в соответствии с линейной упругостью механики разрушения (ЛУМР) используют критерий интенсивности напряжений K_c как наиболее удобный для расчетов и проще определяемый экспериментально.

Третьим уровнем снижения качества структуры ПКМ является уровень долговечности изделия. При числе циклов $N_{ц} > 10^7$ разрушающее напряжение является, как известно, пределом усталости материала.

Очевидно, что дефекты I и II уровня предопределяют снижение долговечности (предела усталости) ПКМ. Таким образом, первоисточником дефектности изделий из ПКМ являются дефекты I уровня.

В указанных выше источниках [2 – 10] обсуждаются различные классификации дефектов, возникающих в производстве конструкций из ПКМ. Наиболее полная классификационная схема этих дефектов приведена в [6]. Несколько отличающаяся от этой классификации схема приведена в [8] (рис. 1). Основное ее отличие состоит в том, что все дефекты I уровня, в большинстве своем содержащиеся и в схеме [6], разделены на микродефекты, минидефекты и макродефекты. Кроме того, в схеме добавлены эксплуатационные повреждения.

Появление дефектов в конструкциях из композитов, армированных непрерывными волокнами или

ткаными материалами, может быть связано не только с отсутствием достаточно совершенного оборудования, но и с рядом других причин, связанных с субъективными факторами. В табл. 1 представлены технологические методы переработки ПКМ и наиболее характерные дефекты, присущие тому или иному методу [8].

Размеры микродефектов сравнимы с размерами армирующих элементов (элементарными волокнами) или с толщиной связующего между этими элементами. К микродефектам можно отнести также дефекты, возникающие в элементарных армирующих волокнах, в прослойках связующего между этими волокнами, а также на границе раздела «волокно-матрица» [8].

Наиболее характерными дефектами этой группы можно назвать микропоры, микротрещины, включения инородных кристаллов в структуру элементарных волокон, искривления фибрилл, разориентацию микрофибрилл и др.

Как уже отмечалось выше, наличие дефектов на поверхности и в структуре элементарных армирующих волокон приводит к снижению их ФМХ и к увеличению их разброса. Дефекты миниуровня сравнимы с размерами толщины элементарного слоя композиционного материала. Они встречаются в виде структурных несовершенств и нарушений сплошности в элементарных слоях материала.



Рис. 1. Классификационная схема производственных дефектов и эксплуатационных повреждений в конструкциях из ПКМ

Таблица 1

Характерные дефекты типовых методов формования изделий из ПКМ

№ п/п	Метод формования	Характеристика изделий	Дефекты формирования
1	Контактное формование (без прикатки, с прикаткой, с уплотнением)	Крупногабаритные изделия сложной формы, оболочки, листы больших размеров	Пористость, расслоения, разнотолщинность, неравномерное распределение связующего, участки неполного отверждения, увеличение разброса ФМХ, складки, разориентация волокон, участки с низким содержанием связующего, коробление изделия, риски на поверхности
2	Формование эластичной диафрагмой	Крупно- и среднегабаритные листы сложной формы	Неравномерное распределение связующего, разориентация волокон, расслоения, складки, участки неполного отверждения связующего, локальная пористость
3	Авто- и гидроклавное формование	Крупно- и среднегабаритные листы простой и сложной формы	Расслоения, пористость, складки, разориентация армирующего материала
4	Вакуумное формование	Среднегабаритные листы простой и сложной формы	Пористость, складки армирующих слоев, неравномерное распределение связующего, разориентация слоев
5	Метод сухой и мокрой намотки (однонаправленная)	Крупно- и среднегабаритные изделия типа тел вращения (цилиндрические, сферические, конические, оваловидные, тороидальные оболочки), длинномерные конструкции в виде замкнутого профиля прямоугольной или другой формы	Расслоения, пористость, неравномерное распределение связующего, утолщения в зоне нахлестов витков, участков неармированного связующего в зазорах между соседними витками, инородные включения, обрывы и искривления волокон

К ним можно отнести [3, 5, 8]:

- риски и царапины, соизмеримые с толщиной элементарного слоя;
- нарушение адгезионных связей на границе раздела «волокно-матрица»;
- волокнистость и крутку армирующих волокон, разориентацию и их искривление;
- неравномерное распределение связующего в элементарном слое композита; разную степень натяжения армирующих волокон или нитей;
- обрывы отдельных элементарных волокон или нитей и др.

Мини-дефекты связаны либо со структурным строением армирующего наполнителя, либо возникают в процессе технологической переработки составляющих компонентов композиционного материала в изделии. Наиболее характерные мини-дефекты, связанные с нарушением сплошности структуры ПКМ, – поры и мини-трещины в матрице.

Появление пор связано с наличием в связующем большого количества растворителя или влаги, с неправильным выбором режимов термообработки (большая скорость нагрева, низкое давление). Кроме этого, на этапе пропитки материала при мокром методе формования его структуры, могут образоваться воздушные пузырьки, запирающие каналы между

волокнами и препятствующие капиллярному движению по ним связующего. Особенно большое количество мелких пузырьков, пор и раковин возникает при ручной выкладке конструкций из ткани, пропитанной связующим.

Анализ композиционных материалов с различной пористостью показывает, что с ростом длины пор и их содержания степень реализации прочностных и других параметров армирующих волокон в композитах уменьшается. Причем, наиболее опасны вытянутые поры, длина которых превышает критическую длину элементарного волокна в композиционном материале. Особенно пористость сказывается на сопротивлении слоистых материалов сдвиговым нагрузкам и в меньшей степени – изгибающим и растягивающим.

Наряду с этим, поры являются концентраторами напряжений в матрице и при внешнем воздействии на конструкцию или возникновении внутренних остаточных напряжений в материале могут быть источниками образования микро- и мини-трещин как в самой матрице, так и вдоль границы раздела «волокно-матрица».

Микродефекты и большинство мини-дефектов статистическим образом распределены по объему композита и охватываются нижним пределом механических свойств ПКМ.

Конструкции из композитов очень чувствительны также к технологическим дефектам, например, к расслоениям, непрочным и трещинам, а также ко вновь образовавшимся дефектам (например, к надрезам поверхностных слоев) [25].

Расслоение вдоль разрушенного волокна (отделение волокна от полимерного связующего) может распространяться неограниченно вдоль значительной части волокна, уменьшая, таким образом, эффективность армирования. Примеры расслоения показаны на рис. 2 – 3, изображающих результаты испытания на растяжение образцов из эпоксидной смолы, армированных одним слоем толстых параллельных одиночных волокон [2].



Рис. 2. Распространение трещины в полимерной матрице и расслоение системы «волокну-полимерная матрица», вызванное разрушенным волокном



Рис. 3. Расслоение системы «волокну-полимерная матрица»; черные полосы показывают трещину, распространяющуюся вдоль волокон (длина ее во много раз превышает диаметр волокна)

Расслоение может довольно быстро прекращаться, как это показано на рис. 4 и 5, то есть может быть локализовано. Разрушение полимерного связующего, распространяется перпендикулярно на-

правлению армирования от концов разрушенных волокон в направлении к соседним.



Рис. 4. Растрескивание полимерной матрицы по направлению к соседним волокнам и ограниченное расслоение композиции, вызванное разрушенным волокном



Рис. 5. Растрескивание полимерной матрицы по направлению к соседним волокнам, вызванное разрушенным волокном, но сопровождающееся очень малым расслоением композиции (локализация расслоения)

При достижении трещиной соседних волокон ее дальнейшее распространение сопровождается расслоением связующего у этих волокон. Расслоение может распространяться неограниченно (рис. 3) или распространяться, как это показано на рис. 6, вдоль волокна до его разрушения (вызванного дефектом волокна и концентрацией напряжений, существовавшей в этом месте до начала расслоения); оно может также прекращаться, локализоваться (рис. 5) [2].

Соседние волокна могут разрушаться при достижении их трещиной вследствие концентрации напряжений в ее вершине (рис. 6 – 7).

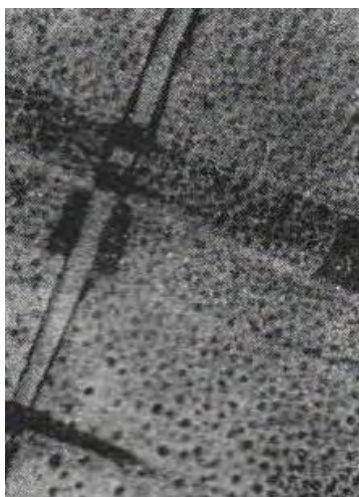


Рис. 6. Разрушенное волокно, вызывающее трещину в полимерной матрице (распространяется по диагонали направо вверх). Расслоение у волокна (внизу) вызвало разрушение соседнего волокна (темная область у левого края рисунка)



Рис. 7. Разрушение полимерной матрицы (трещина идет от верхней правой части рисунка к нижней левой части) вызывает разрушение всех волокон подряд. Процесс продолжается до тех пор, пока трещина не переходит в расслоение (в левой нижней части рисунка)

Растрескивание полимерного связующего может продолжаться вокруг соседних волокон без их разрушения. Это явление вызывается малым объемом содержанием арматуры или низкой пластичностью полимерного связующего. При достижении трещинами соседних волокон возможно расслоение на участке ограниченной длины и случайное разрушение волокна, но главное то, что трещина в полимерном связующем продолжает развиваться, обнажая короткие отрезки ряда волокон (рис. 8).



Рис. 8. Разрушение полимерной матрицы, распространяющееся вокруг одного волокна за другим без их разрушения, но сопровождающееся ограниченным расслоением композиции (на это указывают черные полосы вдоль волокон)

Разрушение полимерного связующего может быть приостановлено соседними волокнами, если, как это показано на рис. 5, не происходит ни расслоения, ни разрушения полимерной матрицы, ни разрушения волокна.

В ПКМ всегда имеются трещины, возникающие в местах концентрации напряжений по концам волокон конечной длины. Для того, чтобы реализовать хорошие потенциальные механические свойства ПКМ, необходимо стремиться к тому, чтобы размеры трещин были минимальными. Поскольку склонность к распространению у этих трещин наименьшая, они могут быть достаточно эффективно локализованы.

Разрушения волокон вызывают и нарушение сплошности матрицы. Поэтому одновременно с разрушениями волокон в [2] было рассмотрено и сопровождающее их трещинообразование в полимере.

Были рассмотрены виды разрушения матрицы, первопричиной которых не является разрушение волокон. Для этой цели в [12] проанализировано поведение ПКМ при действии нагрузки в направлении, параллельном армирующим волокнам и перпендикулярном им. В первом случае нагружения армирующие волокна воспринимают действующие нагрузки. Во втором случае армирующие волокна образуют разрывы в полимерной матрице. Установлено, что эти разрывы совместно с другими дефектами, такими, как инородные вещества, пузырьки воздуха, частицы пыли и поверхностные царапины, уменьшают несущую способность материала.

Таким образом, выше дан краткий анализ современного состояния I уровня снижения качества структуры ПКМ.

Анализ дефектов II и III уровня связан с рядом научных направлений в механике композиционных материалов и конструкций, неподъемных для освещения в рамках данной статьи. Поэтому представляется оправданным ограничиться схемой обнаружения трех уровней дефектов структуры ПКМ методами контроля степени их дефектности, показанной на рис. 9.

Методы, представленные в правой части схемы реализуются, хотя и на образцах-свидетелях, предназначенных для воспроизведения полномасштабных уровней дефектности изделия из ПКМ, тем не менее, способны только констатировать эти уровни

в готовой конструкции и не могут повлиять на предотвращение в той или иной мере этих дефектов.

То же относится и к методам неразрушающего контроля (обнаружения) дефектности ПКМ, приведенных в левой части схемы. При этом прямые методы, непосредственно обнаруживающие дефекты в изделии, относятся только к их I уровню

Непосредственное обнаружение дефектов II и III уровня этими методами принципиально невозможно, а косвенное (опосредственное) обнаружение находится только в зачаточном состоянии и по точности, зависящей от реализуемых математических моделей идентификации наблюдаемого дефекта I уровня с прогнозируемыми дефектами II и III уровня, не могут считаться достаточными и достоверными и требуют дальнейших комплексных исследований.

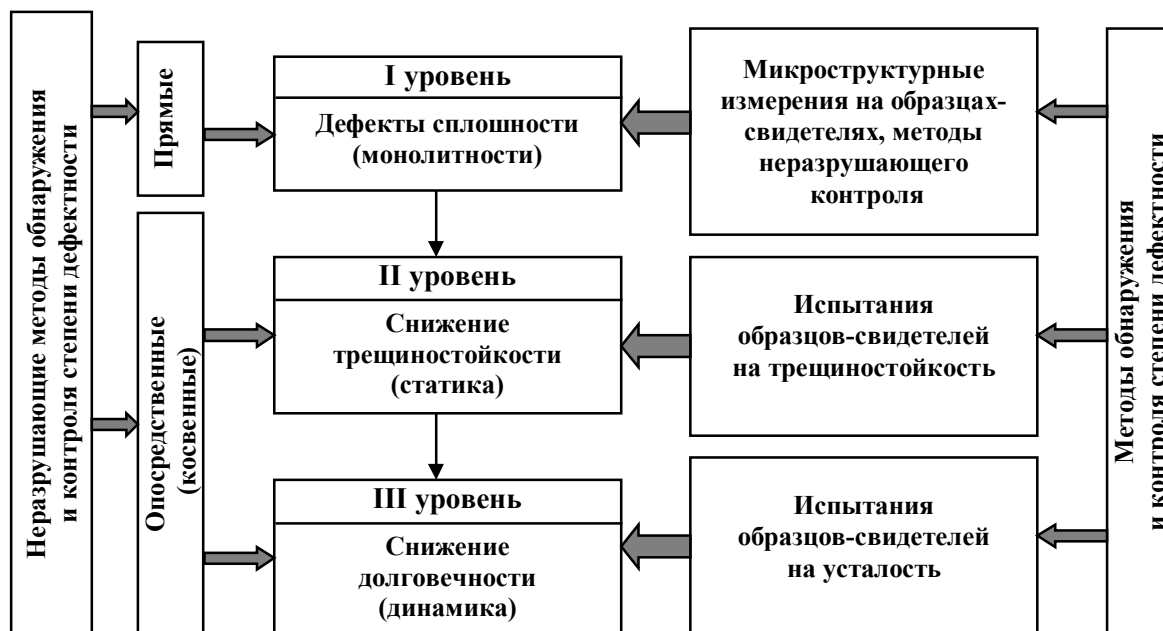


Рис. 9. Схема обнаружения трех уровней дефектов структуры ПКМ методами контроля степени дефектности

Выводы

1. Установлен иерархический порядок трех-уровневой системы дефектов структуры ПКМ, возникающих в процессе подготовки и производства изделий из композитов:

- дефекты сплошности (монолитности);
- снижение трещиностойкости при статических воздействиях на структуру ПКМ;
- снижение долговечности конструкций из ПКМ при многократных силовых воздействиях.

2. Проведен анализ причин возникновения и типовых видов дефектов сплошности ПКМ, являющихся первопричиной снижения эксплуатационного

качества элементов композитных конструкций и их ресурса.

3. Предложена схема обнаружения трех уровней дефектов структуры ПКМ прямыми и опосредствованными методами контроля степени дефектности материала и показана необходимость проведения исследований в плане разработки надежных математических моделей и реализующих их методов идентификации наблюдаемых дефектов первого уровня с прогнозируемым снижением трещиностойкости и долговечности ПКМ и композитных конструкций.

Литература

1. Коваленко, В.А. Исследование технологических дефектов, возникающих в производстве агрегатов ракетно-космической техники из полимерных композиционных материалов. Сообщение 2. Допуски на нарушения сплошности материала и локальные поводки изделия [Текст] / В.А. Коваленко // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2012. – Вып. 4(91). – С. 5 – 15.
2. Кортен, Х.Т. Разрушение армированных пластинок [Текст]: пер. с англ. / Х.Т. Кортен. – М.: Химия, 1967. – 168 с.
3. Гайдачук, В.Е. Теоретические основы технической подготовки производства авиаконструкций из композиционных материалов: дис. ... докт. техн. наук: 05.07.04 – технология производства летательных аппаратов / Гайдачук Виталий Евгеньевич. – Х., 1979. – 438 с.
4. Гайдачук, В.Е. О возможности регламентации технологических несовершенств в конструкциях из композиционных материалов [Текст] / В.Е. Гайдачук, Н.Б. Воронцов, А.И. Рукавишников // *Прочность конструкций летательных аппаратов: темат. сб. науч. тр. Харьк. авиац. ин-а*. – Х., 1981. – Вып. 6. – С. 124 – 129.
5. Технологія виробництва літальних апаратів із композиційних матеріалів [Текст]: підруч. / С.А. Бичков, О.В. Гайдачук, В.Є. Гайдачук та ін. – К.: ІСДО, 1995. – 376 с.
6. Гайдачук, А.В. Технологические дефекты сотовых конструкций из полимерных композиционных материалов [Текст] / А.В. Гайдачук, М.В. Сливинский // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2005. – Вып. 4(20). – С. 5 – 8.
7. Гайдачук, А.В. Анализ технологических дефектов, возникающих в серийном производстве интегральных авиаконструкций из полимерных композиционных материалов [Текст] / А.В. Гайдачук, А.В. Кондратьев, Е.В. Омельченко // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2010. – Вып. 3(70). – С. 40 – 49.
8. Воробей, В.В. Контроль качества изготовления и технология ремонта композитных конструкций [Текст] / В.В. Воробей, В.Б. Маркин. – Новосибирск: Наука, 2006. – 400 с.
9. Бугаков, И.С. Расчетно-экспериментальная оценка несущей способности многослойных композиционных конструкций летательных аппаратов с учетом внутренних дефектов, определенных компьютерным томографом: дис... канд. техн. наук: 05.07.03 – прочность и тепловые режимы летательных аппаратов / Бугаков Игорь Сергеевич. – Казань, 2006. – 171 с.
10. Bouc, C.A. Microscopic Study of Mode of Fracture in Filament Wound Glass-Resin Composites [Текст]: TAM Report / C.A. Bouc. – University of Illinois, 1962. – № 234. – 135 p.
11. Черепанов, Г.П. Механика разрушения композиционных материалов [Текст] / Г.П. Черепанов. – М.: Наука, 1982. – 296 с.
12. Композиционные материалы [Текст] / под ред. Л. Браутмана // справ.: в 6 т. – М.: Мир, 1978. – Т. 5: Разрушение и усталость. – 483 с.
13. Разрушение [Текст] / под ред. Г. Либовица // справ.: в 7 т. – М.: Мир, 1976. – Т. 7: Разрушение неметаллов и композиционных материалов. – Ч. 1. – 433 с.
14. Разрушение [Текст] / под ред. Г. Либовица // справ.: в 7 т. – М.: Мир, 1976. – Т. 7: Разрушение неметаллов и композиционных материалов. – Ч. 2. – 469 с.
15. Механика композитных материалов и элементов конструкций [Текст] / под общ. ред. А.Н. Гузя // справ.: в 3 т. – К.: Наукова думка, 1982. – Т. 1: Механика материалов. – 368 с.
16. Болотин, В.В. Статистические методы в строительной механике [Текст] / В.В. Болотин. – М.: Стройиздат, 1965. – 278 с.
17. Панасюк, В.В. Методы оценки трещиностойкости конструкционных материалов [Текст] / В.В. Панасюк, А.Е. Андрейкив, С.Е. Ковчик. – К.: Наукова думка, 1977. – 227 с.
18. Разрушение конструкций из композитных материалов [Текст] / под ред. В.П. Тамужа, В.Д. Протасова. – Рига: Зинатне, 1986. – 264 с.
19. Розен, Б. Механика упрочнения композиций [Текст] / Б. Розен // *Волокнистые композиционные материалы*. – М.: Мир, 1967. – С. 54 – 96.
20. Тамуж, В.П. Микромеханика разрушения полимерных материалов [Текст] / В.П. Тамуж, В.С. Куксенко. – Рига: Зинатне, 1978. – 294 с.
21. Фудзии, Т. Механика разрушения композиционных материалов [Текст] / Т. Фудзии, М. Дзако. – М.: Мир, 1982. – 232 с.
22. Малмейстер, А.К. Соппротивление жестких полимерных материалов [Текст] / А.К. Малмейстер, В.П. Тамуж, Г.А. Тетерс. – Рига: Зинатне, 1967. – 398 с.
23. Разрушение [Текст] / под ред. Г. Либовица // справ.: в 7 т. – М.: Мир, 1976. – Т. 3: Инженерные основы и воздействие внешней среды. – 469 с.
24. Механіка руйнування та міцність матеріалів: довід. посіб. [Текст] / О.П. Остап, В.М. Федірко, В.М. Учанін та ін.; під заг. ред. В.В. Панасюка. – Львів: Сполах, 2007. – 1068 с.
25. Рабинович, А.Л. Введение в механику армированных полимеров [Текст] / А.Л. Рабинович. – М.: Наука, 1970. – 482 с.
26. Михайлин, Ю.А. Конструкционные полимерные композиционные материалы [Текст] / Ю.А. Михайлин. – СПб: Научные основы и технологии, 2008. – 822 с.

Поступила в редакцию 10.07.2012

Рецензент: д-р техн. наук, проф., зав. каф. авиационного материаловедения Я.С. Карпов, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е.Жуковского «ХАИ», Харьков.

РІВНІ ДЕФЕКТІВ СТРУКТУРИ У ВИРОБАХ ІЗ ПОЛІМЕРНИХ КОМПОЗИЦІЙНИХ МАТЕРІАЛІВ, ЩО ВИНИКАЮТЬ В ПРОЦЕСІ ЇХ ВИРОБНИЦТВА

В.Є. Гайдачук, В.О. Коваленко

Проведено аналіз дефектів структури у виробках із полімерних композиційних матеріалів, що виникають в процесі їх виробництва. Встановлено та обґрунтовано їх ієрархічний порядок виникнення та впливу на несучу здатність виробу, що виявляється в зниженні тріщиностійкості при статичних впливах і довговічності при багаторазовому силовому навантаженні. Запропоновано схему виявлення трьох рівнів дефектів структури полімерних композиційних матеріалів прямими і опосередкованими методами контролю ступеня дефектності матеріалу. Показано необхідність розробки математичних моделей ідентифікації спостережуваних дефектів та методів що їх реалізують.

Ключові слова: дефекти структури, вироби із полімерних композиційних матеріалів, рівні дефектності, схема виявлення.

LEVELS OF STRUCTURAL DEFECTS THAT ARISE DURING MANUFACTURING PRODUCTS MADE OF POLYMERIC COMPOSITE MATERIALS

V.E. Gajdachuk, V.A. Kovalenko

The analysis of the structural defects that arise during manufacturing products made of polymeric composite materials has been shown. The hierarchical order of their occurrence and impact on the carrying capacity of the product, which is appear in the reduction of crack resistance under static effect and durability at repeated loading has been defined and validated. The detection scheme of three levels of structural defects of polymer composites by direct and mediated methods of control the degree of defectiveness of the material has been proposed. The necessity of developing mathematical models and implement their methods of identification of the observed defects.

Key words: structural defects, products made of polymeric composite materials, defects levels, detection scheme

Гайдачук Віталій Євгеньевич – д-р техн. наук, проф., зав. каф. проектування ракетно-космічних апаратів, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина, e-mail: k403@d4.khai.edu.

Коваленко Виктор Александрович – канд. техн. наук, начальник лаборатории, Государственное предприятие «Конструкторское бюро «Южное» им. М.К. Янгеля», Днепропетровск, Украина.

УДК 621.983.44.01

О.В. ЧЕСНОКОВ, В.І. ЧОРНА, О.М. НАБОКІН

*Східноукраїнський національний університет імені Володимира Даля, Україна***ВИЗНАЧЕННЯ ГЕОМЕТРІЇ ОСЕРЕДКУ ДЕФОРМАЦІЇ ПРИ РОТАЦІЙНІЙ ВИТЯЖЦІ ОБОЛОНКОВИХ ДЕТАЛЕЙ БЕЗ НАВМИСНОГО СТОНШУВАННЯ**

Наводиться огляд досліджень в області ротаційного витягу (РВ) оболонкових деталей без навмисного стоншування. Отримані залежності для визначення основних геометричних розмірів зони контакту давильного ролика з кінцевою оболонкою і параметри утвореної позаконтактної зони деформації. Приведені епюри дії елементарних сил, створених широтним і меридіональним напруженням. Площа контактної зони визначена при дослідженні деформації ідеально-пластичної оболонки. Величини деформації визначені без врахування пружних деформацій. У результаті створені передумови для уточненого прогнозування відмов при РВ.

Ключові слова: ротаційна витяжка, осередок деформації, позаконтактна деформація, напруження.

У авіаційно-космічній техніці та в інших галузях промисловості застосовуються деталі типу тонкостінні тіла обертання, які виготовляти штампуванням економічно не вигідно, враховуючи програму виготовлення та їх форму. Ротаційна витяжка дозволяє у стислий час виготовити деталі з високою точністю. Дослідження токарно-давильних процесів було розпочато В.Г. Кононенко у ХАІ.

Процес РВ занадто складний, повністю і достовірно описати його та явища, що відбуваються у системі заготівка-інструмент-обладнання поки що неможливо [1]. Дослідження процесів РВ переважно велись для вирішення конкретних технологічних задач і у наступному систематизовувались у вигляді емпіричних залежностей. Значною і найбільш цитованою роботою з описання процесів, що відбуваються при РВ є монографія М.І. Могільного [2].

На відміну від штампування РВ характеризується локальним застосуванням навантаження, що переміщається по гвинтовій лінії. І хоча швидкість обертання заготівки порівняно висока, у кожен момент часу має місце деформація лише обмеженого об'єму металу (осередку деформації). Локальне натискання деформуючого навантаження на заготівку не дозволяє для аналізу напружено-деформованого стану осередку застосовувати як осесиметричну задачу, що розглядається при формоутворенні аналогічних оболонок штампуванням.

Унаслідок зосередженості деформуючих зусиль на невеликій ділянці оболонки і складності явищ, теоретичні дослідження напруження і деформації, а також розробка науково-обґрунтованого методу визначення силових і кінематичних параметрів цього процесу утруднені.

У роботах В.М. Моїсєєва [3] і П.Ф. Григор'єва [4] розглянута схема прикладання деформуючого

зусилля до заготівки в процесі формоутворення з урахуванням лише зони контакту заготівки і ролика. Зусилля ротаційної витяжки визначали на підставі методу балансу робіт, застосування якого стало можливе після визначення геометричних параметрів осередку деформації і визначення роботи деформації. Таким чином, теоретичні дослідження зводилися до рішення неосесиметричної задачі в площині обертання оболонки, що деформувалася.

Вказані дослідження дозволили наближено визначити деформації в площині обертання деталі і знайти зв'язок між напруженням і деформацією. Розроблена методика аналітичного визначення деформуючих зусиль у функціях основних технологічних чинників в першому наближенні.

У реальному процесі при деформації оболонки утворюється осередок деформації, що складається з двох ділянок: вільного вигину (позаконтактною деформацією) і контактної (деформація на поверхні, що контактує з давильним роликом).

Визначення енергосилових параметрів процесу РВ є важливим завданням, вирішення якого дозволяє точніше управляти процесом формоутворення оболонки в процесі витискування. При визначенні деформуючого зусилля точність рішення залежить від того, наскільки вірно визначені геометричні розміри осередку деформації. Особливе значення цих параметрів набувають при безпорному способі РВ, коли процес проводиться на граничних значеннях стійкості оболонки.

Мета роботи полягає в визначенні геометричних параметрів осередку деформації при формоутворенні оболонки під впливом локального натиску давильного ролика для створення передумов уточненого визначення напружено-деформованого стану металу у зоні деформації.

Розробка методики визначення геометричних параметрів осередку проводилася для випадку деформації конічної заготовки, у якої кут нахилу створюючої φ_0 до деформації, як і кут нахилу φ_i створюючої, після деформації, залишається незмінним протягом всього проходу давильного ролику.

Деформація конічної заготовки є окремим випадком деформації оболонки з криволінійною створюючою, тобто оболонки, біля якої кути нахилу створюючої φ_0 і φ_i змінні по мірі просування давильного ролика до периферії оболонки.

Вважатимемо, що деяка меридіональна площа, що проходить через контактну зону осередку в перетині його найбільшої ширини, залишає слід перетину з позаконтактною зоною найбільшої довжини зі всіх довжин слідів від перетинів іншими меридіональними площинами, а перетин – перетином головного меридіану.

Аналогічним чином, провівши через осередок низку перетинів, перпендикулярних осі обертання, виділимо з них те, яке проходить через контактну зону в перетині найбільшої його довжини. Вважатимемо, що цей перетин (перетин головної широти) ділить площу контактної зони і ширину її на дві рівні частини. Відстань від точки перетину головної широти з головним меридіаном до осі обертання дорівнює r' .

На рис. 1. зображена конічна оболонка, що деформується, в перетині головного меридіану. Осередок деформації в цьому перетині розділений на дві ділянки: позаконтактну зону, обмежену координатами R і r' , і контактну зону, обмежену координатами r' і r , від осі обертання. Всі вказані координати відлічуються від осі обертання. Як і в листовому штампуванні, при витягу в штампі на другій і подальших операціях радіус кривизни позаконтактною зоною R_{Π} можна прийняти постійним уздовж головного меридіану.

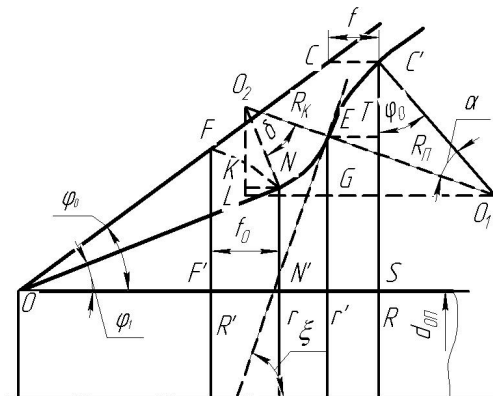


Рис. 1. Перетин оболонки у головному меридіані

При РВ попередньо визначені геометричні параметри процесу: d_{on} – діаметр циліндрового обля-

мовування, r – координата нижньої межі контактної зони осередку деформації визначається за схемою програмування обробки, R_K – радіус контактної зони рівний радіусу давильного ролику. Із геометричних залежностей (рис. 1) додатково отримаємо наступні рівняння:

$$r' = r + R_K (\cos \varphi_1 - \cos \xi),$$

$$R = r' + R_{\Pi} (\cos \varphi_0 - \cos \xi),$$

$$OS = \frac{r - \frac{d_{on}}{2}}{\tan \varphi_1} + R_K (\sin \xi - \sin \varphi_1) + R_{\Pi} (\sin \xi - \sin \varphi_0).$$

У основу визначення радіусу кривизни позаконтактної зони R_{Π} покладена методика [5].

При виведенні значення R_{Π} , як і в роботі [5], напрям дії $\sigma_{p_{cp}}$ узятий негативним, а чисельні значення середнього напруження беруться без врахування знаку мінус.

Вважаємо, що кривизна серединної поверхні визначається дією моментів M і сил, утворених середнім напруженням $\sigma_{p_{cp}}$ і $\sigma_{\theta_{cp}}$, тобто меридіональним і широтним напруженням, і, що величина цієї кривизни визначається умовою рівності моментів, що діють по межах ділянки вільного вигину і моментів, створених елементарними силами, вказаним напруженням $\sigma_{p_{cp}}$ і $\sigma_{\theta_{cp}}$, тобто моментами ΔM_{θ} і ΔM_p . Моменти, що діють у межах ділянки вільного вигину, як і в роботі [5] приймемо як дію одиничного моменту, що вигинає, на ширину елементарної смужки $d\gamma$, тобто:

$$M = M_i R \cdot d\gamma = \frac{1}{4} \sigma_s \cdot R \cdot d\gamma.$$

Напруження σ_p на верхній межі контактної зони осередку деформації може бути прийнята для практичних розрахунків рівним σ_s , а напруження σ_{θ} близьким до нуля. Відповідно на головному меридіані на верхній межі осередку напруження $\sigma_p \cong 0$, а напруження $\sigma_{\theta} \cong -\sigma_s$. Відповідно до цього, середнє тангенціальне напруження виразиться як середньоарифметичне крайніх значень $\sigma_{\theta_{cp}} = -\frac{\sigma_s}{2}$,

$$\text{аналогічно } \sigma_{p_{cp}} = \frac{\sigma_s}{2}.$$

Розглянемо елементарну смужку шириною $R \cdot d\gamma$ головного меридіану. Елементарна смужка, утворена двома меридіональними перетинами, що проходять нескінченно близько ліворуч і праворуч від головного меридіану зображена на рис. 2, а.

Верхня і нижня межа позаконтактної зони обмежені відповідно перетинами $0-0$ і $0'-0'$. З рис. 2, а видно, що елементарна сила від широтного напруження має максимальне значення біля верхньої межі осередку деформації, де $\sigma_\theta = -\sigma_s$, а мінімальне - біля нижньої, де $\sigma_\theta \approx 0$. З рис. 2, б можна зробити висновок про величину цієї сили

$$dP_\theta = 2\sigma_\theta \cdot S \cdot R_\Pi \cdot d\alpha_p \cdot \frac{\Delta\gamma}{2},$$

де S - товщина оболонки.

У цьому співвідношенні в правій частині дві змінні $d\alpha_p$ і σ_θ . Застосовуючи теорему про середнє значення для напруження, маємо:

$$\int_0^{\Delta\rho_\theta} dP_\theta = 2\sigma_{\theta_{\text{ср}}} \cdot S \cdot R_\Pi \cdot \frac{\Delta\gamma}{2} \int_0^{\alpha_p} d\alpha_p.$$

Згідно епюрі напруження σ_θ , точка застосування сумарної елементарної сили $\Delta P_{\theta_{\text{ср}}}$ знаходиться на відстані $R_\Pi \cdot \frac{2}{3} \alpha_p$ від перетину $0'-0'$. Момент відносно перетину $0'-0'$ від сили $\Delta P_{\theta_{\text{ср}}}$ рівний:

$$\Delta M_\theta = \Delta P_{\theta_{\text{ср}}} \cdot \frac{2}{3} R_\Pi \cdot L_p.$$

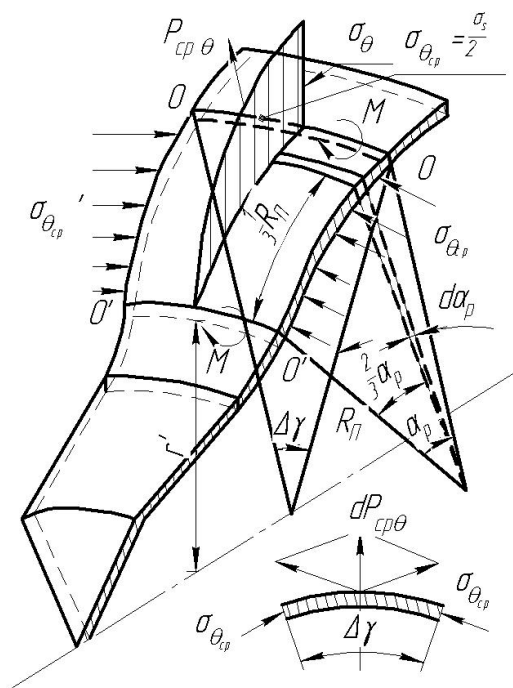


Рис. 2. Елементарні сили у широтному напрямі

Елементарні зусилля уздовж меридіану від меридіонального напруження σ_p змінні і мають найбільше значення біля перетину $0'-0'$, а найменше верхньої межі осередку деформації (рис. 3), де

$dP_p = 0$. Величина цієї сили виразиться залежністю:

$$dP_p = \sigma_p \cdot R \cdot \Delta\gamma \cdot S.$$

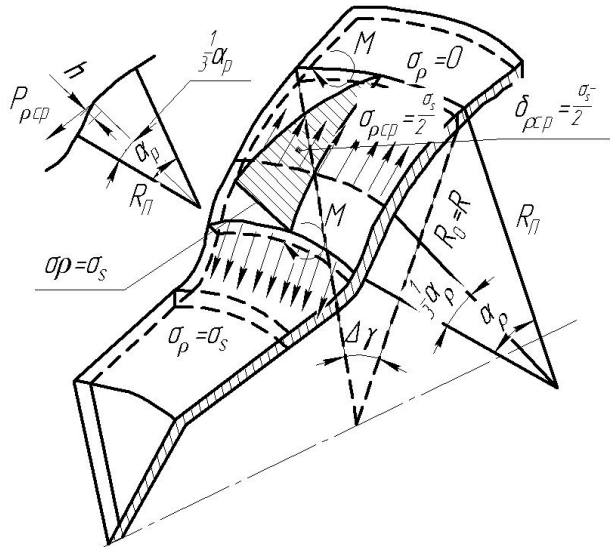


Рис. 3. Елементарні сили у меридіональному напрямі

Результуючу елементарну силу знайдемо інтеграцією із застосуванням теореми про середній:

$$\int_0^{\Delta\rho_p} dP_p = \sigma_{p_{\text{ср}}} \cdot R \cdot \Delta\gamma \cdot S,$$

Сила $\Delta P_{p_{\text{ср}}}$ дає момент відносно перетину $0'-0'$, рівний (рис.3, б):

$$\Delta M_p = \Delta P_{p_{\text{ср}}} \cdot h = \Delta P_{p_{\text{ср}}} \cdot R_\Pi \left(1 - \cos \frac{\alpha_p}{3}\right).$$

Рівняння рівноваги відносно перетину $0'-0'$:

$$\Delta M_\theta - \Delta M_p = 2M_1 \cdot R \cdot \Delta\gamma.$$

Після скорочень і спрощень отримаємо:

$$R_\Pi = \frac{3R}{2\alpha_p^2} + \frac{S}{1 - \cos \frac{\alpha_p}{3}}.$$

Для визначення площі контактної зони поперечно розглянемо деформацію ідеально-пластичної оболонки, тобто повністю нехтуємо впливом пружних деформацій. Оскільки ми розглядаємо довжину контактної зони осередку в головному широтному перетині (рис. 4), а саме в цьому перетині контактна зона має найбільшу довжину. У $\triangle AOP_O$ (рис. 4) відомо всі три сторони, координата r_c ділить по напрямку меридіану дугу обхвату $\rho_{\text{ср}} \cdot \sigma$ навпіл, висота L трикутника $\triangle AOP_O$ легко визначається.

На ділянці BC широтної позаконтактної зони осередку деформації (рис. 4) діє напруження $\sigma_p \approx \sigma_s$; $\sigma_\theta \approx 0$. Спираючись на методику виведення параметра R_Π , складемо рівняння рівноваги для елементарної смужки, виділеної на оболонці двома

нескінченно близькими широтними перетинами. З рівняння моментів, що діють на межах елемента знайдемо:

$$R_{\theta} \cdot \alpha_{\theta} = \sqrt{\rho_{cp} \cdot S}.$$

Не знаходячи окремо значення R_{θ} і α_{θ} використовуємо їх для знаходження максимальної довжини контактної зони осередку деформації для випадку деформації оболонки з ідеально-пластичного матеріалу:

$$L_k = L \sqrt{\frac{\rho_{cp} \cdot S}{2}}.$$

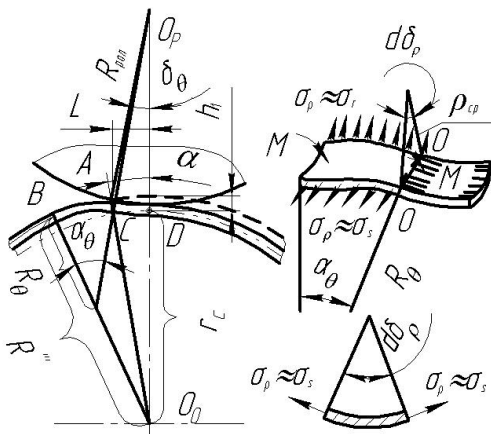


Рис. 4. Перетин оболонки у головній широті при деформації ідеально-пластичної оболонки

Проекцію площі контактної зони на площину, перпендикулярну деформуючому зусиллю, можна розглядати як частку площі еліпсу. Оскільки площина ролика збігається з бісектрисою кута δ обхвату заготівлю ролика по меридіану, проекція виглядатиме як основа еліпсу з піввісьями L_k і $\frac{\rho_{cp} \cdot \delta}{2}$. Всі проміжні значення площі контакту можна інтерполювати.

Елементарним процесом деформації (нехтуючи пружною деформацією) можна вважати такий процес, при якому матеріальне волокно, увійшовши по широті у осередок деформації, опуститься під ролик і покине осередок деформації як тільки ролик минатиме над ним.

На рис. 5 зображена деяка матеріальна частка M , яка в наслідок обертання оболонки навколо осі O_0 увійшла до заштрихованої зони осередку пластичної деформації по широті і з положення M зайняла положення M' . Виберемо переміщувану систему координат так, як вона показана на малюнку.

Оскільки при РВ відсутнє скручування оболонки по широті, приймемо напрям головних осей результуючої деформації співпадаючими:

- з напрямом лінії меридіана в даній матеріальній точці для деформації розтягування;
- з напрямом перпендикулярним осі обертання для деформації стиснення;
- з напрямом нормалі до серединної поверхні в даній матеріальній точці для деформації по товщині.

Таким чином, переміщувана система координат РNT збігається з напрямом головних осей результуючих деформації. В той же час деформація у вибраних напрямках відповідає першій умові монотонності деформації, і меридіональний напрям є напрямом найбільш швидкого подовження волокна.

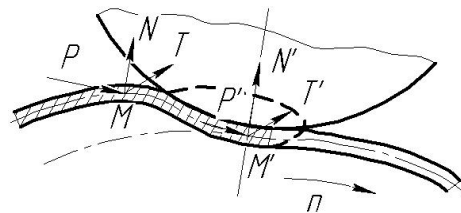


Рис. 5. Монотонність деформації при РВ

Таким чином, перша умова монотонності процесу при РВ дотримана. Візьмемо без доведення, що при РВ дотримується і друга умова монотонності деформації. Умова нестискуваності об'єму, застосована в скінчених деформаціях при РВ, виглядатиме у логарифмічних деформаціях:

$$\ln \frac{l_1}{l_{i-1}} + \ln \frac{Z_i}{Z_{i-1}} + \ln \frac{S_i}{S_{i-1}} = 0;$$

де l_{i-1} і l_i - відповідно довжини елемента оболонки, виміряні уздовж меридіана до і після деформації за один оберт оболонки;

Z_{i-1} і Z_i - відстані від осі обертання елемента оболонки до і після деформації за один оберт оболонки;

S_{i-1} і S_i - товщина елемента до і після деформації за один оберт оболонки.

Точка F (рис. 1) зазнає n деформацій, перш ніж займе положення в точці N . Таким чином, сумарна деформація дорівнюватиме сумі n членів, скінчених деформацій, що отримає елемент на кожному із обертів, перш ніж осередок деформації переміститься вгору по меридіану, рухаючись по гвинтовій лінії, і елемент вийде за його межі. Таким чином

$$\delta_p = \ln \frac{l_1}{l_0}; \quad \delta_{\theta} = \ln \frac{r}{R} \quad \text{і} \quad \delta_Z = \ln \frac{S_1}{S_0}.$$

Логарифмічна деформація по товщині у точці N після деформації складатиме:

$$\delta_{Z_N} = \ln \frac{R'^2 - R'^2}{(r+r')\rho_{cp}\delta \cdot \sin \varphi_0}.$$

Висновки

Визначені основні геометричні розміри осередку контактної зони деформації при РВ конічної оболонки одним роликом та радіус кривизни позаконтактної зони осередку деформації в перетині головного меридіану на підставі аналізу епюр від елементарних сил, спричинених широтним та меридіональним напруженням. Визначено площу контактної зони при деформації ідеально-пластичної оболонки та деформації при РВ, нехтуючи пружною деформацією. Отримані результати створюють передумови для уточненого визначення напружено-деформованого стану металу у зоні деформації і точнішого визначення технологічних параметрів РВ.

Література

1. Корольков, В.И. Математическое, методическое и программное обеспечение процессов ротационной вытяжки из листа и труб [Текст]: дис. ... д-ра техн. наук В.И. Корольков. - Воронеж, 1997. - 460 с.
2. Могильный, Н.И. Ротационная вытяжка оболочковых деталей на станках [Текст] / Н.И. Могильный. - М.: Машиностроение, 1983. - 190 с.
3. Моисеев, В.М. Исследование процесса многопереходной ротационной вытяжки из конических заготовок [Текст]: дис. ... канд. техн. наук. / В.М. Моисеев. - Ворошиловград, 1979. - 188 с.
4. Григорьев, П.Ф. Исследование процесса тепловой ротационной вытяжки оболочек из нержавеющей сталей аустенитного класса [Текст]: дис. ... канд. техн. наук. / П.Ф. Григорьев. - Ворошиловград, 1980. - 222 с.
5. Сторожев, М.В. Теория обработки материалов давлением. Учебник для вузов / М.В. Сторожев, Е.А. Попов. - М.: Машиностроение. 1977, - 423 с.

Надійшла до редакції 12.09.2012

Рецензент: д-р техн. наук, проф., зав. кафедри В.О. Вітренко, Східноукраїнський національний університет імені Володимира Даля, г. Луганськ.

ОПРЕДЕЛЕНИЕ ГЕОМЕТРИИ ОБЛАСТИ ДЕФОРМАЦИИ ПРИ РОТАЦИОННОЙ ВЫТЯЖКЕ ОБОЛОЧКОВЫХ ДЕТАЛЕЙ БЕЗ ПРЕДНАМЕРЕННОГО УТОНЕНИЯ

А.В. Чесноков, В.И. Чорная, А.Н. Набокин

Приводится обзор исследований в области ротационной вытяжки (РВ) оболочковых деталей без преднамеренного утонения. Получены зависимости для определения основных геометрических размеров зоны контакта давящего ролика с конической оболочкой и параметры образующейся внеконтактной зоны деформации. Приведены эпюры воздействия элементарных сил созданных широтными и меридиональными напряжениями. Площадь контактной зоны определена при рассмотрении деформации идеально-пластичной оболочки. Величины деформации определены без учета упругих деформаций. Созданы предпосылки для уточненного прогнозирования отказов при РВ.

Ключевые слова: ротационная вытяжка, область деформации, внеконтактная деформация, напряжения.

DETERMINATION OF GEOMETRY OF AREA OF DEFORMATION AT ROTARY EXTRACTION OF THECAL DETAILS WITHOUT INTENTIONAL THINNING

A.V. Chesnokov, V.I. Chornaya, A.N. Nabokin

A review over of researches is brought in area of rotary extraction (RE) of thecal details without intentional thinning. Dependences for determination of basic geometrical sizes of area of contact of pressure roller with a conical shell and parameters of appearing out of contact area deformation are got. The epures of influence of elementary forces, created latitudinal and meridional tensions are resulted. Area of contact zone determination at consideration of deformation to ideally-plastic shells. The sizes of deformation are certain without the account of resilient deformations. Pre-conditions are created for the specified prognostication of refuses at RE.

Key words: rotary extraction, area of deformation, outside contact deformation, tensions.

Чесноков Олексій Вікторович – д-р техн. наук, доцент, проф. кафедри технології машинобудування та інженерного консалтингу, Східноукраїнський національний університет імені Володимира Даля, Луганськ, Україна, e-mail: chesnokov@snu.edu.ua.

Чорна Валентина Ігорівна – аспірант кафедри технології машинобудування та інженерного консалтингу, Східноукраїнський національний університет імені Володимира Даля, Луганськ, Україна.

Набокін Олександр Миколайович – магістр кафедри технології машинобудування та інженерного консалтингу, Східноукраїнський національний університет імені Володимира Даля, Луганськ, Україна.

УДК 621.923

А.И. ДОЛМАТОВ, М.А. КУРИН, С.Н. НИЖНИК, А.П. ПЕТРЕНКО

Национальный аэрокосмический университет им. Н. Е. Жуковского "ХАИ"

ОПРЕДЕЛЕНИЕ ПЛОЩАДИ АКТИВНОЙ ПОВЕРХНОСТИ РЕЖУЩЕГО АБРАЗИВНОГО ЗЕРНА

Сформулирована проблема необходимости нахождения площади активной поверхности режущего зерна, под которой понимается поверхность контакта единичного зерна с обрабатываемой поверхностью и стружкой. На основании разработанной концептуальной модели абразивного зерна и с использованием способа построения эллипса по большей его оси получена зависимость для нахождения площади активной поверхности режущего абразивного зерна. Установлено, что использование полученной зависимости позволит разработать универсальный подход к получению аналитических зависимостей для расчета функциональных характеристик процесса при различных схемах шлифования.

Ключевые слова: абразивное зерно, поверхность контакта, концептуальная модель зерна, поверхность эллипсоида, площадь поверхности.

Введение

Развитие современных технологий в авиадвигателестроении происходит в условиях появления новых машиностроительных материалов, таких как коррозионностойкие, жаростойкие и жаропрочные стали и сплавы на никелевой и титановой основе. Эти материалы отличаются низкой обрабатываемостью и практически не поддаются обработке лезвийным инструментом, а одним из немногочисленных эффективных методов их обработки является шлифование [1-4].

Сложность физико-механических и физико-химических явлений, протекающих в зоне контакта абразивного круга и обрабатываемой детали, вызывает необходимость в разработке математической модели, начиная с исследований, посвященных формализации абразивного инструмента [5].

Таким образом, исследования, посвященные повышению эффективности процесса шлифования деталей авиационных двигателей, являются актуальными и заслуживают внимания.

1. Формулирование проблемы

В зоне контакта абразивного зерна с поверхностным слоем обрабатываемого материала возникает целый комплекс контактных процессов, который вызывает изменение химического состава и механических свойств поверхностей контакта и оказывает влияние на интенсивность изнашивания инструмента, а также качество и надежность шлифованных деталей [6]. В связи с этим возникает необходимость в нахождении площади активной поверхности режущего зерна, под которой мы будем понимать

поверхность контакта единичного зерна с обрабатываемой поверхностью и стружкой.

2. Решение проблемы

Анализ существующих моделей геометрической формы абразивных зерен позволил разработать концептуальную модель абразивного зерна [5], суть которой состоит в том, что единичное абразивное зерно представляет собой эквивалент, отображающий все режущие свойства абразивного круга. А само зерно в первом приближении можно описать эллипсоидом вращения.

Таким образом, задача нахождения площади активной поверхности зерна сводится к нахождению площади участка поверхности эллипсоида вращения. Но площадь поверхности эллипсоида невозможно выразить при помощи простейших функций. Следовательно, необходимо представить абразивное зерно таким образом, чтобы оно удовлетворяло требованиям концептуальной модели и было удобно для математического описания.

Общеизвестен способ построения эллипса по большей его оси путем деления окружности на шесть равных частей (рис.1). Полученный таким образом эллипс можно представить в виде четырех окружностей: двух с радиусом $R = GH$ и двух с радиусом $r = FH$.

Выразим значение этих радиусов через большую ось эллипса. Рассмотрим трапецию $BGDC$.

Примем $OB = OG = \frac{d_1}{2} = x$ – половина большой оси эллипса, тогда исходя из того, что $GC = CD = BD = x$, получаем, что $AB = \frac{3}{2}x$.

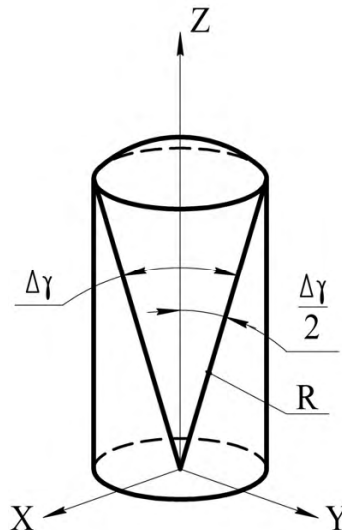


Рис. 2. Схематическое изображение части активной поверхности абразивного зерна

Известно, что площадь куска поверхности определяется по формуле:

$$S = \iint_D \sqrt{1 + p^2 + q^2} d\sigma, \quad (3) \quad (1), (2) \text{ получим:}$$

где p, q – частные производные функции $z(x, y)$:

$$p = \frac{\partial z}{\partial x}; \quad q = \frac{\partial z}{\partial y}:$$

$d\sigma$ – элемент области D – проекции сферической поверхности на плоскость XOY : $z = f(x, y)$ – уравнение данной поверхности.

Так как $z = \sqrt{R^2 - x^2 - y^2}$, получаем:

$$p = \frac{\partial z}{\partial x} = \frac{1}{2} \cdot \frac{1 \cdot (-2x)}{\sqrt{R^2 - x^2 - y^2}} = -\frac{x}{\sqrt{R^2 - x^2 - y^2}},$$

$$q = \frac{\partial z}{\partial y} = -\frac{y}{\sqrt{R^2 - x^2 - y^2}}.$$

После преобразования формулы (3) имеем:

$$S = \iint_D \frac{R d\sigma}{\sqrt{R^2 - x^2 - y^2}}. \quad (4)$$

Область D ограничена окружностью $x^2 + y^2 = \rho^2$, где $\rho = R \sin \frac{\Delta\gamma}{2}$.

Выражая двойной интеграл (4) через полярные координаты, получаем:

$$\begin{aligned} S &= \int_0^{2\pi} d\varphi \int_0^{\rho} \frac{R \cdot r \cdot dr}{\sqrt{R^2 - r^2}} = 2\pi R \cdot \frac{1}{2} \int_0^{\rho} \frac{dr^2}{\sqrt{R^2 - r^2}} = \\ &= -\pi R \int_0^{\rho} \frac{d(R^2 - r^2)}{\sqrt{R^2 - r^2}} = 2\pi R \cdot \left(R - \sqrt{R^2 - \rho^2} \right). \end{aligned}$$

Заменяя ρ на $R \sin \frac{\Delta\gamma}{2}$ с учетом зависимостей

$$S_O = \pi R \cdot \left(a[z] + 2R \left(1 - \cos \frac{\Delta\gamma}{2} \right) \right).$$

В зависимости от ориентации зерна в качестве R необходимо брать r_3 или R_3 .

Использование полученной зависимости для расчета активной поверхности режущего зерна позволит обосновать универсальный подход к расчетам сил резания, температуры и устойчивости процесса при различных схемах шлифования.

Заключение

На основе разработанной ранее концептуальной модели абразивного зерна получена зависимость для нахождения площади активной поверхности режущего абразивного зерна, использование которой позволит разработать универсальный подход к получению аналитических зависимостей для расчета функциональных характеристик процесса при различных схемах шлифования.

Литература

1. Изготовление деталей газотурбинных двигателей из титановых сплавов [Текст]: моногр. / В.А. Богуслаев, А.И. Долматов, П.Д. Жеманюк и др. – Запорожье: Дека, 1997. – 276 с.
2. Крымов, В.В. Производство лопаток газотурбинных двигателей [Текст] / В.В. Крымов, Ю.С. Елисеев, К.И. Зудин; под ред. В.В. Крымова. – М.: Машиностроение: Машиностроение-Полет, 2002. – 376 с.

3. Полетаев, В.А. Глубинное шлифование лопаток турбин [Текст]: моногр. / В.А. Полетаев, Д.И. Волков. – М.: Машиностроение, 2009. – 272 с.
4. Маслов, Е.Н. Теория шлифования материалов [Текст]: моногр. / Е.Н. Маслов. – М.: Машиностроение, 1974. – 320 с.
5. Долматов, А.И. К вопросу формализации абразивного инструмента при получении аналитических зависимостей для расчета функциональных характеристик процесса шлифования [Текст] / А.И. Долматов, С.Н. Нижник, М.А. Курин // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2011. – №2(79). – С. 31 – 35.
6. Курин, М.А. Исследование технологии планетарного глубинного шлифования плоских поверхностей деталей авиационных двигателей: дис. ... канд. техн. наук: 05.07.02; защищена 13.05.11; утв. 10.11.11 / Курин Максим Александрович. – Х., 2011. – 179 с.
7. Резников, А.Н. Абразивная и алмазная обработка материалов [Текст]: справ. / А.Н. Резников. – М.: Машиностроение, 1977. – 390 с.
8. Резников, А.Н. Теплофизика резания [Текст]: моногр. / А.Н. Резников. – М.: Машиностроение, 1969. – 288 с.

Поступила в редакцию 21.11.2012

Рецензент: д-р техн. наук, проф., заместитель директора А.Я. Мовшович, НПО «Оснастка», Харьков.

ВИЗНАЧЕННЯ ПЛОЩІ АКТИВНОЇ ПОВЕРХНІ РІЗУЧОГО АБРАЗИВНОГО ЗЕРНА

А.І. Долматов, М.О. Курін, С.М. Нижник, А.П. Петренко

Сформульована проблема необхідності знаходження площі активної поверхні різального зерна, під якою розуміється поверхня контакту одиничного зерна з поверхнею, що обробляється та стружкою. На основі розробленої концептуальної моделі абразивного зерна і з використанням способу побудови еліпса по більшій його осі, отримана залежність для знаходження площі активної поверхні різального абразивного зерна. Встановлено, що використання отриманої залежності дозволить розробити універсальний підхід до отримання аналітичних залежностей для розрахунку функціональних характеристик процесу при різних схемах шліфування.

Ключові слова: абразивне зерно, поверхня контакту, концептуальна модель зерна, поверхня еліпсоїда, площа поверхні.

DEFINITION ACTIVE SURFACE AREA OF CUTTING ABRASIVE GRAIN

A.I. Dolmatov, M.A. Kurin, S.N. Nyzhnyk, A.P. Petrenko

The problem of necessity of finding of the area of an active surface of cutting grain which is being understood as a surface of contact of individual grain with a processing surface and chips is formulated. On the basis of developed conceptual model of abrasive grain and with use of a way of creation of an ellipse on its bigger axis, dependence for finding of the area of an active surface of cutting abrasive grain is received. It is established that use of the received dependence will allow developing a universal approach to obtaining analytical dependences for calculation of functional characteristics of process at various schemes of grinding.

Key words: abrasive grain, contact surface, conceptual model of grain, surface of ellipsoid, surface area.

Долматов Анатолий Иванович – д-р техн. наук, профессор, профессор кафедры производства авиационных двигателей, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина.

Курин Максим Александрович – канд. техн. наук, старший преподаватель кафедры производства авиационных двигателей, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина, e-mail: kurin_83@mail.ru.

Нижник Сергей Николаевич – старший преподаватель кафедры производства авиационных двигателей, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина.

Петренко Анатолий Петрович – канд. техн. наук, доцент кафедры производства авиационных двигателей, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Харьков, Украина.

УДК 628.515

В.В. КРУЧИНА

Національний аерокосмічний університет ім. М.Є. Жуковського «ХАІ»

ВПЛИВ ФІЗИЧНИХ ПРОЦЕСІВ ОБРОБКИ НА РІДКІ ВІДХОДИ ВИРОБНИЦТВА

Розглянуто особливості складу стічних вод, що утворюються при хімічній і електрохімічній обробці матеріалів на підприємствах авіаційної і ракетно-космічної техніки. Скидання промислових стоків являє собою важливу проблему, так як вони містять компоненти розчинів токсичних речовин, у результаті чого відбувається інтенсивне забруднення водних об'єктів. Проаналізовано шляхи вирішення проблеми утилізації рідких промислових відходів підприємств на основі аналізу фізичних методів, що відповідають вимогам екологічності технології і забезпечення регенерації цінних речовин. Наведено особливості реалізації таких методів обробки рідких середовищ. Запропоновано звернути увагу на електроімпульсний метод комплексної утилізації рідких і твердих металевих відходів виробництва заснований на комбінованому впливі на воду фізико-хімічних явищ, що виникають при здійсненні імпульсних електричних розрядів.

Ключові слова: гальванічні покриття, утилізація гальванічних стоків, електричне і магнітне поле, електричний разряд, ультрафіолетове випромінювання, іонізуючі випромінювання

Вступ

Підприємства авіаційної і ракетно-космічної техніки випускають продукцію, для виготовлення деталей і агрегатів якої застосовують такі матеріали, як сталь, алюміній, титаномангнієві стопи та ін. Умови та режими експлуатації авіаційної і ракетної техніки припускають обробку поверхонь деталей такими способами, як нікелювання, анодування, оксидування, хромування, цинкування, кадмірування та ін.

Підприємства застосовують хімічні речовини для процесів:

- розконсервації і мийки металопродукату;
- видалення окисних плівок і окалини з металопродукату, виліток, поковок, після термообробки;
- нанесення захисних і захисно-декоративних покриттів на деталі, що використовуються в конструкціях вузлів і агрегатів виробленої продукції;
- нанесення спеціальних покриттів, що забезпечують виконання вимог до окремих поверхонь: підвищення твердості, зносостійкості, зміни коефіцієнта тертя, здатності до термодифузійної м'якої пайки, термостійкості, запобігання схоплювання в умовах глибокого вакууму, зміни коефіцієнта поглинання променів (табл. 1);
- отримання різної величини і форми пазів хімічним фрезеруванням.

Процеси розконсервації і мийки від мастильно-охолоджуючих рідин проводяться в основному в розчинах на лужній основі з застосуванням поверхнево-активних речовин, при цьому утворюються

промивні води та розчини, що містять компоненти цих розчинів, а також жирові забруднення.

Таблиця 1

Призначення і область застосування покриттів

Область застосування покриттів	Призначення покриттів	Матеріал покриттів
Авіація		
Лопатки газових турбін	Термостійкість	Al-Ni; Al; Al ₂ O ₃
Гальмівні колодки	Зносостійкість	Cr-B-Ni оксиди
Елементи конструкції фюзеляжу	Міцність, жорсткість	Композиційні матеріали на основі Al; Ti
Ракетно-космічна техніка		
Сопла ракет, теплоізоляція	Жаростійкість, ерозійна стійкість	Оксиди, Al; W
Елементи космічних апаратів	Триботехнічні властивості	Карбіди, силіциди W, Zr, Mo

Очищення від окисних плівок і окалини припускає використання травильних розчинів на лужній або кислотній основі. Утворені відходи і промивні води містять в своєму складі катіони основних і легуючих сплавів і аніони кислот і лугів, що входять до складу розчинів. Для нанесення захисних, захисно-декоративних, спеціальних покриттів, хімічного фрезерування використовуються розчини, відповідні природі оброблюваного матеріалу та виду електрохімічної обробки. До складу рідких відходів входять катіони хімічних елементів, сплавів, захисного покриття і аніони кислот і розчинів солей, застосовувані в технологічному процесі. Стічні води містять мінеральні та органічні речовини, солі важких (Fe, Cu, Zn, Ni, Cd, Pb, Sn, As), лужних (Mg, St) металів, хромати, ціаніди, органічні сполуки і поверхнево-активні речовини.

Промислові стічні води, що утворюються в гальванічних цехах відносяться до найбільш розповсюджених. Утворені, в результаті нанесення покриттів, а також хімічної і електрохімічної обробки металів, гальванічні стічні води містять солі важких металів, кислот і лугів у кількостях, що в десятки разів перевищують гранично допустимі концентрації. Такі стоки являють собою серйозну небезпеку для стану навколишнього середовища і, зокрема, водних об'єктів, що обумовлює актуальність розробки методів, спрямованих на вдосконалення очищення стічних вод гальванічних цехів.

Постановка завдання дослідження

Аналіз існуючих технологій та обладнання дозволяє зробити висновок про необхідність розробки та вдосконалення нових технологій і устаткування.

Методи очищення промислових стоків, які широко застосовуються сьогодні на виробництві – реагентні, сорбційні та електрохімічні – мають ряд недоліків технологічного і екологічного плану. Так, для реалізації найбільш поширеного методу реагентної очистки потрібні значні капітальні витрати, що пов'язані з проблемою подальшої утилізації чи захоронення великої кількості шламів. До того ж, реагенти, що застосовуються для процесу нейтралізації, дорого коштують. Більш економічний метод електрокоагуляції вимагає низки дефіцитних матеріалів, витрачених у процесі обробки стічних вод. Іонообмінний метод не отримав достатньо широкого розповсюдження, оскільки є найбільш дорогим.

Наведений вище широкий спектр забруднень стічних вод визначає необхідність розробки універсальних технологічних процесів комплексної утилізації забруднених вод [1, 2]. Вибір процесу утилізації і його апаратне оформлення повинні бути засновані на ретельному аналізі основної технології з

метою максимального скорочення відходів і виборі оптимальних систем для їх видалення.

У сучасних умовах на передній план висувається питання екологічності технології із забезпеченням регенерації цінних речовин. Кінцевою метою є створення маловідходних технологічних процесів, систем оборотного водопостачання.

Результати дослідження

Автором виконані дослідження та проведено аналіз, широко застосовуваних сьогодні, методів очищення промислових стічних вод. Реагентні, сорбційні та електрохімічні методи очищення промислових стоків мають ряд недоліків технологічного, економічного та екологічного плану.

Альтернативою хімічним методам обробки водних систем з метою їх утилізації є фізичні методи: високі температури, електростатичні та магнітні поля, електричні розряди і струми, УВЧ, УФ-та іонізуюче випромінювання. До фізичних методів інтенсифікації процесів очищення стічних вод відноситься також обробка води ультразвуком.

В ультразвукових апаратах вода обробляється ультразвуковими коливаннями різної інтенсивності і частоти, що руйнують фізико-хімічні та біологічні забруднення і прискорюють процеси окисдування, коагуляції, флоатації [3]. Ці методи обробки води енергоємні, вимагають спеціальної підготовки води перед очищенням, складні в апаратному оформленні, мають обмежену продуктивність.

Серед електрофізичних методів слід виділити обробку води імпульсними розрядами в цілях її очищення та знезараження. Високовольтний розряд (10-70 кВ) у воді генерує ударну хвилю, викликаючи електрогідравлічний ефект, що характеризується ударною хвилею ($10^4 \dots 10^5 \text{ кг/см}^2$) і пружними коливаннями середовища (10^5 Гц). Такий розряд виробляє потужний комплексний вплив на рідину, інтенсифікуючи процеси в ній [4]. Однак застосування високовольтних розрядів лімітується ресурсом роботи розрядних камер і складністю високовольтних джерел живлення. Принциповим недоліком є локалізація розряду, що не дозволяє рівномірно ввести електроенергію в обсяг оброблюваної рідини.

Низьковольтні (до 1000 В) електричні розряди малої потужності дозволяють обробляти воду як температурними і електромагнітними полями, а також коагулювати дисперсну фазу і здійснювати окислювальні процеси [5]. Недоліками електричних розрядів малої потужності в процесах очищення води є необхідність додаткового очищення і мала продуктивність, пов'язана з низькою витратою або рециркуляцією води в цілях магнітно-імпульсної обробки для підвищення її ефективності.

Найбільш ефективними є імпульсні розряди середньої потужності, що генерують сильні електромагнітні поля. Вони інтенсифікують процеси окислення, знезараження та коагуляції і найбільш придатні для очищення стічних вод. [6]. Однак при цьому значно ускладнюється технологічна схема очищення і ростуть енерговитрати.

При плазмохімічній обробці води в тліючих розрядах, процес здійснюється в газовій фазі над поверхнею рідини. Рідина виконує роль біполярного електроду: катода тліючого розряду і анода по відношенню до рідини [7]. Окислювальні реакції протікають на кордоні розряду фаз. Цей метод недостатньо вивчений і знаходиться на стадії досліджень з причини нерівномірного розподілу струму по поверхні рідини і низької продуктивності розрядної камери низького тиску.

Магнітну обробку води широко застосовують у багатьох технологічних процесах [8] для активації води, коагулювання забруднень та ін. Найбільш широко омагнічування води застосовується в практиці зниження жорсткості мінералізованих вод. У вихрових апаратах вода обробляється феромагнітними частинками в обертовому магнітному полі, і такі апарати можуть застосовуватися для локальних замкнених систем для видалення з води важких металів, фенолу, ціанідів у вигляді гідроксидів. Незважаючи на переваги, серед яких слід відзначити простоту і надійність методу, існують недоліки, що не дозволяють широко застосовувати цей метод - нестабільність і незначність ефектів обробки води.

Радіаційно-хімічний метод обробки стічних вод засновано на окислюванні неорганічних забруднень у воді під дією іонізуючих випромінювань γ -джерел або прискорювачів електронів [9].

Механізм радіаційно-хімічної обробки стічних вод полягає в нейтралізації забруднень продуктами радіолізу води: $\text{OH}^\cdot$, $\text{H}^\cdot$, $\text{HO}_2^\cdot$, H_2O_2 . Ефективність процесу оцінюється радіаційно-хімічним виходом, який визначається числом зруйнованих або утворених молекул на 100 еВ поглиненої енергії.

Утилізація ГС за методом ланцюгової радіаційно-хімічної полімерізації, яку ініціюють іон-радикали, що утворюються при опроміненні мономеру або розчинника, дозволяє перевести забруднення з води в твердий осад в одностадійному процесі. Проблеми реалізації цього метода виникають з приводу складності апаратурного виконання.

Вибір методу утилізації відходів виробництва обумовлюється технологічною можливістю і економічною доцільністю.

Таким є метод електроімпульсного диспергування струмопровідного матеріалу. В роботах [10, 11] розглянуті питання вдосконалення електроімпульсного методу, що забезпечує одностадійний про-

цес утилізації екологічно шкідливих відходів гальванічних та повторне застосування відходів механо-обробних цехів. Схема установки приведена на рис. 1.

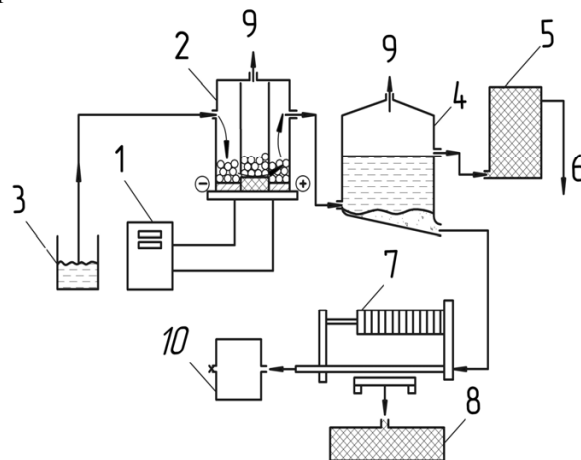


Рис. 1. Принципова схема установки:

- 1 – генератор імпульсного струму;
- 2 – електророзрядний реактор; 3 – ємність стічної води; 4 – відстійник; 5 – фільтр тонкого очищення; 6 – фільтрат; 7 – фільтр-прес; 8 – збірник води; 9 – відведення газу; 10 – збірник води.

Метод заснований на комбінованому впливі на стоки фізико-хімічних явищ, що виникають при здійсненні імпульсних електричних розрядів. При цьому, в порівнянні з існуючими фізичними методами, набір фізико-хімічних впливів на воду, що очищається розширюється (наявність електроерозійних процесів дозволяє отримати високодисперсні металеві порошки (рис. 2), провести активацію водних суспензій, що впливає на характер протікання процесів при диспергуванні, отримати активний коагулянт).

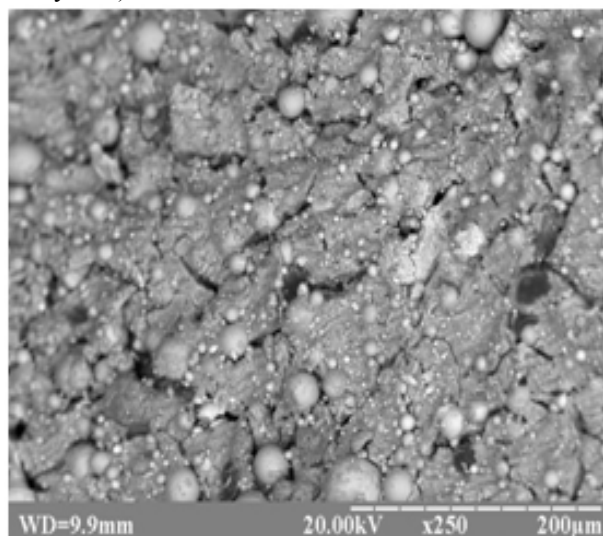


Рис. 2. Зовнішній вигляд сталевих частинок порошку (стал 20)

Результати проведених досліджень показали, що процес супроводжується активацією води за рахунок підвищення тангенса кута діелектричних втрат $\operatorname{tg} \delta$ та діелектричної проникності ϵ рідких відходів (рис. 3).

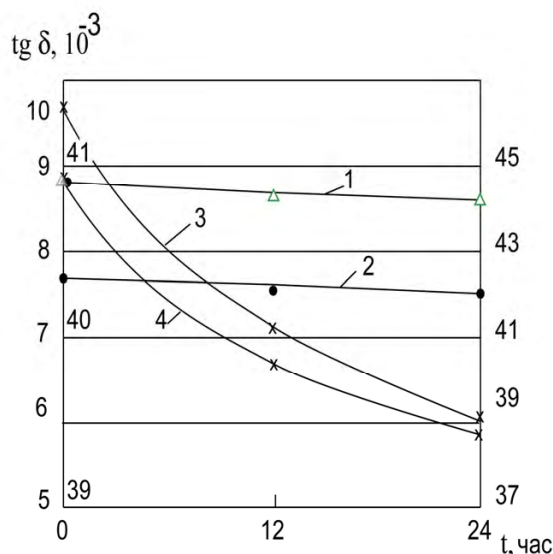


Рис. 3. Залежність $\epsilon(t)$ і $\operatorname{tg} \delta(t)$ від підводимої енергії N , на одиницю об'єму робочої області реактора електроімпульсного диспергування: 1 - $\epsilon(t)$ при $N = 0,084$ Дж/см³; 2 - $\epsilon(t)$ при $N = 0,064$ Дж/см³; 3 - $\operatorname{tg} \delta(t)$ при $N = 0,084$ Дж/см³; 4 - $\operatorname{tg} \delta(t)$ при $N = 0,064$ Дж/см³

Висновки

Гальванічні виробництва надають істотний вплив на незадовільний екологічний стан водних об'єктів України.

Існує необхідність розробки нових технологій і обладнання для утилізації відходів та забезпечення регенерації цінних речовин.

Альтернативою існуючих методів утилізації рідких гальванічних відходів є фізичні методи з використанням високих температур, електричних і магнітних полів, електричних разрядів і струмів, УФ-та іонізуючих випромінювань.

Електроімпульсний метод є комплексним для вирішення проблем утилізації рідких промислових стоків та твердих металевих відходів в однастадійному процесі. Метод об'єднує в собі вплив фізичних явищ, що виникають при здійсненні імпульсних електричних разрядів

Література

1. Гребенюк, В.Д. Состояние и перспективы развития методов очистки сточных вод гальванических производств [Текст] / В.Д. Гребенюк, Т.Т. Соболевская, А.Г. Махно // Химия и технология воды. – 1989. – Т. 11, № 5. – С. 407 – 421.
2. Родионов, А.И. Техника защиты окружающей среды [Текст]: учеб. для вузов / А.И. Родионов, В.Н. Клушин, Н.С. Торочешников. – М.: Химия, 1989. – 512 с.
3. Терновцев, В.Е. Очистка промышленных сточных вод [Текст]: моногр. / В.Е. Терновцев, В.М. Пухачев. – К.: Будівельник, 1986. – 120 с.
4. Кравченко, А.В. Деструкция химически чистой воды в разрядах пониженного давления [Текст] / А.В. Кравченко, А.Ф. Нестеренко // Украинский химический журнал. – 1994. – Т. 60, № 5-6. – С. 429 – 432.
5. Малюшевский, П.П. Основы разрядно-импульсной технологии [Текст]: моногр. / П.П. Малюшевский. – К.: Наук. думка, 1983. – 270 с.
6. Веселов, Ю.С. Водоочистное оборудование: конструирование и использование [Текст]: моногр. / Ю.С. Веселов, И.С. Лавров, Н.И. Рубчатский. – Л.: Машиностроение, 1985. – 232 с.
7. Плазменное обеззараживание воды в несамостоятельном разряде [Текст] / П.Н. Воронин, С.В. Ольшеский, П.Н. Цыбулев и др. // Плазмотехнология-97: сб. науч. тр. ЗГТУ, Запорожье. – 1997. – С. 58 – 61.
8. Классен, В.И. Омагничивание водных систем [Текст] / В.И. Классен. – М.: Химия, 1982. – 269 с.
9. Шубин, В.Н. Радиационное обеззараживание сточных и природных вод [Текст]: моногр. / В.Н. Шубин, Ю.И. Шаранин, С.А. Брусенцева. – М.: Энергоатомиздат, 1985. – 64 с.
10. Кручина, В.В. Обоснование химических реакций при электроимпульсной очистке сточных вод [Текст] / В.В. Кручина // Экологічна безпека: проблеми і шляхи вирішення: зб. наук. ст. УкрНДІЕП. – 2007. – Т. 1. – С. 410 – 413.
11. Электроимпульсная активация воды в процессах очистки промышленных стоков [Текст] / Н.В. Нечипорук, С.В. Олейник, В.Ф. Гайдуков, В.В. Кручина // Вопросы проектирования и производства конструкций летательных аппаратов: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-та им. Н.Е. Жуковского «ХАИ». – Вып. 1(57) – X., 2009. – С. 84 – 93.

Надійшла до редакції 25.10.2012

Рецензент: д-р техн. наук, проф., зав. каф. проектування ракетно-космічних апаратів В.Є. Гайдачук, Національний аерокосмічний університет ім. М.Є. Жуковського «ХАІ», Харків.

ВЛИЯНИЕ ФИЗИЧЕСКИХ ПРОЦЕССОВ ОБРАБОТКИ НА ЖИДКИЕ ОТХОДЫ ПРОИЗВОДСТВА

В.В. Кручина

Рассмотрены особенности состава сточных вод, образующихся при химической и электрохимической обработке материалов на предприятиях авиационной и ракетно-космической техники. Сброс промышленных стоков представляет собой важную проблему, так как они содержат компоненты растворов токсичных веществ, в результате чего происходит интенсивное загрязнение водных объектов. Проанализированы пути решения проблемы утилизации жидких промышленных отходов предприятий авиационной и ракетно-космической техники на основе анализа физических методов, соответствующих требованиям экологичности технологии и обеспечения регенерации ценных веществ. Приведены особенности реализации таких методов обработки жидких сред. Предложено обратить внимание на электроимпульсный метод комплексной утилизации жидких и твердых металлических отходов производства, основанный на комбинированном воздействии на воду физико-химических явлений, возникающих при осуществлении импульсных электрических разрядов.

Ключевые слова: гальванические покрытия, утилизация гальванических стоков, электрическое и магнитное поле, электрический разряд, ультрафиолетовое излучение, ионизирующие излучения

INFLUENCE OF PHYSICAL PROCESSES OF TREATMENT TO LIQUID WASTE PRODUCTION

V.V. Kruchyna

Features of composition of the sewage which is forming at chemical and electrochemical processing of materials at the enterprises of aviation and space-rocket equipment are considered.. Dumping of industrial drains represents an important problem as they contain components of solutions of toxic substances therefore there is an intensive pollution of water objects. Solutions on the basis of the analysis of physical methods for the recycling, meeting the requirements of environmental friendliness of technology and ensuring regeneration of valuable substances are offered. The features of the implementation of such methods of treatment fluids are offered. Invited to pay attention to the electric pulse method of comprehensive utilization of liquid and solid waste metal production based on the combined action of a water physics-chemical phenomena occurring in the implementation of pulsed electric discharges.

Key words: electroplating, recycling of electroplating wastewater, electric and magnetic fields, electric shock, ultraviolet radiation, ionizing radiation

Кручина Вікторія Віталіївна – канд. техн. наук, доцент каф. хімії, екології та експертизних технологій, Національний аерокосмічний університет ім. М.Є. Жуковського «Харківський авіаційний інститут», Харків, Україна.

УДК 629.76/.78.001.67

С.В. ФИЛИПКОВСКИЙ

Харьковский национальный автомобильно-дорожный университет, Украина

ПРОДОЛЬНЫЕ КОЛЕБАНИЯ ТОПЛИВА В ТРУБОПРОВОДЕ РАКЕТЫ
С НЕЛИНЕЙНЫМ УПРУГИМ ЭЛЕМЕНТОМ

Получена нелинейная модель газожидкостного упругого элемента топливного трубопровода жидкостной ракеты. Исследованы свободные и вынужденные колебания жидкости в топливном трубопроводе с газожидкостным упругим элементом. Показано, что при частотах меньше нижней резонансной частоты возможны неустойчивые режимы. Такое поведение рассматриваемой системы объясняется физическими свойствами газожидкостного упругого элемента. Построены скелетные кривые, амплитудно-частотные характеристики и определены области устойчивости и неустойчивости нелинейных колебаний.

Ключевые слова: топливный трубопровод, газожидкостный упругий элемент, нелинейная модель, колебания, скелетная кривая, амплитудно-частотная характеристика.

Введение

В топливной системе жидкостной ракеты бак окислителя обычно расположен над баком горючего. Длина трубопровода окислителя такова (рис. 1), что частота продольных колебаний жидкости в нём может приблизиться к собственной частоте колебаний корпуса ракеты. В этом случае амплитуда резонансных колебаний может достичь опасной величины. Для снижения первой собственной частоты колебаний жидкости применяют устройство, представляющее собой сосредоточенный упругий элемент с малой жёсткостью [1]. Его называют газожидкостным демпфером, хотя рассеяние энергии в нём мало и не учитывается в расчётах.

Теоретические основы проектирования и конструкции гидравлических агрегатов летательных аппаратов рассмотрены в книге [2]. В монографии

[3] изложена методика анализа колебаний топливных баков с жидкостью, динамических характеристик упруго подвешенных топливных магистралей. В книге [1] исследованы автоколебания, возникающие в результате взаимодействия продольных упругих колебаний корпуса ракеты с динамическими процессами, протекающими в двигательной установке.

В статье [4] предложена методика выбора параметров демпфера колебаний, основанная на определении первой собственной частоты трубопровода с демпфером по формулам для системы с одной степенью свободы.

В названных выше источниках использованы линеаризованные модели динамического поведения топливных магистралей и агрегатов. Газожидкостный демпфер, который является основным элементом гашения колебаний, обладает нелинейными

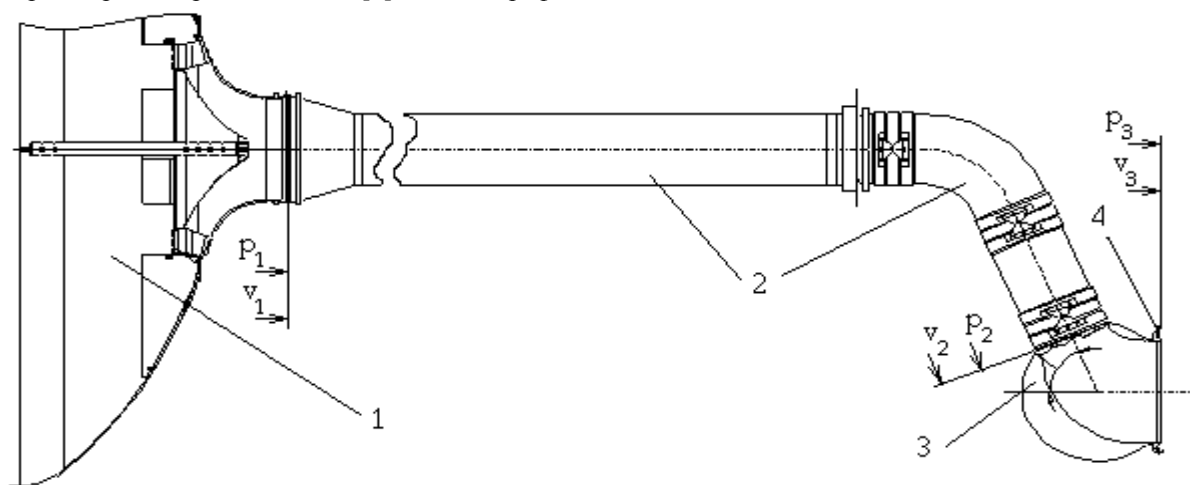


Рис 1. Схема трубопровода окислителя

свойствами. Поэтому целью работы является построение и анализ нелинейной математической модели колебаний окислителя в трубопроводе ЖРД.

1. Уравнения движения системы с конечным числом степеней свободы

Схема топливоподающего тракта с газожидкостным упругим элементом, представлена на рис. 1. Из бака 1 по трубопроводу 2, на конце которого установлен упругий элемент 3, компонент топлива подаётся в шнекоцентробежный насос турбонасосного агрегата (ТНА) 4.

Для построения амплитудно-частотной характеристики (АЧХ) колебаний жидкости трубопровод рассматриваем как систему с распределёнными параметрами. Скорость течения мала по сравнению со скоростью звука в трубе, вязкое сопротивление не учитываем, жидкость считаем сжимаемой и стенки труб упругими. Динамика жидкости в каждом отрезке трубопровода описывается уравнением Эйлера и уравнением неразрывности, которые при принятых допущениях имеют вид [2].

$$-\frac{\partial p}{\partial x} = \rho \frac{\partial v}{\partial t}, \quad -\frac{\partial p}{\partial t} = c_0^2 \rho \frac{\partial v}{\partial x}, \quad (1)$$

где p , v – давление и скорость жидкости; x – осевая координата трубопровода; t – время; ρ – плотность жидкости; F – площадь поперечного сечения трубопровода; c_0 – скорость звука в круглой деформируемой трубе, которая определяется формулой Жуковского [1].

Газожидкостный упругий элемент (рис. 2) представляет собой полость 1, верхняя часть которой заполнена инертным газом 2. При колебаниях давления в трубопроводе 3 жидкость 4 перетекает через отверстия 5 в полость и обратно, при этом газ выполняет функцию упругого элемента с малой жёсткостью. Количество газа в полости регулируется подачей через клапан 6 и сбросом через клапан 7.

Математическая модель этого элемента основана на допущении о том, что сжимаемостью жидкости по сравнению со сжимаемостью газа можно пренебречь [2]. В этом случае изменение объёма газа в полости равно разности объёмных расходов жидкости на входе и выходе:

$$\frac{dV_T}{dt} = -F(v_{T3} - v_{T2}), \quad (2)$$

где V_T – текущий объём газа в полости; v_{T2} , v_{T3} – текущие скорости на входе и выходе из полости. Скорость жидкости в трубопроводе складывается из постоянной составляющей и колебаний, описываемых уравнениями (1). Тогда $v_{T2} = v_0 + v_2$, $v_{T3} = v_0 + v_3$; где v_0 – постоянная составляющая

скорости, v_2 , v_3 – колебания скорости. Полагаем, что газ сжимается и расширяется адиабатически:

$$\frac{p_0}{p_T} = \left(\frac{V_T}{V_0} \right)^\gamma, \quad (3)$$

где p_0 – постоянная составляющая давления; V_0 – начальный объём газа в полости; p_T – текущее давление; γ – показатель адиабаты. Продифференцируем уравнение (3) по времени и получим:

$$\frac{dV_T}{dt} = \frac{V_0}{\gamma p_0} \left(1 + \frac{p}{p_0} \right)^\chi \frac{\partial p_T}{\partial t}, \quad (4)$$

где $p_T = p_0 + p$, p – колебания давления; $\chi = -(1 + \gamma)/\gamma$.

Соотношение (4) введём в (2) и произведём разложение в ряд Тейлора, учитывая, что $|p/p_0| < 1$. В результате придём к следующему уравнению:

$$v_3 - v_2 = \frac{-V_0}{F\gamma p_0} \left[1 + \chi \frac{p}{p_0} + \frac{\chi(\chi-1)}{2} \frac{p^2}{p_0^2} + \dots \right] \frac{\partial p}{\partial t}. \quad (5)$$

Полагаем, что ТНА работает с постоянной производительностью и отсутствуют колебания расхода жидкости на выходе из полости, то есть $v_3 = 0$. Сохраним в разложении (5) члены включительно до третьей степени p/p_0 . Продифференцировав (5) по времени и подставив в первое уравнение (1), получим граничное условие на выходе из трубы в полость:

$$\frac{V_0}{F\gamma p_0} \frac{\partial}{\partial t} \left\{ \left[1 + \chi \frac{p}{p_0} + \frac{\chi(\chi-1)}{2} \frac{p^2}{p_0^2} \right] \frac{\partial p}{\partial t} \right\} \Big|_{x=L} + \frac{\partial p}{\partial x} \Big|_{x=L} = 0. \quad (6)$$

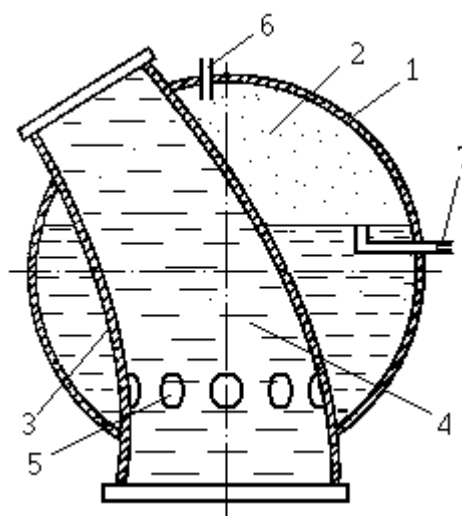


Рис. 2. Схема газожидкостного упругого элемента

Для дальнейшего исследования используем безразмерные параметры $\sigma = p/p_0$, $\kappa = x/L$,

$\tau = tc_0/L$, $\varpi = \omega L/c_0$; где L – длина трубы. Уравнения (1) и (6) принимают вид:

$$\ddot{\sigma} - \sigma'' = 0, \quad (7)$$

$$\left[\sigma' + A_1 \ddot{\sigma} + A_2 (\ddot{\sigma}^2 + \sigma \ddot{\sigma}) + A_3 (2\sigma \dot{\sigma}^2 + \sigma^2 \ddot{\sigma}) \right]_{\kappa=1} = 0, \quad (8)$$

$$\text{где } A_1 = \frac{\rho V_0 c_0^2}{\gamma F p_0 L}, \quad A_2 = \frac{\rho \chi V_0 c_0^2}{\gamma F p_0 L},$$

$$A_3 = \frac{\rho \chi (\chi - 1) V_0 c_0^2}{2 \gamma F p_0 L}, \quad \dot{\sigma} = \frac{\partial \sigma}{\partial \tau}, \quad \sigma' = \frac{\partial \sigma}{\partial \kappa}.$$

Колебания корпуса ракеты в полёте сопровождаются периодическим движением днища бака. Силы инерции прилегающей к днищу жидкости создают колебания давления на входе в трубопровод [3]. Допустим, что они изменяются по гармоническому закону, тогда граничное условие в начале трубопровода будет $p|_{\kappa=0} = p_B \sin \omega t$, где p_B и ω – амплитуда и частота возмущающего воздействия. Примем такую аппроксимацию давления в трубе:

$$\sigma(\kappa, \tau) = \sum_i [\alpha_{2i-1}(\tau) \cdot \sin \varpi_i \kappa + \alpha_{2i}(\tau) \cdot \cos \varpi_i \kappa], \quad (9)$$

где функции времени $\alpha_j(\tau)$ – обобщенные координаты, $j = \overline{1,6}$, ϖ_i – собственные частоты колебаний жидкости в трубопроводе с линеаризованными граничными условиями. Для определения ϖ_i оставим только первые члены рядов (5) и (9). В результате получим трансцендентное частотное уравнение:

$$\cos \varpi = A_1 \varpi \sin \varpi. \quad (10)$$

Для решения уравнения колебаний с нелинейным граничным условием используем метод взвешенных невязок [5]. В работе [6] показано, что если в аппроксимации (9) сохранить первые три члена ряда, то получим систему шести уравнений для определения функций времени:

$$\begin{aligned} & \sum_{k=1}^6 e_{j,k} \ddot{\alpha}_k + \sum_{k=1}^6 \bar{e}_{j,k} \alpha_k + \sum_{m=1}^6 \sum_{n=1}^6 \hat{e}_{j,m,n} \dot{\alpha}_m \dot{\alpha}_n + \\ & + \sum_{m=1}^6 \sum_{n=1}^6 \tilde{e}_{j,m,n} \alpha_m \ddot{\alpha}_n + \sum_{k=1}^6 \sum_{m=1}^6 \sum_{n=1}^6 \bar{\bar{e}}_{j,k,m,n} \alpha_k \dot{\alpha}_m \dot{\alpha}_n + \\ & + \sum_{k=1}^6 \sum_{m=1}^6 \sum_{n=1}^6 \bar{\bar{\bar{e}}}_{j,k,m,n} \alpha_k \alpha_m \ddot{\alpha}_n - z_j \sin \varpi \tau = 0, \end{aligned} \quad (11)$$

где $j = \overline{1,6}$ – номера уравнений; $e_{j,k}$, $\bar{e}_{j,k}$, $\hat{e}_{j,m,n}$, $\tilde{e}_{j,m,n}$, $\bar{\bar{e}}_{j,k,m,n}$, $\bar{\bar{\bar{e}}}_{j,k,m,n}$ – коэффициенты, которые зависят от A_i и ϖ_i ; $z_{2i-1} = 0$, $z_{2i} = p_B/p_0$; $i = \overline{1,3}$.

2. Уравнения свободных колебаний

Рассмотрим систему уравнений (12) без правой части. Это соответствует состоянию трубопровода, когда в баке поддерживается заданное давление

наддува, а на входе из бака в трубу нет колебаний давления $p|_{\kappa=0} = 0$. В безразмерных параметрах граничное условие запишется $\sigma|_{\kappa=0} = 0$. В этом случае вместо (9) следует принять такую аппроксимацию давления в трубе:

$$\sigma(\kappa, \tau) = \sum_i \alpha_i(\tau) \sin(\varpi_i \kappa). \quad (12)$$

При сохранении трёх членов ряда (12) останется три обобщенные координаты $\alpha_i(\tau)$ и три уравнения в системе (11).

Система (11) линейна относительно вторых производных обобщенных координат $\ddot{\alpha}_i$. Решив эту систему, получим

$$\ddot{\alpha}_i = \Delta_i / \Delta, \quad (13)$$

где Δ_i , Δ – определители системы (11). Раскроем эти определители и сохраним члены до третьей степени включительно. Знаменатель (13) имеет вид

$$\Delta = 1 + \sum_{j=1}^3 \delta_j \alpha_k + \sum_{j=4}^9 \delta_j \alpha_k \alpha_m + \sum_{j=10}^{18} \delta_j \alpha_k \alpha_m \alpha_n, \quad (14)$$

где δ_j – коэффициенты, зависящие от $e_{j,k}$, $\bar{e}_{j,k}$, $\hat{e}_{j,m,n}$, $\tilde{e}_{j,m,n}$, $\bar{\bar{e}}_{j,k,m,n}$, $\bar{\bar{\bar{e}}}_{j,k,m,n}$. Разложим Δ^{-1} в ряд Тейлора по переменным α_1 , α_2 , α_3 , подставим в (13) и сохраним члены до третьей степени включительно. Получим систему трёх дифференциальных уравнений

$$\ddot{\alpha}_i = \Phi_i(\alpha_m, v_k), \quad i, m, k = \overline{1,3}, \quad (15)$$

где Φ_i – кубические полиномы, $v_k = \dot{\alpha}_k$ – обобщённые скорости.

Систему (15) решаем методом нелинейных нормальных форм (ННФ), согласно которому все фазовые координаты выражаем через одну пару фазовых координат [7]. В качестве независимой пары фазовых координат выберем обобщённую координату $\alpha = \alpha_1$ и обобщённую скорость $v = v_1 = \dot{\alpha}_1$.

Представим ННФ в следующем виде:

$$\begin{aligned} \alpha_n(\alpha, v) &= \vartheta_{n,1} \alpha + \vartheta_{n,2} v + \vartheta_{n,3} \alpha^2 + \\ &+ \vartheta_{n,4} \alpha v + \vartheta_{n,5} v^2 + \vartheta_{n,6} \alpha^3 + \\ &+ \vartheta_{n,7} \alpha^2 v + \vartheta_{n,8} \alpha v^2 + \vartheta_{n,9} v^3, \\ v_n(\alpha, v) &= \vartheta_{3+n,1} \alpha + \vartheta_{3+n,2} v + \vartheta_{3+n,3} \alpha^2 + \\ &+ \vartheta_{3+n,4} \alpha v + \vartheta_{3+n,5} v^2 + \vartheta_{3+n,6} \alpha^3 + \\ &+ \vartheta_{3+n,7} \alpha^2 v + \vartheta_{3+n,8} \alpha v^2 + \vartheta_{3+n,9} v^3, \end{aligned} \quad (16)$$

где $n = \overline{2,3}$ – номера обобщённых координат. Для определения коэффициентов $\vartheta_{n,m}$ строим уравнения в частных производных относительно ННФ:

$$\begin{aligned}\dot{\alpha}_n(\alpha, \nu) &= \frac{\partial \alpha_n(\alpha, \nu)}{\partial \alpha} \dot{\alpha} + \frac{\partial \alpha_n(\alpha, \nu)}{\partial \nu} \dot{\nu}(\alpha, \nu), \\ \dot{\nu}_n(\alpha, \nu) &= \frac{\partial \nu_n(\alpha, \nu)}{\partial \alpha} \dot{\alpha} + \frac{\partial \nu_n(\alpha, \nu)}{\partial \nu} \dot{\nu}(\alpha, \nu).\end{aligned}\quad (17)$$

В этих выражениях $\dot{\nu}_n$ представляет собой правую часть n -го уравнения (15). Подставив (16) в (15), запишем её следующим образом: $\dot{\nu}_n = \ddot{\alpha}_n = \Phi[\alpha_m(\alpha, \nu), \nu_k(\alpha, \nu)] = Q_n(\alpha, \nu)$, соответственно $\dot{\nu} = \ddot{\alpha} = Q_1(\alpha, \nu)$. Тогда

$$\begin{aligned}\dot{\alpha}_n(\alpha, \nu) &= \nu_n(\alpha, \nu) = \frac{\partial \alpha_n(\alpha, \nu)}{\partial \alpha} \nu + \frac{\partial \alpha_n(\alpha, \nu)}{\partial \nu} Q_1(\alpha, \nu), \\ \dot{\nu}_n(\alpha, \nu) &= Q_n(\alpha, \nu) = \frac{\partial \nu_n(\alpha, \nu)}{\partial \alpha} \alpha + \frac{\partial \nu_n(\alpha, \nu)}{\partial \nu} Q_1(\alpha, \nu).\end{aligned}\quad (18)$$

Приравняв коэффициенты при одинаковых степенях $\alpha^m \nu^n$, и, сохраняя слагаемые со степенями $m+n = \overline{1,3}$; построим систему алгебраических уравнений относительно коэффициентов $\vartheta_{n,m}$; $n = \overline{2,3,5,6}$; $m = \overline{1,9}$. Коэффициенты при первых степенях α и ν в уравнениях (18) являются квадратными членами относительно $\vartheta_{n,1}$ и $\vartheta_{n,2}$. Приравняв суммы коэффициентов в левых и правых частях (18) получим восемь квадратных уравнений. Они дают три действительных решения, которые соответствуют формам колебаний линеаризованной системы (15). Подставляя каждое из этих решений в выражения для коэффициентов при квадратных произведениях α и ν (18) получим три системы линейных уравнений для определения $\vartheta_{n,m}$, $m = \overline{3,5}$. Аналогично определяем коэффициенты $\vartheta_{n,m}$, $m = \overline{6,9}$ при кубических произведениях α и ν .

ННФ (16) подставляем в 1-е уравнение системы (15). В результате для каждой ННФ получим одно обыкновенное дифференциальное уравнение, описывающее движение по ней:

$$\begin{aligned}\ddot{\alpha} + V_1 \dot{\alpha} + V_2 \alpha + V_3 \alpha^2 + V_4 \alpha \dot{\alpha} + V_5 \dot{\alpha}^2 + \\ + V_6 \alpha^3 + V_7 \alpha^2 \dot{\alpha} + V_8 \alpha \dot{\alpha}^2 + V_9 \dot{\alpha}^3 = 0,\end{aligned}\quad (19)$$

где V_m , $m = \overline{1,9}$ – коэффициенты, получающиеся в результате группировки слагаемых.

3. Численный анализ свободных колебаний

Исследуемый трубопровод имеет следующие параметры: $L = 12$ м; $F = 0,126$ м²; $V_0 = 0,04$ м³; $c_0 = 543,26$ м/с; $\rho = 1128,5$ кг/м³; $\gamma = 1,667$. Решив уравнение (10) получим $\varpi_1 = 0,27164$,

$\varpi_2 = 3,16549$, $\varpi_3 = 6,29520$. Эти значения совпадают с результатами аналитического решения задачи методом четырёхполосника, опубликованным в работе [4].

Уравнение (19) проанализировано методом гармонического баланса [8]. Скелетные кривые всех трёх форм колебаний имеют мягкие характеристики и пересекают ось частот в точках, которые соответствуют решениям уравнения (10). Исследована сходимость решения при увеличении количества членов в разложении (12). На рис.3 показаны скелетные кривые колебаний жидкости по первой форме. Номер линии соответствует количеству обобщённых координат в (12). Для одной и двух обобщённых координат значения безразмерной частоты ϖ при $\alpha = 1$ отличаются в четвёртом знаке. Для двух и трёх обобщённых координат скелетные кривые практически совпадают.

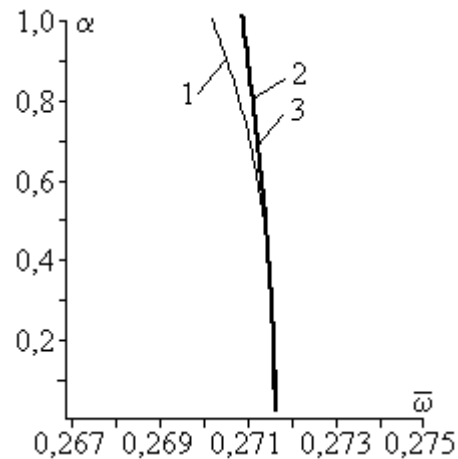


Рис. 3. Скелетные кривые первой формы колебаний жидкости в трубопроводе

4. Уравнения вынужденных колебаний

Поскольку в исследуемой системе нет демпфирования, можно принять $\alpha_j(\tau) = a_j \sin \varpi \tau$. Применим к (11) метод гармонического баланса. Получим систему шести кубических уравнений относительно a_j :

$$\begin{aligned}& \sum_{k=1}^6 g_{j,k} a_k \varpi^2 + \sum_{k=1}^6 \bar{g}_{j,k} a_k + \\ & + \sum_{m=1}^6 \sum_{n=1}^6 \hat{g}_{j,m,n} a_m a_n \varpi^2 + \sum_{m=1}^6 \sum_{n=1}^6 \tilde{g}_{j,m,n} a_m a_n \varpi^2 + \\ & + \sum_{k=1}^6 \sum_{l=1}^6 \sum_{n=1}^6 \hat{\bar{g}}_{j,k,l,n} a_k a_l a_n \varpi^2 + \\ & + \sum_{k=1}^6 \sum_{l=1}^6 \sum_{n=1}^6 \tilde{\bar{g}}_{j,k,l,n} a_k a_l a_n - z_j = 0,\end{aligned}\quad (20)$$

где $g_{j,k}$, $\bar{g}_{j,k}$, $\hat{g}_{j,m,n}$, $\tilde{g}_{j,m,n}$, $\bar{g}_{j,k,m,n}$, $\tilde{g}_{j,k,m,n}$ – коэффициенты, получающиеся в результате группировки слагаемых.

5. Численный анализ вынужденных колебаний

Систему (20) анализируем методом продолжения решений по параметру [9,10]. На пологих участках АЧХ пошагово меняем параметр ϖ . На крутых участках АЧХ в качестве параметра продолжения выбираем наиболее быстро меняющуюся амплитуду a_j . Неизвестные параметры вычисляем итерационной процедурой. На рис. 4 представлена часть АЧХ в диапазоне частот колебаний корпуса ракеты. По оси ординат отложен безразмерный размах колебаний давления на конце трубопровода $\kappa=1$. В соответствии с (9) $\bar{\alpha} = \sum_{i=1}^3 (|a_{2i-1} \sin \varpi_i| + |a_{2i} \cos \varpi_i|)$.

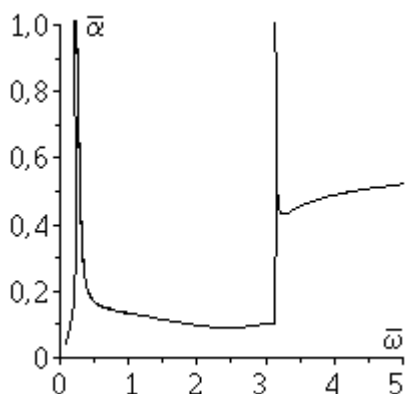


Рис. 4. АЧХ колебаний жидкости в трубопроводе

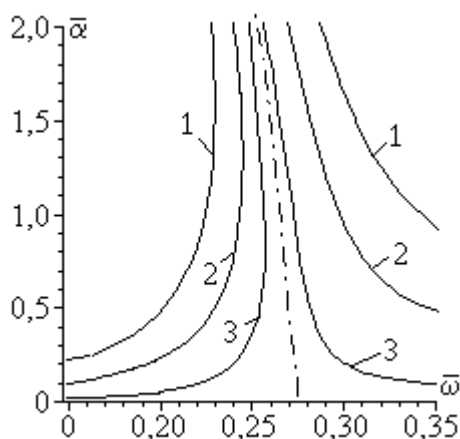


Рис. 5. АЧХ колебаний жидкости вблизи первой собственной частоты

На рис. 5 представлена АЧХ вблизи первой собственной частоты. Устойчивые режимы показаны сплошной линией, а неустойчивые – штриховой линией. Линии 1, 2, 3 соответствуют амплитудам

z_{2i} равным 0,1; 0,05 и 0,01. Основной составляющей размаха является амплитуда a_1 , которая близка к $\bar{\alpha}$. На рис. 6а сплошной линией представлена АЧХ вблизи второй собственной частоты при $z_{2i} = 0,1$. Здесь в размах $\bar{\alpha}$ существенный вклад вносит амплитуда a_3 , зависимость которой от ϖ показана на рис. 6б. Штрихпунктирными линиями на рисунках обозначены скелетные кривые.

Заключение

В работе получена нелинейная модель газожидкостного упругого элемента трубопровода. Скелетные кривые колебаний жидкости являются мягкими в исследуемом диапазоне давлений, в котором амплитуды колебаний малы по сравнению со стационарным давлением в трубопроводе. Такое поведение рассматриваемой системы объясняется физическими свойствами газожидкостного упругого элемента, в котором при уменьшении объема давление нарастает по степенному закону.

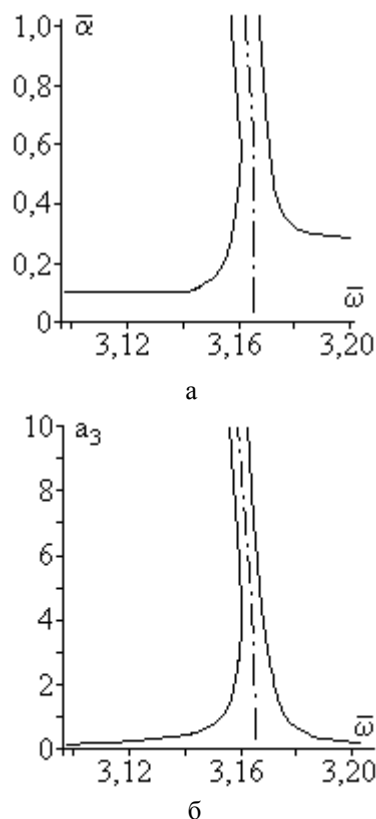


Рис. 6. АЧХ колебаний жидкости вблизи второй собственной частоты

Исследование вынужденных периодических колебаний показало, что при частотах меньше ϖ_1 возможны неустойчивые режимы. Такое поведение рассматриваемой системы требует точного расчёта

газожидкостного упругого элемента потому, что, кроме снижения частоты колебаний, он должен исключить режимы колебаний, соответствующие устойчивым ветвям с большими амплитудами. Работа имеет практическое применение и использована в ГП КБ «Южное» при проектировании топливных трубопроводов космических ракет.

Литература

1. Натанзон, М.С. Продольные автоколебания жидкостной ракеты [Текст] / М.С. Натанзон. – М.: Машиностроение, 1977. – 206 с.
2. Башта, Т.М. Гидравлические приводы летательных аппаратов [Текст] / Т.М. Башта. – М.: Машиностроение, 1967. – 498 с.
3. Колесников, К.С. Динамика топливных систем ЖРД [Текст] / К.С. Колесников, Е.А. Самойлов, С.А. Рыбак. – М.: Машиностроение, 1975. – 172 с.
4. Дискретные модели колебаний перекачиваемой жидкости в трубопроводах с газожидкостным демпфером [Текст] / К.В. Аврамов, С.В. Филипповский, В.М. Федоров, В.А. Пирог // Вопросы проектирования и производства конструкций

летательных аппаратов: сб. науч. тр. Нац. аэрокосм. ун-т им. Н.Е. Жуковского «ХАИ». – 2009. – № 3(59). – С. 89–96.

5. Зенкевич, О. Конечные элементы и аппроксимация [Текст] / О. Зенкевич, К. Морган. – М.: Мир, 1986. – 320 с.

6. Филипповский, С.В. Нелинейные продольные колебания жидкости в топливном трубопроводе жидкостной ракеты [Текст] / С.В. Филипповский // Вестник Херс. нац. техн. ун-та. – 2012. – №2(45). – С. 401–405.

7. Shaw, S.W. Normal modes for nonlinear vibratory systems [Text] / S.W. Shaw, C. Pierre // J. Sound and Vibr. – 1993. – № 164. – P. 85–124.

8. Крылов, Н.М. Введение в нелинейную механику [Текст] / Н.М. Крылов, Н.Н. Боголюбов. – Киев: Изд. АН УССР, 1937. – 363 с.

9. Deuflhard, P. Efficient numerical path following beyond critical points [Text] / P. Deuflhard, B. Fiedler, P. Kunkel // SIAM J. Numerical Anal. – 1987. – Vol. 24. – P. 912–927.

10. Seydel, R. Nonlinear computation [Text] / R. Seydel // Int. J. of Bifurcation and Chaos. – 1997. – V. 7. – P. 2105–2126.

Поступила в редакцию 16.11.2012

Рецензент: д-р техн. наук, проф., зав. каф. теоретической механики и гидравлики В.Г. Солодов, Харьковский национальный автомобильно-дорожный университет, Харьков.

ПОЗДОВЖНІ КОЛИВАННЯ ПАЛИВА В ТРУБОПРОВІДІ РАКЕТИ З НЕЛІНІЙНИМ ПРУЖНИМ ЕЛЕМЕНТОМ

С.В. Філіпповський

Отримано нелінійну модель газорідинного пружного елемента паливного трубопроводу рідинної ракети. Досліджено вільні і змуснені коливання рідини в паливному трубопроводі з газорідинним пружним елементом. Показано, що при частотах менше ніж частоті резонансної частоти можливі нестійкі режими. Таке поведіння розглянутої системи пояснюється фізичними властивостями газорідинного пружного елемента. Побудовано кістякові криві, амплітудно-частотні характеристики та визначені зони стійкості і нестійкості нелінійних коливань.

Ключові слова: паливний трубопровід, газорідинний пружний елемент, нелінійна модель, коливання, кістякова крива, амплітудно-частотна характеристика

LONGITUDINAL VIBRATIONS OF FUEL AT ROCKET FUEL PIPELINE WITH NONLINEAR ELASTIC ELEMENT

S.V. Filipkovsky

The nonlinear mathematical model of the gas-liquid elastic element of the fluid-propellant rocket engine is offered is suggested. The free and forced vibrations of the liquid in a pipeline with a gas-liquid elastic element are considered. The unstable mode when the frequency is less than main resonance frequency is feasible. The physical properties of gas-liquid elastic element are caused such behavior the liquid in a pipeline. The gain-frequency characteristics of nonlinear vibrations and their areas of stability and instability are constructed.

Keywords: fuel piping, gas-liquid springing element, nonlinear model, oscillation, skeletal curve, amplitude-frequency characteristic

Филипповский Сергей Владимирович – канд. техн. наук, ст. науч. сотр., доцент кафедры теоретической механики и гидравлики, Харьковский национальный автомобильно-дорожный университет, Харьков, Украина, e-mail: svfil@inbox.ru.

УДК 533.666.2

П.И. ИВАНОВ¹, А.Ю. КУЯНОВ²¹Херсонский национальный технический университет, Украина²Государственный научно-испытательный центр Вооруженных Сил Украины

АНАЛИЗ ПРОЦЕССА НАПОЛНЕНИЯ ПЛАНИРУЮЩЕГО ПАРАШЮТА СО СЛАЙДЕРОМ

В работе, по результатам анализа большого числа кинограмм, детально рассмотрен и подробно описан процесс наполнения людского двухоболочкового купола планирующего парашюта со слайдерной системой рифления. Обнаружены три основных этапа в процессе наполнения купола планирующего двухоболочкового парашюта (по критерию величины дисперсии времени протекания этапа): подготовительный, основной и заключительный. Результаты проведенного детального анализа могут быть использованы при построении инженерной математической модели поэтапного процесса наполнения двухоболочкового планирующего парашюта.

Ключевые слова: двухоболочковый планирующий парашют, слайдер, процесс наполнения, математическая модель.

Введение

В настоящее время все более возрастающий интерес представляют исследования процессов наполнения двухоболочковых планирующих парашютных систем с целью оценки возможности их дальнейшего совершенствования и построения инженерных математических моделей поэтапного процесса наполнения двухоболочкового планирующего парашюта со слайдером.

В процессе наполнения купола планирующего парашюта воздухом изменяется площадь миделя купола и его форма, значительно изменяется скорость системы «объект-парашют» и увеличивается масса воздуха, увлекаемая куполом. Процесс наполнения купола является дважды нестационарным – изменяются и площадь лобового сопротивления, и скорость системы в целом. Поэтому вполне понятны сложности, ограничивающие возможность экспериментальных и теоретических исследований, а также моделирования неустановившихся режимов обтекания купола планирующего парашюта [1,2].

В данных условиях летные испытания планирующих парашютных систем остаются основным источником получения информации, обеспечивающей оценку правильности конструктивных решений принятых в процессе проектирования.

Постановка задачи

Целью настоящей работы является детальное исследование процесса наполнения людского двухоболочкового купола планирующего парашюта со слайдером по результатам анализа большого числа кинограмм, полученных в летных испытаниях.

Результаты

По результатам анализа кинограмм процессов раскрытия двухоболочковых людских планирующих парашютов удалось установить следующее.

После полного вытягивания купола и строп планирующего парашюта на всю длину, слайдер находится в своем верхнем положении (кольца близки к точкам соединения строп с куполом) и прижат скоростным напором к куполу, рис.1.

Пунктирной линией здесь показан контур входного сечения купола без учета воздухозаборников.

На кинограммах заметны существенные пульсации купола, сжатого слайдером от воздействия, набегающего на него воздушного потока, возмущенного передним телом (парашютистом, грузом).

Непрерывно деформируемый потоком купол периодически захватывает воздух случайно открывающимися навстречу ему воздухозаборниками, что приводит к частичному наполнению некоторых из его секций.

Однако сопротивление и сжатие, создаваемое слайдером у кромки купола, не дает ему начать полное, эффективное наполнение, а за счет напряженно-деформированного состояния частично наполненной, деформируемой потоком конструкции, происходит выбрасывание из-под купола части захваченной им массы воздуха.

Здесь, очевидно, важно отметить следующее. Если количество, поглощенного через воздухозаборники, воздуха будет существенно превышать количество выброшенного за счет деформации купола, то он будет интенсивно наполняться. Если эта

разность не велика, то процесс наполнения на этом этапе будет идти относительно медленно.

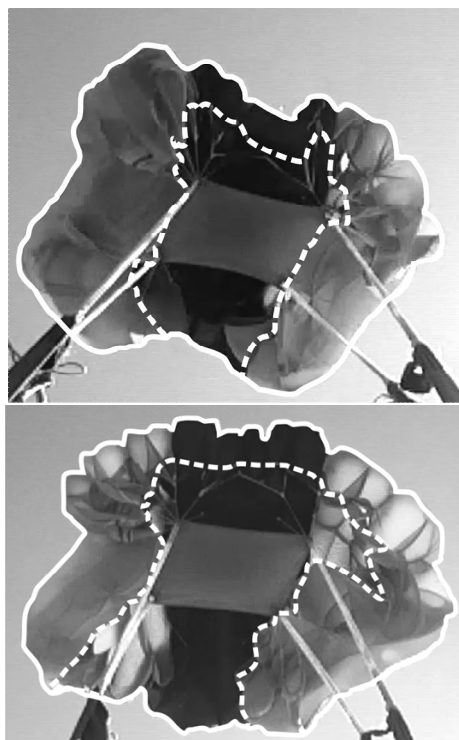


Рис. 1. Положение слайдера в начале процесса наполнения

Т.е. именно разность между количеством поступившего и выброшенного наружу (как через воздухозаборники, так и за счет проницаемости нижней оболочки купола) воздуха, в определенной степени определяет динамику его процесса наполнения.

При попытках купола принять частично наполненную форму, на него действуют аэродинамические силы и моменты от набегающего потока, бросаая и перемещая его по курсу, крену и тангажу. При этом, чем больше асимметрия купола, тем больше амплитуда его перемещений в пространстве.

Таким образом, как за счет бросков купола по различным направлениям, так и за счет многократных пульсаций, связанных с попытками наполнения купола (как по нижней оболочке, так и через воздухозаборники), пульсирует площадь его миделевого сечения – то увеличиваясь, то уменьшаясь.

Пульсирующее наполнение купола на этом этапе приводит к частичному смещению слайдера вниз по стропам, что способствует снижению уровня пульсаций и постепенному переходу от интенсивного пульсирующего, к более плавному режиму процесса наполнения.

В это же время уже начинает четко проявляться расправленная и растянутая, набегающим потоком, часть нижней оболочки купола в районе его центро-

плана и уже практически наполненные через воздухозаборники две – три центральных секции между нервюрами (боковые консоли пока еще загнуты вниз за счет сдерживания их слайдером), рис.2.

Это, уже, приводит, с одной стороны, к началу эффективного процесса торможения системы парашютист-парашют, а с другой, за счет падения скоростного напора и раскрытия купола, к более интенсивному периодическому смещению и продвижению слайдера вниз по стропам от составляющих усилий натяжения строп (за счет «излома» их в кольцах слайдера).

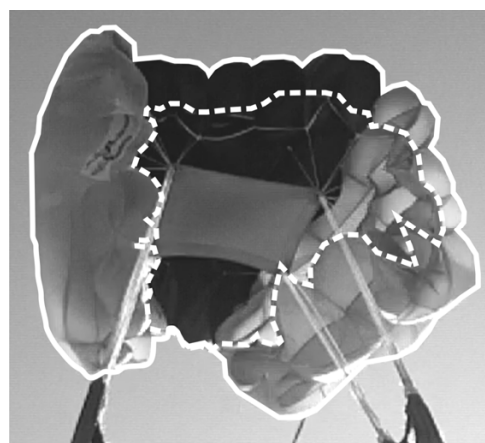


Рис. 2. Начальный этап в смещении слайдера вниз по стропам

На следующем этапе процесса наполнения снижается интенсивность пульсаций купола, связанных с выбросом воздуха через воздухозаборники, и появляются подъемная сила и сила лобового сопротивления, обуславливающие появление горизонтальной составляющей скорости, что, в свою очередь, улучшает процесс наполнения купола через воздухозаборники.

Наполняясь через воздухозаборники центральных секций, воздух распространяется внутри купола через отверстия конструктивной проницаемости в нервюрах, попадая в другие секции и заполняя их, последовательно продвигаясь от центроплана к консолям. Этому способствует также разглаживание нижней оболочки купола от набегающего на нее внешнего потока.

Здесь четко прослеживается взаимнооднозначная обратная связь – расправление нижней оболочки купола внешним потоком способствует нормальному расправлению воздухозаборников и наполнению через них секций, а наполнение секций и внутреннее движение воздуха от центроплана к консолям через отверстия в нервюрах, в свою очередь, способствует расправлению нижней оболочки.

В случае перекашивания слайдера на стропах

может происходить асимметричное наполнение консолей – одна из них может наполняться более или менее интенсивно по отношению к другой, рис. 3.

В этом случае продолжаются броски купола по крену и тангажу и частичное вращение по курсу в процессе его наполнения.



Рис. 3. Случай перекоса слайдера на стропах

При достаточно хорошо наполненной центральной части купола, еще существенно заметно сдерживающее процесс наполнения влияние слайдера на консольных частях купола, положенных на стропы и прижатых к ним скоростным напором набегающего потока.

Однако слайдер при этом продолжает двигаться вниз, так как площадь миделевого сечения постоянно возрастает за счет непрерывного наполнения купола. При этом, за счет уменьшения скорости движения парашютиста в процессе торможения, падает сила сопротивления слайдера, удерживающая его на стропах.

После схода слайдера к свободным концам купол наполняется полностью, рис.4.

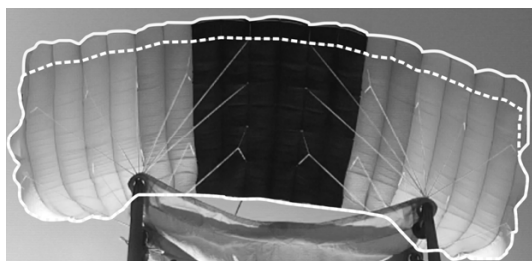


Рис. 4. Полное наполнение купола со слайдером

Анализ кинограмм процесса наполнения купола планирующего парашюта позволил установить основные факторы, способствующие сходу слайдера

со строп парашюта:

- интенсивные колебания купола по крену и тангажу, а также пульсации купола, в начале процесса наполнения;

- торможение системы выполненной частью купола и, как следствие, уменьшение скорости потока и силы сопротивления слайдера.

Препятствует сходу слайдера и его сила сопротивления (от скоростного напора набегающего потока) и сила трения между стропами и кольцами слайдера.

Усилие, необходимое для схода слайдера, может возрастать при перекосах и заклиниваниях слайдера между стропами, что может происходить при асимметричном наполнении купола парашюта. Это, в свою очередь, может увеличивать дисперсию времени протекания основного этапа наполнения.

Анализ кинограмм процесса наполнения купола планирующего парашюта показывает, что в данном случае, как и при наполнении обычных оболочковых куполов, весь процесс наполнения можно разбить на три основных этапа: подготовительный, основной, заключительный.

На подготовительном этапе заметны существенные пульсации купола, сжатого слайдером. Деформируемый потоком, купол периодически захватывает воздух, случайно открывающимися навстречу ему воздухозаборниками, что приводит к его частичному наполнению, а за счет напряженно-деформированного состояния частично наполненного и подскладывающегося купола происходит выбрасывание из-под купола через воздухозаборники части, захваченной куполом, массы воздуха.

При этом существенны броски и перемещения купола по курсу, крену и тангажу. Купол пульсирует – пульсирует площадь его миделевого сечения. При этом, купол пытается хотя бы частично сбросить слайдер вниз по стропам и перейти от пульсирующего к непрерывному режиму процесса наполнения.

Началом основного этапа наполнения можно считать появление расправленной и растянутой (набегающим на купол потоком) части нижней оболочки купола в районе его центроплана и, уже практически наполненные через воздухозаборники, хотя бы две секции между нервюрами.

Процесс наполнения протекает уже достаточно уверенно, от центра к периферии. Периодически устойчиво уже происходит и смещение слайдера вниз по стропам.

Заканчивается основной этап исчезновением боковых, загнутых вниз ненаполненных консольных частей и полным наполнением купола.

На заключительном этапе процесса наполнения купола завершаются нестационарные колебательные

переходные процессы консолей крыла, и система парашютист-парашют выходит на режим установившейся скорости движения.

Нужно отметить, что пульсации купола, с выбросом массы воздуха из-под купола через воздухозаборники, происходят и на этапе установившегося снижения, но уже значительно меньшей амплитуды и интенсивности, чем на первых двух этапах процесса наполнения купола.

Выводы

1. По результатам анализа большого числа кинограмм детально рассмотрен и подробно описан процесс наполнения людского двухоболочкового купола планирующего парашюта со слайдером.

2. Обнаружены три основных этапа в процессе наполнения купола планирующего двухоболочкового парашюта по критерию величины дисперсии времени протекания этапа.

3. Обнаружено, что величина дисперсии времени наполнения купола максимальна на первом этапе и уменьшается с увеличением номера этапа, что приводит к поэтапному возрастанию стабильности процесса.

В то же время математическое ожидание времени наполнения на каждом этапе возрастает с возрастанием номера этапа и пропорционально площа-

ди купола парашюта.

4. Проведенный выше детальный анализ может быть использован при построении инженерной математической модели поэтапного процесса наполнения двухоболочкового планирующего парашюта.

5. Учитывая случайный характер процесса наполнения на подготовительном и основном этапах, при моделировании методом статистических испытаний, целесообразно на детерминированную модель накладывать воздействие случайных факторов, распределенных по законам с убывающей величиной дисперсии по мере возрастания номера этапа.

Литература

1. Куянов, А.Ю. Типовая методика летных испытаний №4.28.3.18.К. Исследование и проверка процесса раскрытия планирующих парашютных систем при размещении цифровых средств видеорегистрации на парашютисте (объекте десантирования) [Текст] / А.Ю. Куянов. - Феодосия: ГНИЦ ВСУ, 2012. - 40 с.

2. Иванов, П.И. Временная методика № 3125.34-80. Определение геометрических параметров купола парашюта в процессе раскрытия по результатам киносъемки в летном эксперименте [Текст] / П.И. Иванов. - Феодосия: ФФ НИИ АУС, 1980. - 25 с.

Поступила в редакцию 28.08.2012

Рецензент: канд. физ.-мат. наук, доц., доц. кафедры высшей математики и математического моделирования Г.С. Абрамов, Херсонский национальный технический университет.

АНАЛІЗ ПРОЦЕСУ НАПОВНЕННЯ ПЛАНІРУЮЧОГО ПАРАШУТУ ЗІ СЛАЙДЕРОМ

П.І. Іванов, О.Ю. Куянов

У роботі, за результатами аналізу великої кількості кинограм, детально розглянутий і докладно описаний процес наповнення людського двооболонкового куполу плануючого парашуту зі слайдерною системою рифлення. Виявлено три основних етапи в процесі наповнення купола плануючого двооболонкового парашута (за критерієм величини дисперсії часу протікання етапу): підготовчий, основний та заключний. Результати проведеного детального аналізу можуть бути використані при побудові інженерної математичної моделі поетапного процесу наповнення двооболонкового плануючого парашуту.

Ключові слова: двооболонковий плануючий парашут, слайдер, процес наповнення, математична модель.

ANALYSIS OF DEPLOYMENT OF A GLIDING PARACHUTE WITH A SLIDER

P.I. Ivanov, A.U. Kuayanov

In the result of an extensive amount of videograms a process of deployment of a man-dropping parafoil canopy with a slider ruffle system is considered and described in details. Three principal stages were specified during the process of a gliding parafoil parachute canopy deployment (by criterion of magnitude dispersion of lead time of the process: preparatory, principal and final stages). The made detailed analysis may be used under building of an engineering mathematical model of a stage-by-stage process of parafoil gliding parachute deployment.

Key words : gliding parafoil parachute , slider, deployment, mathematical model.

Іванов Петр Иванович – д-р техн. наук, проф., Феодосійський факультет ХНТУ, г. Феодосія, Україна, e-mail: Ivanovpetr@rambler.ru.

Куянов Алексей Юрьевич - Ведущий инженер по испытаниям, старший парашютист - испытатель, Государственный научно-испытательный центр Вооруженных Сил Украины, г. Феодосия, e-mail: alex_knv@mail.ru.

УДК 532.526 : 532.24

А.А. ПРИХОДЬКО, С.В. АЛЕКСЕЕНКО

Днепропетровский национальный университет им. О.Гончара, Украина

ОБЛЕДЕНЕНИЕ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ПОВЕРХНОСТЕЙ: УСЛОВИЯ ВОЗНИКНОВЕНИЯ И МЕТОДИКИ РАСЧЕТА

Проанализированы основные модели и методы исследования процессов обледенения аэродинамических поверхностей и их влияние на полетные характеристики. Приведена классификация противообледенительных систем. Рассмотрены соответствующие модели и методики расчета нарастания льда в полете. Представлены результаты расчетов выпадения влаги на поверхность цилиндра с помощью модели взаимопроникающих сред на базе авторских моделей, методов и алгоритмов. Направлением дальнейших исследований обледенения аэродинамических поверхностей летательных аппаратов будет учет особенностей обтекания тел двухфазным вязким сжимаемым потоком с учетом взаимодействия несущей и жидкой фаз, изменения геометрии обтекаемого тела и влияния этого изменения на внешний поток.

Ключевые слова: условия возникновения обледенения, воздушно-капельный поток, выпадение влаги на обтекаемую поверхность, нарастание льда, обледенение аэродинамических поверхностей.

Введение

Увеличение быстродействия и объема памяти ЭВМ, а также развитие численных методов и моделей вычислительной аэродинамики предоставляют широкие возможности для математического моделирования все более сложных задач механики жидкости и газа, решение которых еще несколько лет назад было невозможным. К одной из таких задач относится моделирование процессов обледенения поверхностей летательных аппаратов.

Обледенение самолетов в полете – всемирно признанная серьезная проблема безопасности. В определенных летных условиях переохлажденные капельки воды, содержащиеся в облаках, могут замерзать, попадая на передний край фюзеляжа, крыльев самолета, на элементы оперения, в воздухозаборники авиационных двигателей. Ледяной слой изменяет форму обтекаемых поверхностей и, как следствие, аэродинамические характеристики самолета, что может подвергнуть полет опасности. Атмосферными параметрами, влияющими на обледенение, являются: скорость полета, температура, давление, а также метеорологические параметры: влажность, диаметр переохлажденных капелек и относительная влажность.

Вода в жидкой фазе может находиться длительное время при сравнительно низкой температуре (до -65°C и ниже). Причины этого, а также быстрой ее кристаллизации при столкновении с поверхностью летательного аппарата пока изучены недостаточно [1]. Однако можно отметить, что образованию переохлажденных капелек воды главным образом способствуют низкая скорость охлаждения при отсут-

ствии механических воздействий и отсутствие центров кристаллизации.

Наиболее вероятными причинами быстрой кристаллизации переохлажденных капелек при столкновении с обтекаемым телом считают наличие на поверхности тела мельчайших кристаллов льда и пыли, являющихся ядрами кристаллизации, возможность образования при соприкосновении капелек с поверхностью ультразвуковых волн, значительно ускоряющих процесс самопроизвольного образования центров кристаллизации.

До настоящего времени с целью моделирования формы ледяных наростов и их воздействия на аэродинамические характеристики самолетов были разработаны несколько математических моделей, описывающих нарастание льда в различных атмосферных условиях. В основном, существующие методики состоят из следующих шагов [2 - 7]:

- определение геометрии крыла;
- потенциальное решение для потока;
- расчет пограничного слоя;
- определение траекторий водяных капелек, попадающих на поверхность крыла;
- решение уравнений теплового баланса сохранения массы;
- изменение геометрии крыла вследствие обледенения.

1. Влияние обледенения на характеристики летательного аппарата

Даже относительно небольшое образование льда может оказывать значительное влияние на полет современного самолета. Несмотря на развитие технологий и предпринимаемые меры, все равно

продолжают происходить несчастные случаи, связанные с обледенением. Согласно статистическим данным, опубликованным Управлением гражданской авиации Великобритании (CAP 479) более 50% несчастных случаев происходят из-за обледенения карбюраторов самолетов гражданской авиации, 25% происходят по причине обледенения при взлете и около 30 несчастных случаев в год происходят из-за обледенения корпуса самолета. Риск обледенения и, соответственно, количество происходящих несчастных случаев возрастают при наличии таких факторов, как, например, большие озера или горы.

Поэтому, проблема обледенения аэродинамических поверхностей летательных аппаратов, а также деталей авиационных двигателей в неблагоприятных метеоусловиях представляет большой интерес.

Моделирование процессов конденсации пара и осаждения жидкости с последующим замерзанием является важным этапом при разработке противообледенительных систем.

Обледенение в процессе полета разрушает гладкую структуру обтекания, уменьшает подъемную силу, снижает эффективность системы управления, вызывает потерю тяги. Нарастание льда на передней кромке крыла или на боковой поверхности ухудшает его аэродинамические качества: сильно ухудшает аэродинамические показатели самолета, вызывая уменьшение угла отрыва потока, приводит к росту турбулентного следа и уменьшению подъемной силы крыла, а также ведет к увеличению веса. Причем увеличение веса самолета, в результате намерзания льда, играет вторичную роль по сравнению с негативными эффектами, вызванными изменениями режима обтекания. Так как носовая часть летательного аппарата становится приподнятой вследствие увеличения тяги и угла атаки, на нижней части крыльев и фюзеляжа накапливается дополнительный лед.

Образование льда на поверхностях входного направляющего аппарата компрессора и обечайки мотогондол авиационных двигателей может происходить даже при положительных температурах окружающего воздуха (до $+10^0$ C), вследствие адиабатического расширения воздуха. Такое обледенение очень опасно и его нужно избегать, поскольку при обледенении элементов двигателя уменьшается площадь межлопаточных каналов и расход воздуха, падает тяга, растет удельный расход топлива [8]. Неравномерность потока на входе в компрессор приводит к неустойчивому режиму его работы, изменению расчетных характеристик на входе в камеру сгорания. Нарастая, ледяная корка под действием аэродинамических сил и вибрации может разрушаться и попадать в двигатель, вызывая поврежде-

ние лопаток компрессора и даже вывод двигателя из строя.

2. Основные метеорологические параметры при обледенении

Условия, при которых возникает обледенение, формируются в тропосфере на высотах от 7 км у полюсов до 16 км на экваторе. В ней сосредоточено примерно 7/10 всей массы воздуха. В тропосфере воздух состоит из смеси газов, воды в трех фазах (жидкой, парообразной, кристаллической) и различных примесей (мельчайшей пыли, продуктов горения, спор растений, солей и пр.). В отличие от основного состава воздуха количество примесей, являющихся ядрами конденсации и кристаллизации воды, существенно изменяется по времени, по высоте и вдоль поверхности земли. Мощные тепловые вертикальные потоки воздуха, непрерывное перемешивание воздушных масс с различными температурами и давлением, понижение температуры и давления воздуха с высотой обуславливают также изменение концентрации воды в воздухе, способствуют конденсации водяного пара и формирования облаков, тумана, дождя, снега или града.

Обледенение самолетов и вертолетов в большинстве случаев происходит при полете в среде, содержащей капельки воды при отрицательной температуре окружающего воздуха, в основном, в облаках или в условиях переохлажденного дождя.

Основными метеорологическими параметрами, от которых зависит интенсивность обледенения, являются:

- количество сконденсированной воды, содержащееся в единице объема облака (водность);
- температура воздуха;
- размер водяных капелек.

Водность значительно изменяется в зависимости от температуры и может сильно колебаться как для одной и той же формы облаков, так и в одном и том же облаке. На практике обычно используются величины водности, осредненные по большим участкам, эквивалентным по объему 1 м^3 и протяженностью в несколько километров. С понижением температуры водность уменьшается и вероятность обледенения уменьшается.

Зависимость водности W от температуры t имеет характер, представленный в табл. 1 [1]. В таблице 2 приведены значения максимальной общей водности (кристаллической и капельной) в облаках в районах над океанами и в тропиках, полученные на основании обработки статистических данных [1]. Таблица 3 иллюстрирует вероятность обледенения в зависимости от типа облаков и температуры окружающей среды [2].

Таблица 1

Зависимость водности W от температуры t [1]

$t, ^\circ\text{C}$	0	-5	-10	-15	-20	-25	-30
$W, \text{г/м}^3$	4,6	1,08	0,9	0,73	0,6	0,52	0,47

Таблица 2

Статистические данные распределения водности в атмосфере [1]

Диапазон температуры, $^\circ\text{C}$	Диапазон высот, м	Максимальная водность, г/м^3	Протяженность зон, км
от 0 до -20	3000-9000	8,0	1
		5,0	5
		2,0	80
		1,0	150 и более
от -20 до -40	5000-12000	2,0	15
		1,0	80
		0,5	150 и более
		2,0	5
от -40 до -60	7000-15000	1,0	15
		0,25	250 и более
		1,0	5

Таблица 3

Вероятность обледенения в зависимости от типа облаков [2]

Вероятность	Типы облаков		
	Кучевые облака	Слоистые облака	Дождь и изморозь
Высокая	от 0° до -20°C	от 0° до -15°C	0°C и ниже
Средняя	от -20° до -40°C	от -15° до -30°C	–
Низкая	$< -40^\circ\text{C}$	$< -30^\circ\text{C}$	–

Интенсивное обледенение летательных аппаратов часто наблюдается в тропических районах, из-за неблагоприятного сочетания низких температур и высокой влажности воздуха.

Вообще, наихудшие условия для возникновения обледенения наблюдаются при температурах около 0°C в слоистых облаках или в дожде на высотах до 2.500 км, а также в диапазоне температур от 0°C до -20°C и, в особенности, от 0°C до -10°C .

Наблюдения показывают [1], что вначале, при относительно небольших температурах воздуха (до -15°C), облака могут состоять только из одних переохлажденных капелек. При более низких температурах начинается самопроизвольная кристаллизация переохлажденных капелек, причем замерзают в первую очередь наиболее крупные капельки. Затем, при достижении определенной температуры, наблюдается резкое спонтанное увеличение количества замерзших капелек и затем происходит практически полная кристаллизация воды. Температура спонтан-

ной кристаллизации зависит от размера переохлажденных капелек, скорости охлаждения, состава примесей, внешних условий. Поэтому на больших высотах обледенение встречается редко, поскольку капельки в облаках уже заморожены. Однако в кучевых облаках с сильными подъемными течениями крупные водяные капельки могут попадать и на большие высоты. Таким образом, зона обледенения может перемещаться вверх с подъемными течениями и вниз с опускающимися, зачастую, на сотни и тысячи метров. Это означает, что существует потенциальная возможность возникновения обледенения практически на любых высотах.

Облако представляет собой полидисперсную аэрозоль, в которой содержатся капельки самых различных размеров – от нескольких до десятков микрометров, а при дожде и сотен микрометров.

Подобно тому, как средний диаметр капель изменяется в широком диапазоне в тумане, облаке и дожде, так и переохлажденные капельки могут

иметь сильно различающиеся размеры (от 5 до 75 мкм). Средний диаметр переохлажденных капелек в слоистых облаках равен 14 мкм, в кучевых облаках – 22 мкм [1].

Также следует учесть, что на острых частях обтекаемых элементов, таких как антенны, пропеллеры, лопасти вертолета скорость образования льда выше, чем на тупых краях. Основной причиной этого является то, что скорость воздуха около тупых и прямолинейных объектов ниже, соответственно давление в этих зонах выше, которое, в свою очередь увеличивает температуру. Кроме того, острые элементы имеют тонкий пограничный слой, дающий небольшую изоляцию между поверхностью обтекаемого элемента и льдом. Этот принцип также уместен при рассмотрении тяги, производимой пропеллером. Местная скорость также влияет на скорость роста льда, чем выше скорость (в пределах до 130 м/с), тем выше скорость накопления льда. Однако при скоростях выше 130 м/с нагрев, обусловленный поверхностным трением, значительно уменьшает риск обледенения [3].

3. Типы льда и его влияние на полетные характеристики

Лед, появляющийся в полете в условиях обледенения и прочно держащийся на поверхностях самолета, можно условно разделить на рыхлый, гладкий или стекловидный и смешанный [2]:

- рыхлый лед имеет грубую структуру молочно-белого цвета; как правило, может быть удален или его образование предотвращено системами антиобледенения;

- гладкий или стекловидный лед имеет гладкую поверхность и образовывается по контуру обтекаемого профиля, при дальнейшем накоплении могут формироваться гребневидные наросты; такой лед трудно удалять;

- смешанный лед – комбинация рыхлого и гладкого льда.

Лед искажает поток воздуха по крылу, уменьшая подъемную силу, негативно влияет на качество крыла и значительно увеличивает сопротивление. Испытания в аэродинамической трубе, а также натурные испытания [2] показали, что ледяные образования (на передней части и верхней поверхности крыла) могут уменьшать подъемную силу до 30% и тягу до 40%. Большие ледяные наросты могут еще более уменьшать подъемную силу и уменьшать тягу до 80% и более. Даже самолет, оборудованный для полета в условиях обледенения, подвержен образованию ледяных наростов на незащищенных поверхностях. Как показали исследования NASA (NASA

TM83564), около 50% общих потерь связано с ледяными наростами, образовавшимися на незащищенных элементах: антеннах, стержнях, откидных створках, управляющих рычагах, фронтальных областях фюзеляжа, ветровых стеклах, дворниках ветрового стекла, распорках крыла, неподвижных посадочных устройствах и т.д.

Гладкий (стекловидный) лед. Возникновение гладкого льда наиболее вероятно в дожде при температурах, близких к 0°C , когда капельки замерзают при попадании на холодную поверхность. Замерзание отдельной капли на поверхности происходит постепенно: из-за высвобождения скрытой теплоты фазового перехода в процессе замерзания часть поверхностных капель успевает растечься по поверхности перед тем, как замерзнуть. Чем медленнее происходит процесс замерзания, тем поток воды больше. Наибольший поток воды наблюдается при температурах около 0°C . Результатом такого растекания являются слои твердого стекловидного льда большой плотности.

Поверхность такого льда гладкая, обычно с волнистостями и выступами. Гладкий лед может изменять аэродинамическую форму профиля и нарушать его эффективность. Если большие куски такого льда будут отламываться, они могут повредить корпус самолета или детали двигателя.

Рыхлый лед образовывается, когда крошечные, переохлажденные жидкие водяные капельки замерзают при контакте с поверхностью, температура которой ниже температуры замерзания. Поскольку капли маленькие, количество воды, остающееся после начала замерзания недостаточное для формирования непрерывного водяного слоя. Результатом такого процесса является смесь крошечных ледяных частиц, образующих довольно ломкую пористую непрозрачную структуру. Рыхлый лед обычно образовывается на передних кромках и может изменять аэродинамические характеристики крыла или воздушного потока в заборнике двигателя. Благодаря низкой плотности и медленной скорости образования, рыхлый лед обычно не приводит к существенному увеличению веса.

Температурный диапазон формирования рыхлого льда находится между 0°C и -40°C , но наиболее часто такой лед появляется при температурах от -10°C до -20°C [3].

Смешанный лед. В облаках обычно встречается смесь капелек воды различных размеров, что приводит к смеси гладкого стекловидного льда (образованного большими каплями) и рыхлого (образованного маленькими каплями). Такой лед называется смешанным или облачным льдом. В большинстве случаев ледяные образования имеют именно такую структуру.

Чистый рыхлый лед встречается в высококучевых облаках, а чистый гладкий лед в низких слоях в дождевых облаках [3].

На рис. 1 и 2 показаны типичные формы образующегося гладкого и рыхлого льда.

Иней образуется, когда влажный воздух вступает в контакт с поверхностью, имеющей температуру около 0°C . Пары воды, прежде чем сконденсироваться в виде жидкости, превращаются в лед и оседают на поверхность в виде инея. Иней может образовываться на поверхности самолета, когда он находится на земле при температурах ниже 0°C с выпадением росы. Иней также может образовываться в полете, когда самолет летит из слоев воздуха с низкой температурой в более теплый влажный воздух – например, при спуске или подъеме через температурную инверсию.

Иней может разрушать гладкий поток воздуха по крылу, стимулируя возмущение потока по верхней поверхности и наиболее опасен при взлете, когда возмущение потока может быть достаточным для препятствования взлету [3].

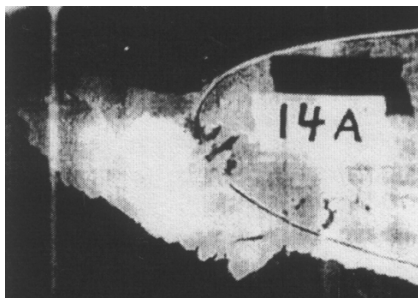
Моделирование обледенения. Обобщая имеющуюся информацию о процессе образования льда, можно сформулировать предположение, что переохлажденные капельки воды, обычно имеющие такую же температуру, как и окружающий воздух вокруг самолета, ударяются о поверхность обтекаемого тела или о лед, который ее покрывает. Степень переохлаждения капелек и условия обтекания про-

филя оказывают влияние на их поведение после удара.

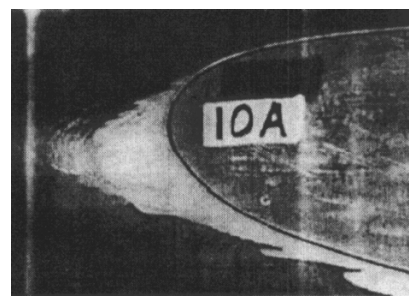
В рамках рассмотренной модели будем полагать, что затвердевание воды, содержащейся в капле, осуществляется в пропорции, определяемой замерзшей долей f , главным образом зависящей от количества высвобождающейся скрытой теплоты фазового перехода, которая может быть поглощена воздухом, жидкостью и льдом. В процессе обледенения на крыле образуются неровности (шероховатость), которые влияют на развитие пограничного слоя, изменяя коэффициент теплообмена с окружающей средой, на коэффициент захвата и на форму ледяных наростов.

Учитывая существование различных типов льда и, используя понятие пропорции затвердевания льда, будем различать: влажный, жидкий и сухой режимы обледенения [10].

Влажный режим отличается температурой поверхности, равной температуре затвердевания воды и пропорцией затвердевания изменяющейся от 0 до 1. Переохлажденные капельки воды, ударяющиеся о поверхность предмета, объединяются, образуя капли на поверхности. Нарастая, капли на поверхности могут начать двигаться, превращаться в ручейки или образовывать пленку. Форма жидкой воды на обтекаемой поверхности зависит главным образом от температуры поверхности и от сил, действующих на каплю.



а



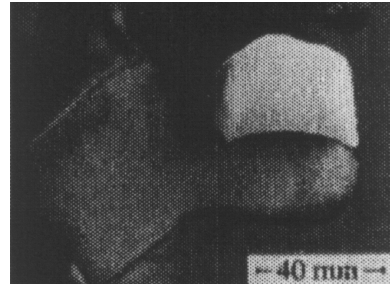
б

Рис. 1. Типичная форма ледяного нароста на крыле [9]:

а - гладкий лед, б - рыхлый лед



а



б

Рис. 2. Два небольшие ледяные образования рыхлого и гладкого льда [3]:

а - гладкий лед (сечение), б - рыхлый лед (сечение)

Модель описывает рост поверхностных капель и движение жидкости в виде пленки. Когда количество воды в контрольном объеме достаточно, чтобы покрыть всю поверхность, совокупность поверхностных капель образует жидкую пленку, меньшая часть которой состоит из тонкого слоя льда.

Рисунок 3 иллюстрирует различные формы и условия, при которых вода может существовать на обтекаемой поверхности во влажном режиме нарастания.

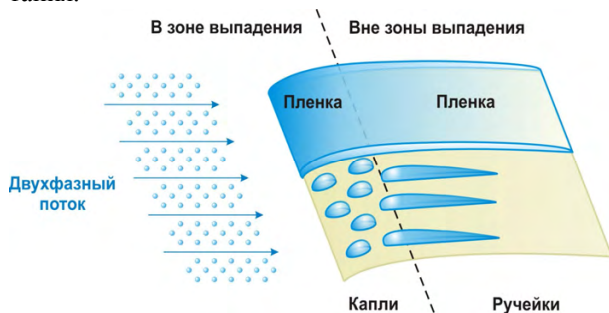


Рис. 3. Состояние воды на поверхности обтекаемого тела

Жидкий режим отличается тем, что температура обтекаемой поверхности выше температуры затвердевания воды и замерзшая доля равна 0. Вода существует на поверхности в виде капель, пленки или ручейков. Лед либо не образовывается, либо тает в присутствии пленки воды. Этот режим встречается, например, во время процесса размораживания, когда есть приток тепла образуемого нагревающими элементами.

Сухой режим отличается температурой поверхности ниже температуры затвердевания воды и твердой частью равной 1. Он указывает, что совокупность воды, которая вошла в контрольный объем, была превращена в рыхлый лед. Переохлажденные капельки воды, ударяющиеся о поверхность предмета, образуют капли на поверхности. Эти крупные капли затвердевают прежде, чем достигнут достаточно большого размера, чтобы растечься или быть унесенными внешним потоком.

4. Классификация противообледенительных систем

Типы противообледенительных систем, предназначенных для предотвращения обледенения или удаления образующегося льда можно разделить на [11]: воздушно-тепловые, электротепловые, жидкостные, пневматические.

Воздушно-тепловые системы применяются на многих газотурбинных двигателях в связи с имеющейся возможностью отбора горячего воздуха от этих двигателей, а также вследствие относительной эффективности и надежности этих систем. Горячий

воздух используется для предотвращения обледенения или удаления образующегося льда на коке двигателя, стойках входного направляющего аппарата; кроме того, воздух, отбираемый от двигателя, может использоваться в противообледенительной системе самолета для обогрева передней кромки крыла, механизации крыла, поверхностей оперения, входных участков воздухозаборников двигателей, обтекателей радиолокационных антенн и некоторых приборов. Если двигатели не могут обеспечить требуемых расхода или температуры отбираемого, в противообледенительную систему, воздуха, то применяются системы с отдельными источниками горячего воздуха.

Электротепловые системы служат обычно для удаления образовавшегося льда, а не для предотвращения обледенения, так как последнее при длительной работе требует больших затрат энергии. С целью повышения эффективности при меньшем расходе энергии разработаны и испытаны системы с различными рабочими циклами. Поскольку эти системы потребляют много энергии и менее надежны, чем воздушно-тепловые, они используются только для защиты небольших элементов самолетов, например, лобовых стекол, коков винтов, трубок Пито, датчиков статического давления, радиомачт, входов воздухозаборников, обтекателей радиолокационных антенн и т.п., а в отдельных случаях для защиты горизонтального оперения.

Жидкостные системы, работающие на глицерине, спирте или смеси этих и других химических веществ, предназначены для применения на панелях крыла, лобовых стеклах, воздухозаборниках двигателей и винтах. Разработаны различные методы применения жидкости на защищаемых поверхностях. Для больших поверхностей используются пористые материалы, через которые жидкость подается под давлением. На таких элементах, как лобовые стекла и воздушные винты, используются также разбрызгивающие и распределяющие устройства. Жидкости могут применяться как для удаления образующегося льда, так и для предотвращения обледенения. Ограничение накладывается количеством жидкости, которое может взять самолет. Поскольку поток жидкости регулируется отверстиями малого диаметра, легко подвергающимися засорению, эти системы не нашли широкого применения.

Пневматические системы, состоящие из секций деформируемого протектора, широко применяются на самолетах с поршневыми двигателями и на небольших самолетах с газотурбинными двигателями. Эти протекторы успешно используются для защиты воздухозаборников двигателей, передних кромок крыла и оперения, обтекателей радиолокационных антенн и других поверхностей. При ис-

пользовании пневматических систем для защиты воздухозаборников двигателей и воздушных винтов следует учитывать возможность попадания льда в двигатель, поэтому следует проектировать систему таким образом, чтобы скалывание льда происходило небольшими порциями, не способными отрицательно повлиять на работу двигателя.

Определение эффективности защитных систем – сложный вопрос. Летные испытания, как базовое средство всех авиационных методов, в данном случае не являются исчерпывающим информационным источником, поскольку трудно определить местоположение вызывающих обледенение облаков, а также, принимая во внимание опасность ситуации, значительно сокращается количество приемлемых условий эксперимента для пилота. В результате, для понимания различных механизмов образования льда и борьбы с обледенением эффективнее использовать методы моделирования. Однако экспериментальные методы требуют использования дорогостоящего и сложного оборудования – охлаждаемых высокоскоростных аэродинамических труб, оснащенных системой воспроизводства, вызывающих обледенение, осадков. Кроме того, эксперименты, проводимые в наземных условиях, не могут точно воспроизвести условия обледенения в полете.

В результате, численное моделирование нарастания льда оказывается необходимым для определения вероятности и оценки опасности обледенения в данных микрометеорологических условиях, для понимания роли изменения геометрии профиля крыла, а также для оценки эффективности различных методов размораживания.

5. Методики расчета нарастания льда в полете

В последние годы с целью предсказания формы и оценки воздействия ледяных наростов на аэродинамические характеристики самолетов были разработаны несколько математических моделей, описывающих нарастание льда в различных атмосферных условиях.

Изначально в 1946 году коэффициент захвата влаги на примере цилиндра был изучен Langmuir и Blodgett [12].

Анализируя нарастание льда на вращающемся цилиндре в 1951 году Ludlam [13] выделил сухой и влажный режимы обледенения. Он показал, что интенсивность нарастания льда определяется водностью, температурой и скоростью полета, влияющей на характер стекания воды по профилю. Критическую водность, отделяющую сухой (без жидкой воды на поверхности обледенения) и влажный режимы, называют границей Ludlam. То есть, нарастание

льда осуществляется в сухом режиме, когда водность ниже границы Ludlam и температура поверхности ниже температуры затвердевания воды, и нарастание происходит во влажном режиме, когда водность превышает границу Ludlam, температура поверхности равна температуре затвердевания воды, а излишек воды стекает (или разбрызгивается).

В 1952 году Fraser, Rush и Baxter [14] показали, что при определенных условиях вода не полностью вытекает (или разбрызгивается), а что некоторое количество воды остается запертым в карманах ледяной матрицы и образует губчатый лед.

В 1953 году Messinger [15] получил уравнение сохранения энергии для квазистационарного состояния на вращающемся цилиндре. Из этого уравнения следует, что нарастание должно проходить в термодинамическом равновесии, и, что сумма всех тепловых потоков ничтожна.

В 1979 году Lozowski [16] и др. разработали термодинамическую модель процесса нарастания льда на неподвижном цилиндре, на который выпадают переохлажденные капельки воды. Используя уравнение энергии, основанное на подходе Messinger, они разработали численную модель нарастания льда, дающую возможность предсказать и оценить аэродинамические потери. В этой модели были учтены: смешанный режим нарастания; стекание воды по обтекаемой поверхности; теплопроводность и конвекция внутри пограничного слоя; скрытая теплота испарения, конденсации влаги и сублимации; теплопроводность льда и цилиндра; скрытая теплота замерзания; аэродинамический нагрев, вызванный адиабатическим сжатием воздуха в пограничном слое и кинетическая энергия переохлажденных капелек, падающих на цилиндр. Результаты разработанной численной модели были сравнены с экспериментальными данными, полученными Stallabrass [17] в 1957 году и Macklin [18] в 1961 году.

С 1980 года математические модели постоянно совершенствовались. Различные группы исследователей во всем мире разрабатывали двухмерные модели обледенения крыла в сухих и влажных режимах:

- LEWICE 2D (США), Wright [4];
- ONERA (ФРАНЦИЯ), Gent [19];
- TRAJICE2D (ОБЪЕДИНЕННОЕ КОРОЛЕВСТВО), Guffond [20];
- CANICE (Канада), Paraschivoiu и др. [21];
- CIRA (Италия), Mingione и Brandi [22];
- 2DFOIL-ICE, Dillingh [23].

Большинство выше перечисленных моделей были усовершенствованы или дорабатываются для моделирования образования льда в трехмерной постановке. Например: FENSAP-ICE 3D, университет

MCGILL, КАНАДА, [24]; CANICE описывает движение границы льда на основе метода биссектрис, предложенного Руюе и др. [25].

Последние усовершенствования программных продуктов численного моделирования включают:

- расчет аэродинамического потока, основанный на методе щитов в двухмерной постановке [4, 19, 21, 22] или на уравнениях Навье-Стокса в двух- и трехмерных постановках [20, 24];

- анализ траекторий переохлажденных капелек, позволяющих определить коэффициент захвата выпадающей влаги на сложных геометрических формах, которые обычно основываются на методе Лагранжа [4, 19, 20, 21, 22] или на методе Эйлера [24];

- расчет пограничного слоя, учитывающего шероховатость поверхности, вызванную присутствием ледяной корки, при расчете коэффициента теплообмена [26, 27];

- определение термодинамики затвердевания, позволяющей рассчитать скорость нарастания льда ([15, 16] и др.);

- геометрический модуль, который описывает движение границы льда, на основе траекторий капелек воды в сухом режиме или по методу, основанному на определении нормали к поверхности, в сухом и влажном режимах [4, 19, 25],

- дискретизация времени, для улучшения описания геометрии и повышения точности расчета местных коэффициентов тепло- и массообмена ([17] и др.).

Главные отличия между программами, не включая FENSAP-ICE, заключаются в расчете аэродинамического потока и эволюции во времени. Программы, основанные на методе щитов для расчета потенциального потока, не могут определять точки отрыва потока, поэтому они дают менее точные результаты по сравнению с программами, основанными на уравнениях Навье-Стокса, однако они позволяют получить решение намного быстрее.

Большинство моделей учитывает только поток воды в виде пленки, основываясь на модели, развитой Al-Khalil [28, 29] и др. Это предположение не учитывает, что вода может находиться на поверхности в различных состояниях, определяемых действием аэродинамической, гравитационной сил, а также поверхностным натяжением. В программе LEWICE (Wright [4]) учитывается поверхностное натяжение, что позволяет оценить количество воды, которое остается запертым на поверхности, основываясь на числе Вебера.

Такие параметры как шероховатость поверхности, плотность льда, остаточное количество жидкой воды, а также процессы вырывания капелек воды наружу и стекания воды вдоль обтекаемой поверхности в настоящее время изучены недостаточно и их

учитывают, используя эмпирические соотношения. В частности, Ruff, Shin и Bond [30] были получены соотношения для оценки шероховатости поверхности, Olsen и Walker [31] – для описания процессов вырывания и разбрызгивания капелек и Jones [32] – для определения плотности льда. Эти соотношения были получены для условий обледенения крыльев и других частей фюзеляжа самолета, однако они мало применимы к лопаткам авиационных двигателей в соответствии с условиями эксплуатации (скорость, высота, угол атаки) и метеорологическими условиями (водность и средний по объему диаметр капелек воды), которые сильно отличаются.

Также исследования, проведенные в последнее время, позволили лучше изучить шероховатость поверхности льда и физику жидкой фазы:

- в работе [33] изучена мера и распределение шероховатости на поверхности льда, и показано, что эмпирическое соотношение [27] не является адекватным, когда поверхность покрыта пленкой воды;

- исследования [28, 29] позволяют аналитически описать образование и движение пленки и ручейков на поверхности;

- в работе [34] показано, что поверхностное натяжение является основным фактором, влияющим на образование капель на поверхности крыла;

- лучше изучено поведение жидкой фазы на поверхности крыла [7, 10].

Эти работы позволяют использовать термодинамическую модель, в которой жидкая фаза и шероховатость задаются с помощью физических параметров, а не эмпирическими соотношениями.

6. Модели для описания потока воздуха и переохлажденных капель воды, намерзания льда

В механике многофазных сред выделяются четыре основные группы моделей. Это – чисто феноменологические модели, феноменологические модели с включением элементов статистики, статистические модели, содержащие элементы механики сплошной среды, чисто статистические модели, основанные на введении функций распределения как для частиц, так и для молекул газа и получении соответствующих кинетических уравнений [35, 36]. При решении прикладных задач чаще всего используются феноменологические модели многофазных сред.

В работах [37, 38, 39, 40] проанализированы и реализованы основные подходы к расчету набегающего влажного потока:

- модель взаимопроникающих континуумов, предложенная Х.А. Рахматулиным [41, 42, 43];

- гомогенная модель обтекания с учетом обмена массой, импульсом и энергией между фазами, была рассмотрена в [44, 45].

Авторами статьи разработаны методики расчета образования пленки, ее замерзания и изменения формы обтекаемой поверхности.

Выводы

Выполнен анализ основных моделей и методов исследования обледенения аэродинамических поверхностей. Рассмотрены метеорологические параметры при обледенении, типы облаков, типы льда и его влияние на полетные характеристики. Приведена классификация противообледенительных систем.

Направлением дальнейших исследований обледенения аэродинамических поверхностей летательных аппаратов будет учет особенностей обтекания тел двухфазным вязким сжимаемым потоком с учетом взаимодействия несущей и жидкой фаз, формы существования влаги на профиле (капельки, ручейки, пленка), режима нарастания льда (сухой, влажный, смешанный), изменения геометрии обтекаемого тела и влияния этого изменения на внешний поток.

Литература

1. Мецзякова, Т.П. Проектирование систем защиты самолетов и вертолетов [Текст] / Т.П. Мецзякова. – М.: Машиностроение, 1977. – 232 с.
2. Aircraft Icing Handbook [Электронный ресурс]. – Режим доступа: http://www.google.com.ua/url?sa=t&rct=j&q=&esrc=s&source=web&cd=1&ved=0CDUQFjAA&url=http%3A%2F%2Fwww.caa.govt.nz%2Fsafety_info%2FGAPs%2FAircraft_Icing_Handbook.pdf&ei=QSXLUK23KqSl4gSD84DgBw&usq=AFQjCNG2pjNhtMlr2Ni168oboFtPUh1NwA&sig2=y4e3cohE5RIshHw9UeLGG&bvm=bv.1355325884,d.bGE&cad=rja. – 12.07.2012 г.
3. Ice Accretion Simulation, AGARD-AR-344. [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://ftp.rta.nato.int/public/PubFullText/AGARD/AR/AGARD-AR-344/AGARDAR344.pdf>. – 12.07.2012 г.
4. Wright, W.B. Users Manual for the Improved NASA Lewis Ice Accretion Code LEWICE 1.6, National Aeronautical and Space Administration (NASA) [Text] / W.B. Wright. – Contractor Report. – May, 1995. – 95 p.
5. Pueyo, A. Improvements to the Ice Accretion Code CANICE [Text] / A. Pueyo, D. Chocron, F. Kafyeke // Proceedings of the 8th Canadian Aeronautics and Space Institute (CASI), Aerodynamic Symposium, Toronto, Canada, April 2001. – 9 p.
6. Beads and Rivulets Modelling in Ice Accretion on a Wing [Text] / P. Louchez, G. Fortin, G. Mingione, V. Brandi // 36th Aerospace Sciences Meeting & Exhibit, American Institute of Aeronautics and Astronautics, Reno, Nevada. – 1998. – 10 p.
7. Fortin, G. Prediction of ice shapes on NACA0012 2D airfoil [Электронный ресурс] / G. Fortin, J. Laforte, A. Beisswenger. – Режим доступа: – <http://www.uqac.ca/amil/en/publications/papers/SAE-GDCE-2003-03FAAID-30.pdf>. – 12.07.2012 г.
8. Механика многофазных сред [Текст] / А.Н. Крайко, Р.И. Нугматулин, В.К. Старков, Л.Е. Стернин // Итоги науки и техники. Гидромеханика. – М.: ВИНТИ, 1972, Т.6. – С. 93–174.
9. Aircraft Icing / AGARD-AR-127. – 1978. – 300 p.
10. New roughness computation method and geometric accretion model for airfoil icing [Электронный ресурс] / Guy Fortin, Du Québec Université etc. // Journal of aircraft. – 2003. – Vol. 40, No. 5. – Режим доступа: http://www.researchgate.net/publication/228492734_New_roughness_computation_method_and_geometric_accretion_model_for_airfoil_icing. – 12.07.2012 г.
11. Рекомендательный циркуляр РЦ-АП33.68,33.77, Определение соответствия двигателя требованиям АП-33 по работоспособности в условиях обледенения и при попадании в двигатель льда. – М.: ОАО "Авиаиздат", 2003. – 120 с.
12. Langmuir, I. A mathematical investigation of water droplet trajectories [Text] / I. Langmuir, K.B. Blodgett. – Program Press 196, Report No. RL-224. – Vol. 10. – 1945. – P. 348-355.
13. Ludlam, F.H. The heat economy of a rimed cylinder [Text] / F.H. Ludlam // Quarterly Journal of the Royal Meteorological Society. – 1951. – Vol. 77, №1 – P. 663-666.
14. Fraser, D. Thermodynamic limitations of ice accretion instruments [Text] / D. Fraser, C. K. Rush, D. Baxter // National Aeronautical Establishment (NAE), Laboratory Report LR-32, National Research Council (NRC). – Ottawa, Canada, 1952. – P. 12.
15. Messinger, B.L. Equilibrium Temperature of an Unheated Icing Surface as a Function of Airspeed [Text] / B.L. Messinger // Journal of the Aeronautical Sciences. – 1953 – vol. 20, №1. – P. 29-42.
16. Lozowski, F.H. The icing of an unheated non-rotating cylinder in liquid water droplet-ice crystal clouds [Text] / F.H. Lozowski, J.R. Stallabras, P.F. Hearty // National Research Council (NRC – Laboratory report №LTR-LT-96), 1979. – P. 66.
17. Stallabras, J.R. Icing flight of a bell HTL-4 helicopter [Text] / J.R. Stallabras // National Aeronautical Establishment (NAE), Laboratory Report №LR-197, National Research Council (NRC). – Ottawa, Canada, 1957. – P. 14.
18. Macklin, W.C. Accretion in mixed clouds [Text] / W.C. Macklin // Quarterly Journal of the Royal Meteorological Society. – 1961. – vol. 87, №1. – P. 413-424.
19. Gent, R.W. Trajice2 - a combined water droplet and ice accretion prediction program for

aerofoil [Text] / R.W. Gent // Royal Aerospace Establishment (RAE). – Farnborough, Hampshire, Technical Report Number TR90054, 1990. – 83 p.

20. Guffond, D. Overview of Icing Research at ONERA, Advisory Group for Aerospace Research and Development/Fluid Dynamics Panel (AGARD/FDP) Joint International Conference on Aircraft Flight Safety [Text] / D. Guffond, T. Hedde, R. Henry // Actual Problems of Aircraft Development. – Zhukovsky, Russia – 1993. – 7 p.

21. Ice accretion on Aircraft Wings with Thermodynamic Effects [Text] / P. Tran, M.T. Brahim, I. Paraschivoiu, A. Pueyo, F. Tezok // American Institute of Aeronautics and Astronautics, 32nd Aerospace Sciences Meeting & Exhibit. – Reno, Nevada, AIAA-1994-0605, 1994. – 9 p.

22. Mingione, G. Ice Accretion Prediction on Multielements Airfoils [Электронный ресурс] / G. Mingione, V. Brandi // Journal of Aircraft. – Резюме документа: <http://arc.aiaa.org/doi/abs/10.2514/2.2290?journalCode=ja>. – 12.07.2012 г.

23. Dillingh, J.E. Accumulation of Ice Accretion on Airfoils during Flight [Text] / J.E. Dillingh, H.W.M. Hoeijmakers // Federal Aviation Administration In-flight Icing and Aircraft Ground De-icing, Conference, Chicago, Illinois. – 2003. – 13 p.

24. Beaugendre, H. ICE3D, FENSAP-ICE'S 3D In-Flight Ice Accretion Module [Text] / H. Beaugendre, F. Morency, W.G. Habashi // American Institute of Aeronautics and Astronautics, 40th Aerospace Sciences Meeting & Exhibit. – Reno, Nevada, AIAA 2002. – N0385. – 20 p.

25. Pueyo, A. Improvements to the Ice Accretion Code CANICE [Text] / A. Pueyo, D. Chocron, F. Kafyeke // Proceedings of the 8th Canadian Aeronautics and Space Institute (CASI), Aerodynamic Symposium. – Toronto, Canada, 2001. – 9 p.

26. Cebeci, T. Physical and Computational Aspects of Convective Heat Transfer [Text] / T. Cebeci, P. Bradshaw. – New York, 1984. – P. 165-201.

27. Prediction of Ice Shapes and their Effect on Airfoil Performance [Text] / J. Shin, B. Berkowitz, H. Chen, T. Cebeci // American Institute of Aeronautics and Astronautics. – 1991. – Paper 91-0264. – 20 p.

28. Thermal Analysis of Engine Inlet Anti-Icing Systems [Text] / K.M. Al-Khalil, T.G. Keith, Jr. De Witt, J.K. Nathman, D.A. Dietrich // American Institute of Aeronautics and Astronautics, 27th Aerospace Sciences Meeting & Exhibit, AIAA 89-0759, Reno, Nevada – 1989 – 9 p.

29. Al-Khalil, K.M. Development of an Anti-Icing Runback Model [Text] / K.M. Al-Khalil, T.G. Keith, K.J. De Witt // American Institute of Aeronautics and Astronautics, 29th Aerospace Sciences Meeting & Exhibit, AIAA-91-0266. – Reno, Nevada, 1991. – 12 p.

30. Shin, J. Experimental and Computational Ice Shapes and Resulting Drag Increase for a NACA 0012 Airfoil [Text] / J. Shin, T. Bond // National Aeronautics and Space Administration (NASA), Technical Memorandum. – 1992. – № 105743. – 10 p.

31. Olsen, W. Experimental Evidence for Modifying the Current Physical Model for Ice Accretion on Aircraft Surfaces [Text] / W. Olsen, E. Walker // NASA Technical Memorandum №87184. – 1986. – 47 p.

32. Jones, K.F. The Density of Natural Ice Accretions, Fourth International Conference on Atmospheric Icing of Structure [Text] / K.F. Jones // E. D. F. – 1998. – Vol. 77, №1. – P. 114-118.

33. Shin, J. Characteristics of Surface Roughness Associated With Leading Edge Ice Accretion [Text] / J. Shin // American Institute of Aeronautics and Astronautics, 32nd Aerospace Sciences Meeting & Exhibit. – Reno, Nevada, AIAA Paper, 1994. – № 0799. – 16 p.

34. Hansman, Jr. R.J. Investigation of Surface Water Behavior During Glace Ice Accretion [Text] / Jr. R.J. Hansman, S.R. Turnock // American Institute of Aeronautics and Astronautics, 26th Aerospace Sciences Meeting & Exhibit. – Reno, Nevada, AIAA Paper. – 1988. – № 0015. – 10 p.

35. Нигматулин, Р.И. Динамика многофазных сред [Текст] / Р.И. Нигматулин. – М.: Наука, 1987. – Т. 1, 2. – 464 с.

36. Дейч, М.Е. Газодинамика двухфазных сред [Текст] / М.Е. Дейч, Г.А. Филиппов. – М.: Энергия, 1968. – 424 с.

37. Приходько, А.А. Численное моделирование обтекания цилиндра трансзвуковым парогозовым потоком [Текст] / А.А. Приходько, С.В. Алексеенко // Вісник Дніпропетровського університету. Механіка. – 2003. – Вип. 7, Т. 1. – С. 55-66.

38. Prykhodko, O.A. Numerical modelling of icing processes [Text] / O.A. Prykhodko, S.V. Alekseenko // GAMM 2005. Gesellschaft für Angewandte Mathematik und Mechanik. 76th Annual Scientific Conference Luxembourg, 2005, March 28 – April 1. – P. 257.

39. Приходько, А.А. Математическое моделирование процессов теплообмена при обледенении аэродинамических профилей [Текст] / А.А. Приходько, С.В. Алексеенко // Теплообмен-2008. ММФ-VI. – Т. 1. – Конвективный теплообмен. Минск: АНХ «ИТМО им А.В. Лыкова» НАНБ. – 2008. – С. 1-10.

40. Приходько, А.А. Численное моделирование обледенения аэродинамических поверхностей [Текст] / А.А. Приходько, С.В. Алексеенко // Доклады двенадцатой международной школы-семинара "Модели и методы аэродинамики", Евпатория. – М.: Изд. ЦАГИ, 2012. – С. 177-178.

41. Рахматулин, Х.А. Основы газодинамики взаимопроникающих движений сжимаемых сред [Текст] / Х.А. Рахматулин // Прикл. мат. и механика. – 1956. – Вып. 20, № 3. – С. 184-195.

42. Седов, Л.И. Механика сплошной среды [Текст] / Л.И. Седов. – М.: Наука, 1983. – Т. 1. – 528 с.; Т. 2. – 560 с.

43. Нигматулин, Р.И. Динамика многофазных сред [Текст] / Р.И. Нигматулин. – М.: Наука, 1987. – Т. 1, 2 – 464 с.

44. Дейч, М.Е. Техническая газодинамика [Текст] / М.Е. Дейч. – М.: Энергия, 1974. – 592 с.

45. Френкель, Я.И. Кинетическая теория жидкостей [Текст] / Я.И. Френкель. – Л.: Наука, 1975. – 592 с.

Поступила в редакцию 12.07.2012

Рецензент: д-р техн. наук, проф., заведующий кафедрой теплоэнергетики В.А. Габринец, Днепропетровский национальный университет железнодорожного транспорта, г. Днепропетровск.

ОБМЕРЗАНИЯ АЕРОДИНАМІЧНИХ ПОВЕРХОНЬ: УМОВИ ВИНΙΚАННЯ ТА МЕТОДИКИ РОЗРАХУНКУ

О.А. Приходько, С.В. Алексеєнко

Проаналізовано основні моделі та методи дослідження процесів зледеніння аеродинамічних поверхонь та їх вплив на польотні характеристики. Наведено класифікацію протиобмерзних систем. Розглянуто відповідні моделі і методики розрахунку наростання льоду в польоті. Представлено результати розрахунків випадіння вологи на поверхню циліндра за допомогою моделі взаємопроникних середовищ на базі авторських моделей, методів та алгоритмів. Напрямоком подальших досліджень обмерзання аеродинамічних поверхонь літальних апаратів буде врахування особливостей обтікання тіл двофазним вузьким стисливим потоком з урахуванням взаємодії несучої і рідкої фаз, зміни геометрії обтічного тіла і впливу цієї зміни на зовнішній потік.

Ключові слова: умови виникнення обмерзання, повітряно-крапельний потік, випадіння вологи на обтічну поверхню, обмерзання аеродинамічних поверхонь.

ICE ACCRETION: ICING CONDITIONS AND CALCULATION PROCEDURES

O.A. Prykhodko, S.V. Alekseyenko

Analyzed the main models and methods processes airfoil icing, meteorological parameters with icing, types of clouds, types of ice and its effect on the flight characteristics. A classification of anti-icing systems. Considered appropriate models and methods for calculating the growth of ice in the air. The results of calculating loss of moisture on the surface of the cylinder c using a model based on interpenetrating media copyright models, methods and algorithms. Future research airfoil icing aircraft will account of the special two-phase flow of bodies viscous compressible flows with the interaction of carrier and liquid phases, changing the geometry of the body and the impact of this change on the external flow.

Keywords: ice conditions, air-droplet stream, fall of moisture on the streamlined surface, ice accretion, icing of airfoils.

Приходько Александр Анатольевич - д-р физ.-мат. наук, профессор, заведующий кафедрой технической механики, Днепропетровский национальный университет, г. Днепропетровск, Украина, e-mail: raadr@mail.ru.

Алексеенко Сергей Викторович – старший преподаватель кафедры технической механики, Днепропетровский национальный университет, г. Днепропетровск, Украина, e-mail: alexeyenko_sv@ukr.net.

УДК 533. 6.011.5

М.М. ОВЧАРОВ

Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Украина

МЕТОДИКА РАСЧЕТА НЕЛИНЕЙНЫХ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА ПРИ НЕСИММЕТРИЧНОМ ОБТЕКАНИИ

В данной работе изложена методика численного расчета аэродинамических характеристик схематизированных компоновок самолетов в широком диапазоне углов атаки и скольжения. Нелинейная задача решается в стационарной постановке методом дискретных вихрей. Приводятся результаты методических исследований влияния параметров вихревой схемы компоновки типа «бесхвостка» при отрывном обтекании передней кромки крыла на ее вихревую структуру, суммарные и распределенные аэродинамические характеристики при несимметричном обтекании. Показаны примеры расчета суммарных и распределенных аэродинамических характеристик, а также вихревые структуры обтекания гипотетического самолета

Ключевые слова: численное моделирование, аэродинамические характеристики, вихревая структура крыла

Введение

В настоящее время на базе нелинейной стационарной теории несущей поверхности [1] разработан комплекс вычислительных программ, обеспечивающий расчет на ЭВМ аэродинамических характеристик летательного аппарата и его частей в рамках невязкой несжимаемой жидкости. Эти программы позволяют рассчитывать аэродинамические характеристики проектируемого летательного аппарата на различных этапах исследования [2] в диапазоне углов атаки $\alpha = 0 \div 30^\circ$ в том числе и при наличии скольжения [3 - 5].

Программы первого уровня [3] применяются на раннем этапе проектирования, когда возникает необходимость проанализировать большое число вариантов аэродинамической компоновки при минимальных затратах машинного времени. Суммарные аэродинамические характеристики компоновки определяются на основе принципа суперпозиций и подробно описаны в работе [4].

Программы второго уровня используются при более детальном исследовании выбранной аэродинамической компоновки летательного аппарата. В этих программах самолет моделируется системой базовых несущих поверхностей (интегральным модулем), расчет аэродинамических характеристик которых осуществляется совместно, с учетом их интерференции. При этом выстраивается единый вихревой след [3, 5].

С точки зрения пользователя важное значение имеет вопрос о выборе параметров расчетной вих-

ревой схемы, которая позволяет определять аэродинамические характеристики и вихревую структуру летательного аппарата с достаточной точностью при минимальных затратах машинного времени на ЭВМ.

С точки зрения пользователя важное значение имеет вопрос о выборе параметров расчетной вихревой схемы, которая позволяет определять аэродинамические характеристики и вихревую структуру летательного аппарата с достаточной точностью при минимальных затратах машинного времени на ЭВМ.

В настоящей работе приводятся результаты методических исследований влияния параметров вихревой схемы компоновки типа "бесхвостка" [5] на ее вихревую структуру, суммарные и распределенные аэродинамические характеристики при несимметричном обтекании.

Постановка задачи

Существенной особенностью численного расчета аэродинамических характеристик схематизированных компоновок летательного аппарата при несимметричном обтекании является то, что вертикальное оперение расположено непосредственно в зоне вихревых жгутов крыла, которые взаимодействуют с системой присоединенных вихревых отрезков, моделирующих кили. Чтобы с достаточной степенью точности выстраивать вихревую структуру крыла в районе оперения, необходимо увеличивать число вихревых отрезков, моделирующих каждый

вихревой шнур в системе III [5], что требует увеличения оперативной памяти ЭВМ и времени счета.

При выстраивании вихревой структуры крыла использованы рекомендации, изложенные в работе [1], то есть длина первого, ближайшего к крылу отрезка на каждом вихревом шнуре выбирается равной длине присоединенного вихревого отрезка крыла. Длины последующих отрезков каждого свободного шнура увеличиваются последовательно в K_μ раз. Коэффициент K_μ постоянен для каждого шнура, но различен для остальных шнуров.

В работе исследовалось влияние способа выстраивания вихревой пелены крыла на суммарные и распределенные аэродинамические характеристики схематизированной компоновки [5], состоящей из треугольного крыла $\lambda = 1,5$ и двух стреловидных килей $\lambda_{\text{ВО}} = 1,3$, установленных с разном $\bar{Z}_{\text{кл}} = Z_{\text{кл}}/b = 0,2$.

Рассматривалось три варианта выстраивания вихревой структуры крыла и расчета аэродинамических нагрузок:

- по способу, описанному в работе [1];
- вне вертикального оперения вихревая пелена выстраивалась по методу работы [1]; в районе вертикального оперения выстраивание пелены велось отрезками, длина которых равна длине первого свободного вихревого отрезка каждого шнура;
- как и в варианте 2, но снималось условие "непротекания", то есть вихревым отрезкам, моделирующим носовые вихри крыла разрешалось проходить сквозь поверхность вертикального оперения. При этом влияние вихревого отрезка, проходящего через несущую поверхность, моделирующую вертикальное оперение, на ее аэродинамические характеристики не учитывалось.

Результаты исследований

На рис. 1 - 3 показана форма вихревой пелены за треугольным крылом $\lambda = 1,5$ в сечениях $\bar{x} = 1,2$ и $1,4$ для угла атаки $\alpha = 15^\circ$ и различных углах скольжения при моделировании вихревой пелены по схемам №1 (сплошная линия) и №2 (штриховая линия).

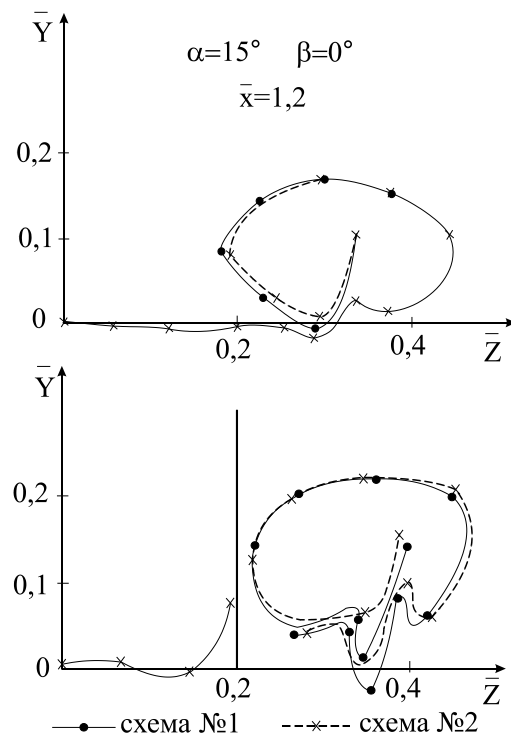


Рис. 1. Влияние способа выстраивания на форму вихревой пелены гипотетического самолета при симметричном обтекании

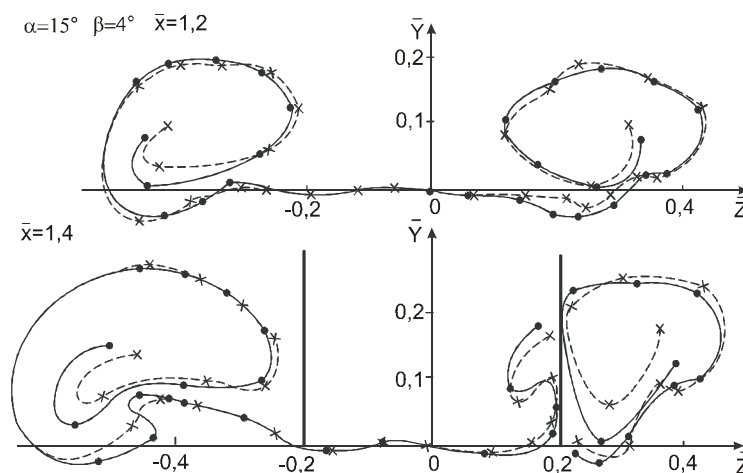


Рис. 2. Влияние способа выстраивания на форму вихревой пелены гипотетического самолета при обтекании со скольжением ($\beta = 4^\circ$)

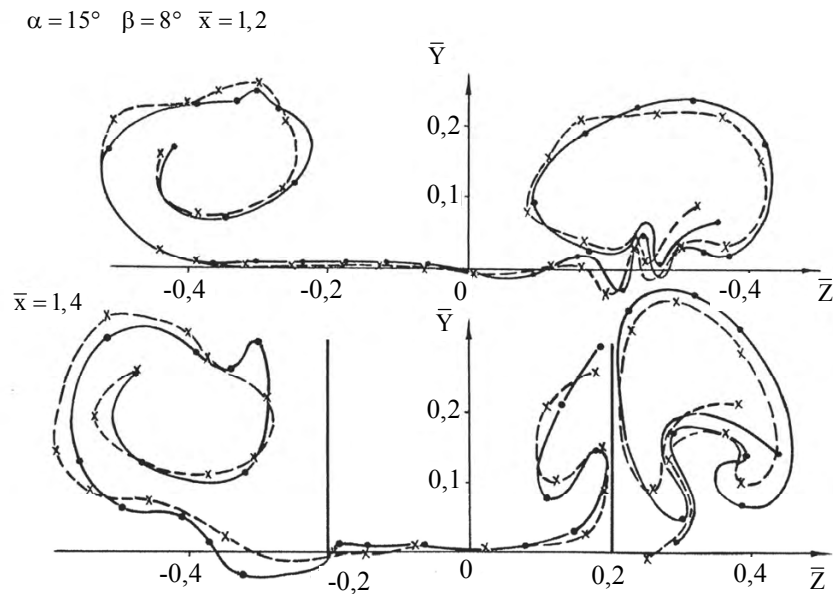


Рис. 3. Влияние способа выстраивания на форму вихревой пелены гипотетического самолета при обтекании со скольжением ($\beta=8^\circ$)

Как видно, форма и размеры вихревого жгута практически не зависят от способа построения вихревой структуры крыла.

На рис.4 сравниваются величины коэффициентов боковой силы сечений килей по их высоте и двух углах скольжения $\beta = 4^\circ$ и 8° . Результаты расчетов распределенной аэродинамической нагрузки на килеях также не зависят от способа моделирования вихревой пелены (№1 и №2).

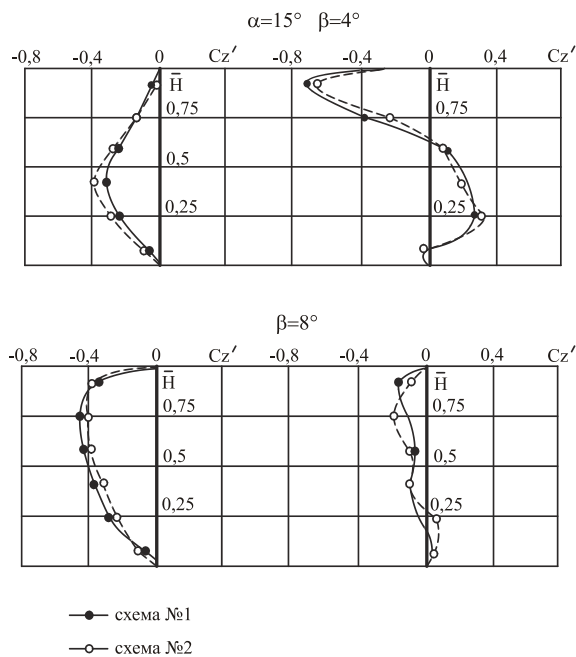


Рис. 4. Влияние способа выстраивания вихревой пелены гипотетического самолета на распределенные аэродинамические характеристики

Методические исследования показали, что суммарные аэродинамические коэффициенты C_y , m_z , m_x , m_y и C_z слабо зависят от числа вихревых ячеек (разбиения крыла по хорде N) и устойчиво сходятся при увеличении параметра N .

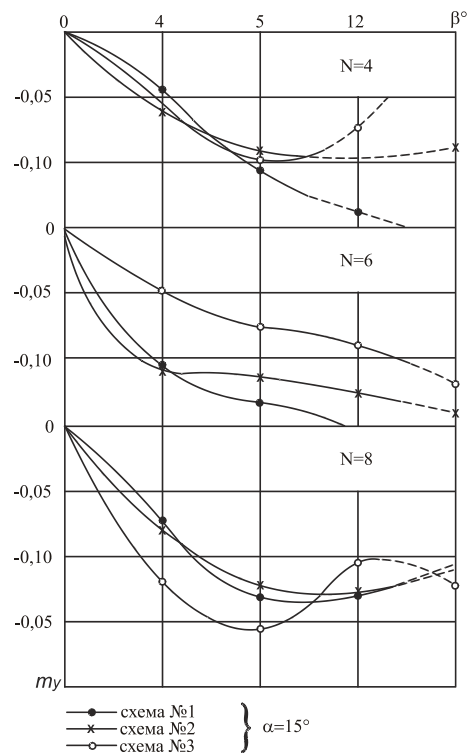


Рис. 5. Влияние количества вихревых ячеек и способа выстраивания вихревой пелены гипотетического самолета на суммарные аэродинамические характеристики

На рис. 5 приведена зависимость коэффициента путевого момента m_y от угла скольжения β при различных значениях параметра N вихревой схемы крыла и трех вариантах выстраивания вихревой структуры крыла с учетом вертикального оперения. При выстраивании вихревой структуры по схеме №3, как следует из представленных графиков, решение не обладает устойчивостью при увеличении параметра N .

Применение моделирования по схеме №2 дает результаты, практически совпадающие с результатами расчетов по схеме №1, но приводит к возрастанию числа приближений, то есть увеличивает время счета. Поэтому наиболее целесообразным является моделирование в расчетах вихревой структуры крыла по схеме №1.

С целью проверки достоверности полученных расчетных данных результаты расчетов сравниваются с экспериментальными данными работы [7].

На рис. 6 приведены зависимости $C_n(\alpha)$ и $m_z(\alpha)$ для компоновки, состоящей из треугольного крыла $\lambda = 1,5$ и вертикального оперения $\lambda_{\text{во}} = 1,5$, которое находится за крылом $\bar{Z}_{\text{кл}} = 0,22$ и $\bar{Y}_k = 0,47$. Сплошная линия – расчет, кружок – опытные данные работы [7].

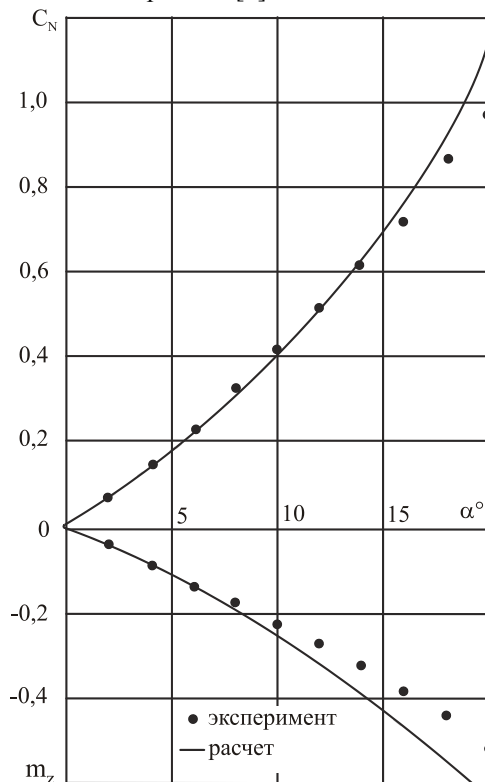


Рис. 6. Зависимости коэффициентов нормальной силы и продольного момента гипотетического самолета от угла атаки

На рис. 7 представлена зависимость коэффициента боковой силы C_z вертикального оперения от боковой координаты $\bar{Z}_k$ при $\alpha = 19^\circ$ и двух превышениях килей $\bar{Y}_k = 0,12$ и $0,47$.

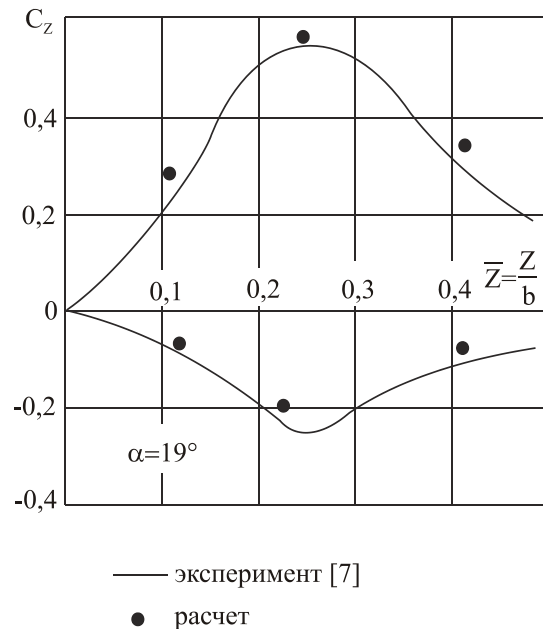


Рис. 7. Зависимость коэффициента боковой силы вертикального оперения от положения по размаху для двух превышений килей

Выводы

Удовлетворительное совпадение расчетных и опытных данных свидетельствует о правильности принятого метода выстраивания вихревой структуры крыла и оптимальном выборе параметра его вихревой схемы при расчете схематизированных компоновок типа "бесхвостка".

Литература

1. Белоцерковский, С.М. Отрывное и безотрывное обтекание тонких крыльев идеальной жидкостью [Текст] / С.М. Белоцерковский, М.И. Ништ. – М.: Наука, 1978. – 352 с.
2. Белоцерковский, С.М. Линейные и нелинейные модели аэродинамики летательного аппарата [Текст] / С.М. Белоцерковский, М.И. Ништ // Труды ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского. – 1981. – Вып. 1310. – С. 9–31.
3. Апарин, В.А. Расчет нелинейных аэродинамических характеристик компоновок летательных аппаратов на различных этапах исследования [Текст] / В.А. Апарин, С.М. Ломов, М.И. Ништ // Труды ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского. – 1983. – Вып. 1311. – С. 83–95.

4. Расчет нелинейных аэродинамических характеристик схематизированных компоновок летательных аппаратов [Текст] / В.А. Апарин, Н.М. Десярев, Е.Д. Ковалев, М.И. Ниши // Труды ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского. – 1979. – Вып. 1309. – С. 15–26.

5. Ковалев, Е.Д. Расчет нелинейных стационарных аэродинамических характеристик схематизированных компоновок типа "бесхвостка" [Текст] / Е.Д. Ковалев, М.М. Овчаров. // Сборник научно-методических материалов по аэродинамике и динамике полета летательных аппаратов. – Х., 1983. – С. 71–80.

6. Ковалев, Е.Д. Расчет нелинейных аэродинамических характеристик схематизированных ком-

понок летательных аппаратов при безотрывном обтекании [Текст] / Е.Д. Ковалев, М.М. Овчаров // Сборник научно-методических материалов по аэродинамике и динамике полета летательных аппаратов. – Х., 1984. – С. 72–81.

7. Караск, А.А. Экспериментальное исследование взаимодействия вихревых жгутов, образующихся при обтекании крыла малого удлинения, с вертикальной несущей поверхностью [Текст] / А.А. Караск // Научно-методические материалы по аэродинамике летательных аппаратов. Нелинейные характеристики. ВВИА им. проф. Н. Е. Жуковского. – Х., – 1981. – С. 12–20.

Поступила в редакцию 07.11.2012

Рецензент: д-р техн. наук, г.н.с., проф. каф. Аэрогидродинамики Ю.А. Крашаница, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина

МЕТОДИКА РОЗРАХУНКУ НЕЛІНІЙНИХ АЕРОДИНАМІЧНИХ ХАРАКТЕРИСТИК ЛІТАЛЬНОГО АПАРАТУ ПРИ НЕСИМЕТРИЧНОМУ ОБТІКАННІ

М.М. Овчаров

У даній роботі викладена методика чисельного розрахунку аеродинамічних характеристик схематизованих компоновок літаків в широкому діапазоні кутів атаки і ковзання. Нелінійне завдання вирішується в стаціонарній постановці методом дискретних вихорів. Наводяться результати методичних досліджень впливу параметрів вихрової схеми компоновки типу «безхвостка» при відривному обтіканні передньої кромки крила на її вихрову структуру, сумарні і розподілені аеродинамічні характеристики при несиметричному обтіканні. Показані приклади розрахунку сумарних і розподілених аеродинамічних характеристик, а також вихрові структури обтікання гіпотетичного літака.

Ключові слова: чисельне моделювання, аеродинамічні характеристики, вихрова структура крила.

METHOD OF CALCULATION OF NONLINEAR AERODYNAMIC CHARACTERISTICS OF AIRCRAFT AT ASYMMETRICAL FLOWING AROUND

М.М. Ovcharov

The procedure of numeral calculation of aerodynamic characteristics of schematized configurations of the aircraft in the wide range of angles of attack and sliding is given in this article. The nonlinear problem is solved in stationary light with the help of the method of discrete vortex. Results of methodical researches of influence of parameters of vortical chart arrangement of type «tailless» are brought at the separated flowing around the leading edge of the wing on its vortical structure, total and distributed aerodynamic characteristics at the asymmetrical flowing around. The examples of calculation of total and distributed aerodynamic characteristics, and also vortical structures of flowing around hypothetical airplane are shown

Keywords: numeral design, aerodynamic characteristics, vortical wing structure

Овчаров Михаил Михайлович – канд. техн. наук, преподаватель кафедры аэрогидродинамики, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков, Украина.

UDC 621.43.004.62

I. LOBODA, E. RIOS URBAN, E. SANCHEZ CRUCES

National Polytechnic Institute, School of Mechanical and Electrical Engineering, Mexico

PROBABILISTIC NEURAL NETWORKS FOR GAS TURBINE FAULT RECOGNITION

Fault identification algorithms based on measured gas path variables constitute an important component of a gas turbine engine condition monitoring system. In addition to gas path faults diagnosis, these algorithms are capable to identify malfunctions of sensors and an engine control system. The fault identification algorithms widely use pattern recognition techniques, in particular, different artificial neural networks. Since monitoring system efficiency depends on accuracy of all system's components, the most exact mathematical technique should be chosen for every component. To recognize gas turbine faults, a specific network type, multilayer perceptron (MLP), is mostly applied. However, other network type, probabilistic neural network (PNN), can be applied as well. It uses a probabilistic measure to recognize the faults. In the present paper, the PNN is firstly tailored to a gas turbine diagnosis application and then compared with the MLP. The comparison has shown that both networks yield practically equal accuracy. The PNN is recommended for real gas turbine monitoring systems because, in addition to a diagnostic decision, this network provides confidence estimation for this decision.

Key words: gas turbine, fault identification, pattern recognition, probabilistic neural network, multilayer perceptron.

Introduction

To keep high reliability of gas turbines and reduce maintenance costs, many monitoring and diagnosis systems have recently been developed. Benefits from their application above all depend on the accuracy of diagnostic algorithms constituting the system.

Gas turbine fault identification algorithms based on measured gas path variables (temperature, pressure, rotation speed, fuel consumption, etc.) present an important monitoring system component. With the gas path variables not only gas path abrupt faults and gradual deterioration mechanisms [1] are diagnosed, but also sensor faults [2, 3] and control system malfunctions [4] can be identified. The fault identification algorithms widely use the pattern recognition theory. In the last three decades, the use of many recognition techniques has been reported: first of all, Artificial Neural Networks [5-9], but also Bayesian Approach [5, 6], Support Vector Machines [7], Genetic Algorithms [10], and Correspondence and Discrimination Analysis [11].

The neural networks present a fast growing technique for gas turbine diagnostics. Among the neural networks, the Multilayer Perceptron (MLP) is the most frequently used technique [9]. Nevertheless, other network type, Probabilistic Neural Network (PNN), is also applied to diagnose gas turbines [3, 12, 13]. It recognizes (classifies) the faults using the criterion of fault probability. In this way, the PNN has an advantage that every diagnostic decision is accompanied with a probabilistic confidence measure.

The present paper tests the PNN and compares it

with the MLP in order to choose the best technique for real gas turbine monitoring systems. To the end of comparison, both networks were included into a special testing procedure. It simulates numerous cycles of the diagnosis and computes for each network an averaged probability of a correct diagnosis (true positive rate). The procedure is realized in Matlab (MathWorks, Inc), which includes a neural networks toolbox that simplifies network creation, training, and use. The procedure was adapted and the calculations of network comparison were made for an industrial gas turbine intended for driving a centrifugal compressor.

The paper is structured as follows. The compared networks are described in Section 1. Next, Section 2 outlines the approach to fault recognition and network comparison realized in the testing procedure. Comparison conditions are then specified in Section 3. Finally, Section 4 presents comparison results.

1. Networks compared

Foundations of the compared networks, MLP and PNN, can be found in many books on recognition theory or neural networks, for example, in [14]. The next two subsections give only a brief network description, which is necessary for better understanding the present paper.

1.1. Multilayer perceptron

The MLP is intended for solving both approximation and recognition (classification) problems. It is a feed-forward network in which signals propagate from

its input to the output with no feedback. The structural scheme given in Fig.1 helps to better explain perceptron operation.

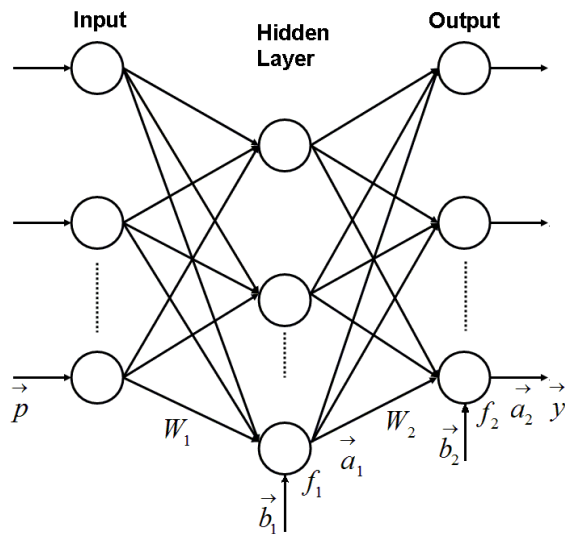


Fig. 1. Multilayer perceptron

The input of each hidden layer neuron is the sum of perceptron inputs (elements of a pattern vector $\vec{p}$) multiplied by the corresponding coefficients of a weight matrix W_1 with a bias (element of a vector $\vec{b}_1$) added. This neuron input is transformed by a hidden layer transfer function f_1 into a neuron output (element of a vector $\vec{a}_1$). Such computation is reiterated for all hidden layer neurons. The perceptron output layer operates in the same way considering the vector $\vec{a}_1$ as an input vector. Thus, a network output vector can be given by the expression $\vec{y} = \vec{a}_2 = f_2 \{ W_2 f_1 (W_1 \vec{p} + \vec{b}_1) + \vec{b}_2 \}$. When the perceptron is applied to a classification problem, each output y_k gives a closeness measure between the input pattern $\vec{p}$ and a class D_k . The pattern is usually assigned to the closest class and such classification can be considered deterministic.

During the learning, unknown perceptron's quantities $\vec{b}_1$, $\vec{W}_1$, $\vec{b}_2$ and $\vec{W}_2$ are generally determined by a back-propagation algorithm, in which the network output error is propagated backwards to correct these quantities. They change in the direction that provides error reduction unless the learning process converges to a global error minimum. The back-propagation algorithm needs the transfer functions to be differentiable and usually they are of a sigmoid type.

The other network analyzed in the present paper

is a probabilistic neural network (PNN). It differs from the MLP by the application, structure, and the transfer functions employed.

1.2. Probabilistic neural network

The PNN is intended for classification problems. It is a specific type of networks based on radial basis functions. The scheme in Fig. 2 illustrates probabilistic network's operation. Like the perceptron, this network consists of two layers.

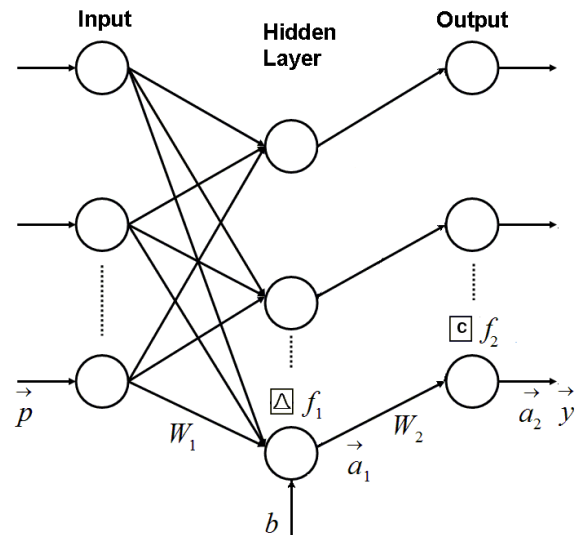


Fig. 2. Probabilistic neural network

The hidden layer (a.k.a. radial basis layer) is quite different from the perceptron's layers. It is formed in the basis of learning patterns united in a matrix W_1 . Each learning pattern $\vec{w}_{1j}$ specifies a center of a radial basis function (RBF) of one hidden neuron therefore a hidden layer dimension equals a total number of the learning patterns. A neuron input L_j is firstly computed as a Euclidean distance between the function center $\vec{w}_{1j}$ and an input pattern $\vec{p}$. A hidden neuron output a_j is then calculated through the radial

basis function f_{1j} resulting in $a_j = f_{1j} = e^{-\frac{L_j^2}{B^2}}$. The parameter B called a spread determines an action area of the RBFs. The closer the input vector is situated to the neuron center, the greater the neuron output will be. These outputs, elements of a hidden layer output vector $\vec{a}_1$, indicate how close the input vector is to the learning patterns.

For each class the corresponding neuron of the output layer sums the signals a_j related with the learn-

ing patterns of the same class. To this end, a matrix W_2 is composed in a particular way from 0- and 1- elements. A product $W_2 \vec{a}_1$ is then computed resulting in a vector of probabilities of the considered classes. Finally, the output layer transfer function f_2 produces a 1 corresponding to the largest probability, and 0's for the other network outputs. Thus, the PNN classifies the input vector $\vec{p}$ into a specific class because of its highest probability. Given that this network makes probabilistic rather than deterministic decisions, such classifying is closer to reality than the perceptron-based classifying.

2. Procedure to test and compare the networks

The network testing procedure mentioned in the introduction embraces all the stages of gas turbine fault classification, namely, feature extraction, construction of fault classes, classifying an actual fault pattern, and estimation of classification accuracy. They are briefly described below.

Feature extraction. Some measured variables set a gas turbine operation point and are united in a vector of operating conditions $\vec{U}$. The rest of measured gas path variables are available for engine condition monitoring and form an $(m \times 1)$ -vector of monitored variables $\vec{Y}$. Since they much more depend on the operating point than on engine health, not variables themselves but their deviations from an engine baseline $\vec{Y}_0$ are fault features to be monitored. In the present study, the faults are simulated and m features

$$Z_i = \left(\frac{Y_i(\vec{U}, \vec{\Theta}_0 + \Delta \vec{\Theta}) - Y_{0i}(\vec{U}, \vec{\Theta}_0)}{Y_{0i}(\vec{U}, \vec{\Theta}_0)} + \varepsilon_i \right) / a_i \quad (1)$$

are computed through a gas turbine thermodynamic model

$$\vec{Y}(\vec{U}, \vec{\Theta}). \quad (2)$$

The model computes the monitored variables as a nonlinear function of steady state operating conditions and engine health parameters $\vec{\Theta} = \vec{\Theta}_0 + \Delta \vec{\Theta}$. Nominal values $\vec{\Theta}_0$ correspond to a healthy engine whereas changes $\Delta \vec{\Theta}$ called fault parameters slightly shift performance maps of engine modules (compressors, combustor, turbines, etc.) allowing fault simulation. A random error ε_i makes the deviation more realistic and a

parameter a_i normalizes the errors of different deviations simplifying fault class description. The deviations given by expression (1) constitute an $(m \times 1)$ -vector $\vec{Z}$, which is a pattern to be classified.

Construction of fault classes. For the purposes of diagnosis, numerous gas turbine faults are divided into a limited number q of classes $D_1, D_2, \dots, D_q$. Each class corresponds to one engine module and is described by its fault parameters $\Delta \Theta_j$, flow parameter and efficiency parameter. Two class types are considered: a class of singular faults is constructed by changing one fault parameter while for a class of multiple faults two parameters of the same module are varied independently. For each class, singular or multiple, numerous patterns $\vec{Z}$ are generated according to expression (1) setting the necessary quantities $\Delta \Theta_j$ and ε_i by the uniform and Gaussian distributions accordingly. A totality **Z1** of all classification's patterns is employed to train the used neural network and is therefore called a learning set.

Classifying fault patterns. In addition to the observed pattern $\vec{Z}$ and the constructed fault classification **Z1**, a neural network (MLP or PNN) for classifying fault patterns is an integral part of a whole gas turbine diagnostic algorithm. Unknown network coefficients are determined with data of the learning set **Z1** as described in Section 1. Once the coefficients have been determined, the network is ready for use, but before real network application it is important to estimate network's classification accuracy.

Estimation of classification accuracy. To test and validate the network, an additional data sample **Z2** called a validation set is created in the same way as the set **Z1**. The only difference is that other random numbers are generated within the same distributions. The network classifies each pattern of the set **Z2**, producing the diagnosis d_i . Comparing d_i with a known class D_j for all validation set patterns, probabilities of correct classification (a.k.a. true positive rates) are estimated for all

fault classes. A mean number $\bar{P}$ of these probabilities determines total accuracy of engine fault classification

by the used network. Applying the probability $\bar{P}$ as a criterion, two analyzed networks, MLP and PNN, are tuned and compared in the sequel.

3. Comparison test case

A gas turbine power plant for natural gas pumping has been chosen as a test case. It is an aeroderivative two shaft engine with a power turbine. In the paper gas turbine diagnosis is analyzed at two operating modes

called Mode 1 and Mode 2. They are close to engine maximal and idle regimes and are set in the thermodynamic model by the corresponding gas generator rotation speeds and standard ambient conditions.

Apart from these operating conditions, other 6 gas path variables measured in the power plant are available for monitoring and are used to compute fault patterns. These gas path monitored variables and their normalization parameters a_i are specified in Table 1.

Table 1
Monitored variables

№	Variable's name	a_i
1	Compressor pressure p_C^*	0,015
2	Exhaust gas pressure p_{HPT}^*	0,015
3	Compressor temperature T_C^*	0,025
4	Exhaust gas temperature T_{HPT}^*	0,015
5	Power turbine temperature T_{LPT}^*	0,020
6	Fuel consumption	0,020

The faults are simulated through 9 fault parameters embedded into the model. As shown in Table 2, faults of four main engine modules (compressor, high pressure turbine, power turbine, and combustion chamber) are described by two parameters and an inlet device is presented by one parameter. Maximal change of each parameter equals 5%.

Table 2
Fault parameters

№	Parameter's name
1	Compressor flow parameter
2	Compressor efficiency parameter
3	High pressure turbine flow parameter
4	High pressure turbine efficiency parameter
5	Power turbine flow parameter
6	Power turbine efficiency parameter
7	Combustion chamber total pressure recovery parameter
8	Combustion efficiency parameter
9	Inlet device total pressure recovery factor

Two classification variations are considered in the present paper. The first classification embraces 9 single fault classes formed by the parameters of Table 2. The second classification consists of 4 multiple fault classes corresponding to 4 main power plant modules. The class of each module is created by independent variation of two module fault parameters (see Table 2). Regardless of simulated faults, single or multiple, each class is presented by 1000 patterns.

According to the described structures of monitored variables and fault classes, both compared networks have 6 nodes on the input layer and 9 or 4 nodes on the output layer. As to the hidden layer, the PNN have 9000 or 4000 nodes in accordance with the learning set volumes. For the MLP an optimal hidden node number 27

chosen in study [15] is accepted for the present study. Thus, for two classification variations, the MLP structures are written as $6 \times 27 \times 9$ and $6 \times 27 \times 4$ while the PNN structures are described by $6 \times 9000 \times 9$ and $6 \times 4000 \times 4$.

4. Comparison results

4.1. Networks tuning

For the sake of correct results each network should be tailored before the comparison. The MLP was tuned for a diagnostic application in our previous works. In particular, a number 27 of hidden layer nodes and a resilient back-propagation training algorithm have been found the best and were accepted for the present study. As to the newly analyzed technique, PNN, its tuning is described below.

Since practically all PNN's coefficients are determined with the learning set data, the only parameter to tailor the network is the spread B (see Section 1). Although Matlab provides an initial value $B = 1$, it is not obvious that it will be acceptable for the analyzed diagnostic application. That is why the PNN directly applied to gas turbine diagnosis was tailored. Different spread values were employed and the mean probability $\bar{P}$ (see Section 3) has been computed for each value. It was found that the value ensuring the highest probability depends on classification variation. These values, $B=0,35$ for the singular fault classification and $B=0.40$ for the multiple one, were used in the comparative calculations described below.

4.2. MLP and PNN comparison

Two engine operation modes and two classification variations, when changed independently, result in four comparison cases. The network comparison under such different conditions will allow drawing more general conclusions on the networks' accuracy and applicability.

Within each comparison case the same input data were fed to both networks and the mean probabilities $\bar{P}$ were computed for each network. Due to a stochastic nature of the computation, these probabilities are known with some uncertainty. Preliminary studies (see, for example, [13]) have shown that the uncertainty interval can be greater than the probability difference for the compared networks. That is why in the present contribution, the probability computation for each comparison case was repeated 100 times, each time with a new seed (parameter that determine a random number series). The obtained probability values are then averaged resulting in an averaged probability $\bar{P}_{av}$. These probabilities computed for the analyzed networks under all comparison conditions are included in Table 3.

Table 3
Averaged networks diagnostic accuracy
(Probabilities $\bar{P}_{av}$)

Network	Single fault classification		Multiple fault classification	
	Mode 1	Mode 2	Mode 1	Mode 2
MLP	0,8184	0,8059	0,8765	0,8686
PNN	0,8134	0,8004	0,8739	0,8653

It can be seen in the table that the application of the PNN to gas turbine diagnosis instead of the MLP causes losses of diagnostic reliability for all comparison

cases. These losses of the averaged probability $\bar{P}_{av}$ are 0,0050-0,0055 for single faults and 0,0026-0,0033 for multiple faults. It was estimated in [15] that with the

confidence of 97,7% an uncertainty interval for $\bar{P}_{av}$ is $\pm 0,00094$ (0,094%). Consequently, the observed losses of diagnostic reliability are statistically significant. On the other hand, the observed in Table 3 losses (0,0041 on average) is not too great against the background of

total diagnostic inaccuracy ($1 - \bar{P}_{av}$), which is about 0,21 for single faults and 0,13 for multiple faults.

Conclusions

This paper examines the probabilistic neural network in an application to gas turbine diagnosis. To assess diagnostic efficiency and applicability of this network, it is compared with the multilayer perceptron.

A power plant for natural gas pumping has been chosen as a test case. It was presented in the paper by a nonlinear thermodynamic model, with which numerous fault patterns for fault classification were generated.

The networks have been tuned for diagnosing the power plant under analysis. They were then tested under different comparison conditions, using an averaged probability of correct diagnosis as a criterion to choose the best network.

By way of summing up comparison results, the conclusion is that although the perceptron is a little more accurate than the probabilistic network, the latter is recommended for gas turbine diagnosis because it provides confidence estimation for each diagnostic decision, the property very valuable in practice. Thus, the probabilistic neural network can be considered as a perspective technique for real gas turbine monitoring systems. The investigations will be continued to better investigate this new diagnostic technique and to draw a final conclusion on its applicability for gas turbine diagnosis.

Acknowledgments

The work has been carried out with the support of the National Polytechnic Institute of Mexico (research project 20121060).

References

1. Meher-Homji, C.B. Gas turbine performance deterioration [Text] / C.B. Meher-Homji, M.A. Chaker, H.M. Motiwala // Proc. Thirtieth Turbomachinery Symposium, Texas, USA, September 17-20, 2001. – P. 139-175.
2. Kobayashi, T. Aircraft engine on-line diagnostics through dual-channel sensor measurements: development of an enhanced system [Text] / T. Kobayashi, D.L. Simon // Proc. IGTI/ASME Turbo Expo 2008, Berlin, Germany, June 9-13, 2008. – 13 p.
3. Romessis, C. Setting up of a probabilistic neural network for sensor fault detection including operation with component fault [Text] / C. Romessis, K. Mathioudakis // Journal of Engineering for Gas Turbines and Power. – 2003. – Vol. 125, Is. 3. – P. 634-641.
4. Identifying faults in the variable geometry system of a gas turbine compressor / A. Tsalavoutas, A. Stamatis, K. Mathioudakis, M. Smith // Proc. IGTI/ASME Turbo Expo 2000, Munich, Germany, May 8-11, 2000. – 7 p.
5. Romessis, C. Bayesian Network Approach for Gas Path Fault Diagnosis [Text] / C. Romessis, K. Mathioudakis // ASME Journal of Engineering for Gas Turbines and Power. – 2006. – Vol. 128, Is. 1. – P. 64-72.
6. Loboda, I. Gas Turbine Fault Recognition Trustworthiness [Text] / I. Loboda, S. Yepifanov // Cientifica, Revista del Instituto Politecnico Nacional de Mexico. – 2006. – Vol. 10, Is. 2. – P. 65-74.
7. Butler, S. An Assessment Methodology for Data-Driven and Model Based Techniques for Engine Health Monitoring [Text] / S.W. Butler, K.R. Pattipati, A.J. Volponi // Proc. IGTI/ASME Turbo Expo 2006, Barcelona, Spain, May 8-11, 2006. – 9 p.
8. Roemer, M.J. Advanced Diagnostics and Prognostics for Gas Turbine Engine Risk Assessment [Text] / M.J. Roemer, G.J. Kacprzynski // Proc. IGTI/ASME Turbo Expo 2000, Munich, Germany, May 8-11, 2000. – 10 p.
9. Volponi, A.J. The Use of Kalman Filter and Neural Network Methodologies in Gas Turbine Performance Diagnostics: a Comparative Study [Text] / A. Volponi, H. DePold, R. Ganguli // ASME Journal of Engineering for Gas Turbines and Power. – 2003. – Vol. 125, Is. 4. – P. 917-924.
10. Fault diagnosis of a two spool turbo-fan engine using transient data: a genetic algorithm approach [Text] / S. Sampath, Y.G. Li, S.O.T. Ogaji, R. Singh // Proc. IGTI/ASME Turbo Expo 2003, Atlanta, Georgia, USA, June 16-19, 2003. – 9 p.
11. Pipe, K. Application of Advanced Pattern Recognition Techniques in Machinery Failure Prognosis for Turbomachinery [Text] / K. Pipe // Proc. Condition Monitoring 1987 International Conference, British Hydraulic

Research Association, UK, March 31 - June 3, 1987. – P. 73-89.

12. Romessis, C. Fusion of gas turbine diagnostic inference – the Dempster-Schafer approach [Text] / C. Romessis, A. Kyriazis, K. Mathioudakis // Proc. IGTL/ASME Turbo Expo 2007, Montreal, Canada, May 14-17, 2007. – 9 p.

13. Estrada Moreno, R. Redes Probabilísticas Enfocadas al Diagnóstico de Turbinas de Gas [Text] / R. Estrada Moreno, I. Loboda // Memorias del 6to Congreso Internacional de Ingeniería Electromecánica

y de Sistemas, ESIME, IPN, México, D.F., 7-11 noviembre de 2011. – P. 63-68.

14. Duda, R.O. Pattern Classification [Text] / R.O. Duda, P.E. Hart, D.G. Stork. – New York: Wiley-Interscience, 2001. – 654 p.

15. Loboda, I. Neural networks for gas turbine fault identification: multilayer perceptron or radial basis network [Text] / I. Loboda, Ya. Feldshteyn, V. Ponomaryov // International Journal of Turbo & Jet Engines. – 2012. – Vol.29, Is. 1. – P. 37-48.

Поступила в редакцию 03.08.2012

Рецензент: канд. техн. наук, профессор кафедры конструкции авиадвигателей Ю.А. Гусев, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков.

ІМОВІРНІСНІ НЕЙРОННІ МЕРЕЖІ ДЛЯ РОЗПІЗНАВАННЯ ДЕФЕКТІВ ГТД

І.І. Лобода, Е. Ріос Урбан, Е. Санчес Крусес

Алгоритми ідентифікації дефектів, засновані на вимірюваних параметрах проточної частини, є важливим компонентом систем контролю газотурбінних двигунів. У доповненні до діагностування дефектів проточної частини ці алгоритми також здатні ідентифікувати порушення в роботі датчиків і системи контролю двигуна. В алгоритмах ідентифікації дефектів ГТД широко використовуються методи розпізнавання образів, зокрема, різні нейронні мережі. Ефективність системи контролю залежить від достовірності результатів роботи всіх її компонент, тому для кожної її компоненти повинен бути вибраний найбільш точний метод. Для розпізнавання дефектів ГТД найбільш часто застосовується багатопартий перцептрон, один з типів нейронних мереж. Однак, інший тип, імовірнісна нейронна мережа, також може бути застосований. Дана мережа використовує імовірнісну міру, щоб класифікувати дефекти. У представленій статті імовірнісна мережа спочатку настроюється для застосування до діагностування ГТД і потім порівнюється з перцептроном. Порівняння показало, що, в середньому, обидві мережі забезпечують практично однакову достовірність результатів. Імовірнісна мережа рекомендується для реальних систем діагностування тому, що в доповненні до діагностичного рішення дана мережа дає оцінку достовірності цього рішення.

Ключові слова: ГТД, діагностування проточної частини, розпізнавання дефектів, нейронні мережі, імовірнісна нейронна мережа.

ВЕРОЯТНОСТНЫЕ НЕЙРОННЫЕ СЕТИ ДЛЯ РАСПОЗНАВАНИЯ ДЕФЕКТОВ ГТД

И.И. Лобода, Э. Риос Урбан, Э. Санчес Крусес

Алгоритмы идентификации дефектов, основанные на измеряемых параметрах проточной части, являются важным компонентом систем контроля газотурбинных двигателей. В дополнении к диагностированию дефектов проточной части эти алгоритмы также способны идентифицировать нарушения в работе датчиков и системе контроля двигателя. В алгоритмах идентификации дефектов ГТД широко используются методы распознавания образов, в частности, различные искусственные нейронные сети. Эффективность системы контроля зависит от достоверности результатов работы всех ее компонент, поэтому для каждой ее компоненты должен быть выбран наиболее точный метод. Для распознавания дефектов ГТД наиболее часто применяется многослойный перцептрон, один из типов нейронных сетей. Однако, другой тип, вероятностная нейронная сеть, также может быть применен. Данная сеть использует вероятностную меру, чтобы классифицировать дефекты. В представленной статье вероятностная сеть сначала настраивается для применения к диагностированию ГТД и потом сравнивается с перцептроном. Сравнение показало, что, в среднем, обе сети обеспечивают практически одинаковую достоверность результатов. Вероятностная сеть рекомендуется для реальных систем диагностирования потому, что в дополнении к диагностическому решению данная сеть дает оценку достоверности этого решения.

Ключевые слова: ГТД, диагностирование проточной части, распознавание дефектов, нейронные сети, вероятностная нейронная сеть.

Лобода Игорь Игоревич – канд. техн. наук, доцент, преподаватель Национального политехнического института, Мексика, e-mail: iloboda@ipn.mx.

Риос Урбан Эдуардо – студент магистратуры Национального политехнического института, Мексика.

Санчес Крусес Элиса – студент магистратуры Национального политехнического института, Мексика.

УДК 621.57

А.Н. РАДЧЕНКО, Н.И. РАДЧЕНКО, А.В. КОНОВАЛОВ

Национальный университет кораблестроения им. адмирала Макарова, Украина

ОХЛАЖДЕНИЕ ВОЗДУХА НА ВХОДЕ И НАДДУВОЧНОЙ ГАЗОВОЗДУШНОЙ СМЕСИ ГАЗОПОРШНЕВОГО ДВИГАТЕЛЯ УСТАНОВКИ АВТОНОМНОГО ЭНЕРГООБЕСПЕЧЕНИЯ

Проанализировано влияние температуры воздуха на входе турбокомпрессора и газовоздушной смеси после него на работу газопоршневого двигателя тригенерационной установки автономного энергообеспечения. Показана невозможность эффективной работы двигателя в теплое время в случае охлаждения наддувочной газовоздушной смеси системой оборотного охлаждения с градирней сухого типа. Обоснована целесообразность охлаждения наддувочной газовоздушной смеси и воздуха на входе турбокомпрессора газопоршневого двигателя абсорбционным термотрансформатором, использующим сбросную теплоту двигателя.

Ключевые слова: газопоршневой двигатель, охлаждение, наружный воздух, наддувочная газовоздушная смесь, утилизация тепла, тригенерация, абсорбционный термотрансформатор.

1. Анализ проблемы и постановка цели исследования

В установках автономного энергообеспечения все более широкое применение находят газопоршневые двигатели (ГПД), работающие на природном газе и альтернативных газообразных топливах (биогаз и т.п.) [1–3]. Многие ведущие двигателестроительные фирмы выпускают газовые двигатели (ГД) в когенерационном исполнении – со штатными теплообменниками для получения горячей воды или водяного пара за счет использования теплоты выпускных газов, наддувочного воздуха или газовоздушной смеси (ГВС), теплоты охлаждающей рубашки двигателя воды и смазочного масла [1, 2]. Такие когенерационные модули легко интегрируются в системы тепло- и хладоснабжения (соответственно когенерационные и тригенерационные системы) конкретных объектов.

С повышением температуры воздуха на входе турбокомпрессоров (ТК) ГПД термодинамическая эффективность двигателей снижается (КПД уменьшается, удельное потребление топлива возрастает). Поэтому поддержание рациональных входных параметров путем охлаждения воздуха обеспечивает их высокую топливную экономичность и, что особенно важно, при наиболее неблагоприятных климатических условиях эксплуатации – высоких температурах.

С целью снижения температуры воздуха на входе ГПД целесообразно использовать холод, генерируемый термотрансформаторами, в частности, абсорбционного типа – абсорбционными холодильными машинами (АБХМ), использующими в свою

очередь сбросную теплоту когенерационных ГПД. Такая внутрицикловая тригенерация – применение полученного холода для нужд самого ГПД – обеспечивает улучшение его топливной экономичности и увеличение производства электрической энергии, т.е. повышает эффективность функционирования ГПД-генератора по своему целевому назначению.

Особенно остро вопросы охлаждения стоят для ГВС после ТК ГПД, охлаждение которой производится замкнутой системой оборотного охлаждения с отводом ее теплоты в градирнях сухого типа (поверхностных теплообменниках (ТО) типа "вода-воздух"). При повышенных температурах наружного воздуха, например 25...35 °С, и разности температур в градирнях между водой и атмосферным воздухом примерно 10 °С температура охлаждающей воды на входе низкотемпературной ступени охладителя наддувочной смеси (ОНС_{нт}) составляет соответственно 35...45 °С, что не позволяет охлаждать ГВС ниже 45...55 °С (при разности температур в ОНС_{нт} между ГВС и водой в 10 °С). Это значительно выше той температуры, которая поддерживается во впускном ресивере системой автоматического регулирования (САР) подачи газа в ГПД (примерно 40 °С), что становится причиной перехода ГПД на долевые режимы работы (для сохранения теплового состояния двигателя на допустимом уровне) с соответствующим возрастанием удельного расхода топлива по сравнению с номинальным режимом. С целью поддержания температуры смеси во впускном ресивере на уровне требуемых 40 °С и исключения работы ГПД на долевых режимах необходимо дополнительное (к охлаждению в градирне) снижение температуры оборотной воды перед ее подачей в

ОНС_{нт}. Для этого целесообразно задействовать холод, получаемый в АБХМ.

Цель исследования – повышение эффективности охлаждения воздуха на входе и наддувочной газозооной смеси ГПД установки автономного энергообеспечения.

2. Изложение основного материала

Решение задачи повышения эффективности охлаждения воздуха на входе и наддувочной ГВС ГПД рассматривалось на примере конкретной тригенерационной установки автономного электро-, тепло- и холодообеспечения завода ООО "Сандора"–"Pepsico Ukraine" (Николаевская обл.). Проектирование и монтаж установки выполнены ЧНПП "СИНАПС"–"GE Energy" (г. Киев) и ООО "Хладотехника" (г. Николаев). Установка включает два когенерационных ГПД JMS 420 GS-N.LC GE Jenbacher (электрическая мощность одного ГПД 1400 кВт, тепловая мощность 1500 кВт), сбросная теплота которых используется в АБХМ для производства холода на технологические нужды и для центральных кондиционеров, обеспечивающих кондиционирование воздуха в машинном отделении (МО), откуда он поступает на всасывание ТК ГПД. Отвод теплоты от охлаждающей воды ГВС ГПД осуществляется системой оборотного охлаждения с градирнями сухого типа, а от АБХМ – градирнями пленочного (контактного) типа.

Схема существующей системы охлаждения приточного воздуха МО в АБХМ приведена на рис. 1, на котором охладитель приточного воздуха МО условно показан вне корпуса кондиционера.

Охлажденная в АБХМ вода с температурой около 7 °С используется в качестве хладоносителя для технологических нужд охлаждения (при пастеризации соков) и воздухоооладителей (ВО) двух центральных кондиционеров, расположенных на платформе второго уровня МО, от выходных диффузоров которых охлажденный воздух подается в машинное отделение (МО) когенерационных ГПД, откуда – на всасывание ТК двигателей (к приемным фильтрам ГПД).

Охладитель наддувочной смеси состоит из высокотемпературной (утилизационной) ступени ОНС_{вт}, которая размещена первой по ходу ГВС после ТК и в которой охлаждение ГВС сопровождается нагревом воды, являющейся теплоносителем для АБХМ, и собственно охлаждающей низкотемпературной ступени ОНС_{нт}, в которой теплота ГВС отводится системой оборотного охлаждения с градирней сухого типа.

Ниже приведены некоторые результаты обработки данных автоматизированного мониторинга ГПД: температуры наружного воздуха $t_{нв}$ и воздуха $t_{вх}$ на всасывании ТК – во всасывающем тракте ТК после фильтра (рис. 2), объемный расход газа V_e и электрическая мощность N_e (рис. 3) в течение суток (июль 2011).

Как видно, температура воздуха на входе ТК ГПД довольно высокая (25...30 °С) и немного ниже температуры наружного воздуха: $t_{нв} - t_{вх} = t_2 - t_1 = 5...7$ °С. Еще выше его температура и хуже циркуляция в более удаленной зоне цилиндрического блока ГПД, что существенно ухудшает отвод от него теплоты и не обеспечивает поддержание теплового состояния ГПД на требуемом уровне.

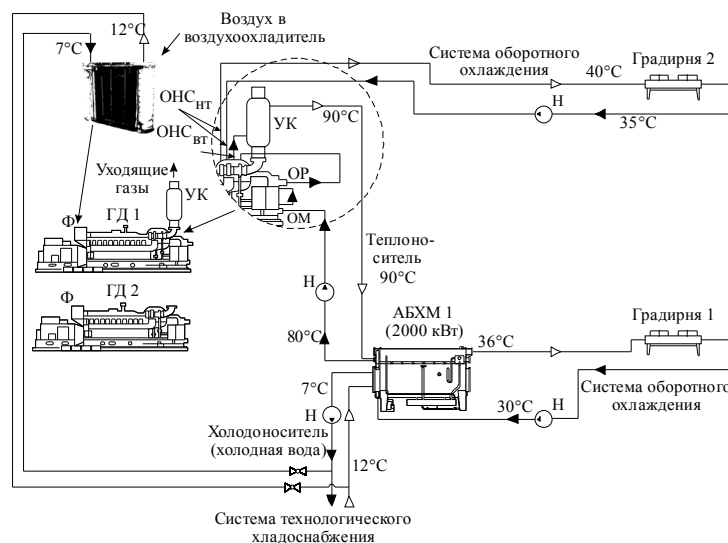


Рис. 1. Схема системы охлаждения воздуха на входе ТК ГПД в АБХМ с использованием теплоты, отводимой от уходящих газов и наддувочной ГВС, рубашки двигателя и смазочного масла и охлаждением наддувочной ГВС системой оборотного охлаждения: ОМ – охладитель масла; ОР – охладитель рубашки двигателя; ОНС_{нт} и ОНС_{вт} – низкотемпературная и высокотемпературная ступени ооладителя наддувочной ГВС; УК – утилизационный котел; Ф – фильтр на всасывании турбокомпрессора; Н – насос

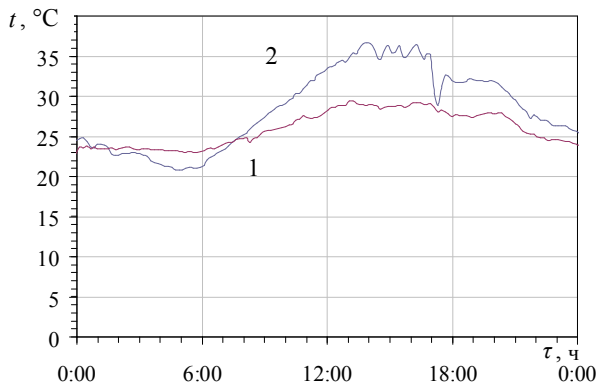


Рис. 2. Изменение температуры воздуха t в течение суток (июль 2011): 1 — $t_{\text{вх}}$, воздуха на входе ТК ГПД (после фильтра); 2 — $t_{\text{нв}}$, наружного воздуха

Поэтому подача охлажденного в кондиционерах воздуха в МО на значительном удалении от ГПД крайне неэффективна. Воздух необходимо подавать прямо к фильтрам и в зону цилиндрического блока ГПД, что сводит к минимуму потери холода и напора и обеспечивает надежную циркуляцию воздуха в зоне интенсивного тепловыделения.

В ночные и утренние часы ($\tau = 0 \dots 8$ -00 ч., рис. 2) температуры воздуха на входе ТК, $t_{\text{вх}} = t_1$, и наружного воздуха, $t_{\text{нв}} = t_1$ ниже 25 °C, тогда как в промежутке $\tau = 9 \dots 20$ ч. наружная температура $t_{\text{нв}}$ высокая: $t_{\text{нв}} = 30 \dots 35$ °C и выше. При высоких температурах $t_{\text{нв}}$ наружного воздуха, обдувающего теплообменные поверхности градирен, и соответственно температуры охлаждаемой в них воды, которая примерно на 10 °C выше $t_{\text{нв}}$, т.е. 40...45 °C, система обратного охлаждения не справляется с поддержанием температуры ГВС на уровне 40 °C, на которую настроена САР подачи газа в ГПД, в результате подача газа в ГПД (рис. 3,а) и его нагрузка (рис. 3,б) уменьшаются.

Работа ГПД на долевых режимах нагрузок ($\tau = 9 \dots 20$ ч.) сопровождается возрастанием удельного расхода газа b_e на $(20 \dots 30) \cdot 10^{-3} \text{ м}^3 / (\text{кВт} \cdot \text{ч})$, т.е. на 8...12 % по сравнению с работой ГПД на полной нагрузке при температурах $t_{\text{нв}}$ и $t_{\text{вх}}$ ниже 25 °C (промежуток времени $\tau = 2 \dots 9$ ч, рис. 2), что следует из рис. 4.

Свести к минимуму работу ГПД на долевых режимах (на участке $\tau = 9$ -00...21-00 ч, рис. 3) и тем самым уменьшить удельный расход газа b_e можно путем более глубокого охлаждения воздуха на входе ТК (подводом охлажденного в кондиционере воздуха воздуховодом непосредственно к приемному фильтру на всасывании ТК, а не из МО) и стабилизируя температуру смеси t_c во впускном ресивере ГПД на уровне 40 °C при повышенных температурах наружного воздуха $t_{\text{нв}}$ на входе в градирни системы обратного охлаждения ГВС.

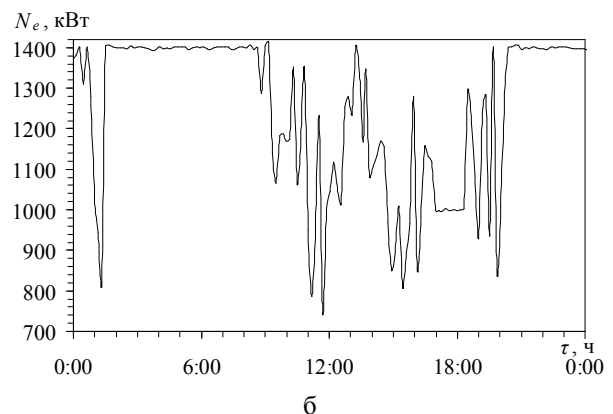
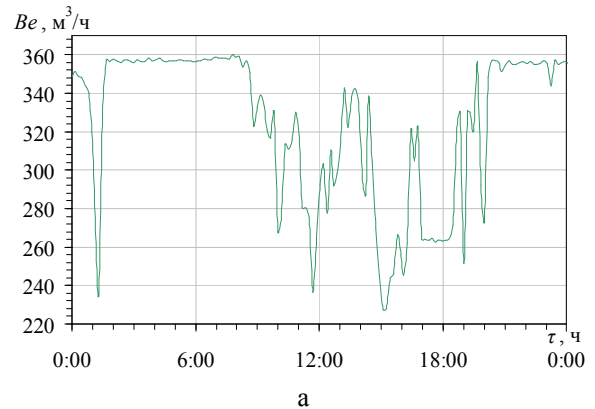


Рис. 3. Изменение объемного расхода газа b_e (а) и электрической мощности N_e ГПД (б) в соответствии с регулированием САР подачи газа (июль 2011)

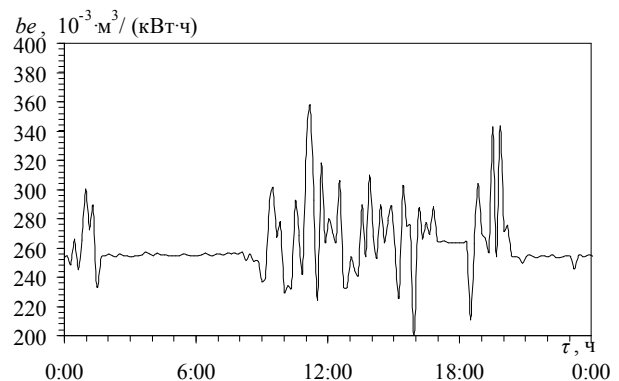


Рис. 4. Изменение удельного объемного расхода газа b_e при изменении температуры наружного воздуха и воздуха на всасывании ТК на рис. 2

Для снижения температуры воды в системе обратного охлаждения ГВС можно использовать холод, производимый в АБХМ. При этом хладоноситель, температура которого $t_x = 7$ °C, направляют из АБХМ в пластинчатый ТО, в котором дополнительно охлаждают воду, поступающую от градирни, перед ее подачей на охлаждение ГВС в ОНС_{ит} (рис. 5).

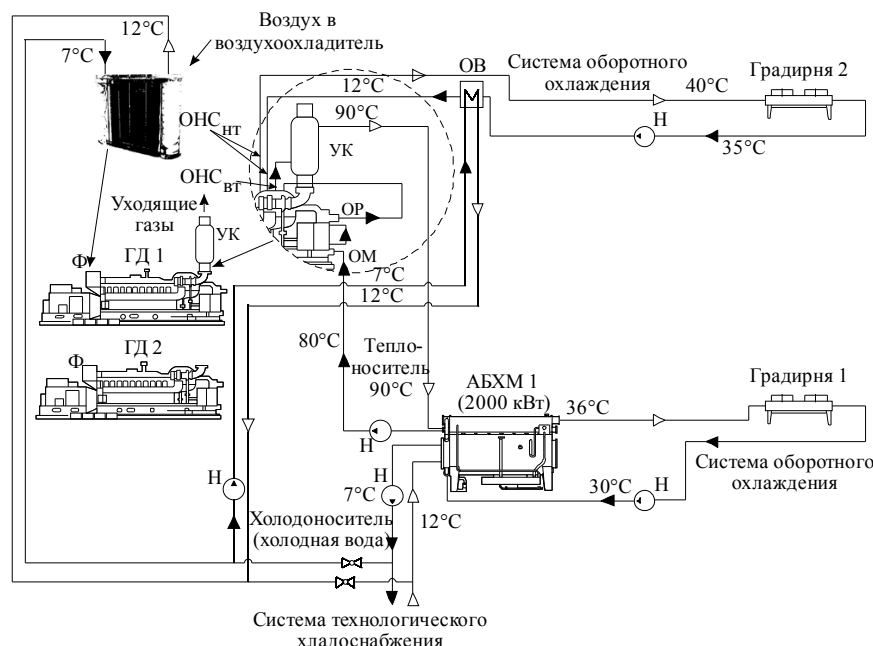


Рис. 5. Схема системы охлаждения воздуха на входе ТК ГД и наддувочной ГВС низкотемпературной ступени охладителя ОНС_{нт} в АБХМ: ОМ – охладитель масла; ОР – охладитель рубашки двигателя; ОНС_{нт} и ОНС_{вт} – низкотемпературная и высокотемпературная ступени охладителя наддувочной ГВС; УК – утилизационный котел; Ф – фильтр на всасывании турбокомпрессора; ОВ – охладитель оборотной воды; Н – насос

Стабилизация теплового состояния ГПД достигается охлаждением воздуха на входе ТК и воды системы оборотного охлаждения ГВС до параметров, которые имеют место в прохладное время года, когда ГПД эксплуатируется при номинальной нагрузке. При этом удельные расходы газа $b_e \approx 250 \cdot 10^{-3} \text{ м}^3 / (\text{кВт} \cdot \text{ч})$ против $b_e = (260 \dots 280) \cdot 10^{-3} \text{ м}^3 / (\text{кВт} \cdot \text{ч})$ без дополнительного охлаждения воды системы оборотного охлаждения (рис. 6).

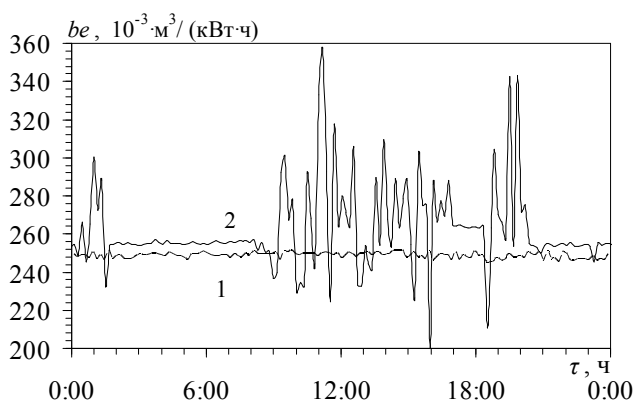


Рис. 6. Удельный объемный расход газа b_e :
1 – нижний график при охлаждении ГВС холодной водой (температура смеси $t_c \approx 40^\circ \text{C}$);
2 – верхний график при охлаждении ГВС оборотной водой от градирни

Следует отметить, что при достаточно глубоком охлаждении воздуха (с осушением) на входе ТК ГПД сокращается также тепловая нагрузка на охладители наддувочной ГВС и, соответственно, систему оборотного охлаждения.

Выводы

Проанализировано влияние температуры воздуха (на входе турбокомпрессора и газозвдушной смеси после него) на работу газопоршневого двигателя тригенерационной установки автономного энергообеспечения. Показана невозможность эффективной работы двигателя в теплое время в случае охлаждения наддувочной газозвдушной смеси системой оборотного охлаждения с градирней сухого типа. Обоснована целесообразность охлаждения наддувочной газозвдушной смеси и воздуха на входе турбокомпрессора газопоршневого двигателя абсорбционным термотрансформатором, использующим сбросную теплоту двигателя.

Литература

1. *Economic utilization of Biomass and Municipal Waste for power generation. Some energy lasts for generations [Электронный ресурс] // GE Jenbacher Company Overview. – June 13, 2007. – 39 p. – Режим доступа: <http://cambodia.usembassy.gov/media2/>*

pdf/economic_utilization_of_biomass_and_municipal_waste_for_power_generation.pdf. – 23.10.2012 г.

2. Elsenbruch, T. Jenbacher gas engines a variety of efficient applications [Text] / T. Elsenbruch [сма-тья]. – București, October 28, 2010. – 73 p.

3. GTI Integrated Energy System for Buildings. Modular System Prototype [Text] / G. Rouse, M. Czachorski, P. Bishop, J. Patel // GTI Project report 15357/65118: Gas Technology Institute (GTI). – January 2006. – 495 p.

Поступила в редакцию 23.10.2012

Рецензент: д-р техн. наук, профессор В.А. Голиков, Одесская национальная морская академия.

ОХОЛОЖДЕННЯ ПОВІТРЯ НА ВХОДІ ТА НАДДУВНОЇ ГАЗОПОВІТРЯНОЇ СУМІШІ ГАЗОПОРШНЕВОГО ДВИГУНА УСТАНОВКИ АВТОНОМНОГО ЕНЕРГОЗАБЕЗПЕЧЕННЯ

А.М. Радченко, М.І. Радченко, А.В. Коновалов

Проаналізовано вплив температури повітря на вході турбокомпресора та газоповітряної суміші після нього на роботу газопоршневого двигуна тригенераційної установки автономного енергозабезпечення. Показана неможливість ефективної роботи двигуна в теплий час у випадку охолодження наддувної газоповітряної суміші системою оборотного охолодження з градирнею сухого типу. Обґрунтована доцільність охолодження наддувної газоповітряної суміші та повітря на вході турбокомпресора газопоршневого двигуна абсорбційним термотрансформатором, що використовує скидку теплоту двигуна.

Ключові слова: газопоршневий двигун, охолодження, зовнішнє повітря, наддувна газоповітряна суміш, утилізація тепла, тригенерація, абсорбційний термотрансформатор

COOLING OF INTAKE AIR AND CHARGED GAS-AIR MIXTURE OF RECIPROCATING GAS ENGINE FOR INTEGRATED ENERGY SYSTEM

A.N. Radchenko, N.I. Radchenko., A.V. Konovalov

The influence of temperature of intake air and gas-air mixture after the turbocharger upon the performance of reciprocating gas engine of trigeneration plant of integrated energy system is analyzed. The impossibility of efficient performance of gas engines in hot time with cooling of charged gas-air mixture by closed water chilling system with towers of dry type is shown. The rationality of cooling of charged gas-air mixture and air at the inlet of reciprocating gas engine turbocompressor by absorption thermotransformer utilizing the waste heat of the engine has been proved.

Key words: reciprocating gas engine, cooling, ambient air, compressed gas-air mixture, heat utilization, trigeneration, absorption thermotransformer.

Радченко Андрей Николаевич – канд. техн. наук, ст. науч. сотр. Национального университета кораблестроения им. адмирала Макарова, Николаев, Украина, e-mail: andrad69@mail.ru.

Радченко Николай Иванович – д-р техн. наук, проф., заведующий кафедрой кондиционирования и рефрижерации Национального университета кораблестроения им. адмирала Макарова, Николаев, Украина, e-mail: andrad69@mail.ru.

Коновалов Андрей Викторович – аспирант Национального университета кораблестроения им. адмирала Макарова, г. Николаев, Украина, e-mail: konovalov.ava@gmail.com.

УДК 629.764.01

А.Л. АЗАРНОВ¹, К.В. БЕЗРУЧКО¹, А.О. ДАВИДОВ¹, В.И. ЛАЗНЕНКО¹,
В.П. ФРОЛОВ², А.А. ХАРЧЕНКО¹, С.В. ШИРИНСКИЙ¹

¹ *Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Украина*

² *Государственное предприятие «Конструкторское бюро «Южное» имени М.К. Янгеля, Украина*

ПРИМЕНЕНИЕ ГЕРМЕТИЧНЫХ СВИНЦОВО-КИСЛОТНЫХ АККУМУЛЯТОРОВ В ТЕХНОЛОГИЧЕСКОМ ОБОРУДОВАНИИ СТАРТОВЫХ КОМПЛЕКСОВ РАКЕТОНОСИТЕЛЕЙ В УСЛОВИЯХ КОСМОДРОМА АЛКАНТАРА

В статье показана необходимость обеспечения надежности и качества электроснабжения технологического оборудования стартовых комплексов ракетополетов. Показано, что основную роль в обеспечении надежной работы технологического оборудования стартовых комплексов играют электрохимические аккумуляторы в составе источников бесперебойного питания. Приведена схема системы электроснабжения стартового комплекса ракетополета «Циклон-4» и показана роль источников бесперебойного питания в работе данной системы. Приведено экспериментальное исследование герметичных свинцово-кислотных аккумуляторов, предложенных к использованию в составе источников бесперебойного питания систем электроснабжения стартовых комплексов в условиях космодрома Алкантара.

Ключевые слова: герметичный, система электроснабжения, источник бесперебойного электропитания, свинцово-кислотный аккумулятор, зарядно-разрядная характеристика, вольтамперная характеристика.

Введение

В современной жизни трудно представить себе жизнь человечества без средств связи, систем телекоммуникаций, систем контроля и предупреждения стихийных бедствий, экологических катастроф и т.п. систем, которые даны человеку благодаря разнообразным спутникам и другим космическим аппаратам.

С тех пор как был запущен первый искусственный спутник Земли, космическая отрасль шагнула далеко вперед. Остались позади те времена, когда в космосе соревновались два гиганта СССР и США.

Сейчас доступ к космическим исследованиям обеспечили себе также Франция, Южная Корея, Италия, Япония, Китай и другие страны. В тоже время многие страны также стремятся попасть в число «космических держав». Среди них находится и Бразилия, создающая в настоящее время космодром Алкантара (штат Моранью) в содружестве с Украиной. С этой целью Украиной разрабатывается космический ракетный комплекс «Циклон-4», который является космической инфраструктурой, предполагающей создание и эксплуатацию комплекса сложнейших систем, состоящих из большого числа подсистем, структурно объединенных в одно целое.

Одной из таких важнейших систем, обеспечивающих работоспособность всего комплекса, является система электроснабжения.

Данная статья посвящена вопросу применения герметичных свинцово-кислотных аккумуляторов в технологическом оборудовании стартовых комплексов в условиях космодрома Алкантара.

1. Постановка задачи

Система электроснабжения стартового комплекса представляет собой совокупность систем генерирования, преобразования и распределения электрической энергии.

Потребляемая технологическим оборудованием при подготовке и пуске носителей легкого и среднего класса, электрическая мощность достигает на стартовом комплексе тысяч киловатт, на техническом комплексе – нескольких сотен киловатт [1-2], а потребители электроэнергии подпитываются постоянным и переменным токами с напряжением от 12В (переносные светильники в опасных зонах) до 6000 В (электродвигатели компрессоров).

Как правило, для обеспечения требуемой надежности электроснабжения при построении систем электроснабжения наземных комплексов требуется

наличие трех независимых взаиморезервируемых источников электропитания. Для решения данного вопроса на существующих космических ракетных комплексах, как правило, использовались один-два независимых источника электропитания от существующих государственных энергосетей, а также автономные источники в виде мощных дизельных электростанций, энергопоездов, газотурбинных установок, а также местных дизельных электростанций с напряжением 380/220В.

Существующая в настоящее время на космодроме Алкантара система электроснабжения может обеспечить только один независимый ввод переменного тока напряжением 13,8 кВ частотой 60 Гц, от коммерческой линии электропередач "СЕМАР", характеризующейся нестабильностью подачи электропитания, в связи с чем его нецелесообразно использовать как основной источник электроэнергии.

В связи с этим, в состав системы электроснабжения наземного комплекса космического ракетного комплекса «Циклон-4» включен энергоблок, который содержит в своем составе три шины электропитания потребителей стартового комплекса и группу дизельных электрических станций на напряжение 13,8 кВ, которые в зависимости от режима работы и текущей потребляемой мощности комплекса, могут автоматически подключаться в работу на соответствующие шины электропитания и тем самым обеспечивать три независимых источника электроэнергии для нужд наземного комплекса [3].

В связи с тем, что климат окружающей среды на месте размещения космодрома Алкантара - тропический влажный с морским типом атмосферы, особое внимание уделяется исполнению оборудования составных частей системы электроснабжения, которое должно эксплуатироваться в относительно сложных климатических условиях (высокая влажность и температура, повышенное содержание солей в атмосфере и пр.)

В связи с тем, что для потребителей электрической энергии объектов космического ракетного комплекса категории 1а не допускается разрыв кривой питающего напряжения, в случае возникновения внештатных ситуаций очень важно обеспечить постоянство параметров электросети в процессе перехода с одного источника на другой [3].

С целью обеспечения данных требований в схему системы электроснабжения стартового комплекса ракеты носителя «Циклон-4» были включены источники бесперебойного питания (ИБП).

Основными составляющими ИБП, позволяющими выполнять заданные функции, являются аккумуляторные батареи, ассортимент которых просто огромен. Проблеме выбора аккумуляторных батарей в составе системы электроснабжения стартового

комплекса ракеты носителя «Циклон-4» и посвящена данная статья.

2. Система электроснабжения стартового комплекса космического ракетного комплекса «Циклон-4»

Система электроснабжения стартового комплекса «Циклон-4» предназначена для обеспечения электроэнергией требуемого вида и качества во всех режимах эксплуатации наземного вспомогательного электрического оборудования, участвующего в подготовке космического аппарата и ракеты-носителя на стартовой позиции.

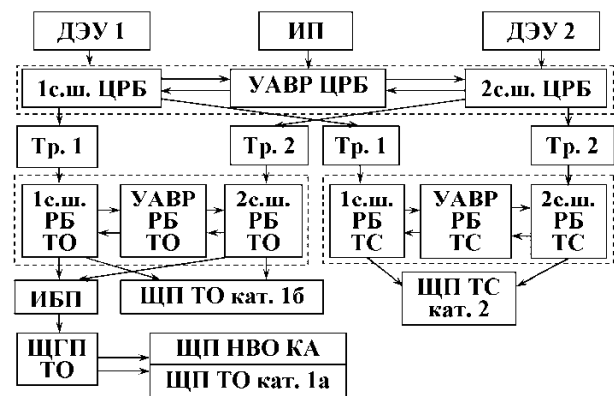


Рис. 1. Структурная схема системы электроснабжения стартового комплекса космического ракетного комплекса «Циклон-4»

Система электроснабжения стартового комплекса «Циклон-4» структурно состоит из следующих составных частей (рис. 1) [3]: дизельных энергоустановок (ДЭУ); источника питания (ИП); секций шины центрального распределительного блока (с.ш. ЦРБ); устройства автоматического ввода резерва центрального распределительного блока (УАВР ЦРБ); трансформаторов (Тр.); секций шины распределительного блока технологического оборудования (с.ш. РБ ТО); секций шины распределительного блока технических систем (с.ш. РБ ТС); устройства автоматического ввода резерва распределительного блока технологического оборудования (УАВР РБ ТО); устройства автоматического ввода резерва распределительного блока технических систем (УАВР РБ ТС); источника бесперебойного электропитания (ИБП); щита питания технологического оборудования категории 1б (ЩП ТО кат. 1б); щита питания технологического оборудования категории 1а (ЩП ТО кат. 1а); щита питания наземного вспомогательного оборудования космического аппарата (ЩП НВО КА); щита питания технических систем категории 2 (ЩП ТС кат. 2); щита гарантированного питания технологического оборудования (ЩГП ТО).

Наличие в системе электроснабжения стартового комплекса устройства автоматического ввода резерва и наличие источника бесперебойного питания в составе системы электроснабжения обеспечивает выполнение принципа горячего резервирования.

Реальное время срабатывания устройства автоматического ввода резерва на порядок меньше времени включения дизельной энергоустановки, поэтому электропитание технологического оборудования категории 1 группы 1А осуществляется от блоков гарантированного питания, которые получают электроэнергию от параллельно включенного на общую нагрузку источника бесперебойного питания с 50 % загрузкой по мощности каждого.

Источник бесперебойного питания позволяет исключить амплитудные и частотные искажения, работать в слабых и нестабильных сетях, эффективно подавлять импульсные помехи. При пропадании входного напряжения происходит переход на питание инвертора от аккумуляторных батарей с нулевым временем переключения без скачка амплитуды и фазы входного напряжения. Время работы от аккумуляторной батареи определяет период, в течение

которого источник бесперебойного питания обеспечивает электропитанием защищаемые устройства. В общем случае время работы аккумуляторной батареи следует принимать равным, по крайней мере, десяткам минут, иначе гарантировать работу компонентов сети в течение периода времени, превышающего обычную продолжительность питания весьма проблематично.

3. Применение герметичных свинцово-кислотных аккумуляторов в источниках бесперебойного электроснабжения стартового комплекса «Циклон-4»

При формировании систем электроснабжения стартового комплекса космического ракетного комплекса «Циклон-4» в составе источника бесперебойного питания предложено использовать герметичные свинцово-кислотные аккумуляторы, производства фирмы FAAM, серий FTS12-7,2, FHP12-24, FLL12-31 и FHP12-42. Рассмотрим кратко особенности и технические характеристики данных аккумуляторов (табл. 1) [4].

Таблица 1

Технические характеристики герметичных свинцово-кислотных аккумуляторов

Тип аккумуля- торов	Номинальное напряжение, В	Номинальная емкость, А·ч					Зависимость емкости от температуры, %			Внутреннее сопротив- ление, мкОм
		C ₂₀	C ₁₀	C ₅	C ₃	C ₁	40°C	25°C	0°C	
FTS 12-7,2	12	7,2	6,84	6,12	5,4	4,32	102	100	85	25
FHP 12-24	12	24	22	18,5	17	16,3	102	100	85	10
FHP 12-42	12	42	37	31	28,5	23	102	100	85	7
FLL 12-31	12	31	25	21	19	15,5	102	100	85	9
	Тип аккумуля- торов	Габариты, мм				Вес, кг	Тип терми- нала			
		Длина	Ширина	Высота	Полная высота					
	FTS 12-7,2	151	65	95	101	2,3	F2			
	FHP 12-24	176	166	128	128	8,5	B2			
	FHP 12-42	198	166	172	172	14,2	B3			
	FLL 12-31	194	133	172	172	11,2	B3			

Аккумуляторы фирмы FAAM представляют собой прямоугольный контейнер, изготовленный из акрилонитрил-бутадиен-стирола, внутри которого находятся положительные и отрицательные электроды, не содержащие сурьмы, разделенные сепараторами из микропористого стекловолокна. Корпус герметично закрыт крышкой из акрилонитрил-бутадиен-стирола, которая содержит защитный клапан избыточного давления с системой удержания кислоты. Аккумуляторы данных серий характеризуются низким внутренним сопротивлением, широким диапазоном рабочих температур, высокой надежностью, долгим сроком службы,

низким саморазрядом, отсутствием необходимости технического обслуживания, высокой удельной плотностью энергии и компактностью.

4. Экспериментальное исследование характеристик герметичных свинцово-кислотных аккумуляторов

В лаборатории автономной энергетики Национального аэрокосмического университета было проведено экспериментальное исследование характеристик герметичных свинцово-кислотных

аккумуляторов, производства фирмы FAAM, серий FTS12-7,2, FHP12-24, FLL12-31 и FHP12-42. Результаты данных исследований приведены в виде зарядно-разрядных (рис. 2) и вольт-амперных

характеристик (рис. 3). Также с помощью экспериментально полученных данных были получены значения основных параметров данных аккумуляторов (табл. 2).

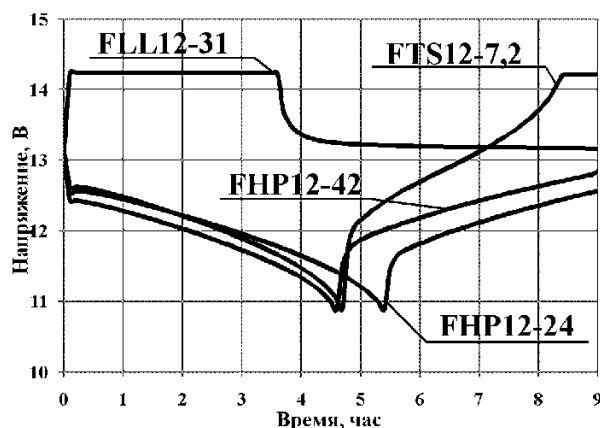


Рис. 2. Зарядно-разрядные характеристики аккумуляторов

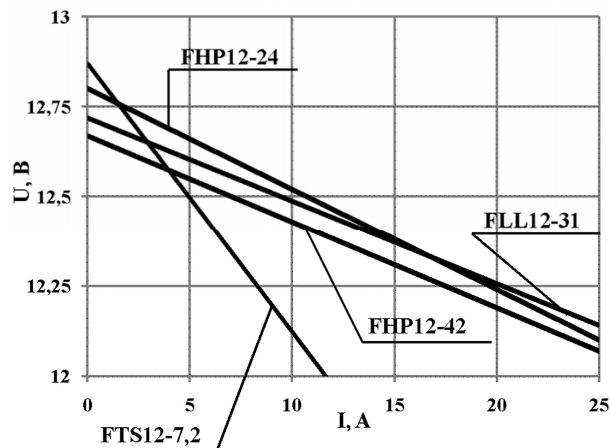


Рис. 3. Вольтамперные характеристики аккумуляторов

Таблица 2

Экспериментально определенные значения основных параметров аккумуляторов

Аккумулятор	U_0 , В	r , Ом	$I_{кз}$, А	$U_{нрц}$, В	Q , А·ч
FTS12-7,2	12,99	0,08	163	13,4	6,79
FHP12-24	12,84	0,03	431	13,8	26
FLL12-31	12,76	0,02	517	13,5	26,45
FHP12-42	12,71	0,03	498	12,46	38,78

Заключение

Таким образом, из вышесказанного можно сделать следующие выводы:

- аккумуляторы фирмы FAAM (серии FTS12-7,2, FHP12-24, FLL12-31 и FHP12-42) могут быть использованы в источниках бесперебойного питания в условиях тропического климата на стартовом комплексе космодрома Алкантара;

- аккумуляторы серии FTS12-7,2 могут быть использованы в составе источников бесперебойного питания, однако требуют постоянного контроля их параметров и характеристик в связи с тем, что имеют высокое внутреннее сопротивление, низкий ток короткого замыкания, а также экспериментальные значения емкости не совпадают с заявленными производителем;

- аккумуляторы серий FHP12-24, FLL12-31 и FHP12-42 могут быть использованы в качестве накопителей электроэнергии в составе источников бесперебойного питания систем электроснабжения

стартовых комплексов космического ракетного комплекса «Циклон-4» на космодроме Алкантара.

Литература

1. Бирюков, Г.П. Основы построения ракетно-космических комплексов [Текст] / Г.П. Бирюков, В.Н. Кобелев. – М.: Издательство МАТИ им. К.Э. Циолковского, 2000. – 294 с.
2. Стартовое оборудование ракетно-космических комплексов [Текст] / под ред. Б.К. Гранкина. – СПб.: ВИКА им. А.Ф. Можайского, 1994. – 286 с.
3. Фролов, В.П. Метод формирования структур систем бесперебойного электроснабжения стартовых комплексов ракет-носителей на основе моделирования [Текст]: дис. ... канд. техн. наук: 05.07.06; защищена 20.01.11 / Фролов Виктор Петрович. – Харьков, 2011. – 171 с.
4. Аккумуляторы производства фирмы FAAM Group [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://www.faam.com/en/stand-by-products/> – 30.08.2012 г.

Поступила в редакцию 21.09.2012

Рецензент: д-р техн. наук, проф., проф. каф. 106 А.В. Бетин, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е.Жуковского «ХАИ», Харьков.

ВИКОРИСТАННЯ ГЕРМЕТИЧНИХ СВИНЦЕВО-КИСЛОТНИХ АКУМУЛЯТОРІВ В ТЕХНОЛОГІЧНОМУ ОБЛАДНАННІ СТАРТОВИХ КОМПЛЕКСІВ РАКЕТОНОСІЇВ В УМОВАХ КОСМОДРОМУ АЛКАНТАРА

О.Л. Азарнов, К.В. Безручко, А.О. Давідов, В.І. Лазненко, В.П. Фролов, А.А. Харченко, С.В. Ширінський

В статті показано необхідність забезпечення надійності та якості електропостачання технологічного обладнання стартових комплексів ракетноносіїв. Показано, що основну роль в забезпеченні надійної роботи технологічного обладнання стартових комплексів грають електрохімічні акумулятори у джерелах безперебійного електропостачання. Приведено схему системи електропостачання стартового комплексу ракетноносія «Циклон-4» та показано роль джерел безперебійного електропостачання при роботі такої системи. Проведено експериментальне дослідження герметичних свинцево-кислотних акумуляторів, які запропоновані до використання у складі джерел безперебійного електропостачання систем електропостачання стартових комплексів в умовах космодрому Алкантара.

Ключові слова: герметичний, система електропостачання, джерело безперебійного електропостачання, свинцево-кислотний акумулятор, зарядно-розрядна характеристика, вольт-амперна характеристика.

THE USE OF SEALED LEAD-ACID BATTERIES IN THE PROCESSING EQUIPMENT OF THE LAUNCHER OF THE LAUNCH VEHICLES IN ALCANTARA SPACEPORT

A.L. Azarnov, K.V. Bezruchko, A.O. Davidov, V.I. Laznenko, V.P. Frolov, A.A. Kharchenko, S.V. Shirinsky

In this paper the need to ensure the reliability and quality of electricity supply technological equipment launchers of the launch vehicle is shown. The main role of electrochemical batteries in the UPS, while ensuring reliable operation of process equipment launchers shows. The diagram of the power-supply system of the launcher of the launch vehicle "Cyclone-4" is shown. Role of the UPS in the power-supply system of the launcher of the launch vehicle "Cyclone-4" is shown. The experimental study of sealed lead-acid batteries used in the UPS power-supply systems of the launchers in Alcantara spaceport is given.

Keywords: sealed, power-supply system, uninterruptible power supply, lead-acid battery, charge-discharge characteristics, current-voltage characteristics.

Азарнов Александр Леонидович - ст. науч. сотр., Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков.

Безручко Константин Васильевич – д-р техн. наук, проф., гл. науч. сотр., Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков.

Давидов Альберт Оганезович, - канд. техн. наук, вед. науч. сотр., Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков.

Лазненко Виктор Иванович – ст. науч. сотр., Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков.

Фролов Виктор Петрович - канд. техн. наук, нач. отдела, Государственное предприятие «Конструкторское бюро «Южное» имени М.К. Янгеля, г. Днепропетровск.

Харченко Андрей Анатольевич – ст. науч. сотр., Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков.

Ширинский Семен Владимирович - канд. техн. наук, ст. науч. сотр., Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», Харьков.

УДК 536.5.087.92

Т.П. АНДРЕЕВА, Л.Е. ИВАНОВА, И.Т. ГУБАЙДУЛЛИН

Открытое акционерное общество Уфимское научно-производственное предприятие «Молния», Россия

СИСТЕМА КОНТРОЛЯ ПЛАМЕНИ СКП ДЛЯ ЭНЕРГОУСТАНОВОК ТЕХНИЧЕСКИХ ОБЪЕКТОВ

Представлены результаты работ по созданию системы контроля пламени СКП, которая используется для предотвращения аварийных ситуаций на объектах топливно-энергетического комплекса (ТЭК) и нефтехимического комплекса (НХК) путем своевременного блокирования подачи углеводородного топлива при срыве пламени факела горелки в топке, погасании пламени в камере сгорания газотурбинной установки (ГТУ). Разработан ряд модификаций, образующих удобную для потребителя линейку продукции. На СКП получены ряд сертификатов, в том числе, сертификат соответствия с маркировкой IExibIIAT5X для подтверждения возможности использования во взрывоопасной среде. СКП эксплуатируются на ряде объектов топливно-энергетического комплекса, в частности, на установках Ново-Уфимского нефтеперерабатывающего завода. Внедрение контрольной аппаратуры непрерывного мониторинга на объектах ТЭК и НХК обеспечивает существенное повышение уровня безопасности.

Ключевые слова: контроль пламени, система, топливно-энергетический комплекс, нефтехимический комплекс, газотурбинные установки.

Введение

Создание и оснащение предприятий, эксплуатирующих газоперекачивающие станции (ГПС), газотурбинные энергетические установки (ГТУ), объектов коммунального хозяйства, теплоцентралей, ТЭЦ, в частности газовых, мазутных и газомазутных котлов, современной оптико-электронной аппаратурой непрерывного контроля наличия (погасания) пламени, выдающей своевременные команды на прекращение эксплуатации, при возникновении аварийной ситуации, является актуальной народнохозяйственной задачей.

Внедрение контрольной аппаратуры непрерывного мониторинга на объектах топливно-энергетического комплекса (ТЭК) и нефтехимического комплекса (НХК), обеспечивает повышение уровня безопасности и снижение степени риска у обслуживающего персонала.

Возможно также более широкое применение разрабатываемых систем контроля, в частности:

- паропроизводящие котлы нефтеперерабатывающих комплексов, связанных с процессом крекинга нефти;
- установки для сжигания попутных газов на объектах разведки, добычи нефти и газа;
- предприятиях по переработке нефти;
- предприятиях химической, нефтехимической, целлюлозно-бумажной и др. отраслей промышленности.

Систематической разработкой интенсивно за-

нимаются, в основном, фирмы трех стран: Японии, США, ФРГ. Значительное количество разработок в этой области имеют также фирмы Великобритании и Франции.

Ведущими зарубежными фирмами являются фирмы Rosemount Aerospace Inc., Burnsville, MN; General Electric Company; Fireye; Meggitt Avionics, Inc., США; Mitsubishi Denki Kabushiki Kaisha, JA Toyota Jidosha Kabushiki Kaisha, Hitachi, Ltd, Япония; Durag Groop, Германия; Detector Electronics, Великобритания.

Значительные усилия ведущих фирм сконцентрированы на совершенствование технических характеристик первичных преобразователей информации (ионизационный датчик, оптико-электронный преобразователь, пневматический датчик, акустический и т.п.).

Усилия ряда фирм направлены на создание многофункциональной аппаратуры [1-9], в которой кроме традиционной функции обнаружения наличия (отсутствия) пламени реализованы функции контроля качества сжигания топливовоздушной смеси, функции встроенного контроля системы в целом, датчиков, коммуникаций.

Большое значение придается созданию автоматизированных контрольно-измерительных комплексов, обладающих свойствами интеллектуальных систем [10 - 12], структура, функции, характеристики, которых могут модифицироваться (программироваться, адаптироваться) в процессе эксплуатации

под влиянием изменений в объекте контроля, в окружающей среде.

1. Основные технические характеристики системы контроля пламени

В рамках госконтракта по Федеральной целевой программе «Конверсия в авиационной промышленности» была разработана и поставлена на серийное производство оптико-электронная система контроля пламени типа СКП АИГП.421411.001ТУ. Выходной сигнал СКП используется для предотвращения аварийных ситуаций на объектах топливно-энергетического комплекса (ТЭК) путем своевременного блокирования подачи углеводородного топлива при срыве пламени факела горелки в топке, погасании пламени в камере сгорания газотурбинной установки (ГТУ).

Система контроля пламени имеет сертификат соответствия № РОСС RU.АЯ36.Н27000, разрешение Федеральной службы по экологическому, тех-

нологическому и атомному надзору РФ на применение № РРС 00-25931, сертификат соответствия РОСС RU.ГБ04.В01807 с маркировкой 1ExibIIAT5X для подтверждения возможности использования во взрывоопасной среде.

Разработан ряд модификаций СКП, образующих удобную для потребителя линейку продукции. Линейка состоит из следующих модификаций: СКП-01-И (У) (с электрическим разъемом типа РСГ), СКП-01-И (У)-К (с электрическим коммутационным узлом типа клеммная колодка), СКП-01-И (У)-10МК, -15МК (с электрическим кабелем различной длины) для контроля пламени в инфракрасном или ультрафиолетовом диапазоне спектра. Внешний вид различных модификаций систем контроля пламени и фотография фрагмента внутренней стенки и пламени действующей много горелочной установки типа АГФУ представлены на рис. 1.

Сертификаты соответствия, выданные центром сертификации СТБ, г. Саров по взрывозащите и сертификат соответствия приведены на рис.2.



Рис. 1. Варианты конструкции систем контроля пламени
1- СКП-01-И(У), 2- СКП-01-И(У)-К; 3. фрагмента внутренней стенки и пламени много горелочной установки



Рис.2. Сертификаты СКП:
Центра сертификации СТБ (г. Саров) с маркировкой взрывозащиты.
Башкирского центра сертификации и экспертизы

Системы контроля пламени типа СКП с 2007г. применяются на ряде установок нефтеперерабатывающей промышленности на Ново-Уфимском нефтеперерабатывающем заводе. Сигналы о наличии (отсутствии) пламени на каждой горелке поступают на централизованный операторский пункт, используются в системе автоматического управления технологическим процессом (АСУ ТП) и обеспечивают

непрерывный мониторинг состояния установки.

В качестве средства контроля наличия (отсутствия) пламени СКП целесообразно применять на промышленных газотурбинных установках (ГТУ), поскольку срыв пламени в камере сгорания ГТУ может привести к скоплению топлива и образованию взрывоопасной концентрации топливовоздушной смеси. Для предотвращения таких ситуаций

информация об отсутствии (срыве) пламени должна быть своевременно передана в АСУ ТП.

Основные технические характеристики систем приведены в табл. 1

Таблица 1
Основные технические характеристики систем

№ п/п	Наименование параметра	Значение
1	Напряжение питания постоянного тока, В	24 ^{+2,4} _{-3,6}
2	Потребляемый ток, мА, не более	50
3	Диапазон спектральной чувствительности, мкм СКП-01-И, СКП-01-И-К, СКП-01-И-МК10, СКП-01-И-МК15 СКП-01-У, СКП-01-У-К, СКП-01-И-МК10, СКП-01-И-МК15	0,6 – 1,15 0,2 – 0,45
4	Время задержки выдачи команд, с, не более ПЛАМЯ ПОГАСАНИЕ (*устанавливается по требованию потребителя)	1,0 2,0 – 5,0*
5	Время готовности после подачи напряжения питания, с, не более	5
6	Выход - одна переключающая группа контактов реле, способная коммутировать напряжение, не более	30 В
7	Ток, не более	0,2 А.
8	Мощность, не более	3 ВА
9	Режим работы непрерывный	
10	Габариты, мм, не более СКП-01-И, СКП-01-У...	Ø63x180
11	СКП-01-И-К, СКП-01-У-К	Ø64x290
12	СКП-01-И-МК10, СКП-01-У-МК10, СКП-01-И-МК15, СКП-01-У-МК15	Ø63x250
14	Присоединительный размер	резьба М27x1,5
15	Температура окружающей среды, - рабочая, °С	- 40 ÷ +70
16	Степень защиты от внешних воздействий.	IP 66
17	Назначенный ресурс, ч	50000
18	Срок службы, лет	12

СКП может быть применена для контроля пламени в основной и форсажной камере (ФК) сгорания газотурбинного двигателя (ГТД). В ФК могут быть использованы датчики, работа которых основана на различных принципах: датчики ионизационного

типа ДПИ или оптико-электронные типа СКП. В настоящее время на отечественных ГТД для обнаружения розжига ФК используются ионизационные датчики типа ДПИ-1500, которые имеют существенные недостатки, а именно: - недостаточная жаропрочность и ресурс. При этом:

- необходимо размещать электрод датчика ДПИ-1500 непосредственно в зоне плазмы пламени, что приводит к физическому разрушению, обгоранию и деформации электрода;

- наблюдается неустойчивая работа на переходных режимах ГТД, связанная с тем, что электрод не попадает в зону плазмы пламени.

- От этих недостатков свободна бесконтактная оптико-электронная система контроля пламени типа СКП. Основными преимуществами СКП для контроля пламени в основной камере сгорания в ФК ГТД являются:

- практическая безынерционность;
- возможность охвата полем зрения объектива значительного объема камеры сгорания;
- возможность обеспечения устойчивой работы во всем диапазоне дросселирования ГТД на маневренных летательных аппаратах;
- на переходных режимах работы.

Заключение

1. В ОАО УНПП «Молния» разработана система контроля пламени СКП для объектов топливно-энергетического и нефтехимического комплексов.

2. Разработанная система контроля пламени используется для предотвращения аварийных ситуаций путем своевременного блокирования подачи углеводородного топлива при срыве пламени факела горелки в топке, погасании пламени в камере сгорания газотурбинной установки.

3. СКП, начиная с 2007г., успешно эксплуатируются на ряде объектов топливно-энергетического комплекса, в частности, на установках Ново-Уфимского нефтеперерабатывающего завода.

Литература

1. Пат. US6071114, США. F23N 5/08. Method and apparatus for characterizing a combustion flame [Text] / Cusack; Deidre E., Groton, MA Jubinville; Leo, Raymond, NH Plimpton; Jonathan, Canterbury, NH; заявл. 17.12.96; опубл. 28.07.98.

2. Пат. US6071114, США. F23N 5/08. Method and apparatus for characterizing a combustion flame [Text] / Cusack; Deidre E., Groton, MA Jubinville; Leo, Raymond, NH Plimpton; Jonathan, Canterbury, NH; заявл. 17.12.96; опубл. 28.07.98.

3. Пат. US6135760, США. F23N 5/08. Method and apparatus for characterizing a combustion flame [Text] / Cusack; Deidre E. (Groton, MA); Stebbings; Keith (Bradford, NH); Jubinville; Leo (Raymond, NH); Plimpton; Jonathan (Canterbury, NH); заявл. 3.12.98; опубл. 24.10.00;

4. Пат. US4756684, США. F23N 5/08. Combustion monitor method for multi-burner boiler; Nishikawa; Mitsuyo, Hitachi, Japan, Kimura; Tooru, Hitachi, Japan, Fukuhara; Akira, Yokohama, Japan; заявл. 9.04.87; опубл. 12.07.88.

5. Пат. US3816053, США. F23N 5/08. Combustion supervision system. Cade; Phillip J., Winchester, MA; заявл. 09.04.73; опубл. 11.06.74.

6. Пат. US6168419, США. F23N 005/08. Flame monitor; Mindermann; Kurt-Henry, Ratingen, Germany; опубл. 02.01.01.

7. Пат. US 6071114, США. F23N 005/08. Method and apparatus for characterizing a combustion flame; Meggitt Avionics, Inc. (Manchester, NH); опубл. 06.06.00.

8. Пат. US6135760, США. F23N 005/08. Method and apparatus for characterizing a combustion flame; опубл. 24.10.00.

9. Пат. RU2144645, Германия. F23N5/08. Способ определения среднего излучения от горящего слоя установки сжигания и регулирования процесса горения / Мартин ГмбХ Фюр Умвельт-унд Энергietechnik (DE); заявл. 11.08.98; опубл. 20.01.00.

10. Пат. RU96120671, Российская Федерация, F23N5/08. Устройство контроля пламени / Барков Н. А., Маныкин В. А., Подосинов В. С., Рудаков В. П.; заявл. 20.03.95; опубл. 10.02.97.

11. Пат. RU97111589, Российская Федерация. F23N5/08. Способ контроля горения / Ахмедов Д. Б., Галич О. Ф., Голубев Ю. Н., Данилов С. А., Дудукалов А. П., Малинин М. Н., Парамонов А. П., Радеева Е. Н.; заявл. 10.06.99; опубл. 02.07.02.

12. Пат. 1163096 А, СССР. F23N 5/08. Способ контроля исправности газоразрядного прибора датчика пламени / Н. Г. Худяев; заявл. 13.07.83; опубл. 23.06.85.

Поступила в редакцию 22.10.2012

Рецензент: д-р физ.-мат. наук, профессор, зав. кафедрой Р. З. Бахтизин, Башкирский государственный университет, г. Уфа.

СИСТЕМА КОНТРОЛЮ ПОЛУМ'Я СКП ДЛЯ ЕНЕРГОУСТАНОВОК ТЕХНІЧНИХ ОБ'ЄКТІВ

Т. П. Андреева, Л. Е. Иванова, І. Т. Губайдуллин

Представлені результати робіт із створення системи контролю полум'я СКП, яка використовується для запобігання аварійним ситуаціям на об'єктах паливно-енергетичного комплексу (ПЕК) і нафтохімічного комплексу (НХК) шляхом своєчасного блокування подачі угльоводородного палива при зриві полум'я факела пальника в топці, згасанні полум'я в камері згоряння газо-турбінної установки (ГТУ). Розроблено ряд модифікацій, створюючих зручну для споживача лінійку продукції. На СКП отримано ряд сертифікатів, у тому числі, сертифікат відповідності з маркіровкою 1ExibIIAT5x для підтвердження можливості використання у вибухонебезпечному середовищі. СКП експлуатуються на ряді об'єктів паливно-енергетичного комплексу, зокрема, на установках Ново-Уфимського нафтопереробного заводу. Впровадження контрольної апаратури безперервного моніторингу на об'єктах ПЕК і НХК забезпечує істотне підвищення рівня безпеки.

Ключові слова: контроль полум'я, система, паливно-енергетичний комплекс, нафтохімічний комплекс, газотурбінні установки.

THE TECHNICAL OBJECTS POWER PLANTS FLAME CONTROL SYSTEM SKP

T. P. Andreeva, Y. T. Gubaidullin, L. E. Ivanova

The results of the establishment of a system of flame control system (FCS), which is used to prevent accidents at the sites of the fuel and energy complex (FEC) and petrochemical complex (PCC) by timely blocking of hydrocarbon fuel in the burner flame failure of the flame in the furnace, flame failure in the combustion chamber gas turbine unit (GTU). A few modifications that make the consumer-friendly product line. At the FCS received numerous certificates, including certificate of compliance with the marking 1ExibIIAT5X to confirm the possibility of under-use in explosive environments. FCS operated on a number of objects of fuel and energy sector, particularly in plants Ufa refinery. The introduction of continuous monitoring of control equipment at the facilities and the NHC PCC provides a significant increase in the level of security.

Keywords: flame control, system, fuel and energy sector, petrochemical complex, gas turbines.

Андреева Татьяна Петровна – канд. тех. наук, начальник сектора, ОАО УНПП «Молния», г. Уфа, Россия, e-mail: t-andr@yandex.ru

Губайдуллин Ирек Тимерьянович – ведущий инженер-конструктор, ОАО УНПП «Молния», г. Уфа, Россия, e-mail: molniya@molniya-ufa.ru

Иванова Лидия Евгеньевна – инженер – конструктор I категории, ОАО УНПП «Молния», г. Уфа, Россия, e-mail: molniya@molniya-ufa.ru

УДК 621.577

Д.В. КОНОВАЛОВ, А.О. ДЖУРИНСЬКА

*Херсонська філія Національного університету кораблебудування
ім. адмірала Макарова, Херсон, Україна*

МЕТОДОЛОГІЧНИЙ ПІДХІД ДО ОХОЛОДЖЕННЯ НАДДУВНОГО ПОВІТРЯ СЕРЕДНЬООБЕРТОВОГО ДВИГУНА

Розглянуто методологічний підхід до охолодження наддувного повітря в середньообертovому двигуні із застосуванням термогазодинамічного ефекту. Для підвищення ефекту зниження температури повітря перед двигуном і збільшення потужності компресора, а також для забезпечення автономності роботи термопресорної системи запропоновано здійснювати попереднє охолодження повітря перед компресором, а вологу, що конденсується в теплообміннику впорскувати в термопресор. Застосування термопресорної системи з попереднім охолодженням дозволяє збільшити тиск повітря, з одночасним зниженням температури, що у свою чергу, збільшує потужність компресора на 10...20 % з відповідним збільшенням потужності двигуна.

Ключові слова: термогазодинамічний ефект, термопресор, двигун, утилізація, наддувне повітря, турбокомпресор, екологічне зволоження

Вступ

Зараз в енергомашинобудуванні існує декілька методологічних підходів до систем охолодження наддувного повітря двигунів внутрішнього згоряння (ДВЗ). Перший підхід полягає в застосуванні поверхневих повітроохолоджувачів, в яких охолодження повітря здійснюється водою через ребристу стінку. Теплообмінна поверхня представляє собою трубчасто-пластинчасту або трубчасто-ребристу конструкцію. Другий підхід полягає в застосуванні багату-ступінчастих (двох- або трьох-) когенеративних охолоджувачів наддувного повітря (ОНП). В таких ОНП в перших ступенях теплота повітря, що має високу температуру після стиснення в турбокомпресорі, застосовується для підігріву теплоносія систем опалення, гарячого водопостачання, підігріву танків палива, мастила і нафтопродуктів (на суднах морського транспортного і танкерного флоту) або генератору тепловикористовуючих холодильних машин (ТХМ) систем комфортного і технологічного кондиціонування повітря. Остаточне охолодження повітря здійснюється водою в поверхневих ОНП. Третім методологічним підходом є застосування термопресорних систем охолодження, де теплота наддувного повітря застосовується для стиснення і охолодження самого повітря (термогазодинамічний ефект). Цей ефект полягає в підвищенні тиску в результаті миттєвого випаровування диспергованої рідини, упорскуваної в прискорений потік перегрітої пари або газу (повітря) [1].

В сучасній енергетиці все більш знаходить застосування автономні когенеративні системи енер-

гозабезпечення. Основною задачею таких систем є забезпечення споживачів електричною і тепловою енергією. У складі головної енергетичної установки, як правило, застосовують дизель-генератори на базі середньообертovих первинних двигунів. Особливістю таких двигунів є досить високий тепловий потенціал відхідних газів ($t_r = 350...400\text{ }^{\circ}\text{C}$) і наддувного повітря ($t_{\text{нп}} = 180...230\text{ }^{\circ}\text{C}$ при $\pi_k = 3,0...4,5$) [2].

1. Постановка проблеми та задач дослідження

Удосконалення систем сучасних ДВЗ, призначених для забезпечення оптимальних початкових параметрів робочого циклу, і перш за все, системи турбонаддуву є одним з резервів підвищення енергетичної ефективності ДВЗ. Зменшення потужності приводу турбокомпресора наддувного повітря забезпечить утворення резерву потужності утилізаційної турбіни, яку можна використати для збільшення масового заряду повітря (подача турбокомпресора), що йде у циліндри двигуна, а також збільшення потужності двигуна або для приводу електрогенератора [3, 4].

Одним з перспективних засобів удосконалення системи турбонаддуву є застосування термопресорних систем охолодження. Основним елементом такої системи є термопресорний апарат, в якому здійснюється підвищення тиску повітря у процесі миттєвого випаровування води, упорскуваної в повітряний потік, прискорений до швидкості, близької звуковій [2]. На випаровування води відводиться теплота від наддувного повітря, як наслідок, знижується

ся температура. Термопресор є досить компактним пристроєм, який за габаритами значно виграє порівняно з іншими охолоджувачами поверхневого або контактного типу і головне забезпечує певне підвищення тиску, що для повітряних систем може бути досить значним і складати 20...30 % [3, 4]. Поєднання декількох процесів в термопресорі – контактного охолодження наддувного повітря і підвищення тиску, дозволяє забезпечити скорочення витрат потужності компресора.

Іншим засобом скорочення витрат потужності компресора є охолодження повітря на всмоктуванні у турбокомпресор [5, 6]. Це дозволяє не тільки зменшити роботу компресора на стиснення, але й зменшити температуру наддувного повітря на нагнітанні, а від так, і зменшити теплове навантаження на ОНП.

В сучасних ДВЗ для зниження викидів в атмосферу оксидів азоту NO_x застосовують спеціальні системи зволоження наддувного повітря [2, 7]. Кількість води, що подається у ДВЗ з наддувним повітрям має бути в 3 рази більше від кількості спалюваного палива. Температура наддувного повітря на вході у циліндри двигуна складає 50...70 °C, а вологовміст – до 80 г/кг [7]. Такі параметри повітря дозволяють знизити емісію оксидів азоту на 70...80 %. Ефект обумовлений тим, що водяна пара внаслідок високої теплоємності відбирає на пароутворення значну кількість теплоти, що призводить до зниження температури в камері згоряння. Зважаючи на те, що швидкість утворення NO_x безпосередньо залежить від температури, то чим більше водяної пари в суміші газів у циліндрі, тим нижча температура в зоні горіння та менше утворюється оксидів азоту.

В роботі [9] наведено поєднання двох функцій системи охолодження наддувного повітря: контактне охолодження наддувного повітря (до входу в компресор і при стисканні в компресорі), а також екологічне (з метою зменшення емісії оксидів азоту NO_x) зволоження наддувного повітря на вході в циліндри ДВЗ. Запропоновано спосіб тонкого розпилю води в наддувному повітрі термопресором, тобто безпосередньо у теплообміннику-термопресорі, завдяки турбулізації потоку при високих швидкостях потоку (число Маха $M = 0,80...0,95$) і зменшення розмірів крапель у результаті випаровування.

Застосування механічних форсунок для організації розпилю не досить ефективно, до того ж це призводить до додаткових аеродинамічних опорів і звисно втрат тиску, що зменшує ефект від впорскування води. Зважаючи на це термопресорне охолодження може дозволити з одного боку забезпечити інтенсивне охолодження повітря, а з другого – забезпечити значно більш ефективне розпилення води в потоці газу зі швидкістю біля звукової.

Використання рідини в термопресорі, у випадку його встановлення за турбокомпресором дозволить частково або повністю виключити застосування конструктивно більш складних систем зволоження наддувного повітря типу CASS ("Wartsila").

В роботах [8, 9] було розглянуто термопресорні системи для охолодження наддувного повітря головного суднового двигуна, але воду для упорскування в термопресорі запропоновано брати із зовнішньої системи прісної води або застосовувати конденсат з додаткового ОНП за термопресором. Встановлення додаткового ОНП необхідно, оскільки температура повітря за термопресором досить висока і складає 70...80 °C. Все це ускладнює систему охолодження і, до того ж, значна частина вологи конденсується в ОНП, що у свою чергу знижує ефект від екологічного зволоження.

Зважаючи на вище викладене, сформульовано основну мету даного дослідження – оцінка доцільності методологічного підходу до охолодження наддувного повітря середньообертового двигуна застосуванням термопресорної системи, що поєднала би в собі декілька функцій: додаткове підвищення тиску, охолодження і екологічне зволоження повітря.

2. Викладення результатів дослідження

На рис. 1 наведено систему охолодження і зволоження наддувного повітря для стаціонарних модульних і суднових дизель-генераторів на базі середньо обертових ДВЗ із застосуванням термопресора. Така система включає в себе схему, де повітря перед всмоктуванням турбокомпресором (ТК) охолоджується в повітроохолоджувачі (ПО) холодильної машини. В ТК повітря стискається до тиску менше, ніж тиск на вході в циліндри ДВЗ. Стиснене повітря з високою температурою поступає на випарне охолодження в термопресор. Завдяки ефекту термогазодинамічної компресії температура повітря значно знижується, а тиск підвищується до величини, необхідної для подачі в циліндри двигуна. У якості зовнішньої холодильної машини може бути застосовано, наприклад, тепловикористовуючу абсорбційну холодильну машину (АБХМ) [11]. Теплота в генераторі АБХМ підводиться за рахунок теплоти відхідних газів ДВЗ.

Аналіз роботи термопресорної системи наведено на прикладі системи охолодження наддувного повітря дизель-генератора (ДГ) фірми MAN B&W 5L21/31 потужністю $N_e = 1000$ кВт. Розрахунок процесів охолодження і стиснення вологого повітря зроблено за класичними методиками [11], а розрахунок процесів у термопресорі за методиками [1, 12, 13].

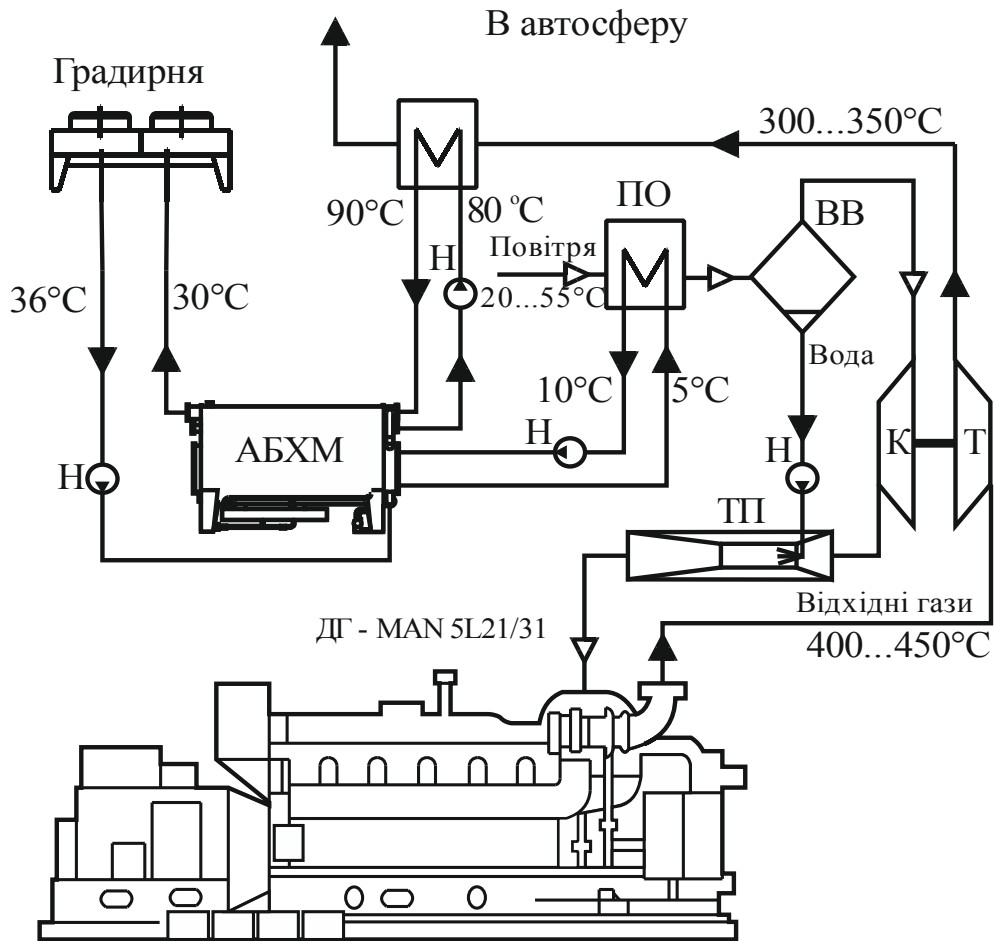


Рис. 1. Схема термопресорной системы охлаждения наддувного воздуха ДВЗ:
ПО – повітроохолоджувач; ВВ – вологовідділювач; К – компресор; Т – турбіна;
Н – насос; ТП – термопресор; ДГ – дизель-генератор

Температура відхідних газів за ТК для ДГ 5L21/31 складає $t_r = 300...350\text{ }^{\circ}\text{C}$ [2]. У якості АБХМ запропоновано застосувати бромисто-літєву АБХМ. Така машина має ряд переваг перед іншими тепловикористовуючими машинами: компактність і досить великий, як для тепловикористовуючих машин, тепловий коефіцієнт $\zeta = 0,8...1,0$. Температура теплоносія на вході в генератор АБХМ повинна складати близько $90\text{ }^{\circ}\text{C}$ (рис. 1), а температура теплоносія на виході з випарника АБХМ $t_0 = 7\text{ }^{\circ}\text{C}$. Така температура в ПО дозволяє отримати температуру охолодженого наддувного повітря $t_{\text{пов}} = 12\text{ }^{\circ}\text{C}$. Конденсат, що утворився при охолодженні в ПО, запропоновано застосувати для упорскування в термопресор. Розрахунок параметрів роботи термопресорної системи зроблено для діапазону температур повітря на вході $t_{\text{вх}} = 20...55\text{ }^{\circ}\text{C}$, і відносної вологості повітря $\phi = 60\%$.

З рис. 2 (а) видно, що коефіцієнт вологовипадіння при високих температурах повітря на вході

($t_{\text{вх}} = 45...55\text{ }^{\circ}\text{C}$) досягає $\xi = 3...4$. Зменшення вологовмісту повітря на вході складає $\Delta d = 5...50\text{ г/кг}$ (рис. 2, б), при цьому загальне випадіння води в ПО складає $\Delta W = 5...100 \cdot 10^{-3}\text{ кг/с}$. У випадку термопресорної схеми без ПО на вході в турбокомпресор необхідна кількість води для впорскування в термопресор при $\pi_k = 4,0$ складає $W = 80...110 \cdot 10^{-3}\text{ кг/с}$, а при $\pi_k = 3,0$ – $W = 65...90 \cdot 10^{-3}\text{ кг/с}$. Охолодження повітря в ПО здійснюється до однакових параметрів, звідси приблизно постійна витрата води на упорскування в термопресор: для $\pi_k = 3,0$ – $W = 57 \cdot 10^{-3}\text{ кг/с}$; для $\pi_k = 4,0$ – $W = 73 \cdot 10^{-3}\text{ кг/с}$. При температурі $t_{\text{вх}} = 45...50\text{ }^{\circ}\text{C}$ система може функціонувати повністю автономно, тобто кількості води сконденсованої в ПО достатньо для забезпечення роботи термопресора. Такий діапазон температур відповідає температурним режимам в машинному відділенні. При менших температурах (холодні пори року) необхідна додаткова кількість води (до $52 \cdot 10^{-3}\text{ кг/с}$ при $t_{\text{вх}} = 20\text{ }^{\circ}\text{C}$).

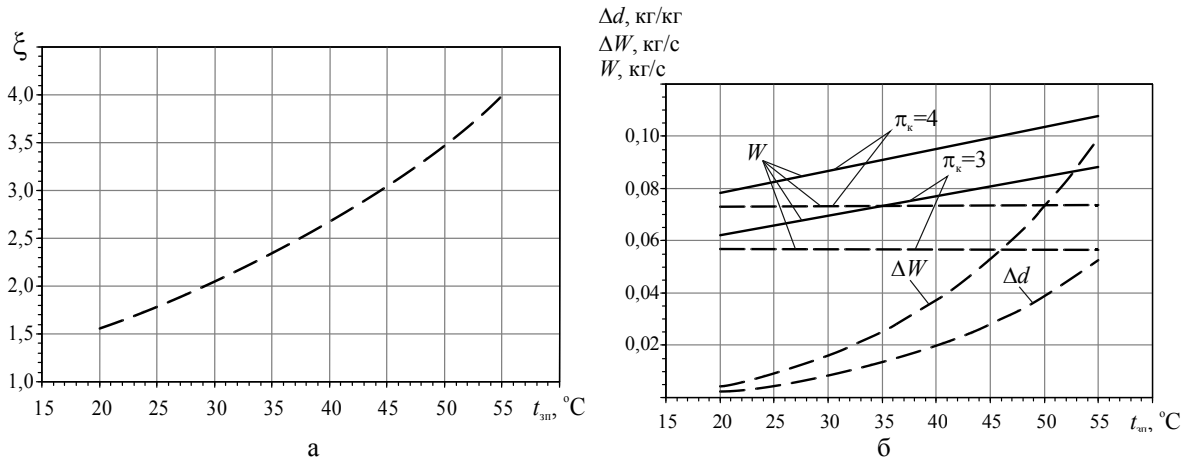


Рис. 2. Залежності коефіцієнта вологовипадіння ξ (а), зменшення вологовмісту Δd , кількість сконденсованої в ПО води ΔW , витрата води на впорскування в термопресорі W (б) від температури зовнішнього повітря t_{amb} :
 ———— термопресорна система без охолодження повітря на вході;
 - - - - - термопресорна система з охолодженням повітря на вході

Застосування попереднього охолодження повітря 4) на 10...25 кВт (5...12 %) при $\pi_k = 3,0$ і 15...35 кВт зменшує температуру повітря за компресором, а відповідно перед термопресором. Звідси менше підвищення тиску (рис. 3, а). Для схеми термопресорної системи без попереднього охолодження: при $\pi_k = 3,0$ – $\Delta P = 5...7$ %; при $\pi_k = 4,0$ – $\Delta P = 8...10$ %; для схеми термопресорної системи з попереднім охолодженням: при $\pi_k = 3,0$ – $\Delta P = 3,0...3,5$ %; при $\pi_k = 4,0$ – $\Delta P = 5,5...6,0$ %. Однак, температура повітря за термопресором значно нижче, ніж для схеми без попереднього охолодження (рис. 3, б), і складає $t_{\text{пов2}} = 56...58$ °C при $\pi_k = 3,0$ і $t_{\text{пов2}} = 66...67$ °C при $\pi_k = 4,0$.

Попереднє охолодження повітря на вході компресора дозволяє зменшити роботу на стиснення, а отже, збільшити потужність компресора $\Delta N_{\text{тк}}$ (рис. Окрім стиснення і охолодження повітря до функції термопресорної системи входить екологічне зволоження. Так, вологовміст повітря d_2 на виході з термопресора складає 45...50 г/кг, при цьому температура повітря в порівнянні з системами типу CASS менша на 5...10 °C, що сприяє більшій паливній економічності двигуна.

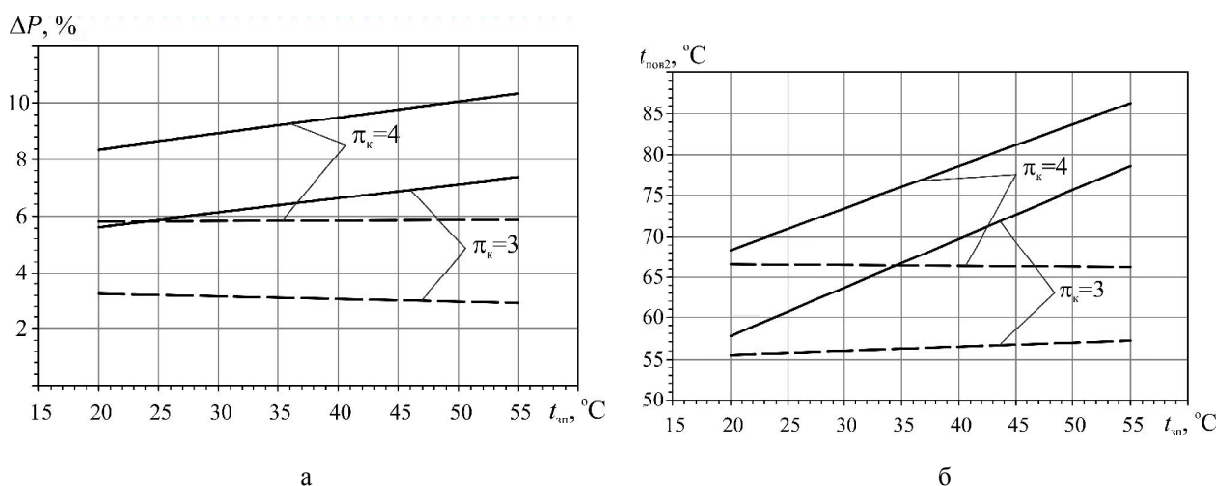


Рис. 3. Залежності підвищення тиску в термопресорі ΔP (а) і температури повітря на виході з термопресора $t_{\text{пов2}}$ (б) від температури зовнішнього повітря t_{amb} :
 ———— термопресорна система без охолодження повітря на вході;
 - - - - - термопресорна система з охолодженням повітря на вході

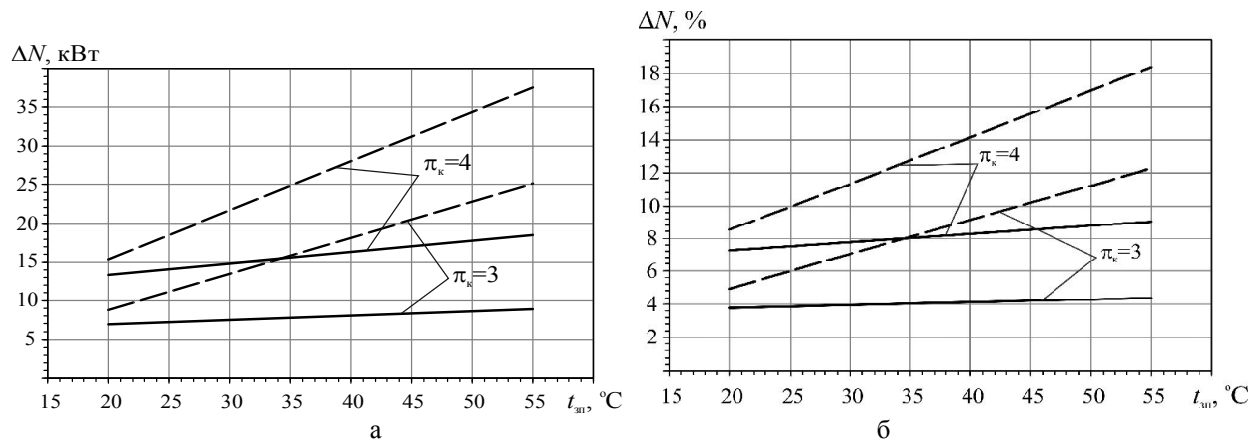


Рис. 4. Залежності підвищення потужності компресора $\Delta N_{\text{к}}$ (а) і потужності двигуна $\Delta N_{\text{д}}$ (б) від температури зовнішнього повітря $t_{\text{вп}}$:
 — — — — — термопресорна система без охолодження повітря на вході;
 — — — — — термопресорна система з охолодженням повітря на вході

Висновки

1. Розглянуто методологічний підхід до охолодження наддувного повітря в середньо-обертовому двигуні із застосуванням термогазодинамічного ефекту сумісно з попереднім охолодженням повітря перед компресором.

2. Застосування термопресорної системи дозволяє збільшити тиск повітря на $\Delta P = 3,0 \dots 6,0\%$ з одночасним зниженням температури повітря до $t_{\text{пов2}} = 55 \dots 70^\circ\text{C}$, що у свою чергу, збільшує потужність компресора на $10 \dots 20\%$.

Література

1. Вулис, Л.А. Термодинамика газовых потоков [Текст] / Л.А. Вулис. — М.:Л.: Госэнергоиздат, 1950. — 304 с.
2. Горбов, В.М. Энциклопедия судовой энергетики [Текст] / В. М. Горбов. — Николаїв: НУК, 2010. — 624 с.
3. Радченко, А.Н. Энергосберегающий экологически безопасный судовой кондиционер на базе дизельгенератора [Текст] / А.Н. Радченко, А.И. Бузник // *Авиационно-космическая техника и технология*. — 2008. — №10(57). — С. 118–122.
4. Радченко, М.І. Підвищення ефективності газового двигуна внутрішнього згорання турбодетандерним охолодженням газоповітряної суміші [Текст] / М.І. Радченко, Д.В. Коновалов, Л.М. Воробйов // *Авіаційно-космічна техніка і технологія*. — 2010. — № 10(77). — С. 62-65.
5. Радченко, М.І. Попереднє охолодження газоповітряної паливної суміші газових двигунів у детандернотермопресорних холодильних машинах [Текст] / М.І. Радченко, Д.В. Коновалов, Л.М. Воробйов

йов // *Обладнання та технології харчових виробництв: зб. наук. праць ДонНУЕТ*. — Донецьк: ДонНУЕТ, 2010. — Вип. 24. — С. 234–240.

6. Радченко, Р.Н. Использование сбросного тепла малооборотных дизелей для охлаждения воздуха на входе турбокомпрессоров [Текст] / Р.Н. Радченко, Н.Я. Хлопенко // *Авиационно-космическая техника и технология*. — 2010. — № 8(75). — С. 24-28.

7. Wartsila 46 Technology review. [Text] // Wartsila Corporation. — 2008. — 20 p.

8. Коновалов, Д.В. Термопресорні системи охолодження суднових ДВЗ [Текст] / Д.В. Коновалов // *Авиационно-космическая техника и технология*. — 2011. — № 10 (87). — С. 44–48.

9. Коновалов, Д.В. Застосування термогазодинамічного ефекту для проміжного охолодження в системах наддувного повітря ДВЗ [Текст] / Д.В. Коновалов // *Авиационно-космическая техника и технология*. — 2011. — № 8 (85). — С. 136–140.

10. Радченко, А.Н. Альтернативная технология получения пресной воды на судах теплоиспользующей холодильной машиной [Текст] / А.Н. Радченко, Р.Н. Радченко, Д.В. Коновалов // *Інновації в суднобудуванні та океанотехніці: Матеріали молодих науковців науч.-техн. конф.* - Миколаїв: НУК, 2011. — С. 353–355.

11. Захаров, Ю.В. Судовые установки кондиционирования воздуха и холодильные машины [Текст] / Ю.В. Захаров. — СПб.: Судостроение, 1994. — 504 с.

12. Степанов, И.Р. Некоторые задачи движения газа и жидкости в каналах и трубопроводах энергоустановок [Текст] / И.Р. Степанов, В.И. Чудинов. — Л.: Наука, 1977. — 200 с.

13. Живица, В.И. Промежуточные охладители с термопресором для двухступенчатых аммиачных холодильных установок [Текст] / В.И. Живица // *Холодильная техника*. — 2002.- № 5.- С. 18-20.

Надійшла до редакції 23.10.2012

Рецензент: д-р техн. наук, проф. В.І. Живиця, Одеська національна морська академія, Одеса, Україна

МЕТОДОЛОГИЧЕСКИЙ ПОДХОД К ОХЛАЖДЕНИЮ НАДДУВНОГО ВОЗДУХА СРЕДНЕОБОРОТНОГО ДВИГАТЕЛЯ

Д.В. Коновалов, А.А. Джуринская

Рассмотрен методологический подход к охлаждению наддувочного воздуха в среднеоборотном двигателе с помощью применения термогазодинамического эффекта. Для повышения эффекта снижения температуры воздуха перед двигателем и увеличением мощности компрессора, а также для обеспечения автономности работы термодвигательной системы предложено осуществлять предварительное охлаждение перед компрессором, а влагу, которая конденсируется в теплообменнике впрыскивать в термодвигатель. Применение термодвигательной системы с предварительным охлаждением позволяет увеличить давление воздуха, с одновременным понижением температуры, что в свою очередь, увеличивает мощность компрессора на 10...20 % с соответствующим увеличением мощности двигателя.

Ключевые слова: термогазодинамический эффект, термодвигатель, двигатель, утилизация теплоты, наддувочный воздух, турбокомпрессор, экологическое увлажнение.

THE METHODOLOGICAL APPROACH NEAR COOLING OF SCAVENGING AIR OF MEDIUM SPEED ENGINE

D.V. Konovalov, A.O. Dzhrinskaya

The methodological approach is considered near cooling scavenging air by application of thermogasdynamic effect in medium speed engine. For the increase of effect of decline of temperature of air before an engine and increasing power compressor, and also for providing of noninteraction of work of the thermopressor system it is suggested to carry out the preliminary cooling before a compressor, and moisture which is condensed in heat-exchanger to inject in thermopressor. Application of the thermopressor system with the preliminary cooling allows to increase pressure of air, with a simultaneous lowering of the temperature, that in same queue, increases power compressor on 10...20 % with the proper increase of engine power.

Key words: thermogasdynamic effect, thermopressor, engine, utilization of warmth, scavenging air, turbo-charger, ecological moistening.

Коновалов Дмитро Вікторович – канд. техн. наук, доцент Херсонської філії Національного університету кораблебудування ім. адмірала Макарова, Херсон, Україна.

Джуринська Анна Олександрівна – студентка енерготехнічного факультету Херсонської філії Національного університету кораблебудування ім. адмірала Макарова, Херсон, Україна, e-mail: zmeva_23_89@mail.ru.

УДК 621.454.2.043

А.Н. ШЕМЕНТОВ, П.П. ФИЛИППЕНКО*Государственное предприятие "Конструкторское бюро "Южное" им. М.К. Янгеля", Украина*

ПРОЕКТИРОВАНИЕ ЦЕНТРОБЕЖНОГО НАСОСА С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ РЕЗУЛЬТАТОВ ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫХ ИССЛЕДОВАНИЙ БАЗОВОГО НАСОСА

Рассмотрен подход к выбору прототипа насосного агрегата системы питания жидкотопливного ракетного двигателя. Представлены экспериментальные данные, полученные в результате работы прототипа насосного агрегата в новых условиях проектируемого двигателя. Показаны проблемы, возникающие при заимствовании конструкции насосного агрегата и их конструктивные решения. Приведен анализ экспериментальных данных и эмпирических зависимостей, позволяющий оценить эффективность принятых конструктивных решений и будущую конфигурацию проточной части проектируемого насоса.

Ключевые слова: агрегаты системы питания ЖРД, насосы ЖРД, прототип, базовая конструкция.

Введение

В условиях высокой конкуренции на рынке ракетополетов, утвердились основные требования, которые предъявляют к современным двигателям ЖРД. Современный ЖРД должен соответствовать поставленным задачам, обладать достаточным ресурсом и высокой надежностью в требуемых условиях эксплуатации, обеспечивать многократный запуск и при этом должен иметь высокие энерго-массовые характеристики, что позволяет увеличить массу полезной нагрузки. При всех перечисленных условиях стоимость отработки и изготовления двигателя должна быть низкой, что повышает его конкурентоспособность на рынке ракетополетов.

Наиболее эффективным путем проектирования современных насосных агрегатов (НА), с учетом предъявляемых требований к ЖРД, является заимствование высоконадежных узлов и агрегатов из уже отработанных двигателей. Это позволяет снизить стоимость и время отработки НА и двигателя в целом. При заимствовании важно правильно определить прототип. В современной теории насосостроения для определения прототипа используется коэффициент быстроходности насоса n_s . Также одним из факторов, на который ориентируются при заимствовании, является уменьшение возможных модификаций НА и, как следствие, этапов отработки. Выбор прототипа обуславливает будущую конфигурацию, характеристики, время и стоимость отработки проектируемого НА.

Постановка задачи исследования

При проектировании насоса окислителя двигателя РД861К ракетополетов «Циклон-4» предполагалось заимствовать без изменений материальную часть насоса окислителя двигателя РД861, характеристики которого, в относительных координатах, представлены на рис. 1 и 2. Таким образом, решались задачи снижения стоимости изготовления и отработки двигателя. Прототип работает на той же паре компонентов топлива, что и разрабатываемый насос и, следовательно, вопросы, связанные с обеспечением требований к применяемым материалам были решены.

Насос окислителя двигателя РД861 представляет собой шнекоцентробежный насос со спиральным сборником и коническим диффузором.

Условия работы насоса в составе ТНА двигателя РД861К отличаются от условий работы в составе ТНА двигателя РД861:

- его обороты выше, чем в прототипе, что снижает контрольный режимный параметр (Q/n) заимствованного насоса на 0,19 л·мин/с·об. Как видно из рис. 1, при этом возникают проблемы с обеспечением требования к напору;

- как показано на рис. 2, насос должен работать на пониженном режиме по параметру (Q/n) и обеспечивать более высокий КПД.

Снижение режимного параметра насоса приводит к повышению приведенного напора (H/n^2) выше требуемого значения. Для получения требуемого напора – необходимо протачивать центробежное колесо по наружному диаметру лопаток (требуемое значение H/n^2 представлено на рис.1), что приводит

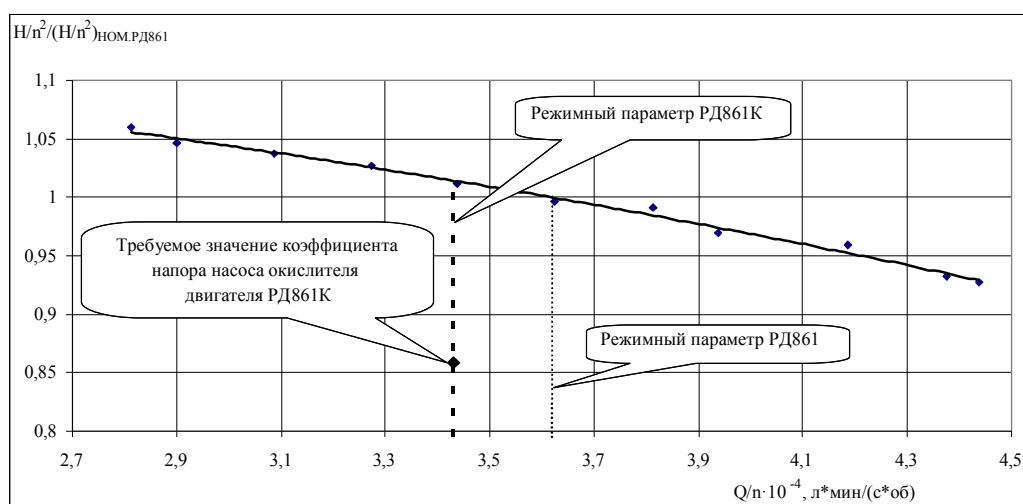


Рис. 1. Зависимость приведенного напора (H/n^2) от режимного параметра (Q/n) для насоса окислителя двигателя РД861

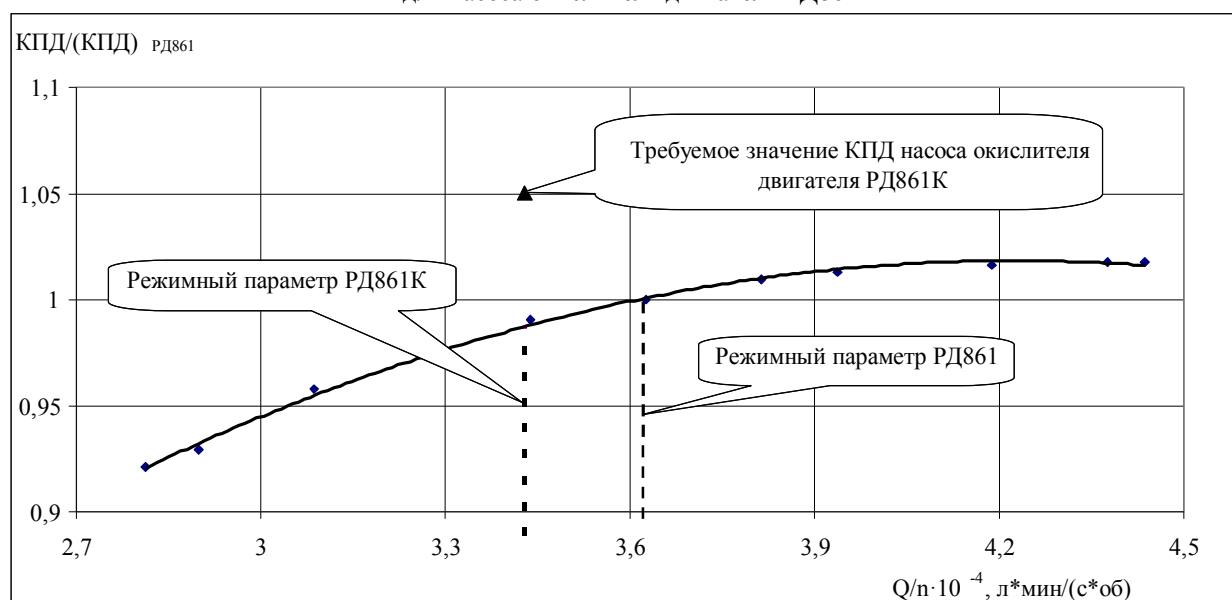


Рис. 2. Зависимость КПД от режимного параметра (Q/n) для насоса окислителя двигателя РД861

к значительному увеличению зазора между наружным диаметром центробежного колеса и «языком» спирального сборника и также ухудшает энергетические характеристики насоса.

В связи с этим, для повышения КПД, в насосе на этапе проектирования были внесены следующие изменения (не требующие дорогостоящей доработки):

1. Принятые диаметральный зазоры в уплотнениях с плавающими кольцами по буртам центробежного колеса уменьшены на 0,05 мм чем в РД861 (работоспособность уплотнения с такими зазорами проверена при отработке насоса прототипа).

2. Отбор жидкости на охлаждение подшипника перенесен из полости высокого давления в полость за шнеком.

Таким образом, уменьшались утечки через плавающие кольца и мощность, потребляемая центробежным колесом.

По расчету, указанные изменения позволяют повысить КПД на номинальном режиме до ~64%. При этом, влияние увеличения зазора между центробежным колесом и спиральным сборником, получаемого в результате подрезки центробежного колеса не учитывалось, т.к. могло быть оценено только экспериментальным путем.

Результаты экспериментальных исследований

Экспериментальная проверка показала, что перечисленные изменения в конструкции прототипа привели к росту КПД на ~1%. Также было установ-

лено, что центробежное колесо с наружным диаметром, как в РД861, давало приведенный напор свыше $9,52 \cdot 10^{-7} \text{ м}^3/\text{мин}^2/\text{об}^2$. Требуемое значение напора получено после подрезки центробежного колеса по лопаткам (подрезка проводилась согласно рис. 3), при этом КПД насоса снижается на ~4%. Таким образом, подтвердилось отрицательное влияние на энергетику насоса, увеличение зазора между лопатками центробежного колеса и спиральным сборником. Экспериментальная отработка прототипа позволила определить зависимость энергетических параметров насоса от радиального зазора между центробежным колесом и корпусом.

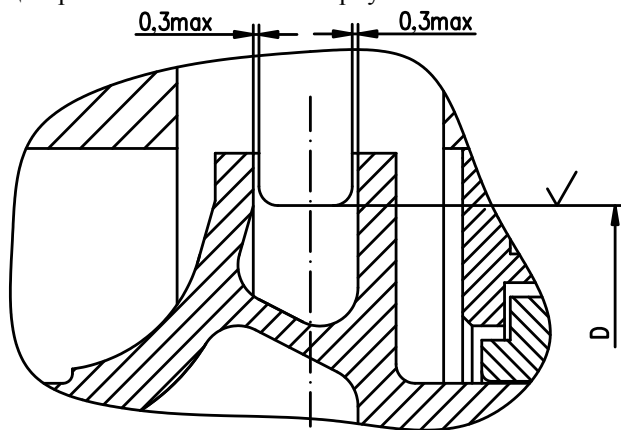


Рис. 3. Подрезка центробежного колеса по лопаткам

Согласно [1], оптимальный зазор с точки зрения экономических показателей между центробежным

колесом и спиральным сборником определяется следующей формулой:

$$\left(\frac{\delta_r}{R_2} \right)_{\text{opt}} = \alpha \cdot n_s, \quad (1)$$

где $\alpha = (0,8...1) \cdot 10^{-3}$ - эмпирический коэффициент,

δ_r - радиальный зазор между языком отвода и центробежным колесом,

R_2 - наружный радиус лопаток центробежного колеса,

n_s - коэффициент быстроходности насоса.

Полученная, в результате экспериментальной отработки, зависимость (рис. 4) имеет удовлетворительную сходимость с результатом, полученным по формуле (1). По полученной экспериментальной зависимости был уточнен эмпирический коэффициент α , для рассматриваемого насоса он равен $1,23 \cdot 10^{-3}$.

Для предварительной оценки влияния отклонения оптимального зазора от фактического на экономичность насоса рекомендуется [1] использовать следующую формулу:

$$\eta = \eta_{\text{opt}} \cdot \left[1 - 0,08 \cdot \left(1 - \frac{\bar{\delta}_r}{\bar{\delta}_{r\text{opt}}} \right)^2 \right], \quad (2)$$

где $\bar{\delta}_r$ - фактический относительный радиальный зазор между языком отвода и центробежным колесом;

$\bar{\delta}_{r\text{opt}}$ - оптимальный относительный радиальный

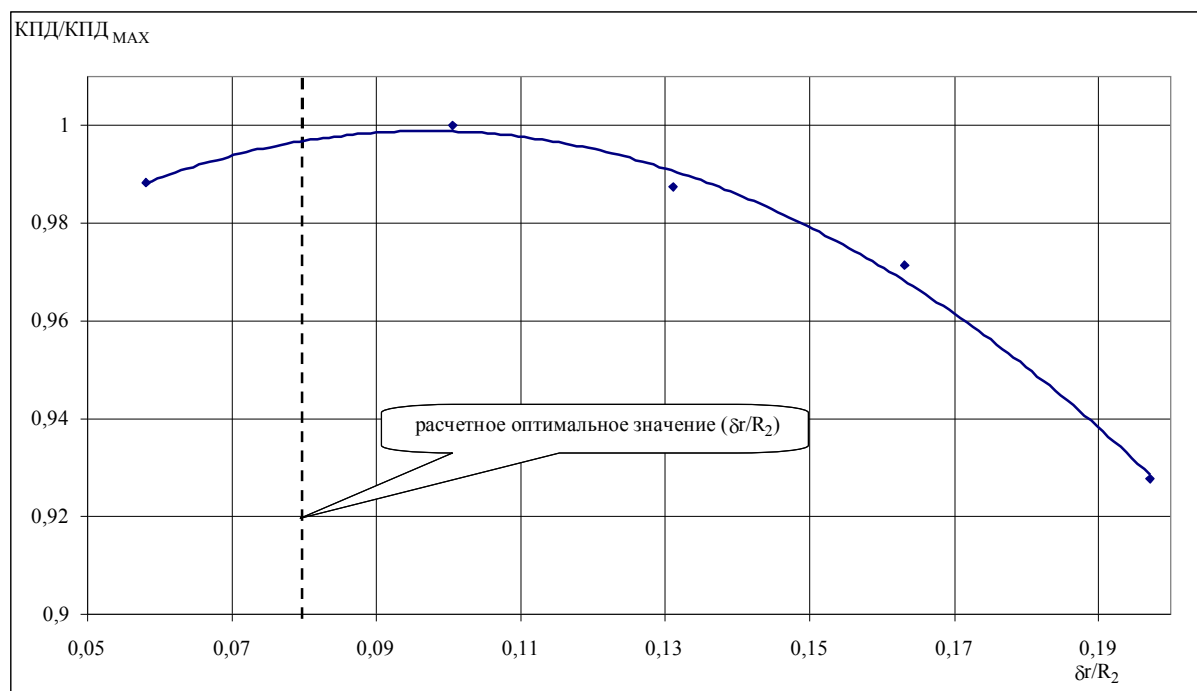


Рис. 4. Экспериментальная зависимость $\text{КПД}=f(\delta_r/R_2)$ и расчетное оптимальное значение (δ_r/R_2) насоса окислителя двигателя РД861К

зазор между языком отвода и центробежным колесом;

η_{opt} - КПД насоса при оптимальном относительном радиальном зазоре между языком отвода и центробежным колесом;

η - фактический КПД насоса.

В результате уточнения фактического оптимального зазора и использования его в формуле (2) было определено теоретическое влияние подрезки колеса на КПД насоса по формуле (2), оно представлено на рис. 5. Представленная зависимость имеет удовлетворительную сходимость с экспериментальными данными, для данного насоса, в области

$$(0,6...1,4) \cdot \left(\frac{\delta_r}{R_2} \right)_{\text{opt}}.$$

Как видно из рис. 3, при подрезке центробежного колеса по наружному диаметру лопаток, на дисках остаются «следы», высотой минимум 0,3мм, которые создают дополнительный напор.

Для определения влияния на энергетические характеристики насоса «следов», была проведена дополнительная подрезка по наружному диаметру дисков (согласно рис. 6).

Дополнительная подрезка по наружному диаметру дисков уменьшает:

- протяженность «следов», что снижает коэффициент конечного числа лопаток (K_z) и значение приведенного напора центробежного колеса;
- утечки по буртам центробежного колеса, за счет снижения напора, что повышает объемный КПД насоса;

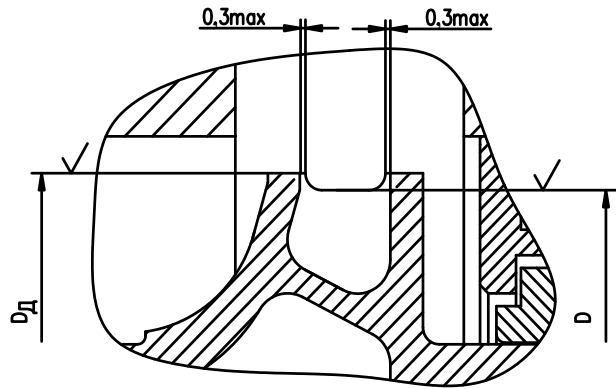


Рис. 6. Подрезка центробежного колеса по дискам

- дисковые потери центробежного колеса, за счет снижения диаметра дисков, что повышает дисковый КПД насоса.

Также, изменение протяженности «следов», полученных в результате подрезки лопаток, должно приводить к изменению гидравлического КПД насоса (η_r), что может быть оценено экспериментальным путем. В результате сравнения экспериментальных напорных характеристик насосов с подрезанными и неподрезанными по наружному диаметру дисками центробежных колес (рис. 7) было определено, что при уменьшении протяженности «следов», для центробежных колес с одинаковыми наружными диаметрами лопаток, наблюдается снижение значений приведенного напора и КПД насоса.

Для определения влияния на энергетические характеристики насоса высоты «следов», полученных в результате подрезки лопаток, была проведена

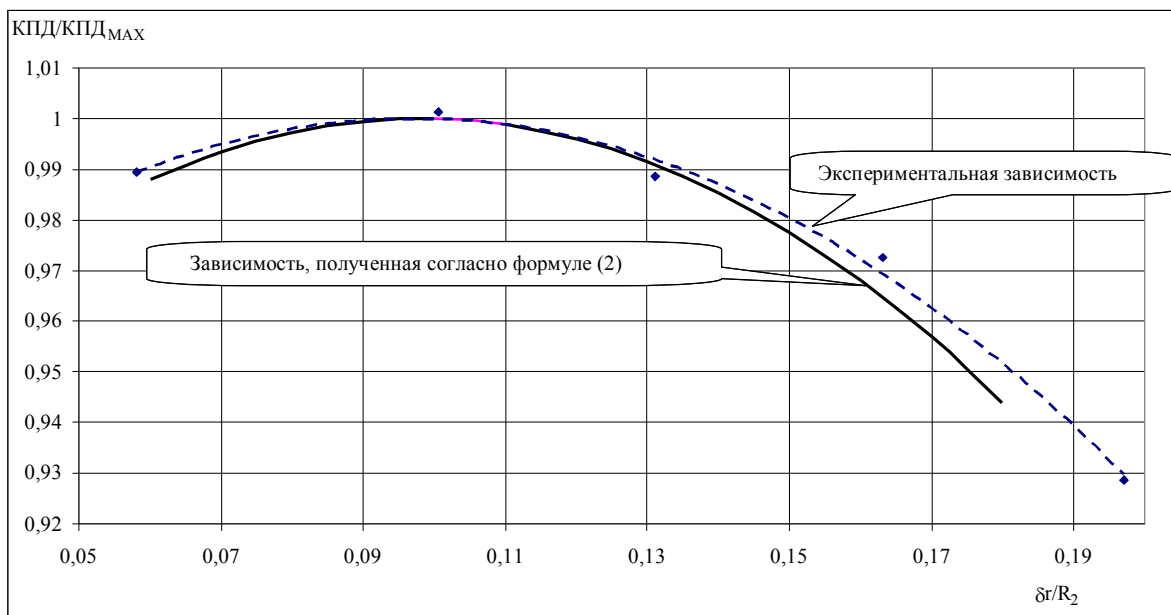


Рис. 5. Зависимость приведенного напора (H/n_2) от режимного параметра (Q/n) для насоса окислителя двигателя РД861

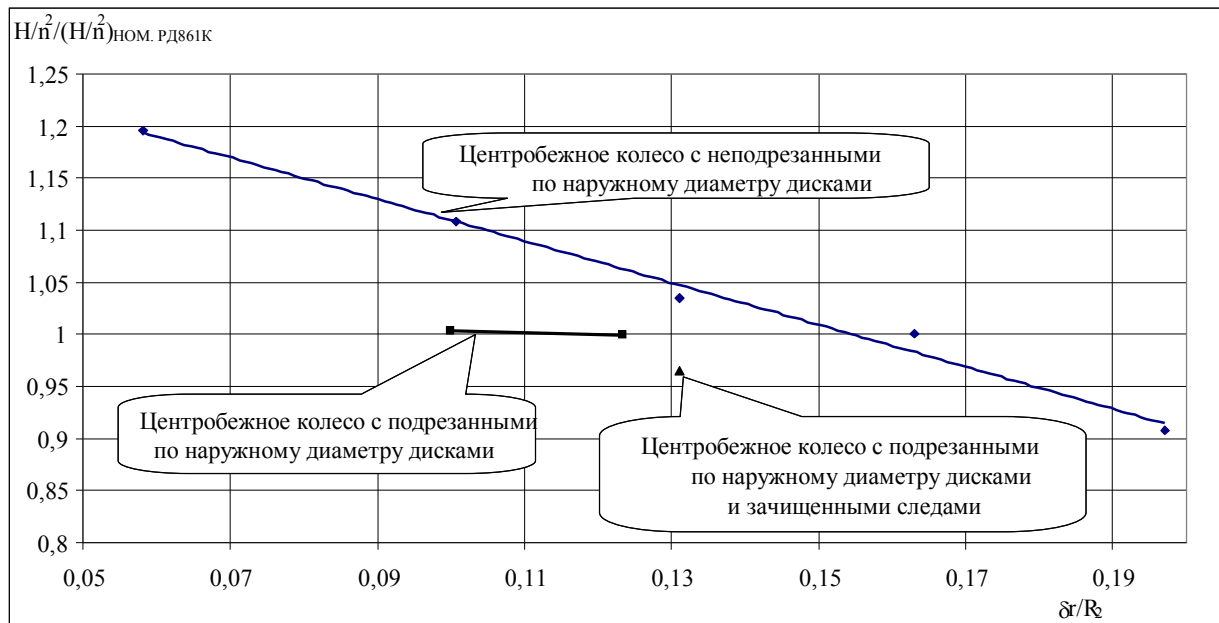


Рис. 7. Экспериментальная зависимость $H/p^2 = f(\delta r/R_2)$ для насосов с подрезанными и неподрезанными наружными диаметрами дисков

дополнительная доработка центробежного колеса согласно эскизу, представленному на рис. 8. Экспериментальное значение приведенного напора и КПД насоса, полученные в результате зачистки, представлены на рис. 7 и 9. Сравнение энергетических характеристик насоса с разной высотой «следа» (рис. 9) показало, что дополнительная зачистка «следов» снижает приведенный напор и полный КПД насоса. Также из рис. 9 видно, что требования по экономичности, предъявляемые к проектируемому насосу, обеспечиваются в диапазоне изменения эмпирического коэффициента $\alpha = (1...1,4) \cdot 10^{-3}$.

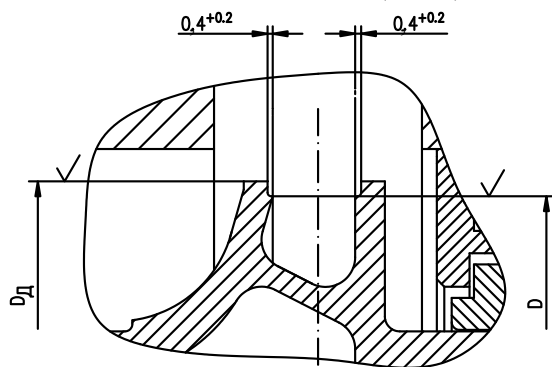


Рис. 8. Зачистка «следов» по дискам

Заключение

В результате представленных работ было определено:

- влияние способов подрезки центробежного колеса на энергетические показатели насоса;
- расчетное определение оптимального зазора

и его влияние на энергетические характеристики насоса, согласно формулам (1) и (2), имеет удовлетворительную сходимость с экспериментальными данными и могут быть использованы для предварительной оценки энергетических параметров насоса.

- при использовании в ТНА двигателя РД861К проточной части центробежного колеса и спирального сборника насоса окислителя прототипа требования, предъявляемые к энергетическим параметрам насоса, не будут удовлетворены. Для повышения экономичности необходимо перепрофилировать проточную часть насоса окислителя прототипа.

В представленной работе рассмотрен подход к выбору прототипа, а также возникающие при этом проблемы и их конструктивные решения. На основании приведенных экспериментальных данных можно предварительно представить и оценить будущую конфигурацию проточной части проектируемого насоса.

Литература

1. Боровский, Б.И. Энергетические параметры и характеристики высокооборотных лопастных насосов [Текст] / Б.И. Боровский. - М.: Машиностроение, 1989. - 184 с.
2. Овсяников, Б.В. Теория и расчет агрегатов питания жидкостных ракетных двигателей [Текст] / Б.В. Овсяников, Б.И. Боровский. - М.: Машиностроение, 1986. - 376 с.
3. Высокооборотные лопаточные насосы [Текст] / Б.И. Боровский, Н.С. Еришов, Б.В. Овсяников, В.И. Петров и др. - М.: Машиностроение, 1975. - 336 с.

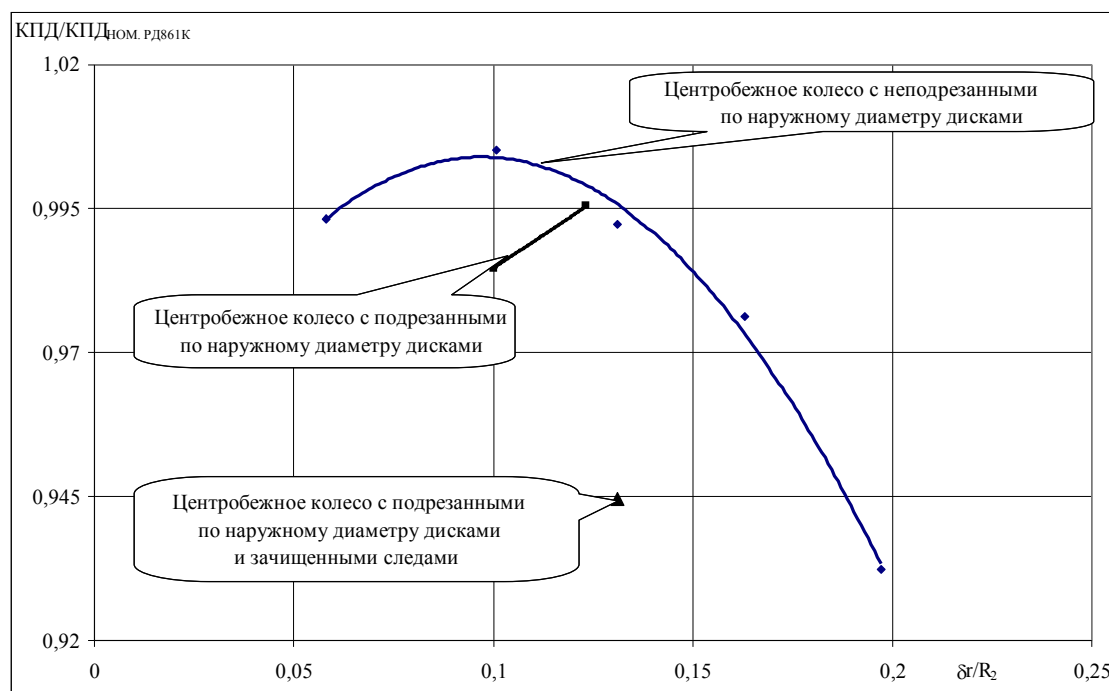


Рис. 9. Экспериментальная зависимость КПД= $f(\delta r/R_2)$ для насосов с подрезанными и неподрезанными наружными диаметрами дисков

Поступила в редакцию 4.11.2012

Рецензент: д-р техн. наук, начальник сектора, В.С. Хорошилов, Государственное предприятие "Конструкторское бюро "Южное" им. М.К. Янгеля", Украина.

ПРОЕКТУВАННЯ ВІДЦЕНТРОВОГО НАСОСУ З ВИКОРИСТАННЯМ РЕЗУЛЬТАТІВ ЕКСПЕРИМЕНТАЛЬНИХ ДОСЛІДЖЕНЬ БАЗОВОГО НАСОСУ

А.М. Шементов, П.П. Філіппенко

Розглянуто підхід до вибору прототипу насосного агрегату системи живлення рідинного ракетного двигуна. Представлені експериментальні дані, отримані в результаті роботи прототипу насосного агрегату в нових умовах двигуна, що проектується. Зображені проблеми, які виникають при запозиченні конструкції насосного агрегату та їх конструктивні рішення. Наведений аналіз експериментальних даних та емпіричних залежностей, який дозволяє оцінити ефективність прийнятих конструктивних рішень та майбутню конфігурацію проточної частини насоса, що проектується.

Ключові слова: агрегати системи живлення РРД, насоси РРД, прототип, базова конструкція.

CENTRIFUGAL PUMP DESIGN WITH USING OF MAIN PUMP EXPERIMENTAL DATA

A.N. Shementov, P.P. Filippenko

An approach of LPRE turbopump prototype selection is considered. Turbopump prototype experimental data of a designing engine working in new conditions are presented. The incipient problems taken from the pump design and its constructive decision borrowing are indicated. Experimental data and empirical dependence analyze which allows estimate the effectiveness of the constructive decision and an oncoming flow passage configuration of designing pump is carry out.

Key words: LPRE pump, main pump, main construction

Шементов Андрей Николаевич – ведущий инженер – конструктор отдела турбонасосных агрегатов, Государственный конструкторский бюро «Южное», Украина.

Филиппенко Павел Петрович – начальник группы отдела турбонасосных агрегатов Государственного конструкторского бюро «Южное», Украина.

УДК 621.3:681.34

А.В. НАУМЕНКО, В.В. ЛУКИН

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

ОБНАРУЖЕНИЕ ГРАНИЦ НА РСА ИЗОБРАЖЕНИЯХ НЕЙРОСТЬЮ С ПРИМЕНЕНИЕМ ПРЕДВАРИТЕЛЬНОЙ ФИЛЬТРАЦИИ

Предложен метод обнаружения границ для однозглядовых РСА-изображений с применением искусственной нейросети. Рассмотрена возможность повышения эффективности обнаружения за счет использования предварительной обработки фильтром Ли. Рассмотрены кривые обнаружения для различных детекторов границ, используемых в нейросетевом обнаружителе. Показано, что нейросетевой обнаружитель функционирует лучше, чем любой из элементарных обнаружителей, используемых в качестве входов нейросети. Кратко описана процедура обучения нейросети и приведены примеры работы нейросетевого обнаружителя для тестовых и реальных данных.

Ключевые слова: детектирование границ, нейронные сети, совместный анализ локальных параметров

Введение

Детектирование границ и других типов неоднородностей – одна из основных задач предварительной обработки изображений [1]. Результаты обнаружения используются при локально-адаптивной фильтрации, сегментации, идентификации объектов, определении их площади и т.д. [1-3].

Надежное обнаружение и последующая локализация объектов с приемлемой точностью особенно проблематичны в практических ситуациях, когда изображения искажены интенсивными помехами. Одной из таких ситуаций является обработка изображений, формируемых радиолокатором синтезированной апертуры (РСА) и другими когерентными системами формирования изображений [2, 4].

Дополнительная проблема состоит в том, что для таких изображений основной вид помех – это спекл-шум, который имеет мультипликативный характер и распределение, отличное от гауссова. В частности, для амплитудных однозглядовых изображений характерно распределение Рэлея, которое существенно отличается от гауссова.

Вследствие перечисленных выше особенностей помех применение популярных методов обнаружения границ оказываются малоэффективными. Например, детекторы Собеля, Кенни, Превитта и др. [1] предназначены для случаев воздействия аддитивной помехи. В принципе, путем применения гомоморфных (вариационно-стабилизирующих) преобразований логарифмического типа к однозглядовым РСА-изображениям можно в результате получить изображение, искаженное аддитивной помехой. Но плотность распределения вероятности этой помехи негауссова [2]. Поэтому для случаев воздействия мультипликативных помех разработаны специаль-

ные методы обнаружения границ и малоразмерных объектов. По аналогии со случаем аддитивных помех, для большинства детекторов выполняется оценка статистических параметров изображения в скользящем окне с размером, равным нечетному числу (3x3, 5x5, реже 7x7). Выходное значение получают для его центрального пикселя. [3, 5-7]. Особенность заключается в том, что для учета мультипликативного характера помех зачастую используется нормировка, принимающая во внимание локальное среднее в окне или связанные с ним статистические параметры.

Недавно нами был представлен метод совместного анализа нескольких локальных параметров (выходов стандартных обнаружителей границ), где в качестве объединяющей системы используется искусственная нейронная сеть [8]. Показана эффективность такого способа на изображениях искаженных интенсивными помехами с негауссовым распределением. Разработанный в [8] нейросетевой обнаружитель границ создавался для обработки исходных, не прошедших никакой предварительной обработки изображений. Идея состоит в том, что после частичного подавления помех в результате фильтрации решить задачу обнаружения границ удастся более надежно.

Естественно, что для случаев присутствия на изображении мультипликативных помех разработано и описано множество различных алгоритмов фильтрации [9, 10]. Они разнятся эффективностью подавления спекла при различных законах распределения помехи, способностью адаптации к неоднородным участкам изображения и т.д. Поскольку данная статья представляет лишь начальные результаты исследований в этом направлении, было принято решение использовать фильтр Ли [11], обла-

дающий рядом свойств, полезных для рассматриваемого приложения.

Целью данной статьи является разработка модификации нейросетевого обнаружителя границ [8] в предположении о том, что обнаружение границ выполняется после предварительной фильтрации изображения, что способно привести к улучшению характеристик нейросетевого детектора.

1. Принятая модель изображения

Для анализа работы детекторов границ, а также для формирования обучающей выборки для нейросети использовались два тестовых изображения с истинными значениями I_{ij}^{true} , $i = 1, \dots, I_{IM}$, $j = 1, \dots, J_{IM}$ со смоделированным мультипликативным шумом (рис. 1). Шум μ_{ij} на тестовых изображениях

$$I_{ij}^n = I_{ij}^{true} \mu_{ij}, i = 1, \dots, I_{IM}, j = 1, \dots, J_{IM}, \quad (1)$$

представляет собой случайную величину, имеющую распределение Рэлея с $\langle \mu_{ij} \rangle = 1$ и дисперсией $\sigma_{ij}^2 = 0,273$, и является пространственно-некоррелированным.

Одно из изображений имеет размер 256x256 пикселей и представляет собой восемь вертикальных полос с различными интенсивностями. Таким образом, имеются границы с различными контрастами (рис. 1,а).

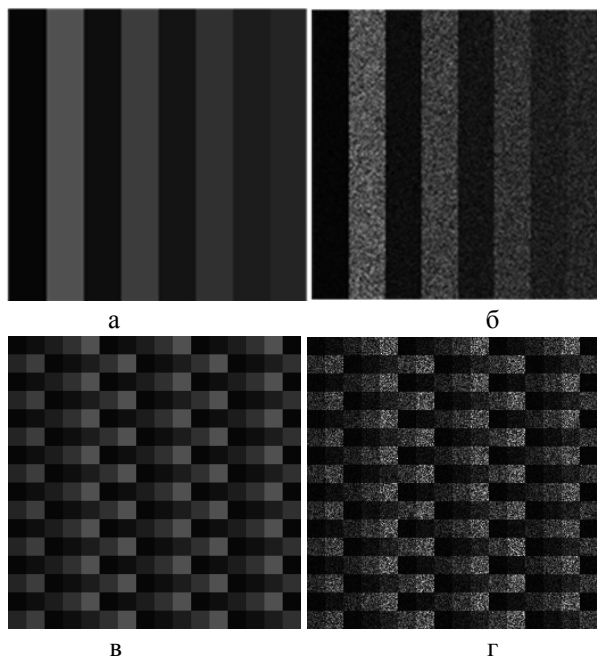


Рис. 1. Незашумленные изображения «Полосы» (а) и «Квадраты» (в); зашумленные изображения «Полосы» (б) и «Квадраты» (г)

Второе тестовое изображение также имеет размер 256x256 пикселей и содержит 256 квадратов, расположенных на изображении по некоторому закону и имеющих различные интенсивности (рис. 1,в). Квадраты имеют размер 16x16 пикселей. В результате также наблюдаются различные контрасты границ, которые имеют как вертикальную, так и горизонтальную ориентацию.

2. Предварительная фильтрация изображения

Как уже было сказано выше, для улучшения результатов, полученных в [8], нами предлагается предварительно обработать изображение при помощи некоторого фильтра. Здесь необходимо учесть, что большинство обнаружителей границ обладает высоким быстродействием. Поэтому для разрабатываемого ниже нейросетевого обнаружителя также желательно обеспечить достаточно высокое быстродействие, что возможно, если [8]:

- фильтрация осуществляется очень быстро,
- используемые нейросетевым обнаружителем детекторы также обладают высоким быстродействием и могут работать параллельно;
- фильтрация и обнаружение границ могут выполняться конвейерно;
- нейросеть имеет сравнительно простую структуру и (после обучения) способна работать быстро.

Среди фильтров, отвечающих приведенным выше требованиям по быстродействию, можно указать линейный усредняющий и медианный фильтры [3, 12]. В принципе, мультипликативная помеха может быть с достаточной степенью эффективности подавлена с помощью линейного усредняющего фильтра. Однако данный способ фильтрации имеет существенный недостаток: после обработки изображения таким фильтром происходит существенное сглаживание границ и малоразмерных объектов изображения.

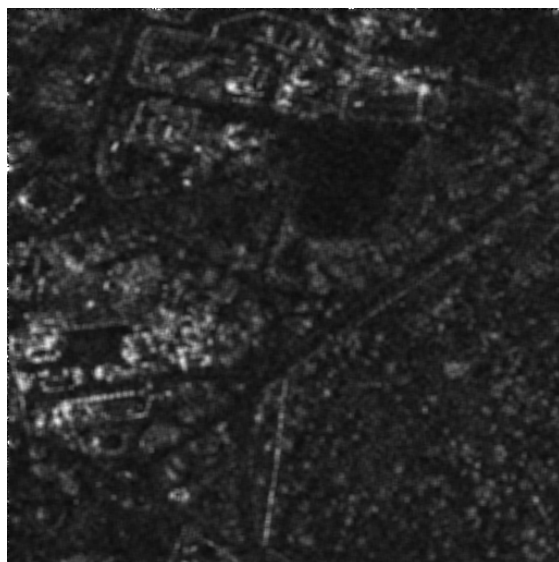
На рис. 2,а представлено реальное РСА-изображение, а на рис. 2,б – изображение, обработанное с помощью усредняющего фильтра, на котором хорошо виден эффект «сглаживания». Вряд ли этот эффект будет способствовать улучшению эффективности обнаружения границ.

Еще более проблематично достижение высокой эффективности обнаружения границ и малоразмерных объектов после применения медианного фильтра, поскольку он способен просто «устранить» некоторые малоразмерные объекты и исказить очертания границ площадных объектов [13], что в итоге отрицательным образом скажется на результатах работы нейросетевого обнаружителя.

Поэтому нужен другой вариант фильтрации, который бы одновременно с подавлением помех сохранял границы и малоразмерные объекты.



а



б

Рис. 2. Изображение до фильтрации усредняющим фильтром (а) и после фильтрации (б)

Необходимо использовать некоторый локально-адаптивный механизм, с помощью которого удалось бы оставить практически нетронутыми области границ и малоразмерных объектов, а на однородных участках изображения существенно подавить помехи. В работах [14, 15] показано, что одним из наиболее эффективных адаптивных алгоритмов фильтрации в условиях мультипликативной помехи с негауссовым законом распределения является адаптивный фильтр Ли [11]. Выходное значение этого фильтра определяется как

$$X_{ij} = \bar{I}_{ij} + \frac{\sigma_{ij}^2}{\bar{I}_{ij}\sigma_\mu^2 + \sigma_{ij}^2} (I_{ij} - \bar{I}_{ij}), \quad (2)$$

где $\bar{I}_{ij}$ - локальное среднее, определяемое выражением (1);

σ_{ij}^2 - локальная дисперсия в том же окне;

σ_μ^2 - относительная дисперсия мультипликативных помех.

В данном случае в качестве параметра локальной адаптации (индикатора локальной активности) используется относительная локальная дисперсия:

$$\delta_{ij} = \frac{\sigma_{ij}^2}{(\sigma_\mu^2 \bar{I}_{ij}^2)}. \quad (3)$$

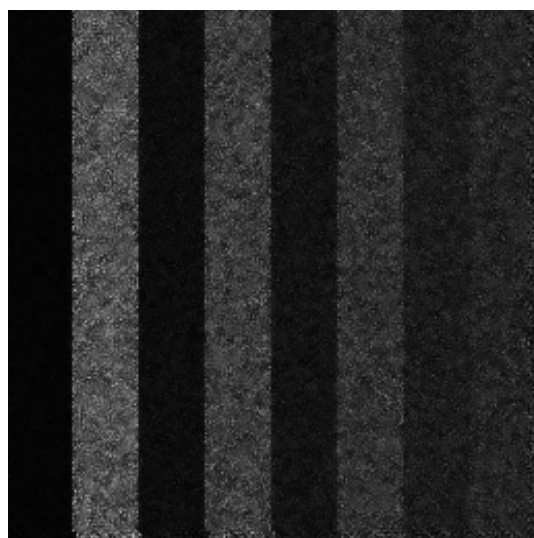
Этот параметр чувствителен к слабоконтрастным границам и имеет значительно большее значения в окне, попавшем на границу, чем в окне, попавшем на однородный участок. Таким образом, на участках, где значение этого параметра достаточно велико (границы, малоразмерные объекты), выход фильтра (2) составляет практически неизменное значение центрального пикселя скользящего окна. На однородных же участках, где (3) имеет небольшое значение, фильтр Ли достаточно эффективно подавляет помехи и при этом незначительно искажает пространственный спектр спекл-шума, что также важно. На рис. 3 показано изображение 2,а, обработанное с помощью фильтра Ли (размер скользящего окна: 7x7 пикселей), визуальный анализ которого подтверждает указанные выше свойства фильтра Ли.



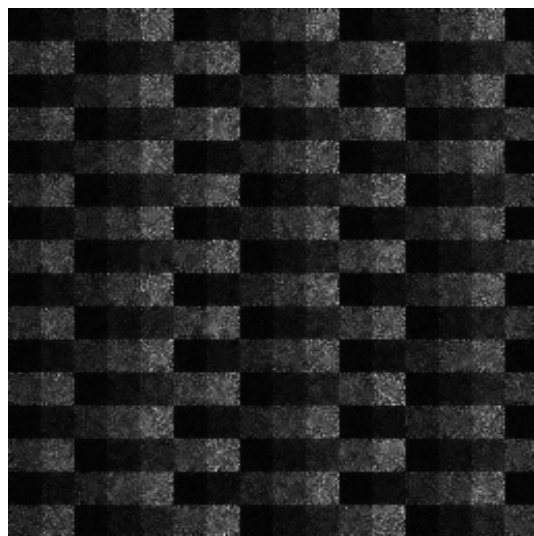
Рис. 3. Изображение после фильтрации с помощью фильтра Ли

Тестовые изображения, показанные на рис. 1, б и г, обработанные с помощью фильтра Ли, представлены на рис. 4. Очевидно, что для них достигнуты четкие границы (за исключением слабоконтраст-

ных), а на однородных участках спекл неплохо подавлен (его дисперсия уменьшена примерно в 15 раз), но при этом остаточные помехи по-прежнему имеют мультипликативный характер [14, 15].



а



б

Рис. 4. Тестовые изображения после обработки с помощью фильтра Ли: «Полосы» (а) и «Квадраты» (б)

Таким образом, были получены фильтрованные тестовые изображения, и дальнейшие эксперименты проводились уже над ними.

3. Анализ эффективности локальных параметров

Все локальные параметры (выходные значения элементарных детекторов границ) вычислялись в скользящем окне прямоугольной формы размером 5x5 пикселей. Перед тем, как использовать локальные параметры совместно необходимо оценить эф-

фективность каждого из них по отдельности. В [8] представлены показатели эффективности для семи различных детекторов границ. Однако эти результаты были получены для изображений без предварительной обработки. В данном случае, после фильтрации, характеристики помех на изображениях изменились, а соответственно, могли измениться и показатели эффективности элементарных детекторов границ.

Для экспериментов нами были отобраны следующие детекторы границ.

Относительная локальная дисперсия:

$$\delta_{ij} = \frac{\sigma_{ij}^2}{(\sigma_{\mu}^2 \bar{I}_{ij}^2)}, \quad (4)$$

где σ_{ij}^2 - локальная дисперсия в окне 5x5 пикселей с центром в ij -м отсчете, $\bar{I}_{ij}$ - среднее в окне, σ_{μ}^2 дисперсия мультипликативной помехи.

Квазиразмах:

$$QR_{ij} = \frac{(I_{ij}^{(q)} - I_{ij}^{(p)})}{I_{ij}^{(q)} + I_{ij}^{(p)}}, \quad (5)$$

где $I_{ij}^{(q)}$ и $I_{ij}^{(p)}$ - соответственно q -й и p -й порядковая статистика ранжированной выборки. В соответствии с рекомендациями [4, 9] $q=20$ и $p=6$ для окна размером 5x5 пикселей.

Детектор Харриса на основе отношения средних [7]. В скользящем окне размером 5x5 пикселей рассчитывается отношение средних в четырех направлениях.

$$M_1 = \begin{bmatrix} I_h^2 & I_h I_v \\ I_h I_v & I_v^2 \end{bmatrix}, \quad (6)$$

$$M_2 = \begin{bmatrix} I_{md}^2 & I_{md} I_{ad} \\ I_{md} I_{ad} & I_{ad}^2 \end{bmatrix}, \quad (7)$$

где I_h - отношение средних левой и правой половины скользящего окна;

I_v - отношение средних верхней и нижней половины скользящего окна;

I_{md} - отношение средних в частях скользящего окна, взятые над его главной диагональю и под его главной диагональю;

I_{ad} - отношение средних в частях скользящего окна, взятые над его побочной диагональю и под его побочной диагональю;

M_1, M_2 - матрицы, составленные из отношений средних в скользящем окне.

Эти параметры используются для получения одного выходного значения:

$$\begin{aligned}
 R_1 &= \text{Det}(M_1) - k \cdot \text{Tr}^2(M_1) \\
 R_2 &= \text{Det}(M_2) - k \cdot \text{Tr}^2(M_2) \quad (8) \\
 R_{ij} &= \min(R_1, R_2),
 \end{aligned}$$

где R_1 , R_2 - промежуточные параметры, необходимые для определения выходного значения детектора;

k - эмпирическая константа, которая в данных опытах принята равной 0,04 согласно [7];

R_{ij} - выходное значение для данного скользящего окна.

Детектор на основе дискретного косинусного преобразования (ДКП).

В окне 5×5 вычисляется ДКП. После этого рассчитывается количество коэффициентов ДКП, превысивших порог, который в этих опытах был выбран равным $0,8\bar{I}_{ij} \approx 1,6\sigma_{\mu}\bar{I}_{ij}$, а порог при данном типе помех был выбран равным 4 с учетом мультипликативного характера помех и того факта, что изображения прошли предварительную фильтрацию.

Принципы работы этих детекторов границ более подробно описаны в [8].

На рис.5 показаны полученные контурные препараты для всех рассмотренных выше детекторов границ, полученные на изображениях «Полосы» и «Квадраты». Пороги при получении препаратов установлены таким образом, чтобы обеспечивать примерно одинаковый уровень ложных срабатываний на однородных участках.

Проанализировав контурные препараты можно сказать следующее. Для относительной локальной дисперсии и квазиразмаха характерно наличие всплесков активности на границах самого изображения. Это, очевидно, связано с краевыми эффектами при фильтрации изображения (изображение не обрабатывалось для полос шириной 2 пикселя вдоль краев, поэтому статистика помех для этих полос резко отличается от статистики помех на других участках).

Кроме того, для границ больших контрастов линии всех детекторов границ практически не имеют разрывов, однако на малококонтрастных границах все же наблюдаются разрывы линий или даже полное отсутствие срабатываний (граница между 7-й и 8-й полосой изображений 1,6, например).

Детекторы границ обычно количественно характеризуют зависимостью вероятности правильного обнаружения от вероятности ложной тревоги, где различные значения этой зависимости могут быть получены путем изменения порога. Для обоих тестовых изображений зависимость вероятности правильного обнаружения рассчитывалась следующим

образом. Количество правильно детектированных пикселей N_c для границ всех контрастов на изображении нормируется на общее количество пикселей на границах. При этом правильно детектированными пикселями считаются по одному слева и справа от действительной границы.

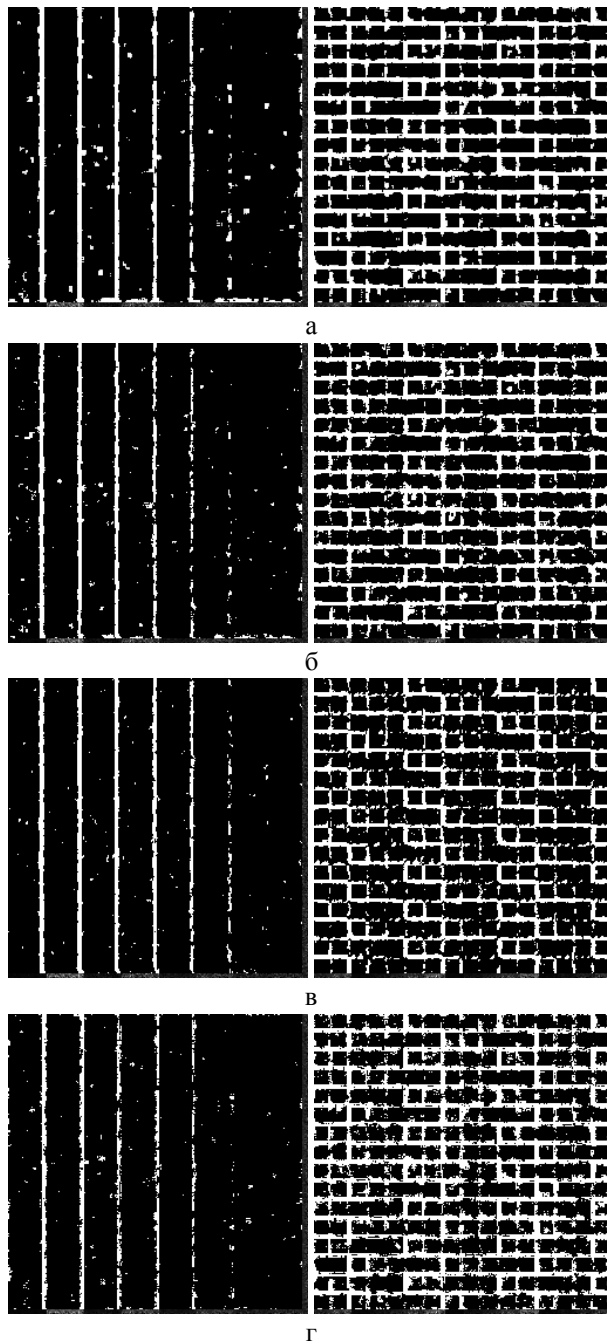


Рис. 5. Контурные препараты для детекторов границ: относительная локальная дисперсия (а), квазиразмах (б), детектор Харриса (в), детектор на основе ДКП (г)

Вероятность ложной тревоги оценивается на однородных участках изображений, где рассчитывается количество срабатываний детектора N_f и нор-

мируется на общее число пикселей на рассматриваемых участках изображения. Для рассмотренных выше детекторов границ эти зависимости имеют вид, показанный на рис. 6.

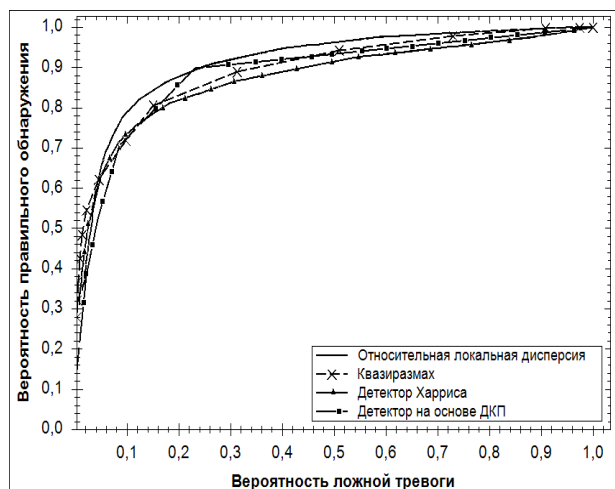


Рис. 6. Зависимости вероятности правильного обнаружения от вероятности ложной тревоги

Эти зависимости показывают, что лучшие показатели имеет относительная локальная дисперсия и детектор границ на основе ДКП, однако два другие параметра также достаточно эффективны.

Кроме указанной выше методики анализа эффективности, детекторы границ также можно охарактеризовать зависимостью вероятности правильного обнаружения от значений контраста. Для этого аналогичным образом вычисляется вероятность правильного обнаружения, но в качестве аргумента используются значения контрастов, полученные на незашумленном тестовом изображении как отношение значения интенсивности с одной стороны границы к значению интенсивности с другой. Контраст всегда считается положительным, то есть при вычислении большее значение интенсивности относится к меньшему. Эти зависимости для тех же детекторов границ представлены на рис. 7.

Анализ этих кривых подтверждает выводы об эффективности детекторов границ, сделанные по рассмотренным выше зависимостям, а также показывает, что для надежного обнаружения границ (т.е. с вероятностью правильного обнаружения $P_D = 1$) для всех детекторов границ достаточно значений контраста 4,5..5, а для детектора границ на основе ДКП даже меньше: 2,5..3.

Все рассмотренные локальные параметры имеют лучшие показатели эффективности при обработке фильтрованных изображений (см. пример на рис. 8, зависимости для нефильтрованных изображений представлены в [8]). Поэтому предполагается, что совместный анализ этих параметров при по-

мощи нейросети будет иметь лучшие результаты по сравнению с подобной системой детектирования границ, разработанной для нефильтрованных изображений.

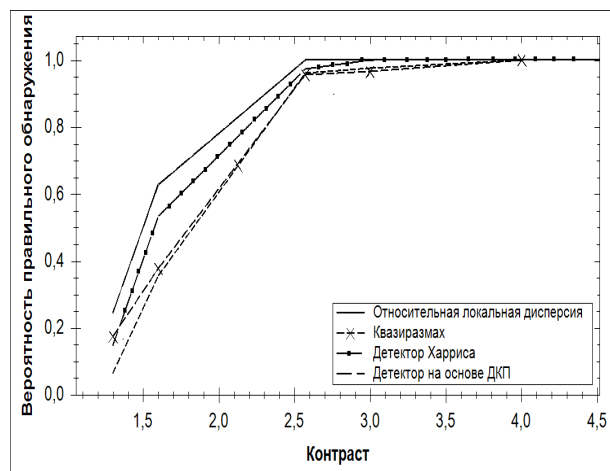


Рис. 7. Зависимости вероятности правильного обнаружения от значения контраста

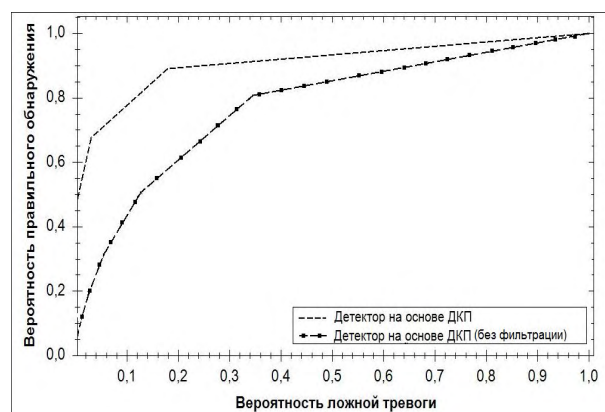


Рис. 8. Сравнение характеристик, полученных по фильтрованному и нефильтованному тестовым изображениям

3. Структура и методика обучения нейронной сети

Для наших опытов была разработана нейронная сеть прямого распространения, аналогичная нейронной сети, используемой в [8]. Там же описаны особенности структуры нейросети и необходимые преобразования входных данных перед их совместной обработкой. Отметим лишь отдельные особенности, характерные для данной нейросети.

Нейронная сеть содержит 3 слоя: входной слой состоит из 4-х нейронов (это число соответствует числу входных параметров), скрытый - из 6-ти нейронов (число определяется эмпирическими правилами обучения нейросетей [16]), выходной - из 2х

нейронов (число определяемых классов). Нейросеть обучается для определения классов «граница» и «однородный участок». Структура нейронной сети показана на рис. 9.

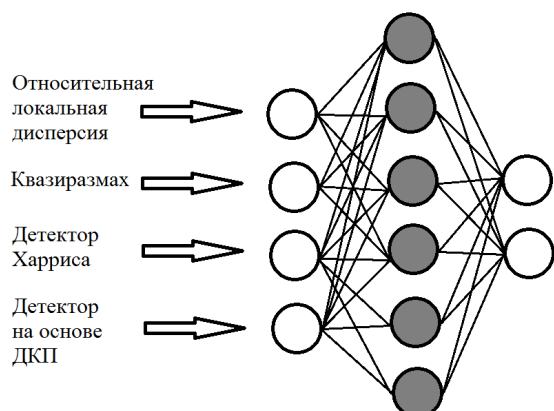


Рис. 9. Структура нейронной сети

Обучение осуществляется с учителем на тестовых изображениях, подвергнутых фильтрации (см. рис. 4 а, б) методом обратного распространения ошибки. Обучающая выборка включала в себя векторы значений локальных параметров, вычисленные для всех возможных положений скользящего окна на границах и на однородных участках тестовых изображений. Этот метод хорошо зарекомендовал себя для решения подобных задач [8, 17, 18], поэтому был использован именно он.

Вектор входных параметров состоит из рассчитанных в скользящем окне значений локальных параметров. Отметим также, что входные детекторы границ основаны на разных принципах обнаружения границ: относительная локальная дисперсия и квазиразмах учитывают статистические признаки в пространственной области, детектор Харриса учитывает геометрические признаки, а детектор на основе ДКП – статистику в спектральной области. Это делает нейросетевой обнаружитель границ нечувствительным к направлению границы в скользящем окне, а также позволяет учитывать все эти характеристики одновременно.

4. Анализ полученных результатов

Карты границ для обученной нейросети, полученные на тестовых изображениях, показанных на рис. 1а, б, представлены на рис. 10. Видно, что слабokontrастные границы различимы лучше, чем при использовании входных параметров по отдельности.

Наиболее существенные, с практической точки зрения, значения вероятности ложной тревоги (P_f) и соответствующие им вероятности правильного обнаружения (P_c) представлены в таблице 1, а на рис. 11 показаны зависимости вероятности правиль-

ного обнаружения от значений контраста для предложенного метода в сравнении с входными параметрами. Кроме того, в таблице 1 представлены результаты для неросетевого детектора, работавшего без предварительной фильтрации.

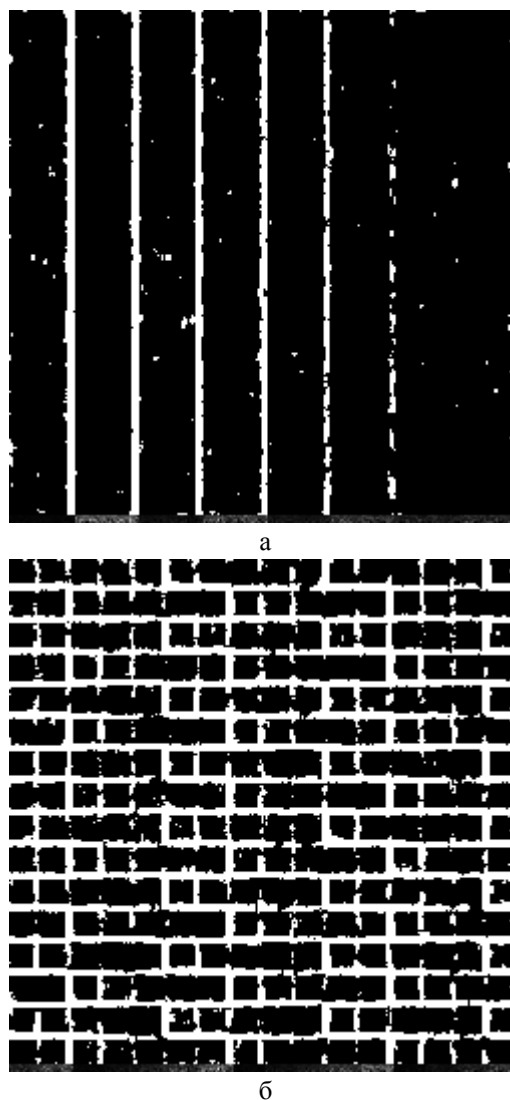


Рис. 10. Карты границ для нейросетевого детектора границ: для изображения «Полосы» (а), «Квадраты» (б)

Видно, что применение предварительной фильтрации позволяет получить существенный выигрыш по вероятности правильного обнаружения (порядка 0,2...0,4 для вероятности ложного обнаружения в наиболее важных пределах от 0,1 до 0,2).

Кривая обнаружения для предложенного метода проходит выше остальных, особенно на участках, соответствующих значениям контраста 1,2...2,5 (рис 11, б), которые представляют практический интерес как при решении собственно задачи обнаружения границ, так и обнаружения локально-активных (неоднородных) участков для нормального функционирования локально-адаптивных фильтров [3, 6].

Таблица 1
Результаты работы детекторов границ

Р _c для различных детекторов границ			
Р _f	Относительная локальная дисперсия	Квазиразмах	Детектор Харриса
0,1	0,79	0,72	0,73
0,2	0,87	0,83	0,82
0,4	0,94	0,91	0,89
Р _c для различных детекторов границ			
Р _f	Детектор на основе ДКП	Нейросетевой детектор (с применением фильтрации)	Нейросетевой детектор (без фильтрации)
0,1	0,71	0,87	0,49
0,2	0,85	0,93	0,73
0,4	0,91	0,97	0,88

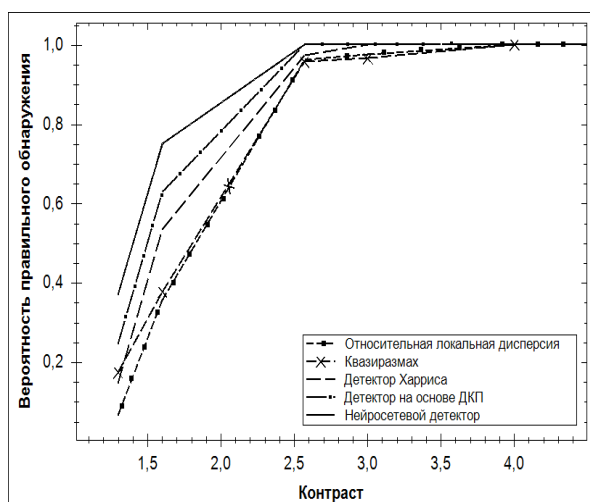


Рис. 11. Зависимости вероятности правильного обнаружения от значений контраста

Эффективность подхода подтверждается и визуально. На рис. 12 показан контурный препарат для изображения на рис. 3, а на рис. 13 - для другого РСА-изображения, прошедшего предварительную фильтрацию для предложенного метода и относительной локальной дисперсии. Спекл-шум на представленных ниже реальных изображениях системы TerraSAR-X [19] является пространственно-коррелированным, поэтому перед фильтрацией нами было проведено прореживание исходных изображений с уменьшением их размеров вдвое по каждой из осей.

Полученные результаты показывают, что предложенный нейросетевой детектор границ позволяет точнее локализовать границы и малоразмерные объекты, а также лучше обнаруживать границы с малыми контрастами.



а



б

Рис. 12. Контурные препараты для детектора на основе относительной локальной дисперсии (а), контурный препарат для предложенного нейросетевого детектора границ (б)

Заключение

Предложен модифицированный метод совместной обработки нескольких локальных параметров с использованием нейронной сети. Показано, что предварительная фильтрация изображений, искаженных интенсивными помехами (например, спекл-шумом) позволяет улучшить характеристики обнаружения не только для всех рассмотренных локальных параметров, но и, в значительной степени, для предложенного нейросетевого детектора границ. Особо важным является то, что существенно улучшено обнаружение малоконтрастных границ и малоразмерных объектов, что позволяет надеяться на их лучшее сохранение при использовании результатов обнаружения при вторичной обработке (фильтрации, распознавании).



а



б



в

Рис. 13. Реальное РСА- изображение (а), контурный препарат для детектора на основе относительной локальной дисперсии (б), контурный препарат для предложенного нейросетевого детектора границ (в)

Литература

1. Шовенгердт, Р.А. Дистанционное зондирование. Методы и модели обработки изображений [Текст] / Р.А. Шовенгердт. – Техносфера, 2010. – 560 с.
2. Oliver, C. Understanding Synthetic Aperture Radar Images [Текст] / C. Oliver, S. Quegan. – Sci-Tech Publishing, 2004. – 486 p.
3. Local activity indicators: analysis and application to hard-switching adaptive filtering of images [Текст] / V.P. Melnik, V.V. Lukin, A.A. Zelensky, J.T. Astola, P Kuosmanen. // Optical Engineering Journal. - 2001. - Vol. 40, No 8. - PP. 1441 - 1445.
4. Udomhunsakul, S. Edge detection in ultrasonic images using gabor filters [Текст] / S. Udomhunsakul // Proceedings analog and digital techniques in electrical engineering. – 2004. – Vol. 4.– PP. 175 – 178.
5. Touzi, R. A review of speckle filtering in the context of estimation theory [Текст] / R. Touzi // IEEE Transactions on Geoscience and Remote Sensing. – 2002. – Vol. 40, No. 11. – PP. 2392 – 2404.
6. Digital adaptive robust algorithms for radar image filtering [Текст] / V.V. Lukin, V.P. Melnik, A.B. Pogrebniak, A.A. Zelensky, J.T. Astola, K.P. Saari-nen // Journal of Electronic Imaging. - July 1996. - Vol.5, No.3. - PP. 410-421.
7. SAR image edge detection by ratio-based Harris Method [Текст] / X. Kang, C. Han, Y. Yang, T. Tao // ICASSP 2006 Proceedings. – May 2006. - Vol. 2. - PP. 837 -840.
8. Науменко, А. Детектирование границ на изображениях с помощью искусственной нейронной сети [Текст] / А.В. Науменко, В.В. Лукин // Авиационно-космическая техника и технология – 2012. – Вып. 2. – С. 101-110.
9. Achim, A. SAR Image Denoising Via Bayesian Wavelet Shrinkage Based on Heavy-Tail Modeling [Текст] / A. Achim, P. Tsakalides, A. Bezerianos // IEEE Transactions on Geoscience and Remote Sensing. - 2003. –Vol. 41, No 8.–PP. 1773 - 1784.
10. Solbo, S. A wavelet domain filter for correlated speckle [Текст] / S. Solbo. T. Eltoft // Proceedings of EUSIPCO. - Florence, Italy, 2006. - PP. 5 - 9.
11. Lee, J. Speckle analysis and smoothing of synthetic aperture radar images [Текст] / J.-S. Lee // Comp. Vision, Graphics, Image Processing. - 1981. - Vol. 17.- PP. 24 - 32.
12. Pitas, I. Nonlinear Digital Filters: Principles and Applications [Текст] / I. Pitas, A.N. Venetsanopoulos. - Boston (USA): Kluwer Academic Publisher, 1990. – 321 p.
13. Bovik, A. The Effect of Median Filtering on Edge Estimation and Detection [Текст] / A.C. Bovik, T.S. Huang, D.C. Munson // IEEE Transactions on Pattern Analysis and Machine Intelligence. - February 1987. - Vol. 9., No 2 - PP. 181-194.
14. Iterative Procedures for Nonlinear Filtering of Images [Текст] / V. Lukin, V. Chemerovsky, V. Melnik, S. Peltonen, P. Kuosmanen // Proceedings of the IEEE-

EURASIP Workshop on Nonlinear Signal and Image Processing. - Antalya (Turkey), 1999. - Vol. 1. - PP. 432-436.

15. Two-stage Radar Image Despeckling Based on Local Statistic Lee and Sigma Filtering [Текст] / V.V. Lukin, N.N. Ponomarenko, L.Yu. Alekseyev, V.P. Melnik, J.T. Astola // Proceedings of IS&T/SPIE International Conference on Nonlinear Image Processing and Pattern Analysis XII. - Vol. 4304. - San Jose (California, USA), 2001. - PP. 106-117.

16. Bishop, C. Pattern Recognition and Machine Learning [Текст] / C. Bishop. - Springer Science+Business Media, LLC, 2006. - 738 p.

17. Neural networks for oil spill detection using

ERS-SAR data [Текст] / F. Del Frate, A. Petrocchi, J. Lichtenegger, G. Calabresi // IEEE Transactions on geoscience and remote sensing. - September 2000. - Vol. 38, No. 5. - PP. 2282 - 2287.

18. Model-based neural network for target detection in SAR images [Текст] / L.I. Perlovsky, W.H. Schoendorf, B.J. Burdick, D.M. Tye // IEEE Transactions on image processing. - January 1997. - Vol. 6, No. 1. - PP. 203 - 216.

19. Материалы сайта ASTRIUM AN EADS COMPANY [Электронный ресурс]. - Режим доступа: <http://http://www.astrium-geo.com/en/23-sample-imagery>. - 07.02.2012 г.

Поступила в редакцию: 07.06.2012

Рецензент: д-р техн. наук, проф., проф. каф. «Проектирование радиоэлектронных систем летательных аппаратов» В.К. Волосюк, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», г. Харьков.

ВИЯВЛЕННЯ МЕЖ НА РСА-ЗОБРАЖЕННЯХ НЕЙРОМЕРЕЖЕЮ З ВИКОРИСТАННЯМ ПОПЕРЕДНЬОЇ ФІЛЬТРАЦІЇ

О.В. Науменко, В.В. Лукін

Запропоновано метод виявлення меж на однопоглядових РСА-зображеннях з використанням штучної нейромережі. Розглянута можливість підвищення ефективності виявлення за рахунок використання попередньої обробки фільтром Лі. Розглянуто криві виявлення для різних детекторів меж, що використовуються у нейромережевому детекторі. Встановлено, що нейромережевий детектор функціонує краще, ніж будь-який з елементарних детекторів, що використовуються на вході нейромережі. Коротко описана процедура навчання нейромережі та наведені приклади роботи нейромережевого детектора для тестових і реальних даних.

Ключові слова: детектування меж, нейронні мережі, спільний аналіз локальних параметрів

NEURAL NETWORK SAR-IMAGE EDGE DETECTION USING PRELIMINARY FILTERING

A.V. Naumenko, V.V. Lukin

A method of edge detection for one-look SAR-images using artificial neural network is proposed. The possibility of improving the efficiency of detection by using preliminary processing by Lee filter is considered. The detection curves for different edge detectors used in neural detector are considered. It is shown that the neural detector has better performance than any input elementary detector. The neural network training procedure is shortly described for test and real data.

Keywords: edge detection, neural networks, joint analysis of local parameters

Науменко Алексей Васильевич – студент каф. «Приема, передачи и обработки сигналов», Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», г. Харьков, Украина, e-mail: phist@mail.ru.

Лукін Владимир Васильевич – д-р техн. наук, проф., проф. каф. «Приема, передачи и обработки сигналов», Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», г. Харьков, Украина, e-mail: lukin@ai.kharkov.com.

УДК 681.2-5

Ю.М. ІЗБАШ

*Національний авіаційний університет, Київ, Україна***СИНТЕЗ СИСТЕМИ ДІАГНОСТИКИ ВИМІРЮВАЛЬНОГО РОБОТА**

Запропоновано систему діагностики вимірювального робота. Вибір оптимального методу діагностики зводиться до теорії надійності. Серед імовірнісних методів обрано та розглянуто метод діагностики на основі теореми гіпотез, що ґрунтується на формулі Байєса. Вибір оптимальних алгоритмів процесу діагностики вимірювального робота проводиться з урахуванням його ефективності роботи. Отримана оцінка ефективності роботи системи. Запропоновано систему самодіагностики як керуючу систему стану об'єкта, яка дозволяє прогнозувати відмови всіх конструктивних блоків вимірювального робота.

Ключові слова: діагностика, система, вимірювальний робот, метод, ефективність, самодіагностика.

Вступ

Вимірювальний робот, як система великого масштабу, являється сукупністю взаємопов'язаних керуючих підсистем, що об'єднані під однією метою – оперативне вимірювання геометричних параметрів простих і складних прецизійних деталей, включаючи корпусні, вимірювання яких традиційними способами потребує дорогого і спеціального обладнання або вимірювання яких не можливе взагалі, скорочувати час на налаштування обробляючих станків, центрів і модулів за рахунок швидкого і достовірного контролю перших оброблених деталей з наступної партії, виключати брак, використовуючи постійний контроль точності процесу обробки деталей і своєчасно коректувати його. При цьому всі підсистеми об'єднані матеріальними, енергетичними і інформаційними зв'язками. Для забезпечення високої точності, стабільності та надійності роботи необхідно проводити діагностику всіх підсистем вимірювального робота в реальному масштабі часу.

1. Постановка задачі діагностики

Задача діагностики полягає у встановленні стану працездатності об'єкта діагностування, зокрема вимірювального робота. Робити висновок про стан об'єкта можна по правильності і якості виконання покладеного на нього функцій або по значенню сукупності показників, що відображають зміни в його структурі чи окремих блоках, елементах. Встановити відбулися чи відбуваються на даний момент описані зміни у стані об'єкта можливо за допомогою порівняння його миттєвого стану із завчасно заданим еталонним (нормальним). Стан об'єкта описується сукупністю (множиною) його показників чи параметрів (ознак). У зв'язку з цим процес діаг-

ностики повинен передбачати виконання контрольних чи вимірювальних операцій над показниками, що характеризують стан технічного об'єкта. При контролі здійснюється, як правило, якісна оцінка (працездатний, непрацездатний, наявний дефект, дефект відсутній тощо). Також при вимірюваннях і виконанні контрольних операцій визначають кількісну оцінку (ступінь працездатності).

Задача синтезу оптимальної системи діагностики вимірювального робота зводиться до побудови діагностичної моделі об'єкта.

Діагностична модель об'єкта повинна відображати закони функціонування або зміну стану об'єкта, причому модель описується за допомогою математичних функцій або графічних зображеннях.

Процес діагностики доцільно виконувати поетапно: постановка проблеми, планування її вирішення та послідовна реалізація. При цьому система повинна проводити три етапну обробку: визначення поточних цілей контролю та діагностики, вибір стратегії діагностики, реалізація стратегії [1].

2. Вибір оптимального методу діагностики

Вибір оптимального методу чи методів діагностики зводиться до теорії надійності, яка пропонує застосовувати методи розпізнавання, що поділяються на ймовірнісні та детерміністичні.

При ймовірнісних методах розпізнавання вимагається побудувати правило, за яким по наявній сукупності ознак об'єкт відноситься до одного з можливих станів.

При детерміністичних методах розпізнавання задача формулюється геометрично, відбувається розділення простору ознак на області станів (діагнозів).

Серед імовірнісних методів найбільш частіше використовується теорема гіпотез, що ґрунтується на формулі Байєса, завдяки простоті і ефективності [2, 3].

Якщо існує діагноз S_i і проста ознака k_j , що з'являється при цьому діагнозі, то ймовірність спільної появи подій (наявність у об'єкта стану D_i і ознаки k_j)

$$P(S_i k_j) = P(S_i)P(k_j/S_i) = P(k_j)P(S_i/k_j). \quad (1)$$

З цього рівняння випливає формула Байєса

$$P(S_i/k_j) = P(S_i) \frac{P(k_j/S_i)}{P(k_j)}, \quad (2)$$

де $P(S_i)$ - ймовірність діагнозу S_i , що визначається по статистичних даних. Якщо завчасно обстежено N об'єктів і у N_i об'єктах виявився стан S_i , то

$$P(S_i) = N_i/N, \quad (3)$$

де $P(k_j/S_i)$ - ймовірність появи ознаки k_j у об'єктах із станом S_i .

Якщо серед N_i об'єктів, що мають діагноз S_i , у N_{ij} з'явилася ознака k_j , то

$$P(k_j/S_i) = N_{ij}/N_i, \quad (4)$$

де $P(k_j)$ - ймовірність появи ознаки k_j у всіх блоках незалежно від стану (діагнозу) блоку. Нехай із загальної кількості N блоків ознака k_j була виявлена у N_j блоках, тоді

$$P(k_j) = N_j/N. \quad (5)$$

На практиці поява однієї ознаки дозволяє спеціалісту безпомилково визначити стан, але за умови появи множини ознак і різних їх комбінацій визначити точний стан об'єкта постає складною проблемою.

Визначити ймовірність появи стану з однією із комбінацій ознак можливо використовуючи інтерпретацію формули Байєса (для комплексу ознак), що має вигляд

$$P(S_i | K^*) = P(S_i)P(K^* | S_i) / P(K^*), \quad i = (1, 2, \dots, n), \quad (6)$$

де $P(S_i | K^*)$ - ймовірність діагнозу S_i після того, як стали відомими результати обстеження по комплексу ознак K ,

$P(S_i)$ - попередня ймовірність діагнозу S_i (по попередній статистиці).

Якщо комплекс ознак складається з g ознак, то

$$P(K^* | S_i) = P(k_1^* | S_i) \cdot P(k_2^* | k_1^*, S_i) \cdot \dots \cdot P(k_g^* | k_{g-1}^*, \dots, k_1^*, S_i), \quad (7)$$

де $k_j - k_{js}$ - розряд ознаки, що виявився у ході експлуатації. Для діагностично незалежних ознак маємо:

$$P(K^* | S_j) = P(k_1^* | S_j) \cdot P(k_2^* | S_j) \cdot \dots \cdot P(k_g^* | S_j). \quad (8)$$

У практичних задачах, при появі великої кількості ознак, можливо приймати умову незалежності ознак навіть при наявності суттєвої кореляції між ними.

Ймовірність появи комплексу ознак K^* визначається таким чином

$$P(K^*) = \sum_{s=1}^n P(S_s)P(K^* | S_s). \quad (9)$$

Для комплексу ознак узагальнена формула Байєса має вигляд:

$$P(S_i | K^*) = \frac{P(S_i)P(K^* | S_i)}{\sum_{s=1}^n P(S_s)P(K^* | S_s)}, \quad (10)$$

де $P(K^* | S_s)$ визначається рівностями (8) або (9). Із співвідношення (10) маємо

$$\sum_{i=1}^n P(S_i | K^*) = 1, \quad (11)$$

тобто один із станів обов'язково реалізується.

Метод Байєса складний для виконання розрахунків, так як має велику кількість змінних, тому при практичній реалізації можливе застосування програмних засобів, що суттєво спрощує порядок розрахунку і скоротить час на його виконання.

3. Ефективність системи діагностики

Система діагностики дозволяє вести оптимізацію ефективного контролю та накопичувати інформацію для прогнозування відмов всіх конструктивних блоків вимірювального робота. Тому, перед тим як розпочати безпосередню оцінку ефективності системи, необхідно на основі розгляду функціональної схеми процесу контролю сформулювати основні вимоги до системи.

У загальному випадку ефективність розуміють як ступінь пристосованості визначених засобів і методів розв'язання визначеної задачі. При оптимізації цих засобів і методів необхідно правильно сформулювати задачу, яку вони виконуватимуть, та мету оптимізації.

Як наслідок, знаходження оптимального розв'язання пов'язане з вибором критерій ефективності і методів оцінки ефективності по вибраним критеріям.

Вибір оптимальних алгоритмів процесу діагностики вимірювального робота проводиться з ураху-

ванням його ефективності роботи і складає принципово нову розробку системи діагностики. Ефективність об'єкта залежить від умов застосування, внутрішніх властивостей і стану об'єкта діагностики перед використанням та в процесі поставлених завдань. Найвища ефективність може бути досягнута лише у тому випадку, коли умови застосування і становище об'єкта у процесі вирішення задач відповідають заданим. Перед застосуванням і в процесі роботи об'єкта здійснюється оцінка його стану по призначенню або про відмову у використанні об'єкта.

Припустимо, що для поставленої задачі маємо n працездатних об'єктів діагностики. Перед їх застосуванням здійснюється оцінка стану кожного об'єкта. По результатам діагностування частина об'єктів не допускається до роботи, причому серед них можуть опинитися як дійсно непрацездатні об'єкти, так і об'єкти, які хибно визначені непрацездатними через помилки, що допущені засобом діагностування чи оператором. У результаті замість необхідного числа n працездатних об'єктів, які здатні вирішувати поставлену задачу з заданою ефективністю E_3 , будуть застосовані m дійсно працездатні об'єкти, а поставлена задача буде вирішена з ефективністю $E_D < E_3$. Ефективність системи діагностики можливо оцінити коефіцієнтом зниження ефективності вирішення поставленої задачі, якщо задана ефективність E_3 виконання поставленої задачі n однотипними об'єктами визначається виразом

$$E_3 = 1 - \exp\left(-n \prod_{i=1}^k \xi_i\right), \quad (12)$$

де ξ_i – характеристики зовнішніх умов застосування внутрішніх властивостей самих об'єктів.

Після діагностування за допомогою системи діагностики n об'єктів перед їх застосуванням у вирішенні поставленої задачі буде допущено n_1 об'єктів

$$n_1 = n(1 - \alpha)P + n\beta q = m + n\beta q, \quad (13)$$

де α і β відповідно помилки першого і другого роду,

P – ймовірність працездатного стану об'єкта, $q = 1 - P$.

Частина об'єктів, рівна $n\beta q$, буде допущена до роботи помилково. Тому не буде допущено до застосування у результаті діагностування n_2 об'єктів

$$n_2 = n(1 - \beta)q + n\alpha P = \mu + n\alpha P. \quad (14)$$

У виразі $n\alpha P$ об'єкти визначені помилково непрацездатними. Звідси маємо вираз для ефективності виконання поставленої задачі

$$E_D = 1 - \exp\left(-v \prod_{i=1}^k \xi_i\right). \quad (15)$$

4. Система самодіагностики

Основне призначення системи самодіагностики (автоматизована) – правильно визначити на протязі заданого інтервалу часу стан об'єкта, у разі виявлення дефектів, програмно відкалібрувати стан. Якщо автоматизована система призначена для прогнозування працездатності об'єкта, то вона повинна передбачати поведінку параметрів чи об'єкта в цілому на заданий час вперед, тобто оцінювати ефективність його дій в майбутньому. Система самодіагностики, що використовується у загальній схемі підготовки і запуску об'єкта до роботи, може передавати керуючі сигнали на включення резервних блоків, заміну відмовлених блоків, здійснювати регулювання, налаштування тощо. У цьому випадку система самодіагностики виконує більш широкі функції, чим перевірка, і дозволяє підтримувати ефективність дій об'єкта на заданому рівні.

Система самодіагностики в значній мірі дозволяє усувати недоліки, які властиві ручним засобам контролю. В результаті використання автоматизованої системи значно скорочує час підготовки об'єкта, збільшується ймовірність його працездатності (за рахунок відновлення працездатності) і підвищується коефіцієнт готовності.

За критерій оцінки готовності об'єкта до роботи приймаємо ймовірність виконання задачі об'єктом з деякою якістю [5]:

$$P_0(t, \tau) = P_{BO}(t, \tau)P_{PO}(t, \tau), \quad (16)$$

де $P_{BO}(t, \tau) = \prod_{i=1}^m P_{BO_i}(t, \tau)$ – ймовірність відсутності

раптових відмов в m системах керування об'єктом, починаючи з поточного моменту часу t до моменту закінчення роботи системи τ ;

$$P_{PO}(t, \tau) = \prod_{i=1}^m P_{PO_i}(t, \tau) \text{ – ймовірність відсутності}$$

ступових відмов в m системах, починаючи з поточного моменту часу t до моменту закінчення роботи системи τ .

Знаходження оптимального варіанту системи самодіагностики являється складною задачею, так як вона потребує великої кількості характеристик об'єкта і системи самодіагностики, пов'язаних складними залежностями.

Висновок

Особливість запропонованої системи полягає в тому, що замість діалогу з оператором система повинна самостійно відповідно до поточної ситуації і цільової постановки своєчасно формулювати та розв'язувати поставлені задачі. Запропонована система призначена для розв'язання таких задач, як експрес-контроль, контроль по узагальненим параметрам, діагностування дефектів з різною деталізацією і достовірністю, визначення наслідків відмов, прогнозування технічного стану та інші.

Література

1. Мозгалеvский, А.В. Диагностирование электронных систем [Текст] / А.В. Мозгалеvский, В.П. Калявин, Г.Г. Констанди. – Л.: Судостроение, 1984. – 224 с.
2. Проблемы технической диагностики станочного оборудования на современном этапе развития [Текст] / С.Н. Григорьев, М.П. Козочкин, Ф.С. Сабиров, В.А. Синопальников // Вестн. МГТУ «Станкин». – 2010. – № 4 (12). – С. 27 – 36.

3. Лукасов, В.В. Применение методики поиска неисправностей по теореме гипотез (метод Байеса) в диагностике авиационной техники [Текст] / В.В. Лукасов, Н.В. Никушкин. // Вестн. Сибирского гос. аэрокосм. ун-та им. акад. М.Ф. Решетнева. – 2007. – №4. – С. 71 – 73.

5. Кузьмин, И.В. Оценка эффективности и оптимизация автоматических систем контроля и управления [Текст] / И.В. Кузьмин. – М.: Сов. радио, 197. – 296 с.

6. Биргер, И.А. Техническая диагностика [Текст] / И.А. Биргер. – М.: Машиностроение, 1978. – 240 с.

7. Мозгалеvский, А.В. Вопросы проектирования систем диагностирования [Текст] / А.В. Мозгалеvский, А.Н. Койда. – Л.: Энергоатомиздат, 1985. – 112 с.

8. Тимофеев, А.В. Функциональная диагностика и дефектоустойчивое управление мехатронными системами и роботами [Текст] / А.В. Тимофеев // Тр. СПИИРАН. – 2004. – Т.1, Вып. 2 – С. 266 – 283.

Поступила в редакцию 10.11.2012

Рецензент: д-р техн. наук, проф., зав. кафедры В.П. Квасніков, Національний авіаційний університет, Київ.

СИНТЕЗ СИСТЕМЫ ДИАГНОСТИКИ ИЗМЕРИТЕЛЬНОГО РОБОТА

Ю.Н. Избаш

Предложена система диагностики измерительного робота. Выбор оптимального метода диагностики приводит к теории надежности. Среди вероятностных методов выбран и рассмотрен метод диагностики на основе теоремы гипотез, которая базируется на формуле Байеса. Выбор оптимальных алгоритмов процесса диагностики измерительного робота проводится с учетом его эффективности работы. Получена оценка эффективности работы системы. Предложена система самодиагностики как управляющая система состояния объекта, которая позволяет прогнозировать отказы всех конструктивных блоков измерительного робота.

Ключевые слова: диагностика, система, измерительный робот, метод, эффективность, самодиагностика.

SYNTHESIS OF SYSTEM OF DIAGNOSTICS OF THE MEASURING ROBOT

Y.M. Izbash

The system of diagnostics of the measuring robot is offered. The choice of an optimum method of diagnostics leads to reliability theory. Among likelihood methods diagnostics method on the basis of the theorem of hypotheses which is based on Bayes's formula is chosen and considered. The choice of optimum algorithms of process of diagnostics of the measuring robot is carried out taking into account its overall performance. The assessment of overall performance of system is received. The self-diagnostics system as operating system of a condition of object is offered and allows to predict failures of all constructive blocks of the measuring robot.

Key words: diagnostic, system, measuring robot, method, efficiency, self-diagnostics.

Избаш Юлія Миколаївна – аспірант кафедри інформаційних технологій Інституту інформаційно-діагностичних систем Національного авіаційного університету, Україна, e-mail: yulka_izbash@ukr.net.

УДК 621.3:681.34

**А.Н. ЗЕМЛЯЧЕНКО¹, Р.А. КОЖЕМЯКИН¹, С.К. АБРАМОВ¹, В.В. ЛУКИН¹,
М.К. ЧОБАНУ²**¹*Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «ХАИ», Украина*²*Национальный исследовательский университет «МЭИ», Российская Федерация*

АВТОМАТИЧЕСКОЕ СЖАТИЕ ИЗОБРАЖЕНИЙ В ОКРЕСТНОСТИ ОПТИМАЛЬНОЙ РАБОЧЕЙ ТОЧКИ С УЧЕТОМ ВИЗУАЛЬНОЙ МОДЕЛИ ВОСПРИЯТИЯ ЧЕЛОВЕКА ПРИ СИГНАЛЬНО-ЗАВИСИМЫХ ПОМЕХАХ

Рассмотрены подходы к сжатию с потерями изображений, искаженных сигнально-зависимыми помехами. Проведено сравнение эффективности сжатия изображений, как с учетом визуального восприятия человека, так и без него, в соответствии с несколькими критериями. Исследовано визуальное качество изображений после применения гомоморфных вариационно-стабилизирующих преобразований. Показано, что применение вариационно-стабилизирующих преобразований обеспечивает преимущество, когда преобладающим является сигнально-зависимый тип помех. Даны рекомендации по выбору параметров методов сжатия на практике для обеспечения сжатия изображений в окрестности оптимальной рабочей точки.

Ключевые слова: *сигнально-зависимый шум, вариационно-стабилизирующие преобразования, сжатие изображений с потерями.*

Введение

Изображения – это вид данных, широко используемый в различных областях человеческой деятельности: медицине, картографировании, геологической разведке, сельском (степень зрелости культур, эродированность почв) и городском (экологический мониторинг) хозяйстве, неразрушающем контроле, мультимедиа [1]. Приведенный список практического использования изображений далеко не полный, при этом в любой области их формирование и обработка имеет свои особенности.

В большинстве случаев современные системы формирования изображений (СФИ) характеризуются высоким пространственным и спектральным разрешением (многоканальностью – цветные, мульти- и гиперспектральные изображения), что приводит к увеличению объема данных, которые необходимо передавать по каналам связи и хранить в пункте обработки. В связи с этим актуальной проблемой является эффективное сжатие таких данных.

В настоящее время не существует идеальной аппаратуры, позволяющей формировать изображения идеального качества, поэтому на практике помехи присутствуют практически на всех изображениях, хотя их уровень может варьироваться в широких пределах. На некоторых типах изображений шум может быть практически незаметен [2, 3] в связи с его низким уровнем, особенностями изображения и его визуального восприятия. Если же сформированное изображение характеризуется малым от-

ношением сигнал-шум (ОСШ), то помехи хорошо заметны.

Однако во многих приложениях сжатие изображений рассматривается в предположении, что помехи отсутствуют [1]. Это может привести к неправильной установке параметров используемого алгоритма сжатия. При сжатии изображений, как с потерями, так и без потерь, целесообразно использовать методы, учитывающие конкретный вид искажающих помех [4].

Сжатие изображений без потерь обеспечивает коэффициент сжатия (КС) до 2-3 раз, а при высоком уровне помех гораздо меньше [5], что обычно является неудовлетворительным для практического применения, особенно если сжатие происходит на борту СФИ в связи с ограниченной полосой пропускания канала связи. Поэтому целесообразно использовать сжатие с потерями, которое позволяет обеспечить гораздо более высокие значения КС, а также характеризуется рядом других достоинств.

Одним из главных достоинств является эффект фильтрации при использовании методов сжатия, основанных на использовании ортогональных преобразований [6-9]. Этот эффект достигается при определенным образом устанавливаемых параметрах алгоритмов сжатия. Параметры кодера нужно выбирать таким образом, чтобы сжатие осуществлялось в окрестности оптимальной рабочей точки (ОРТ) [6, 10-14]. При этом задачей первостепенной важности является сохранение информационной составляющей

щей и отсутствие различных нежелательных искажений в сжатом изображении. Для многих приложений важно визуальное качество сжатых изображений. Второстепенной задачей при этом является достижение более высоких значений КС.

Если речь идет о визуальном качестве, то при анализе эффективности методов сжатия с потерями должны использоваться так называемые HVS-метрики (HVS – human vision system, зрительная система человека). К настоящему времени разработано достаточно много таких метрик [15-17], которые применительно к искажениям, обусловленным сжатием с потерями, характеризуются приемлемой для практики адекватностью. Одной из них является метрика PSNR-HVS-M (если для исходного изображения значение этой метрики превышает 41 дБ, то шумы на нем визуально незаметны) [4]. Данная метрика учитывает особенности визуального восприятия человека, например неодинаковую чувствительность к искажениям в различных пространственных частотах и эффект маскирования.

Однако проблемой остается автоматическое обеспечение сжатия в окрестности ОПТ при сложных видах сигнально-зависимых помех [17]. Отметим, что модели сложной сигнальной зависимости характеристик помех признаны более адекватными, особенно для изображений, формируемых сенсорами на основе ПЗС [18-21], в частности, гиперспектральными системами дистанционного зондирования нового поколения. На основе данной модели авторами были предложены несколько алгоритмов, обеспечивающих автоматическое сжатие в окрестности ОПТ для кодеров, специально не ориентированных на улучшение визуального качества сжатых изображений [22].

Целью данной статьи является исследование характеристик сжатия изображений, искаженных помехами со сложной сигнально-зависимой структурой, с потерями с учетом визуального восприятия, и разработка автоматических методов сжатия в окрестности ОПТ.

1. Рассматриваемые методы и процедуры сжатия

Основная модель шума в современных СФИ на основе ПЗС-сенсоров имеет вид [19]:

$$I_{ij} = n_{ij}^{\text{пуас}}(I_{ij}^{\text{ист}}, k) + n_{ij}^{\text{адд}}(g, \sigma_a^2), \quad (1)$$

где I_{ij} – зашумленный ij -й пиксель изображения; $n_{ij}^{\text{пуас}}$ – пуассоновская компонента шума; $I_{ij}^{\text{ист}}$ – истинное значение ij -го пикселя; k – коэффициент коррекции динамического диапазона изображения; $n_{ij}^{\text{адд}}$ – аддитивная компонента шума с дисперсией

σ_a^2 и математическим ожиданием g , которое полагается равным нулю.

Результирующий шум, искажающий изображение, имеет сложную структуру и состоит из одновременно присутствующих сигнально-зависимой $n_{ij}^{\text{пуас}}$ (квази-пуассоновской) и аддитивной сигнально-независимой $n_{ij}^{\text{адд}}$ (гауссовой) компонент. Дисперсия помех для ij -го пикселя равна $\sigma_{ij}^2 = k I_{ij}^{\text{ист}} + \sigma_a^2$. Шумы для этих двух компонент в рамках нашего исследования полагались независимыми и пространственно-некоррелированными.

Исследование проводилось с использованием шести стандартных тестовых изображений, на которые, согласно модели (1), накладывался искусственно сгенерированный шум с разными значениями k и σ_a^2 для моделирования исходных изображений, сформированных при различных установках параметров СФИ.

Для определения эффективности сжатия и подавления помех были использованы различные критерии качества. К ним относятся традиционные: среднеквадратическая ошибка (СКОш) и пиковое отношение сигнал-шум (ПОСШ). Были также использованы метрики PSNR-HVS-M [15], MSSIM [16], которые учитывают визуальное качество изображений. Кроме того, была использована недавно предложенная метрика визуального качества FSIM [23], которая учитывает тот факт, что человеческая система восприятия уделяет особое внимание окрестностям границ и малоразмерных деталей. Для всех трех метрик большие значения соответствуют лучшему визуальному качеству. При этом значения PSNR-HVS-M измеряются в дБ, а для MSSIM и FSIM – в безразмерных единицах с максимальным значением, равным единице (для идеального качества).

Характерной особенностью сжатия с потерями изображений, искаженных помехами, состоит в том, что все перечисленные выше метрики (при наличии эталона) могут рассчитываться как для пары зашумленное изображение – сжатое изображение, так и для пары истинное изображение – сжатое изображение (это возможно, если имеется $I_{ij}^{\text{ист}}$, то есть при моделировании). Ниже нами рассматриваются метрики, рассчитанные для второй пары, поскольку желательно, чтобы в результате сжатия изображение было как можно более похожим на истинное в соответствии с той или иной метрикой. На практике, естественно, $I_{ij}^{\text{ист}}$ недоступно, но на основании исследований нами ниже будут даны рекомендации,

каким образом устанавливать параметры исследуемых кодеров, чтобы для сжатого изображения обеспечивать наилучшее качество, в том числе визуальное.

В данной работе исследования проводились с применением кодеров AGU-M [24] и ADCT-M [25], которые являются модифицированными версиями методов сжатия AGU [26] и ADCT [27]. Принцип сжатия изображений для всех этих кодеров основан на использовании дискретного косинусного преобразования (ДКП) в блоках прямоугольной или квадратной формы, но с размерами, которые пропорциональны степени двойки. При этом квантование полученных ДКП-коэффициентов для кодеров AGU-M и ADCT-M осуществляется с учетом визуального восприятия человека.

Управляющим параметром для исследуемых кодеров является шаг квантования (ШК). Для AGU и ADCT все коэффициенты квантуются с одинаковым ШК, а для AGU-M и ADCT-M задаваемый ШК является фактически параметром, на основе которого производится расчет индивидуальных значений ШК для каждой пространственной частоты.

Проведенный ранее анализ характеристик кодеров AGU и ADCT [22] показал, что существует ШК, при котором наблюдается минимум СКОш как следствие частичного подавления шума на изображении (рис. 1). Очевидно, что для всех изображений минимум (ОПТ в соответствии со СКОш) наблюдается при ШК порядка 50...55.

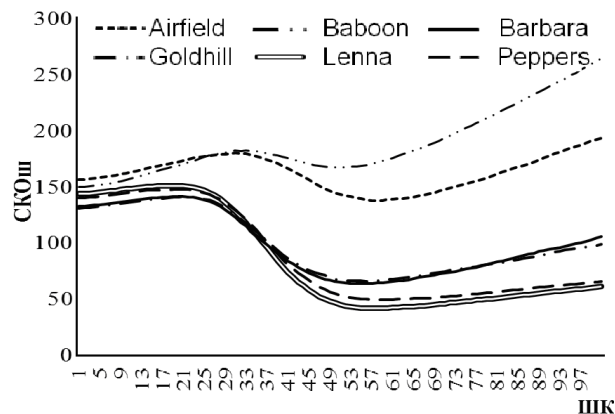


Рис. 1. Зависимости СКОш от ШК для тестовых изображений, сжатых кодером AGU, при $\sigma_a^2=20, k=1$

Покажем, что и для кодеров AGU-M и ADCT-M возможно наличие ОПТ в соответствии с различными метриками. Зависимость MSSIM от ШК для кодера AGU-M приведена на рис. 2. Видно, что наличие оптимума характерно не для всех тестовых изображений, и он может быть выражен не так ярко,

как для метрики СКОш. Для текстурных изображений, например, Baboon или Airfield, максимум зависимости может вообще отсутствовать. Это обусловлено тем, что наряду с полезным эффектом подавления помех, улучшающим визуальное качество, имеет место внесение искажений, ухудшающих визуальное качество, причем степень подавления помех для текстурных изображений невелика, а вносимые искажения достаточно существенны. Для рассматриваемых характеристик помех (рис. 2) разумным следует считать выбор ШК порядка 25.

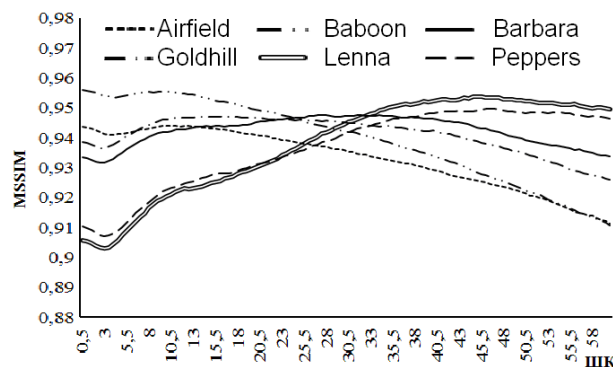


Рис. 2. Зависимости MSSIM от ШК для тестовых изображений, сжатых кодером AGU-M, при $\sigma_a^2=20, k=1$

Похожие зависимости наблюдаются и для метрики FSIM (рис. 3). Для изображений с относительно простой структурой, то есть малым количеством текстурных участков (Lenna, Peppers) ОПТ выражены явно, поскольку эффект фильтрации проявляется в большей степени, чем для изображений, имеющих большое количество текстур (Baboon, Airfield). Для высоко-текстурных изображений ОПТ в соответствии с рассматриваемой метрикой может вообще отсутствовать.

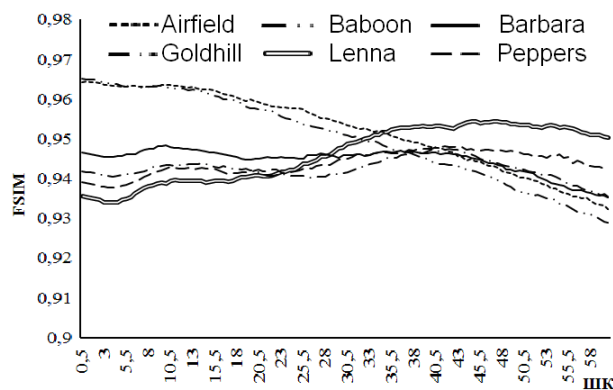


Рис. 3. Зависимости FSIM от ШК для тестовых изображений, сжатых кодером AGU-M, при $\sigma_a^2=20, k=1$

Также видно, что для всех метрик ОРТ находится приблизительно в одной и той же окрестности. Для ситуации, когда влияние сигнально-зависимого шума ($k=0,2$) мало, характер изменения кривых остается тот же (рис. 4), но эффекты фильтрации проявляются в меньшей степени. Значения ШК, соответствующего ОРТ, при меньшей интенсивности шума смещаются в сторону меньших значений.

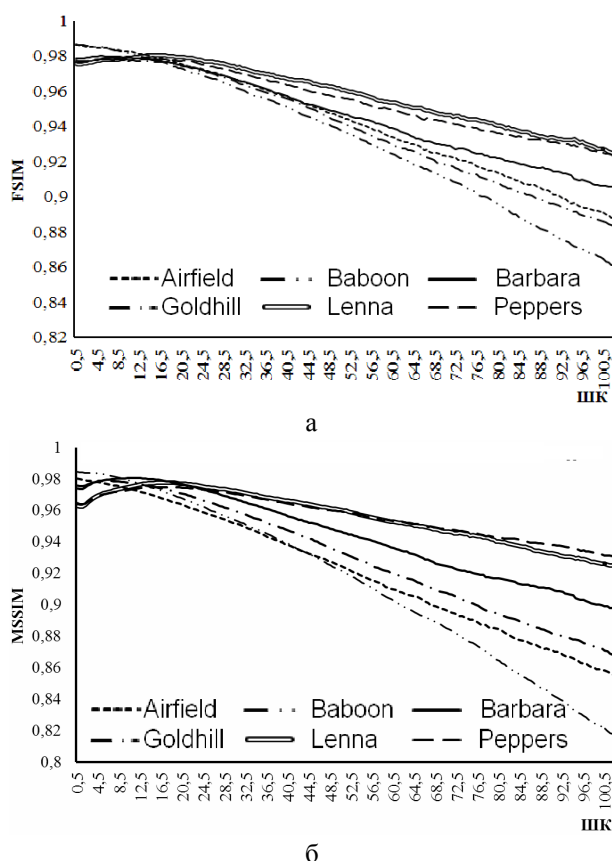


Рис. 4. Зависимости FSIM (а) и MSSIM (б) от ШК для тестовых изображений, сжатых кодером ADCT-M, при $\sigma_a^2=20$, $k=0,2$

Как показывает анализ, проведенный в работе [22], для обеспечения работы кодеров в области ОРТ необходимо устанавливать шаг квантования как $4,5\sigma$ для кодера AGU и $3,5\sigma$ для кодера ADCT, где

$$\sigma^2 = \sigma_a^2 + \sum_{i=1}^I \sum_{j=1}^J (I_{ij}^{\text{ист}} \cdot k) / IJ.$$

Проведенные нами исследования и анализ их результатов, часть из которых представлена выше на рис. 2,3 и 4, показали, что для кодера AGU-M ШК целесообразно устанавливать равным 2σ , если

стремиться обеспечить ОРТ в соответствии с метриками СКОш или ПОСШ, и несколько меньше, например, σ , если первоочередной задачей является обеспечение высокого визуального качества. Аналогичные рекомендации справедливы и для кодера ADCT-M. Ниже результаты приводятся именно для установки ШК, равного σ .

Как следует из изложенного выше, для того, чтобы сжимать изображения в окрестности ОРТ, на практике необходимы оценки σ^2 . Данная величина может быть оценена как $\sigma^2 = \hat{\sigma}_a^2 + \sum_{i=1}^I \sum_{j=1}^J (I_{ij} \cdot \hat{k}) / IJ$,

где $\hat{\sigma}_a^2$ и $\hat{k}$ - оценки параметров сигнально-зависимых помех. Эти оценки необходимо получать непосредственно по обрабатываемому изображению и, желательно, в автоматическом режиме. Для случая смеси пуассоновского и аддитивного шума существует метод [28], позволяющий вычислять параметры шума автоматически. Он основан на вписывании регрессионной прямой по скаттерограмме пар локальных оценок дисперсии и среднего, вычисленных по детектированным однородным участкам изображения. Ордината точки пересечения вписанной прямой с осью Y определяет оценку дисперсии аддитивной компоненты $\hat{\sigma}_a^2$, а наклон прямой - коэффициент усиления пуассоновского шума k .

Все результаты, приведенные выше, получены в предположении, что сжатие применяется к исходному изображению без какой-либо предварительной обработки, например, применения вариационно-стабилизирующих преобразований (ВСП). В то же время, в работе [22] предложен еще один подход к методу сжатия изображений в окрестности ОРТ. Он основан на применении гомоморфного прямого и обратного обобщенного преобразования Энскома [19]. Непосредственно перед сжатием к изображению применяется прямое ВСП вида:

$$I_{ij}^{\text{ЭНС}} = 2/k \cdot (kI_{ij} + 3/8 \cdot k^2 + \sigma_a^2)^{1/2}.$$

Данное преобразование позволяет на основе оценок параметров смешанного шума преобразовать смесь пуассоновского и аддитивного шума в чисто аддитивный шум с фиксированной дисперсией, равной единице. Однако после применения такого ВСП динамический диапазон изображения значительно сужается, что приводит к дополнительным ошибкам квантования. Чтобы минимизировать ошибки, обусловленные квантованием, в [22] предложено применять операцию "растяжения" динамического диапазона изображения к 8-битному (0-255) виду:

$$G_{ij}^p = \left[X \cdot (I_{ij}^{\text{ЭНС}} - I_{\text{мин}}^{\text{ЭНС}}) \right], \quad (2)$$

где $X=255/(I_{\text{макс}}^{\text{энс}} - I_{\text{мин}}^{\text{энс}})$;

$I_{\text{макс}}^{\text{энс}}, I_{\text{мин}}^{\text{энс}}$ - максимальное и минимальное значения динамического диапазона изображения после гомоморфного преобразования;

[•] - операция округления до ближайшего целого числа.

После декодирования к изображению применялась операция, обратная (2):

$$G_{ij}^{\text{ip}} = \left[G_{ij}^{\text{p}} / X + I_{\text{мин}}^{\text{энс}} \right].$$

Далее применяется обратное преобразование:

$$I_{ij}^{\text{энс.обр}} = (G_{ij}^{\text{ip}} / 2)^2 \cdot k - 3 / 8 \cdot k - \sigma_a^2 / k.$$

Анализ зависимостей метрик от ШК для этого подхода (зависимости имеют характер, аналогичный зависимостям на рис. 2, 3 и 4) показал, что для обеспечения работы кодеров в области ОПТ для данного подхода для кодеров AGU-M и ADCT-M целесообразно устанавливать ШК как X . Результаты, приведенные ниже, получены именно при таких установках ШК в предположении, что параметры сигнално-зависимых помех k и σ_a^2 оценены точно.

2. Анализ полученных результатов

Детальное сравнение характеристик предложенных методов приведено в табл. 1 и 2. Далее метод на основе гомоморфных преобразований обозначен как ВСП, а без него – БВСП. Вначале проанализируем относительно простые изображения. К ним относятся Goldhill, Barbara, Lena, Peppers. Для удобства, в таблицах представлены использованные для каждого конкретного случая значения ШК.

Исходя из анализа данных, полученных для кодера AGU-M (табл. 1), методы БВСП и ВСП при малых интенсивностях помех обеспечивают практически сравнимые результаты, как в плане значений КС, так и метрик СКОш, MSSIM, FSIM, PSNR-HVS-M. При увеличении вклада сигнално-зависимых помех для метода ВСП наблюдается небольшое уменьшение ШК, которое приводит к уменьшению КС, однако визуальное качество при этом практически не изменяется по сравнению с методом БВСП.

Для высоко-текстурных изображений (Airfield, Baboon) при малых интенсивностях помех ($k=0,2$) наблюдаются похожие закономерности. При увеличении уровня помех значения ШК значительно ниже для метода сжатия с использованием ВСП. При этом значения КС немного меньше, что не очень желательно. Однако и значения СКОш при этом меньше, то есть качество сжатых изображений (в соответ-

ствии с этой метрикой) выше. Метрики же визуального качества показывают сравнимые результаты.

Проанализируем данные, полученные при применении кодера ADCT-M (табл. 2). Характер поведения метрик и КС при различных интенсивностях помех остался такой же, как и для кодера AGU-M. Однако, при увеличении уровня сигнално-зависимых помех наблюдается несколько большая разница между КС и СКОш для методов ВСП и БВСП. То есть, метод сжатия с использованием ВСП обеспечивает меньшие значения СКОш при меньшем ШК, при этом метрики визуального качества дают практически идентичные результаты.

Сравним полученные результаты применения кодеров ADCT-M и AGU-M между собой. Из анализа данных, приведенных в табл. 1 и 2, видно, что кодер ADCT-M при малых уровнях сигнално-зависимых помех ($k=0,2$) обеспечивает лучшее визуальное качество в соответствии с метрикой PSNR-HVS-M по сравнению с AGU-M при большем КС для всех типов изображений. С увеличением уровня помех ADCT-M обеспечивает лучшее визуальное качество в соответствии со всеми метриками визуального качества при сохранении большего КС. Это свидетельствует о целесообразности применения этого кодера, если быстроедействие сжатия не имеет большого значения (кодер ADCT-M, предусматривающий использование оптимизированной схемы разбиения, обладает заметно худшим быстроедействием по сравнению с AGU-M).

Для обоих исследуемых кодеров можно также отметить две общие закономерности. Первая – более сложные по своей структуре изображения (Baboon или Airfield) сжимаются в окрестности ОПТ с меньшим КС, чем изображения с более простой структурой. Вторая – при повышении уровня помех (например, увеличении k) КС растет для всех изображений. Это достигается благодаря большим рекомендуемым значениям ШК, что позволяет более эффективно подавлять шум на изображениях при их сжатии с потерями.

Еще одна интересная закономерность характерна для недавно предложенной метрики FSIM. Ее значения мало отличаются от соответствующих значений MSSIM. Обычно значения метрики FSIM немного больше, чем соответствующие значения MSSIM. Поэтому сложно говорить, есть ли какие-либо очевидные преимущества FSIM по отношению к MSSIM и PSNR-HVS-M для рассматриваемого приложения сжатия изображений с потерями.

Еще одна задача состоит в том, чтобы сравнить характеристики сжатия для всех четырех анализируемых кодеров. В табл. 3 приведены данные по эффективности сжатия кодером AGU и его модифи-

Таблица 1

Сравнение эффективности предлагаемых методов сжатия в окрестности ОПТ для кодера AGU-M

Изображение	Параметры шума	Метод	ШК	СКОш	КС	MSSIM	FSIM	PSNR-HVS-M
Airfield	k=0,2	БВСП	6,98	64,65	5,76	0,976	0,984	35,14
		ВСП	6,45	64,34	5,67	0,976	0,984	35,06
	k=0,4	БВСП	8,79	81,28	6,51	0,967	0,978	32,78
		ВСП	7,76	81,09	6,37	0,966	0,978	32,69
	k=1	БВСП	12,77	120,21	7,85	0,944	0,963	29,15
		ВСП	10,55	119,48	7,58	0,946	0,964	29,19
Baboon	k=0,2	БВСП	6,78	81,33	5,16	0,982	0,984	36,26
		ВСП	6,85	80,33	5,11	0,982	0,984	36,21
	k=0,4	БВСП	8,48	104,75	5,81	0,974	0,978	33,81
		ВСП	7,81	103,34	5,72	0,974	0,978	33,79
	k=1	БВСП	12,23	157,36	7,04	0,955	0,962	29,85
		ВСП	10,55	155,80	6,88	0,955	0,962	29,88
Barbara	k=0,2	БВСП	6,52	31,13	7,52	0,977	0,979	35,76
		ВСП	6,86	31,50	7,49	0,977	0,979	35,72
	k=0,4	БВСП	8,06	42,80	8,15	0,968	0,970	33,58
		ВСП	8,05	43,15	8,09	0,968	0,970	33,58
	k=1	БВСП	11,51	74,46	9,28	0,943	0,948	29,94
		ВСП	11,03	75,14	9,16	0,943	0,948	29,92
Goldhill	k=0,2	БВСП	6,51	32,49	7,54	0,978	0,977	35,60
		ВСП	6,71	32,24	7,49	0,978	0,977	35,59
	k=0,4	БВСП	8,06	42,07	8,29	0,969	0,967	33,37
		ВСП	7,92	41,32	8,20	0,969	0,968	33,45
	k=1	БВСП	11,50	67,27	9,57	0,947	0,943	29,99
		ВСП	10,84	65,84	9,43	0,948	0,944	30,02
Lenna	k=0,2	БВСП	6,69	25,21	8,90	0,969	0,977	34,97
		ВСП	7,14	24,89	8,80	0,970	0,977	34,99
	k=0,4	БВСП	8,35	34,36	9,55	0,956	0,966	32,87
		ВСП	8,25	33,93	9,41	0,956	0,966	32,82
	k=1	БВСП	12,01	59,49	10,67	0,923	0,939	29,48
		ВСП	10,65	59,08	10,45	0,923	0,940	29,46
Peppers	k=0,2	БВСП	6,64	30,19	8,58	0,969	0,977	35,09
		ВСП	6,67	30,28	8,41	0,969	0,977	35,07
	k=0,4	БВСП	8,26	39,04	9,28	0,956	0,968	33,01
		ВСП	7,76	38,83	9,06	0,957	0,968	33,02
	k=1	БВСП	11,85	63,93	10,40	0,925	0,943	29,57
		ВСП	10,55	63,89	10,03	0,925	0,943	29,51

цированной версией AGU-M для методов ВСП и БВСП. Исходя из анализа данных, можно сделать вывод, что при малых интенсивностях помех ($k=0,2$, $\sigma_a^2=20$) кодер AGU-M обеспечивает лучшее визуальное качество декодированных изображений как для метода БВСП, так и для метода ВСП. Для методов ВСП и БВСП полученный выигрыш составляет приблизительно 3-3,6 дБ согласно метрике PSNR-HVS-M для высоко-текстурных и 0,7-2 дБ для низко-текстурных изображений. При этом получаемый КС оказывается несколько меньшим, чем для кодера AGU.

С увеличением интенсивности помех (см. слу-

чай $k=1$) применение кодера AGU-M оказывается менее эффективным по сравнению с кодером AGU для низко-текстурных изображений. Для высоко-текстурных изображений преимущество AGU-M согласно метрике PSNR-HVS-M составляет около 1-2 дБ. Эти результаты хорошо согласуются с выводами, полученными при анализе значений других HVS-метрик. Характер поведения метрик визуального качества MSSIM и FSIM аналогичен поведению метрики PSNR-HVS-M, которое было проанализировано выше.

Сравнивая эффективность сжатия кодерами ADCT и ADCT-M (табл. 4) при малых уровнях по-

Таблица 2

Сравнение эффективности предлагаемых методов сжатия в окрестности ОПТ для кодера ADCT-M

Изображение	Параметры шума	Метод	ШК	СКОш	КС	MSSIM	FSIM	PSNR-HVS-M
Airfield	k=0,2	БВСП	6,98	61,83	6,02	0,976	0,984	35,34
		ВСП	6,45	61,74	5,94	0,976	0,984	35,25
	k=0,4	БВСП	8,79	77,62	6,77	0,968	0,978	32,96
		ВСП	7,76	77,17	6,64	0,968	0,978	32,91
	k=1	БВСП	12,77	113,75	8,10	0,946	0,964	29,33
		ВСП	10,55	112,94	7,85	0,946	0,964	29,26
Baboon	k=0,2	БВСП	6,78	80,71	5,30	0,982	0,984	36,41
		ВСП	6,85	79,45	5,25	0,982	0,985	36,42
	k=0,4	БВСП	8,48	103,89	5,97	0,975	0,978	33,94
		ВСП	7,81	102,07	5,88	0,975	0,978	33,91
	k=1	БВСП	12,23	153,78	7,25	0,956	0,963	30,02
		ВСП	10,55	151,91	7,11	0,957	0,964	29,99
Barbara	k=0,2	БВСП	6,52	28,34	8,00	0,980	0,980	36,03
		ВСП	6,86	28,49	7,95	0,980	0,980	35,99
	k=0,4	БВСП	8,06	38,60	8,66	0,971	0,973	33,90
		ВСП	8,05	38,77	8,61	0,971	0,972	33,88
	k=1	БВСП	11,51	66,30	9,89	0,949	0,951	30,25
		ВСП	11,03	66,74	9,76	0,948	0,951	30,20
Goldhill	k=0,2	БВСП	6,51	30,86	7,79	0,979	0,979	35,75
		ВСП	6,71	30,54	7,73	0,979	0,979	35,77
	k=0,4	БВСП	8,06	39,48	8,60	0,970	0,968	33,54
		ВСП	7,92	38,78	8,52	0,971	0,969	33,58
	k=1	БВСП	11,50	61,14	9,95	0,950	0,945	30,14
		ВСП	10,84	59,94	9,82	0,951	0,946	30,19
Lenna	k=0,2	БВСП	6,69	22,95	9,37	0,972	0,978	35,19
		ВСП	7,14	22,61	9,26	0,972	0,978	35,22
	k=0,4	БВСП	8,35	30,74	10,08	0,960	0,968	33,12
		ВСП	8,25	30,23	9,94	0,961	0,968	33,14
	k=1	БВСП	12,01	51,28	11,36	0,930	0,942	29,77
		ВСП	10,65	50,50	11,18	0,931	0,943	29,81
Peppers	k=0,2	БВСП	6,64	27,56	9,11	0,971	0,979	35,35
		ВСП	6,67	27,51	8,97	0,971	0,978	35,35
	k=0,4	БВСП	8,26	34,99	9,88	0,960	0,970	33,27
		ВСП	7,76	34,69	9,69	0,961	0,970	33,27
	k=1	БВСП	11,85	56,40	11,09	0,932	0,945	29,84
		ВСП	10,55	55,66	10,72	0,932	0,946	29,84

мех, видно, что кодер ADCT-M обеспечивает лучшее визуальное качество изображений после декомпрессии при сравнимых КС.

Сравнивая эффективность сжатия кодерами ADCT и ADCT-M (табл. 4) при малых уровнях помех, видно, что кодер ADCT-M обеспечивает лучшее визуальное качество изображений после декомпрессии при сравнимых КС. Для метода БВСП выигрыш, согласно метрике PSNR-HVS-M, составляет от 0,17 дБ (для низко-текстурных изображений) до 2,39 дБ (для высоко-текстурных изображений). Выигрыш становится больше, если уровень помех снижается.

Метод ВСП обеспечивает выигрыш для кодера ADCT-M от 0,06 дБ и до 2,34 дБ для низко-текстурных и высоко-текстурных изображений соответственно.

С увеличением уровня помех наблюдается ситуация, аналогичная поведению кодеров AGU и AGU-M, но при сравнимых КС. Для низко-текстурных изображений кодер ADCT оказывается более эффективным. Для высоко-текстурных изображений целесообразно применять кодер ADCT-M. Он обеспечивает эффективность приблизительно на 1,2 дБ для метода БВСП и около 1,5 дБ для метода с использованием ВСП.

Если первоочередной задачей является обеспечение более высоких КС и сжатия в окрестности ОПТ в соответствии с традиционными метриками, то необходимо устанавливать ШК как 2σ ($2X$) или немного выше. При этом увеличение КС составляет около 1,5-2 раз по сравнению с данными, представленными в таблицах, при уменьшении визуального качества на 1-2 дБ в соответствии с метрикой PSNR-HVS-M. Ухудшение визуального качества особенно характерно для высоко-текстурных изображений, для низко-текстурных же может наблюдаться обратная ситуация (рис. 2-3).

Таблица 3
Сравнение эффективности сжатия в окрестности ОПТ для кодеров AGU и AGU-M

Изображение	AGU			AGU-M		
	КС	СКОш	PSNR-HVS-M	КС	СКОш	PSNR-HVS-M
k=0,2						
БВСП						
Airfield	6,61	71,57	32,01	5,76	64,65	35,14
Baboon	5,71	76,81	32,59	5,16	81,33	36,26
Barbara	11,81	31,06	34,07	7,52	31,13	36,03
Goldhill	11,54	37,45	33,13	7,54	32,49	35,60
Lenna	18,01	23,70	34,47	8,90	25,21	34,97
Peppers	14,49	29,76	34,05	8,58	30,18	35,09
ВСП						
Airfield	6,47	70,50	32,02	5,67	64,34	35,06
Baboon	5,66	75,63	32,66	5,11	80,33	36,21
Barbara	11,81	30,93	34,11	7,49	31,50	35,72
Goldhill	11,13	36,88	33,25	7,49	32,24	35,59
Lenna	17,28	23,16	34,61	9,26	22,61	34,99
Peppers	13,95	29,49	34,09	8,41	30,28	35,07
k=1						
БВСП						
Airfield	12,27	138,67	27,00	7,85	120,21	29,15
Baboon	9,31	168,93	27,17	7,04	157,36	29,85
Barbara	18,05	65,24	29,65	9,89	66,30	30,25
Goldhill	20,93	67,28	28,84	9,95	67,27	29,99
Lenna	31,13	42,96	30,29	10,67	59,49	29,48
Peppers	26,05	51,67	30,00	10,40	63,93	29,57
ВСП						
Airfield	11,39	134,34	27,15	7,58	119,48	29,19
Baboon	8,97	164,76	27,35	6,88	155,80	29,88
Barbara	18,48	62,22	29,74	9,16	75,14	29,92
Goldhill	20,07	64,01	29,03	9,43	65,84	30,02
Lenna	28,78	40,70	30,58	10,45	59,08	29,46
Peppers	24,83	49,51	30,03	10,03	63,89	29,51

Таким образом, можно утверждать, что применение кодеров AGU-M и ADCT-M, ориентированных на обеспечение высокого визуального качества сжатых изображений, целесообразно при относительно низком уровне помех. Можно рекомендовать

использовать AGU-M и ADCT-M, если σ^2 меньше 100 для 8-битного представления изображений или, в более общем виде, при ПОСШ для исходного изображения выше 28 дБ.

Таблица 4
Сравнение эффективности сжатия в окрестности ОПТ для кодеров ADCT и ADCT-M

Изображение	ADCT			ADCT-M		
	КС	СКОш	PSNR-HVS-M	КС	СКОш	PSNR-HVS-M
k=0,2						
БВСП						
Airfield	6,01	59,02	33,24	6,02	61,83	35,34
Baboon	5,02	61,83	34,02	5,30	80,71	36,41
Barbara	9,92	26,39	35,31	8,00	28,34	36,03
Goldhill	9,18	32,84	34,24	7,79	30,86	35,75
Lenna	13,28	21,93	35,38	9,37	22,95	35,19
Peppers	11,64	26,24	35,14	9,11	27,56	35,35
ВСП						
Airfield	5,87	58,48	33,20	5,94	61,74	35,25
Baboon	4,98	60,89	34,08	5,25	79,45	36,42
Barbara	9,89	26,14	35,39	7,95	28,49	35,99
Goldhill	9,05	32,19	34,40	7,73	30,54	35,77
Lenna	12,90	21,30	35,54	9,26	22,61	35,22
Peppers	11,36	25,49	35,29	8,97	27,51	35,35
k=1						
БВСП						
Airfield	9,90	119,85	28,08	8,10	113,75	29,33
Baboon	7,79	141,75	28,39	7,25	153,78	30,02
Barbara	14,14	57,60	30,66	9,89	66,30	30,25
Goldhill	14,61	63,89	29,64	9,95	61,14	30,14
Lenna	19,45	43,00	31,22	11,36	51,28	29,77
Peppers	11,64	26,24	35,14	11,09	56,40	29,84
ВСП						
Airfield	9,39	115,61	28,23	7,85	112,94	29,26
Baboon	7,54	138,12	28,54	7,11	151,91	29,99
Barbara	14,24	55,40	30,78	9,76	66,74	30,20
Goldhill	14,34	59,35	29,93	9,82	59,94	30,19
Lenna	29,93	39,79	31,44	11,18	50,50	29,81
Peppers	16,93	46,31	31,14	10,72	55,66	29,84

Заключение

Рассмотрены зависимости значений метрик качества, включая HVS-метрики, от ШК. Проанализированы подходы к сжатию изображений с и без использования гомоморфных ВСП. Предложены методы автоматического сжатия изображений, искаженных сигнально-зависимыми помехами, в окрестности ОПТ.

Показано, что при большом уровне помех целесообразно использовать подход с использованием ВСП для любого из рассмотренных кодеров. При

малом уровне помех имеет смысл применять кодеры AGU-M и ADCT-M.

В дальнейшем планируется применить данные методы для трехмерных кодеров, ориентированных на сжатие многоканальных изображений [25].

Работа выполнена при поддержке грантов Российского фонда фундаментальных исследований (РФФИ) № 12-07-00762-а и 12-07-00388-а.

Литература

1. Чобану, М.К. Многомерные многоскоростные системы обработки сигналов [Текст] / М.К. Чобану. – М.: Техносфера, 2009. – 480 с.
2. Фильтрация цветных изображений: когда она необходима? [Текст] / В.В. Лукин, Д.В. Февралев, Н.Н. Пономаренко, С.К. Абрамов // Радиотехника та комп'ютерні системи. – 2010. – № 4 (44). – С. 65-74.
3. Noise estimation from a single image [Text] / C. Liu, W.T. Freeman, R. Szeliski, S.B. Kang // *Proceedings of IEEE Conference on Computer Vision and Pattern Recognition*. – June 2006. – P. 901-908.
4. Сжатие изображений дистанционного зондирования без визуально заметных искажений [Текст] / С.С. Кривенко, В.В. Лукин, М.С. Зряхов, А.А. Зеленский // Радиотехніка. – 2009. – Том 159. – С. 248-254.
5. Bo, L. Remote-Sensing Image Compression Using Two-Dimensional Oriented Wavelet Transform [Text] / L. Bo, Y. Rui // *Geoscience and Remote Sensing*. – 2011. – Vol. 49(1). – P. 236-250.
6. Al-Chaykh, O.K. Lossy compression of noisy images [Text] / O.K. Al-Chaykh, R.M. Mersereau // *IEEE Transactions on Image Processing*. – Dec. 1998. – Vol. 7 (12). – P. 1641-1652.
7. Shahnaz, R. Image Compression in Signal-Dependent Noise [Text] / R. Shahnaz, J.F. Walkup, T.F. Krile // *Applied Optics*. – 1999. – Vol. 38. – P. 560-567.
8. Chang, S.G. Adaptive wavelet thresholding for image denoising and compression [Text] / S.G. Chang, B. Yu, M. Vetterli // *IEEE Trans. on Image Processing*. – Vol. 9 (9). – Sep. 2000. – P. 1532-1546.
9. Lim, S.H. Characterization of Noise in Digital Photographs for Image Processing [Text] / S.H. Lim // *Proceedings of Digital Photography I*. – SPIE 6069. – 10 Feb. 2006. – P. 219-228.
10. Lossy compression of images with additive noise [Text] / N. Ponomarenko, V. Lukin, M. Zriakhov, K. Egiazarian etc. // *Proceedings of International Conference on Advanced Concepts for Intelligent Vision Systems*. – Antwerpen, Belgium, Sept. 2005. – P. 381-386.
11. Estimation of accesible quality in noisy image compression [Text] / N. Ponomarenko, V. Lukin, M. Zriakhov, K. Egiazarian, J. Astola // *EUSIPCO*. – Italy, 2006. – 4 p.
12. Lossy Compression of Noisy Images Based on Visual Quality: a Comprehensive Study [Text] / N. Ponomarenko, S. Krivenko, V. Lukin, K. Egiazarian, J. Astola // *EURASIP Journal on Advances in Signal Processing*. – 2010. – Article ID 976436. – 13 p.
13. Quasi-optimal compression of noisy optical and radar images [Text] / V. Lukin, N. Ponomarenko, M. Zriakhov, A. Zelensky etc. // *Proc. SPIE Conf. Image and Signal Proc. for Remote Sensing XII*. – Sweden, 2006. – SPIE Vol. 6365. – 12 p.
14. An Automatic Approach to Lossy Compression of Images Corrupted by Poisson Noise [Text] / V.V. Lukin, M.S. Zriakhov, N.N. Ponomarenko, A. Kaarna // *Proc. Microwaves, Radar and Remote Sensing Symposium MRRS-2008*. – Kiev. – Sept 2008. – P. 139-142.
15. On between-coefficient contrast masking of DCT basis functions [Text] / N. Ponomarenko, F. Silvestri, K. Egiazarian, M. Carli, J. Astola, V. Lukin // *Proc. of the Third Int. Workshop on Video Processing and Quality Metrics*. – Scottsdale, Arizona, USA. – Jan. 2007. – 4 p.
16. Wang, Z. Multi-scale structural similarity for image quality assessment [Text] / Z. Wang, E.P. Simoncelli, A.C. Bovik // *IEEE Asilomar Conference on Signals, Systems and Computers*. – 2003. – Vol. 6. – 5 p.
17. Особенности сжатия изображений при сигнально-зависимых помехах [Текст] / М.С. Зряхов, С.С. Кривенко, С.К. Абрамов, Н.Н. Пономаренко, В.В. Лукин // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2011. – № 2(79). – С. 87-95.
18. Foi, A. Pointwise Shape-Adaptive DCT Image Filtering and Signal-Dependent Noise Estimation [Text] / A. Foi. – Tampere, Finland. – 2007. – 194 p.
19. Murtagh, F. Astronomical image and signal processing [Text] / F. Murtagh, J.L. Starck // *Signal Processing Magazine, IEEE*. – 2001. – Vol.18 (2). – P. 30-40.
20. Kerekes, J.P. Hyperspectral Imaging System Modeling [Text] / J.P. Kerekes, J.E. Baum // *Lincoln Laboratory Journal*. – 2003. – Vol. 14. – P. 117-130.
21. Автоматическое определение характеристик помех на изображениях: методы и их точность [Текст] / В.В. Лукин, М.Л. Усс, С.К. Абрамов, М.К. Чобану // *Труды Междун. конф. DSPA-2012*. – Т.2. – С. 274-277.
22. Автоматическое сжатие изображений при сигнально-зависимых помехах в окрестности оптимальной рабочей точки [Текст] / А.Н. Земляченко, Р.А. Кожемякин, С.К. Абрамов, В.В. Лукин // *Авиационно-космическая техника и технология*. – 2012. – № 3(90). – С. 99-107.
23. FSIM: A Feature Similarity Index for Image Quality Assessment [Text] / Lin Zhang, Lei Zhang, X. Mou, D. Zhang // *IEEE Transactions on Image Processing*. – Aug. 2011. – Vol. 20 (8). – P. 2378-2386.
24. Lossy Compression of images without visible distortions and its applications [Text] / V. Lukin, M. Zriakhov, S. Krivenko, N. Ponomarenko etc. // *Proceeding of ICSP 2010*. – Beijing, China, Oct. 2010. – 4 p.

25. *Visual Quality of Lossy Compressed Images [Text]* / N. Ponomarenko, S. Krivenko, V. Lukin, K. Egiazarian // *Proceedings of CADSM2009, Svalyava. – Feb. 2009. – P. 137-142.*

26. *DCT Based High Quality Image Compression [Text]* / N.N. Ponomarenko, V.V. Lukin, K. Egiazarian, J. Astola // *Proceedings of 14th Scandinavian Conference on Image Analysis. – Joensuu, Finland. – June 2005. – Vol. 14. – P. 1177-1185.*

27. *ADCT: A new high quality DCT based coder for lossy image compression [Электронный ресурс]* /

N. Ponomarenko, V. Lukin, K. Egiazarian, J. Astola // *CD ROM Proceedings of LNLA. – Switzerland. – 2008. – 6 p. – Режим доступа к журн.: <http://www.lnla.com/2008>. – 4.10.2012 г.*

28. Абрамов, С.К. Проблемы и методы автоматического определения характеристик помех на изображениях [Текст] / С.К. Абрамов, А.А. Зеленский, В.В. Лукин // *Радіоелектронні і комп'ютерні системи. – 2009. – № 2(36). – С. 25-34.*

Поступила в редакцию 15.10.2012

Рецензент: д-р техн. наук, проф., проф. каф. «Проектирование радиоэлектронных систем летательных аппаратов» Э.Н. Хомяков, Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского "ХАИ", г. Харьков.

АВТОМАТИЧНЕ СТИСНЕННЯ ЗОБРАЖЕНЬ В ОКОЛИЦІ ОПТИМАЛЬНОЇ РОБОЧОЇ ТОЧКИ З УРАХУВАННЯМ ВІЗУАЛЬНОЇ МОДЕЛІ СПРИЙНЯТТЯ ЛЮДИНИ ПРИ СИГНАЛЬНО-ЗАЛЕЖНИХ ЗАВАДАХ

О.М. Земляченко, Р.О. Кожемякін, С.К. Абрамов, В.В. Лукін, М.К. Чобану

Розглянуто підходи до стиснення зображень з втратами на основі візуальної моделі сприйняття людини при сигнально-залежних завадах. Проведено порівняння ефективності стиснення зображень, як з урахуванням візуального сприйняття людини, так і без нього, у відповідності з декількома критеріями. Досліджено візуальну якість зображень після застосування гомоморфних варіаційно-стабілізуючих перетворень. Показано, що застосування варіаційно-стабілізуючих перетворень забезпечує перевагу, коли превалюючим є сигнально-залежний тип завад. Надано рекомендації щодо вибору параметрів методів стиснення на практиці для забезпечення стиснення зображень в околі оптимальної робочої точки.

Ключові слова: сигнально-залежний шум, варіаційно-стабілізуючі перетворення, стиснення зображень з втратами.

AUTOMATIC IMAGE COMPRESSION IN THE NEIGHBORHOOD OF OPTIMAL OPERATION POINT BASED ON MODEL OF HUMAN VISION SYSTEM FOR SIGNAL-DEPENDENT NOISE

A.N. Zemliachenko, R.A. Kozhemiakin, S.K. Abramov, V.V. Lukin, M.K. Tchobanov

The approaches to lossy compression based on human vision system for images corrupted by signal-dependent noise are analyzed. The efficiency of image compression from both the human visual system and without it according to several criteria is compared. Visual quality of the images after applying the homomorphic variance-stabilizing transformations is studied. It is shown that the use of variance-stabilizing transformations provides advantage when the predominant is signal-dependent type of noise. Recommendations on selecting the parameters of compression methods for the neighborhood of optimal operation point in practice are given.

Keywords: signal-dependent noise, variance-stabilizing transformations, lossy image compression.

Земляченко Александр Николаевич – аспирант каф. «Приема, передачи и обработки сигналов», Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», г. Харьков, Украина, e-mail: hagriel@ukr.net.

Кожемякин Руслан Александрович – аспирант каф. «Приема, передачи и обработки сигналов», Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», г. Харьков, Украина, e-mail: Arctic818@gmail.com.

Абрамов Сергей Клавдиевич – канд. техн. наук, доцент, доцент каф. «Приема, передачи и обработки сигналов», Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», г. Харьков, Украина, e-mail: ask379@mail.ru.

Лукин Владимир Васильевич – д-р техн. наук, проф., проф. каф. «Приема, передачи и обработки сигналов», Национальный аэрокосмический университет им. Н.Е. Жуковского «Харьковский авиационный институт», г. Харьков, Украина, e-mail: lukin@ai.kharkov.com.

Чобану Михаил Константинович – д-р техн. наук, проф., проф. каф. «Электрофизики информационных систем», Национальный исследовательский университет «Московский энергетический институт», г. Москва, Российская Федерация, e-mail: cmk2@orc.ru.

УДК 681.2..531.7(045)

T. HAEIN

*National aviation university, Ukraine***TEMPERATURE ERRORS MODELING OF COORDINATE MEASURING MACHINES**

Coordinate measuring machines (CMMs) are commonly used to determine the parameters of a circular feature using different criteria like minimum zone, least squares, minimum circumscribed or maximum inscribed. For many years, thermal effects have been the largest single source of dimensional errors and equipment non-repeatability. Thermal error variation has a complex nonlinear nature which makes it difficult to handle. Theoretical analysis and analytical representation of almost components of the CMMs measuring uncertainty at the beginning of measurement makes possibilities to create measuring errors models in every CMMs knots, considering temperature influences and estimate there. This work presents the equations for the components of the volumetric error of a Coordinate Measuring Machine including temperature influences and the interest to the temperature effects influence determination on the CMMs uncertainty and there estimation with help of the mathematical statistics methods, for example correlation theory, factorial design and ANOVA.

Key words: coordinate measuring machine, measuring uncertainty, temperature influence.

Introduction

The products manufacturing within smaller tolerances and in larger quantities has impelled the necessity of developing faster, more accurate, flexible and reliable quality control approaches [1]. In this case the most suitable measuring instruments are Coordinate Measuring Machines (CMMs) that can be employed in every branch of machinery industry.

The measurement uncertainty and performance of CMMs is limited by different variety of factors that take action just themselves, combining with each other in a complex combination. Geometric errors compose the most representative fraction of the volumetric error. A full number of 21 errors can be determined from three axis CMMs [2]. Theoretical analysis and analytical representation of almost components of CMMs measuring uncertainty at the beginning of measurement makes possibilities to create measuring errors models in every CMMs knots, considering temperature influences and estimate there.

At the temperature of 20°C, geometric errors can be considered constant, once they vary very slowly with time. However, if the temperature is different from 20°C, these errors can change in magnitude and behaviour due to thermal deformations of the CMM structure in a general sense. Hence, the denominated thermal errors are induced, detrimental to precision and repeatability of CMMs (Bryan, 1995).

The knowledge about temperature variation makes possible determinate performance criterions for every CMMs components and temperature correction directions as goal to minimize measuring uncertainty.

1. Theoretical background

For many years, thermal effects have been the largest single source of dimensional errors and equipment non-repeatability. Thermal error variation has a complex nonlinear nature which makes it difficult to handle. Although not as significant as in machining, thermal error effect on CMM accuracy has been widely addressed [5]. Several studies have been developed with the aim of understanding the characteristics, amplitudes and sources of thermally induced errors so that their effects can be minimized [1]. Thermal errors, their costs and sources have remained practically unchanged (Bryan, 1995). Bryan (1967) assessed the state of the art and relevance of thermally induced errors. According to Bryan, errors due to temperature variation either present the same magnitude or are greater than kinematic, static and dynamic errors. Thermally induced errors are responsible for a considerable fraction of the total error of a machine tool. Ramesh et al (2000) published a paper about thermal errors in machine tools that basically discusses the work concerning the study, measurement, modelling and compensation of thermally induced errors that were produced in the nineties [1].

One of the last research works [1, 3, 4] show the interest to the thermal effects influence determination on the CMMs uncertainty and there estimation with help of the mathematical statistics methods, for example correlation theory, factorial design and ANOVA.

Regarding coordinate measuring machines, the thermal influences issue remains even more critical, due to the poor availability of research on the theme and the insipience of the published results. The subject, although not recent, remains contemporary.

2. Development of the general error model

This work shows a mathematical formulation to obtain the equations for the volumetric error components in CMM considering thermal influences. All experimental runs for the acquisition of error and temperature data were conducted on a moving bridge CMM. The thermal influence problem is not simple, due to the demanding precision requirements for the CMM. Using an general error model obtained by means of homogeneous transformations, each component of the volumetric error can be described as the sum of different parts that are related to the geometric errors of the machine. Geometric errors were showed as functions of position and temperature. The proposed model is based on the straightforwardness of application and adaptation of the homogeneous transformations to any kind of coordinate measuring machines and on the efficient diagnosis ability of the general error method [1]. The modelling was carried out in two stages. Firstly, the equations of the volumetric error for a reference temperature of 20°C were determined by means of homogeneous transformations. Next, the equations of the geometric errors thermally induced variations were determined using regression techniques and the least square method [1].

Hence, the equations of the volumetric error components are given in (1), (2) and (3).

$$E_x = \text{Pos}_X + R_{yX} + R_{zX} + [\text{Ort}_{XY} + \text{Yaw}_X] Y_{34} + [\text{Ort}_{XZ} + \text{Pitch}_X + \text{Yaw}_Z + \text{Roll}_Y] (-Z - Z_{45}) + \text{Roll}_Y Z_{12}, \quad (1)$$

$$E_y = \text{Pos}_Y + R_{xY} + R_{zY} + [\text{Ort}_{XY} + \text{Yaw}_Y] (X_{23} + X) - \text{Pitch}_Y Z_{12} + [\text{Ort}_{YZ} + \text{Roll}_X + \text{Pitch}_Y + \text{Pitch}_Z] (-Z - Z_{45}), \quad (2)$$

$$E_z = \text{Pos}_Z + R_{xZ} + R_{yZ} - \text{Roll}_Y (X + X_{23}) - [\text{Roll}_X + \text{Pitch}_Y] Y_{34}, \quad (3)$$

where E_x, E_y and E_z - components of volumetric error at 20°C;

$\text{Ort}_{XY}, \text{Ort}_{XZ}$ and Ort_{YZ} - orthogonality errors;

$\text{Pitch}_X, \text{Pitch}_Y$ and Pitch_Z - angular error Pitch at axis X, Y and Z;

$\text{Pos}_X, \text{Pos}_Y$ and Pos_Z - positioning error at axis X, Y and Z;

R_{xY} and R_{xZ} - straightness error of axis X direction Y and Z;

R_{yX} and R_{yZ} - straightness error of axis Y direction X and Z;

R_{zX} and R_{zY} - straightness error of axis Z direction X and Y;

X, Y and Z - coordinates;

Y_{34}, X_{23}, Z_{12} and Z_{45} - fixed offset.

It is very important to know the amplitude of the variation experienced by the errors and steady offsets due to temperature variation. Therefore, geometric errors must be changed for different thermal states. Resulting data must be treated as functions of position and temperature and finally must be adequately introduced in the general equations.

Each geometric error was written as the sum of two parts Eq. (4). The first one represents the geometric error at 20°C and only depends on the position of the corresponding carriage. The second part represents the thermally induced error variation. It can be described as a function of temperature and position, since temperature variation may cause irregularly distributed error variation along the coordinate axes.

$$\text{feh}_i = \text{feh}_i(p) + \text{vfeh}_i(p, T), \quad (4)$$

where feh_i is the error at any position i and at any thermal state;

$\text{feh}_i(p)$ is the geometric error i at position p ;

$\text{vfeh}_i(p, T)$ is the thermally induced variation of geometric error i at position p .

The mathematical determination of geometric error variation due to changes in temperature is rather complex. Consequently, collected data from thermal drift at four points distributed along each evaluated axis were employed. One data set was acquired at each observation point. These sets represent the thermally induced variation of the error at a given position, until steady state. Expressions describing error variation as a function of temperature at each drift observation point were obtained by means of regression techniques. The variation can be written as:

$$\text{vfeh}_i(T) = \gamma_0 + \gamma_1 T_1 + \gamma_2 T_2 + \dots + \gamma_j T_j, \quad (5)$$

where $\text{vfeh}_i(p, T)$ is the error variation at any point i , for $i=1, \dots, 4$;

T - contains the components of the array of temperature variation from the several thermocouples j , for every $j=1, \dots, 18$;

$\gamma_1, \dots, \gamma_j$ - least squares estimators.

The selection of values that compose the temperature array at each point i was performed by means of a stepwise procedure. Therefore, thermocouples whose temperature presented a correlation greater than or equal to 99,9% were grouped. Subsequently, the effects of variables p and T were superposed for the determination of error variation at any position and at any thermal state, using regression techniques and the least squares method.

$$\text{vfeh}_i(p, T) = \beta_0(T) + \beta_1(T)p_i + \beta_2(T)p_i^2 + \dots + \beta_n(T)p_i^n, \quad (6)$$

where $\beta_i, (i = 0, \dots, n)$ are the regression coefficients;

$p_i, (i = 1, \dots, 4)$ are the positions where thermal drift was observed.

The estimation of coefficients β_n was made possible setting nonequality relationship between Eq. (6) and error array given by (5) and applying the least squares method. The resulting system is given by (7). Least squares estimators $\beta_0, \beta_1, \beta_2, \dots, \beta_n$ are determined so as to minimize Eq. (8)

$$\begin{cases} \beta_0(T) + \beta_1(T)p_1 + \beta_2(T)p_1^2 + \dots + \beta_n(T)p_1^n = \\ \quad = vfeh_1(T), \\ \beta_0(T) + \beta_1(T)p_2 + \beta_2(T)p_2^2 + \dots + \beta_n(T)p_2^n = \\ \quad = vfeh_2(T), \\ \beta_0(T) + \beta_1(T)p_3 + \beta_2(T)p_3^2 + \dots + \beta_n(T)p_3^n = \\ \quad = vfeh_3(T), \\ \beta_0(T) + \beta_1(T)p_4 + \beta_2(T)p_4^2 + \dots + \beta_n(T)p_4^n = \\ \quad = vfeh_4(T) \end{cases} \quad (7)$$

and

$$\begin{aligned} S(\beta_0, \beta_1, \dots, \beta_n) &= \sum_{i=1}^m \varepsilon_i^2 = \\ &= \sum_{i=1}^m (vfeh_i - \beta_0 - \beta_1 x_{li} - \dots - \beta_n x_{ni})^2, \end{aligned} \quad (8)$$

where $vfeh_i(T)$ = error variation at any point i for $i=1, \dots, 4$;

$vfeh_i(p, T)$ = thermally induced variation of geometric error i at position p .

3. Experimental Results

A temperature gradient was introduced, which varied from 20°C to 26°C during the warming up period and from 26°C to 20°C at cooling down. As a result, four data sets that describe error variation at each observation point were obtained.

The curves that describe thermally induced variation of positioning error Y and can be observed that at certain positions, in the early beginning of cooling down process, error variation presents an increasing tendency. This fact is ascribed to system inertia and to the environmental conditions in the room at the moment of data acquisition.

If humidity is high, heating system will work harder, causing cyclic temperature elevations.

Correlation coefficients for each curve were 99,89%, 99,83%, 99,7% and 99,8% respectively. Analysis of residuals showed random behaviour, following an approximately normal distribution with mean value close to zero and constant variance.

The expression for the variation of axis Y positioning error was obtained through the sum of the

solution of system (9) with the error at reference state, so that the function describing the behaviour of the referring error was obtained.

$$\begin{cases} vfeh(0, T) = vfeh_0(T), \\ vfeh(75, T) = vfeh_{75}(T), \\ vfeh(200, T) = vfeh_{200}(T), \\ vfeh(300, T) = vfeh_{300}(T). \end{cases} \quad (9)$$

An analysis performed on the results obtained during the positioning thermally induced error variations for all axes allowed for the conclusion that the assembly principle between slide and scale influences magnitude and behaviour of these errors when the machine is submitted to environmental temperature variation.

The collected data sets were adequately introduced in the mathematical equations to allow for the development of the proposed model.

Conclusions

The ring gauge was measured at several positions and at different temperatures. The coordinates of 10 randomly distributed points on the surface that defines the ring diameter were collected.

The values of the components of the volumetric error were synthesized at the coordinates of the collected points by means of the proposed model.

Next, the error correction at the coordinates of the measured points was performed, and the corrected coordinate values were obtained. Subsequently, the diameter was estimated and the difference between calculated and standard diameter values was determined.

Finally, the difference between calculated and standard diameter values was determined. Standard diameter was obtained by means of calibration. The ring gauge calibrated diameter was 181,0124mm $\pm 1\mu\text{m}$ at 20°C, whereas at 26°C, the value was 180,0137mm $\pm 0,7\mu\text{m}$.

Having known calculated and calibrated diameters, residual error difference was determined.

$$E_{res} = D_{\text{Calculated}} - D_{\text{calibrated}},$$

where $D_{\text{Calculated}}$ -- gauge calculated diameter;

$D_{\text{calibrated}}$ -- gauge calibrated diameter.

From residual error values, an analysis was executed to decide whether the model is adequate or not. Model adequacy is conditioned to residual error values relatively small and normally distributed.

The thermal behaviour of straightness and angular errors of all axes do not depend on the position of the corresponding moving carriages. Hence, during thermal drift data collection, error values can be evaluated at one point only.

References

1. Valdés, R. A Synthesization of Thermally Induced Errors in Coordinate Measuring Machines [Text] / R. A Valdés, B. Di Giacomo, F. T. Paziani // *Journal of the Braz. Soc. of Mech. Sci. & Eng.* – 2005. – V. 27. – No. 2. – P. 170-177.
2. Пирог, Т.М. Параметричні похибки при калібруванні координатно-вимірювальних машин [Текст] / Т.М. Пирог // *Інтегровані інтелектуальні робототехнічні комплекси: тез. доп.*: – К., 2011. – С. 205-206.
3. Piratelli-Filho, A. Application of design of experiment techniques to estimate CMM measurement uncertainty [Электронный ресурс] / A. Piratelli-Filho, B. Di Giacomo. – Режим доступа: http://vsites.unb.br/f/enm/metro/papers/ASPE_00.pdf.
4. Пирог, Т.М. Планування статистичного експерименту [Текст] / Т.М. Пирог // *Приладобудування. Стан і перспективи: тез. доп.*: – К.: НТУУ “КПІ”, 2011. – С. 125.
5. Barakat, N.A. Kinematic and geometric error compensation of a coordinate measuring machine [Text] / N.A. Barakat, M.A. Elbestawi, A.D. Spence // *International Journal of Machine Tools & Manufacture.* – 2000. – No. 40. – P. 833–850.

Поступила в редакцию 5.10.2012

Рецензент: д-р техн. наук, проф., проф. кафедри інформаційних технологій В.П. Квасніков, Національний авіаційний університет, Київ, Україна.

МОДЕЛЮВАННЯ ТЕМПЕРАТУРНИХ ПОХИБОК НА КООРДИНАТНО-ВИМІРЮВАЛЬНИХ МАШИНАХ

Т.М. Хайн

Координатно-вимірювальні машини (КВМ) широко використовуються для визначення геометричних параметрів вимірювальних об'єктів за допомогою різних критеріїв, наприклад, методом найменших квадратів. Протягом багатьох років температурні впливи були одним з найбільших джерел просторових похибок. Варіація температурних похибок має нелінійну природу, що ускладнює проведення вимірювальних експериментів і обробку результатів вимірювання. Теоретичний аналіз і аналітичне представлення більшості складових вимірювальної невизначеності КВМ на етапі планування вимірювального експерименту дає можливість побудувати математичні моделі похибок в кожній ланці КВМ, враховуючи вплив температурних факторів і оцінити їх. В роботі представлені аналітичні моделі складових об'ємних похибок КВМ, визначені температурні впливи на вимірювальну невизначеність КВМ, які можуть бути оцінені за допомогою методів математичної статистики, наприклад кореляційної теорії і дисперсійного аналізу.

Ключові слова: Координатно-вимірювальна машина, вимірювальна невизначеність, температурний вплив.

МОДЕЛИРОВАНИЕ ТЕМПЕРАТУРНЫХ ПОГРЕШНОСТЕЙ НА КООРДИНАТНО-ИЗМЕРИТЕЛЬНЫХ МАШИНАХ

Т.М. Хайн

Координатно-измерительные машины (КИМ) широко используются для определения геометрических параметров измерительных объектов с помощью различных критериев, например, метода наименьших квадратов. На протяжении многих лет исследований температурное влияние было одним из важнейших источников пространственных погрешностей. Вариация температурных погрешностей имеет нелинейную природу, что усложняет проведение измерительных экспериментов и обработку результатов измерений. Температурный анализ и аналитическое представление основных составляющих измерительной неопределённости КИМ на этапе планирования измерительного эксперимента даёт возможность построить математические модели погрешностей в каждом узле КИМ при влиянии температурных факторов и оценить их. В работе представлены аналитические модели составляющих объёмных погрешностей КИМ, определены температурные влияния на измерительную неопределённость КИМ, которые могут быть оценены с помощью методов математической статистики, например, корреляционной теории и дисперсионного анализа.

Ключевые слова: Координатно-измерительная машина, измерительная неопределённость, температурное влияние.

Хайн Тамара Михайлівна – аспірант кафедри інформаційних систем Інституту інформаційно-діагностичних систем Національного авіаційного університету, Київ, Україна.

УДК 629.197

А.Л. МАКАРОВ¹, Д.К. МОЗГОВОЙ², А.М. КУЛАБУХОВ²,
В.С. ХОРОШИЛОВ¹, А.Л. ОЛЬШЕВСКИЙ¹, В.М. ПОПЕЛЬ¹

¹ Государственное предприятие «Конструкторское бюро «Южное» им. М.К. Янгеля»

² Днепропетровский национальный университет им. О. Гончара

ПОВЫШЕНИЕ ОПЕРАТИВНОСТИ СПУТНИКОВОЙ СЪЕМКИ ПРОТЯЖЕННЫХ ТЕРРИТОРИЙ СЛОЖНОЙ КОНФИГУРАЦИИ

Приведена оценка сравнительной эффективности разработанного метода повышения оперативности спутниковой съемки протяженных территорий сложной конфигурации с применением спутников дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ) с оптико-электронными сканерами высокого пространственного разрешения, реализуемого с помощью программного управления ориентацией спутника во время съемки. Описаны методы аппроксимации протяженного объекта сложной конфигурации с использованием кубических сплайнов, математическая модель орбитального движения спутника с учетом основных возмущений, а также результаты моделирования различных видов съемки заданной территории с использованием фактических данных об облачности.

Ключевые слова: спутниковая съемка, протяженные территории, дистанционное зондирование Земли, оптико-электронный сканер, программное управление ориентацией

Введение

При спутниковой съемке оптико-электронными сканерами высокого пространственного разрешения протяженных территорий сложной конфигурации (границы, дороги, реки, береговые линии и т.п.), расположенных не вдоль подспутниковой трассы, возникает проблема, связанная с узкой (обычно от 5 до 20 км) полосой захвата сканера, не позволяющей оперативно снимать произвольно расположенные протяженные участки за один виток [1, 2].

Как правило, в таких случаях необходима съемка нескольких сцен с разных витков, причем для солнечно-синхронных орбит, характерных для спутников ДЗЗ с оптико-электронными сканерами, за сутки одна и та же территория может быть снята только на одном витке.

Поэтому даже двухвитковая съемка может потребовать при отсутствии облачности и ограничений на минимальные углы съемки нескольких дней (в зависимости от полосы захвата сканера и диапазона углов перенацеливания спутника).

С учетом условий облачности съемка может потребовать еще больше времени, что для большинства прикладных и научных задач неприемлемо [3, 4].

Некоторые зарубежные спутники с оптико-электронными сканерами высокого пространственного разрешения позволяют выполнять съемку произвольно-ориентированных прямолинейных протя-

женных участков. Однако, съемка протяженных территорий сложной конфигурации выполняется за несколько витков [5, 6].

1. Постановка задачи исследования

Существенно повысить оперативность спутниковой съемки протяженных территорий сложной конфигурации позволяет новый метод съемки в процессе перенацеливания (т.е. с ненулевыми угловыми скоростями), реализуемый с помощью программного управления ориентацией спутника [7, 8].

Ниже приведены методика и сравнительные оценки оперативности спутниковой съемки протяженной береговой линии сложной конфигурации, полученные в результате моделирования с использованием фактических данных об облачности по данной территории.

Исходные данные для моделирования:

- снимаемый участок – южное побережье Крыма от Севастополя до Феодосии (протяженность около 160 км);
- период съемки – 19...23 мая 2012 г.;
- тип орбиты спутника – солнечно-синхронная, высота 700 км;
- полоса захвата сканера в надире – 15 км.

2. Методы исследования

Снимаемая береговая линия задается на карте узловыми точками x_i с произвольным шагом по широте и долготе (количество узловых точек объекта

$n=6\dots 9$). Для аппроксимации береговой линии функцией $S(x)$, используется естественный кубический интерполирующий сплайн с последующим сглаживанием методом наименьших квадратов [9, 10].

Узловые точки на рис. 1 показаны крестиками, а пунктиром показана их линейная аппроксимация.

Функция $S(x)$ интерполируется полиномом

$$S_i(x) = \omega y_i + \bar{\omega} y_{i-1} + h_i^2 \left[(\omega^3 - \omega) \delta_i + (\bar{\omega}^3 - \bar{\omega}) \delta_{i-1} \right],$$

где $h_i = x_{i+1} - x_i$, $\omega = \frac{x-x_i}{h_{i+1}}$, $\bar{\omega} = 1 - \omega$.

Коэффициенты сплайна $\delta_0 = 0$, $\delta_n = 0$, а $\delta_1 \dots \delta_{n-1}$ находятся из системы линейных уравнений

$$\begin{pmatrix} 2[h_1+h_2] & h_2 & \dots & 0 \\ h_2 & 2[h_2+h_3] & \dots & 0 \\ 0 & h_3 & \dots & 0 \\ \dots & \dots & \dots & \dots \\ 0 & 0 & h_{n-1} & 2[h_{n-1}+h_n] \end{pmatrix} \times \begin{pmatrix} \delta_1 \\ \delta_2 \\ \delta_3 \\ \dots \\ \delta_{n-1} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \Delta_2 - \Delta_1 \\ \Delta_3 - \Delta_2 \\ \Delta_4 - \Delta_3 \\ \dots \\ \Delta_n - \Delta_{n-1} \end{pmatrix}. \quad (1)$$

Ее матрица является трехдиагональной, симметричной, со строгим диагональным преобладанием. Такая система эффективно решается методом прогонки [11].

Запишем систему уравнений (1) в виде

$$\begin{pmatrix} a_0 & b_0 & 0 & 0 & \dots & 0 & 0 & 0 \\ c_1 & a_1 & b_1 & 0 & \dots & 0 & 0 & 0 \\ 0 & c_2 & a_2 & b_2 & \dots & 0 & 0 & 0 \\ \dots & \dots & \dots & \dots & \dots & \dots & \dots & \dots \\ 0 & 0 & 0 & \dots & c_{n-2} & a_{n-2} & b_{n-2} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \dots & 0 & c_{n-1} & a_{n-1} & b_{n-1} \\ 0 & 0 & 0 & \dots & 0 & 0 & c_n & a_n \end{pmatrix} \times \begin{pmatrix} m_0 \\ m_1 \\ m_2 \\ \vdots \\ m_{n-2} \\ m_{n-1} \\ m_n \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} d_0 \\ d_1 \\ d_2 \\ \vdots \\ d_{n-2} \\ d_{n-1} \\ d_n \end{pmatrix}, \quad (2)$$

где: $a_0 = \frac{h_1}{3}$, $b_0 = \frac{h_1}{6}$, $d_0 = -p_0 + \frac{y_1 - y_0}{h_1}$,

$i = 1, \dots, n-1$, $c_i = \frac{h_i}{6}$, $a_i = \frac{h_i + h_{i+1}}{3}$,

$b_i = \frac{h_{i+1}}{6}$, $d_i = \frac{y_{i+1} - y_i}{h_{i+1}} - \frac{y_i - y_{i-1}}{h_i}$,

$$c_n = \frac{h_n}{6}, \quad a_n = \frac{h_n}{3}, \quad d_n = p_n - \frac{y_n - y_{n-1}}{h_n}.$$

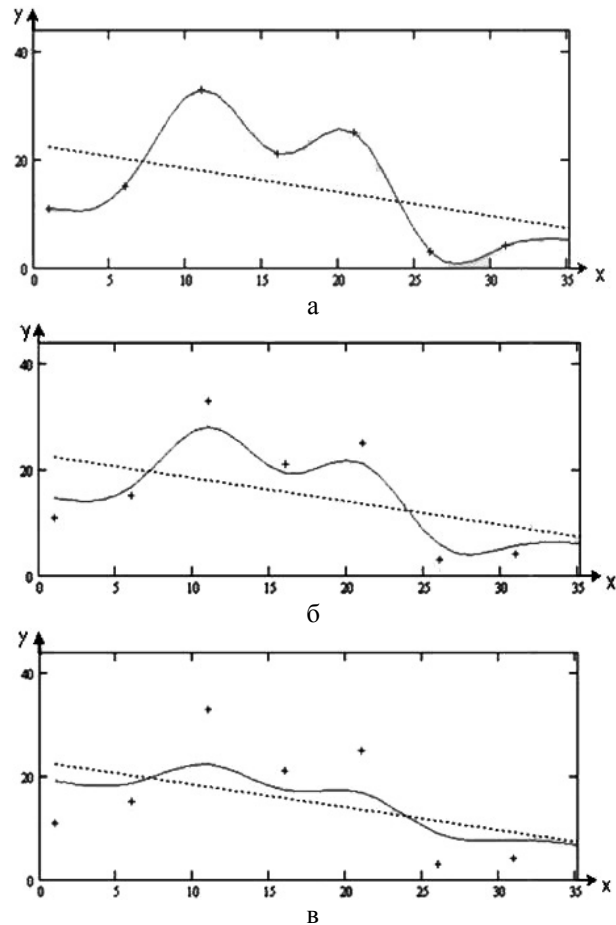


Рис.1. Кубические сплайны:

а – кубический интерполирующий сплайн;
б – сглаживающий сплайн при коэффициенте сглаживания 0,8; в – сглаживающий сплайн при коэффициенте сглаживания 0,3

Решение трехдиагональной системы (2) в виде

$$m_i = \lambda_i m_{i+1} + \mu_i, \quad i = 0, \dots, n-1,$$

где λ_i , μ_i – прогоночные коэффициенты ($m_n = \mu_n$ при $b_n = 0$).

Рекуррентные формулы для прогоночных коэффициентов λ_i , μ_i такие

$$\lambda_0 = -\frac{b_0}{a_0}, \quad \mu_0 = \frac{d_0}{a_0},$$

$$\lambda_i = \frac{-b_i}{a_i + c_i \lambda_{i-1}}, \quad \mu_i = \frac{d_i - c_i \mu_{i-1}}{a_i + c_i \lambda_{i-1}}, \quad i = 1, \dots, n.$$

При использовании метода наименьших квадратов наилучшими коэффициентами $a_1, a_2, \dots, a_m$ считаются те, для которых сумма квадратов отклонений найденной теоретической функции от заданных эмпирических значений будет минимальной.

Следовательно, задача состоит в определении

коэффициентов $a_1, a_2, \dots, a_m$ таким образом (т.е. в выборе одной кривой из множества), чтобы сумма квадратов отклонений была наименьшей

$$S(a_1, a_2, \dots, a_m) = \sum_{i=1}^n [f(x_i; a_1, a_2, \dots, a_m) - y_i]^2 \rightarrow \min. \quad (3)$$

где $a_1, a_2, \dots, a_m$ – коэффициенты аппроксимации.

Для того, чтобы найти набор коэффициентов $a_1, a_2, \dots, a_m$, которые доставляют минимум функции S , определяемой формулой (3), используем необходимое условие экстремума функции нескольких переменных – равенство нулю частных производных.

В результате получим нормальную систему [12] для определения коэффициентов a_i

$$\frac{\partial S}{\partial a_1} = 0; \quad \frac{\partial S}{\partial a_2} = 0; \quad \frac{\partial S}{\partial a_m} = 0. \quad (4)$$

Нахождение коэффициентов a_i сводится к решению системы (3).

Эта система упрощается, если эмпирическая формула (3) линейна относительно параметров a_i , тогда система (4) будет линейной.

В случае линейной зависимости $y = a_1 + a_2 x$ система примет вид

$$\begin{cases} a_1 \sum_{i=1}^n x + a_2 \sum_{i=1}^n x_i^2 = \sum_{i=1}^n x_i y_i; \\ a_2 \sum_{i=1}^n x_i + a_1 n = \sum_{i=1}^n y_i. \end{cases} \quad (5)$$

Коэффициенты a_i определяются из системы (5)

$$a_0 = \frac{\sum_{i=1}^n y_i \sum_{i=1}^n x_i^2 - \sum_{i=1}^n x_i \sum_{i=1}^n x_i y_i}{\sum_{i=1}^n x_i^2 - (\sum_{i=1}^n x_i)^2}, \quad a_1 = \frac{\sum_{i=1}^n x_i y_i - \sum_{i=1}^n x_i \sum_{i=1}^n y_i}{\sum_{i=1}^n x_i^2 - (\sum_{i=1}^n x_i)^2}.$$

Расчет орбитального движения спутника

Для малых периодов прогноза и низкокруговых орбит достаточно точной является аналитическая модель SGP4 [13], позволяющая работать с начальными условиями, представленными в виде TLE-файлов, формируемых системой NORAD.

Первоначальные (подлинные) среднее движение (n'') и большая полуось (a'') восстанавливаются из вводимых элементов эфемерид TLE-файлов (a_0 , n_0 , i_0 , e_0 , M_0 , Ω_0) по следующим формулам

$$a_1 = \left(\frac{k_e}{n_0} \right)^{\frac{2}{3}}, \quad \delta_1 = \frac{3k_2 (3 \cos^2 i_0 - 1)}{2a_1^2 (1 - e_0^2)^{\frac{3}{2}}},$$

$$a_0 = a_1 \left(1 - \frac{1}{3} \delta_1 - \delta_1^2 - \frac{134}{81} \delta_1^3 \right),$$

$$\delta_0 = \frac{3k_2 (3 \cos^2 i_0 - 1)}{2a_0^2 (1 - e_0^2)^{\frac{3}{2}}}, \quad n_0'' = \frac{n_0}{1 + \delta_0},$$

$$a_0'' = \frac{a_0}{1 - \delta_0},$$

где k_e – гравитационная постоянная.

Значения вспомогательных переменных определяются с учетом значений эфемерид и параметров плотности атмосферы S и q_0 по формулам

$$\theta = \cos i_0, \quad \xi = \frac{1}{a_0'' - S}, \quad \beta_0 = (1 - e_0^2)^{\frac{1}{2}}, \quad \eta = a_0'' e_0 \xi,$$

$$C_2 = (q_0 - S)^4 \xi^4 n_0'' (1 - \eta^2)^{\frac{7}{2}} \times \\ \times \left[a_0'' \left(1 + \frac{3}{2} \eta^2 + 4e_0 \eta + e_0 \eta^3 \right) + \right. \\ \left. + \frac{3}{2} \frac{k_2 \xi}{(1 - \eta^2)} \left(-\frac{1}{2} + \frac{3}{2} \theta^2 \right) (8 + 24\eta^2 + 3\eta^4) \right],$$

$$C_1 = B^* C_2, \quad B^* = \frac{1}{2} \frac{C_x F_M}{m} \rho,$$

$$C_3 = \frac{(q_0 - S)^4 \xi^5 A_{3.0} n_0'' \sin i_0 a_E}{k_2 e_0},$$

$$C_4 = 2n_0'' (q_0 - S)^4 \xi^4 a_0'' \beta_0^2 (1 - \eta^2)^{\frac{7}{2}} \times \\ \times \left[2\eta (1 + e_0 \eta) + \frac{1}{2} e_0 + \frac{1}{2} \eta^3 \right] - \frac{2k_2 \xi}{a_0'' (1 - \eta^2)} \times \\ \times \left[3(1 - 3\theta^2) \cdot \left(1 + \frac{3}{2} \eta^2 - 2e_0 \eta - \frac{1}{2} e_0 \eta^3 \right) \right] + \\ + \frac{3}{4} (1 - \theta^2) (2\eta^2 - e_0 \eta - e_0 \eta^3) \cos 2\omega_0,$$

$$C_5 = 2(q_0 - S)^4 \xi^4 a_0'' \beta_0^2 (1 - \eta^2)^{\frac{7}{2}} \times \\ \times \left[1 + \frac{11}{4} \eta (\eta + e_0) + e_0 \eta^3 \right],$$

$$D_2 = 4a_0'' \xi C_1^2, \quad D_3 = \frac{4}{3} a_0'' \xi^2 (17a_0'' + S) C_1^3,$$

$$D_4 = \frac{2}{3} a_0'' \xi^3 (221a_0'' + 31S) C_1^4.$$

Секулярные (вековые) эффекты от сопротивления атмосферы и от гравитационного поля учитываются с помощью выражений

$$\begin{aligned}
M_{DF} &= M_0 + \\
&+ \left[1 + \frac{3k_2(-1+3\theta^2)}{2a_0''^2\beta_0^3} + \frac{3k_2^2(13+78\theta^2+137\theta^4)}{16a_0''^4\beta_0^7} \right] \times \\
&\times n_0''(t-t_0), \\
\omega_{DF} &= \omega_0 + \\
&+ \left[-\frac{3k_2(-1+5\theta^2)}{2a_0''^2\beta_0^4} + \frac{3k_2^2(7-114\theta^2+395\theta^4)}{16a_0''^4\beta_0^8} + \right. \\
&\left. + \frac{5k_4(3-36\theta^2+49\theta^4)}{4a_0''^4\beta_0^8} \right] \times n_0''(t-t_0), \\
\Omega_{DF} &= \Omega_0 + \\
&+ \left[-\frac{3k_2\theta}{a_0''^2\beta_0^4} + \frac{3k_2^2(4\theta-19\theta^3)}{2a_0''^4\beta_0^8} + \frac{5k_4\theta(3-7\theta^2)}{2a_0''^4\beta_0^8} \right] \times \\
&\times n_0''(t-t_0), \\
\delta\omega &= B^*C_3 \cos \omega_0(t-t_0), \\
\delta M &= -\frac{2}{3}(g_0-S)^4 B^*\xi^4 \frac{a_E}{e_0\eta} \times \\
&\times \left[(1+\eta \cos M_{DF})^3 - (1+\eta \cos M_0)^3 \right], \\
M_P &= M_{DF} + \delta\omega + \delta M, \quad \omega = \omega_{DF} - \delta\omega - \delta M, \\
\Omega &= \Omega_{DF} - \frac{21}{2} \frac{n_0''k_2\theta}{a_0''^2\beta_0^2} C_1(t-t_0)^2, \\
e &= e_0 - B^*C_4(t-t_0) - B^*C_5(\sin M_P - \sin M_0), \\
a &= a_0'' - \left[1 - C_1(t-t_0) - \right. \\
&\left. - D_2(t-t_0)^2 - D_3(t-t_0)^3 - D_4(t-t_0)^4 \right]^2, \\
L &= M_P + \omega + \Omega + n_0'' \times \\
&\times \left[\frac{3}{2} C_1(t-t_0)^2 + (D_2 - 2C_1^2)(t-t_0)^3 + \right. \\
&+ \frac{1}{4}(3D_3 + 12C_1D_2 + 10C_1^3)(t-t_0)^4 + \\
&+ \left. \frac{1}{5}(3D_4 + 12C_1D_3 + 6D_2^2 + 30C_1^2D_2 + 16C_1^4)(t-t_0)^5 \right], \\
\beta &= \sqrt{1-e^2}, \quad n = \frac{k_e}{a^2}.
\end{aligned}$$

Дополнительные долгопериодические члены вычисляются по следующим формулам

$$\begin{aligned}
a_{XN} &= e \cos \omega, \quad L_L = \frac{A_3 \sin i_0}{8k_2 a \beta^2} (e \cos \omega) \left(\frac{3+5\theta}{1+\theta} \right), \\
a_{YNL} &= \frac{A_3 \sin i_0}{8k_2 a \beta^2}, \quad L_T = L + L_L,
\end{aligned}$$

$$a_{YN} = e \cos \omega + a_{YNL}.$$

Решение уравнения Кеплера для $(E + \omega)$: устанавливается $U = L_T - \Omega$, и используется итерационное выражение $(E + \omega)_{i+1} = (E + \omega)_i + \Delta(E + \omega)_i$, где

$$\begin{aligned}
\Delta(E + \omega)_i &= \\
&= \frac{U - a_{YN} \cos(E + \omega)_i + a_{XN} \sin(E + \omega)_i - (E + \omega)_i}{-a_{YN} \sin(E + \omega)_i - a_{XN} \cos(E + \omega)_i + 1}, \\
(E + \omega)_1 &= U.
\end{aligned}$$

Для расчета предварительных величин, необходимых для вычисления короткопериодических возмущений, используются следующие выражения

$$\begin{aligned}
e \cos E &= a_{XN} \cos(E + \omega) + a_{YN} \sin(E + \omega), \\
e \sin E &= a_{XN} \sin(E + \omega) + a_{YN} \cos(E + \omega), \\
e_L &= \sqrt{a_{XN}^2 + a_{YN}^2}, \quad P_L = a(1 - e_L)^2, \\
r &= a(1 - e \cos E), \quad \dot{r} = k_e \frac{\sqrt{a}}{r} e \sin E, \quad r\dot{f} = k_e \frac{\sqrt{P_L}}{r}, \\
\cos u &= \frac{a}{r} \left[\cos(E + \omega) - a_{XN} + \frac{a_{YN}(e \sin \omega)}{1 + \sqrt{1 - e^2}} \right], \\
\sin u &= \frac{a}{r} \left[\sin(E + \omega) - a_{YN} - \frac{a_{XN}(e \sin \omega)}{1 + \sqrt{1 - e^2}} \right], \\
u &= \arctg \left(\frac{\sin u}{\cos u} \right).
\end{aligned}$$

Короткопериодические возмущения вычисляются по следующим формулам

$$\begin{aligned}
\Delta r &= \frac{k_2}{2P_L} (1 - \theta^2) \cos 2u, \quad \Delta u = -\frac{k_2}{4P_L^2} (7\theta^2 - 1) \sin 2u, \\
\Delta u &= -\frac{k_2}{4P_L^2} (7\theta^2 - 1) \sin 2u, \\
\Delta i &= \frac{3k_2\theta}{2P_L^2} \sin i_0 \cos 2u, \quad \Delta \dot{r} = -\frac{k_2 n}{P_L} (1 - \theta^2) \sin 2u, \\
\Delta r\dot{f} &= \frac{k_2 n}{P_L} \left[(1 - \theta^2) \cos 2u - \frac{3}{2} (1 - 3\theta^2) \right].
\end{aligned}$$

Добавляя короткопериодические члены, получим оскулирующие величины

$$\begin{aligned}
r_k &= r \left[1 - \frac{3}{2} k_2 \frac{\sqrt{1 - e_L^2}}{P_L^2} (3\theta^2 - 1) \right] + \Delta r, \\
u_k &= u + \Delta u, \quad \Omega_k = \Omega + \Delta \Omega, \quad i_k = i_0 + \Delta i, \\
\dot{r}_k &= \dot{r} + \Delta \dot{r}, \quad r\dot{f}_k = r\dot{f} + \Delta r\dot{f}.
\end{aligned}$$

Прямоугольные координаты и составляющие вектора скорости вычисляются по следующим формулам

$$\begin{aligned}
x &= r_k (-\sin \Omega_k \cos i_k \sin u_k + \cos \Omega_k \cos u_k), \\
y &= r_k (\cos \Omega_k \cos i_k \sin u_k + \sin \Omega_k \cos u_k), \\
z &= r_k \sin i_k \sin u_k, \\
\dot{x} &= \dot{r}_k (-\sin \Omega_k \cos i_k \sin u_k + \cos \Omega_k \cos u_k) + \\
&+ r \dot{f}_k (-\sin \Omega_k \cos i_k \sin u_k - \cos \Omega_k \cos u_k), \\
\dot{y} &= \dot{r}_k (\cos \Omega_k \cos i_k \sin u_k + \sin \Omega_k \cos u_k) + \\
&+ r \dot{f}_k (\cos \Omega_k \cos i_k \sin u_k - \sin \Omega_k \cos u_k), \\
\dot{z} &= \dot{r}_k \sin i_k \sin u_k + r \dot{f}_k \sin i_k \sin u_k.
\end{aligned}$$

3. Результаты моделирования

Моделирование проводилось для следующих видов съемки:

- многовитковая съемка с ориентацией сцены вдоль подспутниковой трассы и нулевыми угловыми скоростями во время съемки;

- многовитковая съемка с произвольной ориентацией сцены и ненулевыми угловыми скоростями во время съемки;

- одновитковая съемка сцены сложной конфигурации с ненулевыми угловыми скоростями во время съемки.

Для получения фактических данных об облачности по данной территории использовались снимки спутников Aqua и Terra (прибор MODIS) [14, 15].

Результаты моделирования показаны на рис. 2...11.

В заданный 5-дневный период снимаемая территория была доступна для съемки полностью 1 день, частично – 2 дня, недоступна – 2 дня.

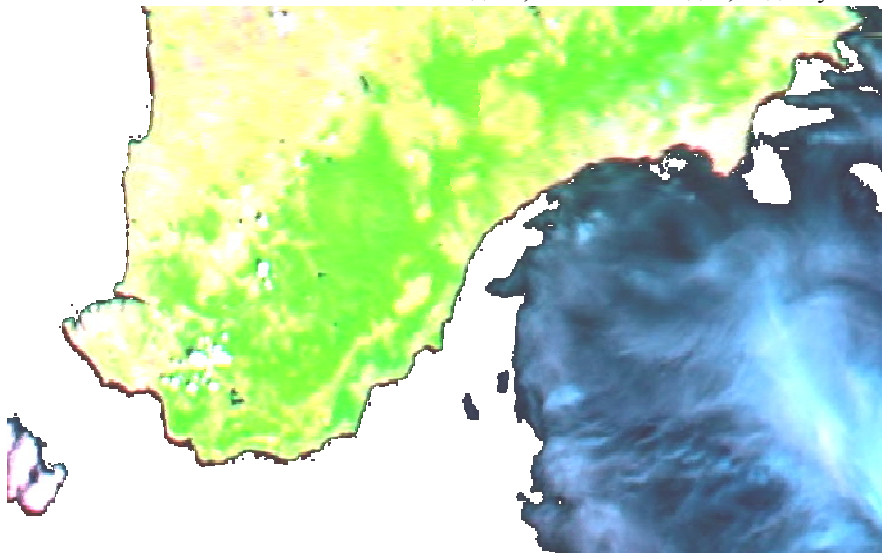


Рис. 2. Состояние облачности 19.05.2012 на время съемки (облачность ~2% - снимаемая территория доступна для съемки)



Рис. 3. Съемка с ориентацией сцены вдоль подспутниковой трассы (за 1-й виток снято ~15% площади территории)



Рис. 4. Съемка с произвольной ориентацией сцены
(за 1-й виток снято ~80% площади территории)

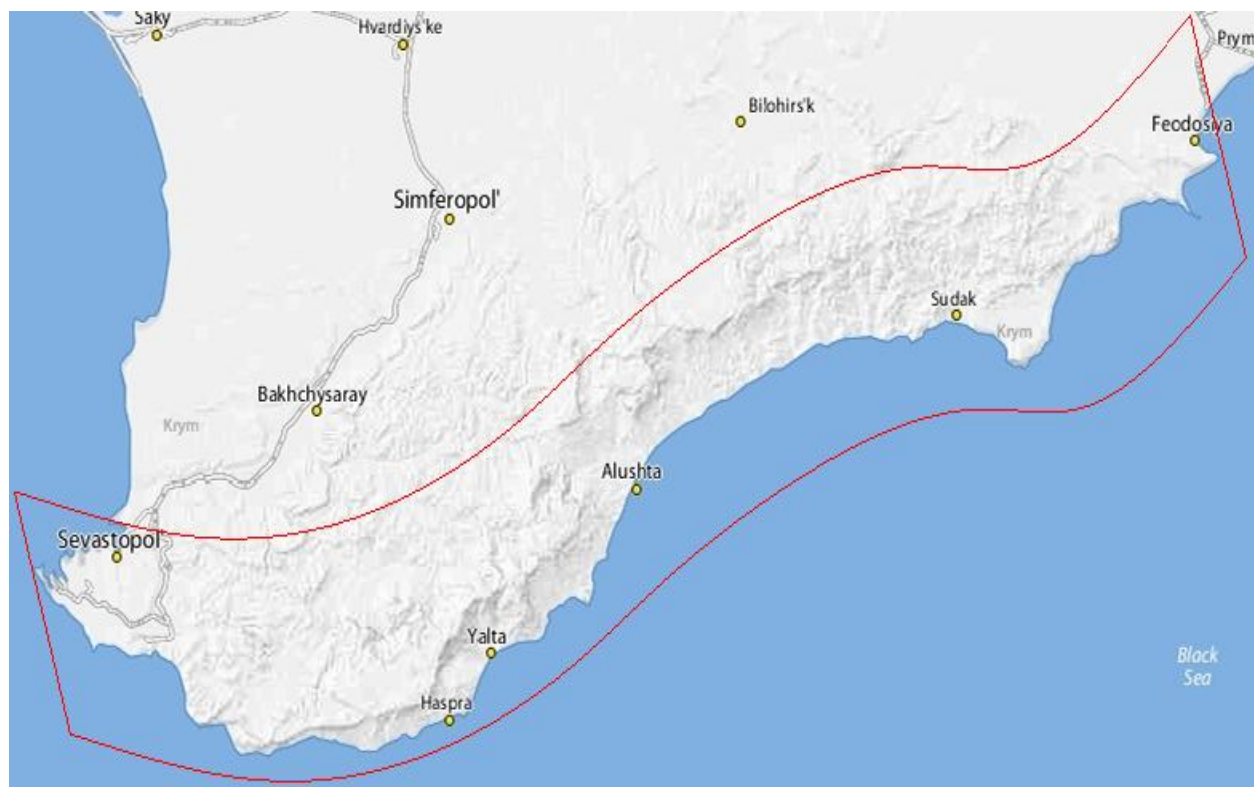


Рис. 5. Съемка сцены сложной конфигурации
(за 1-й виток снято ~98% площади территории)

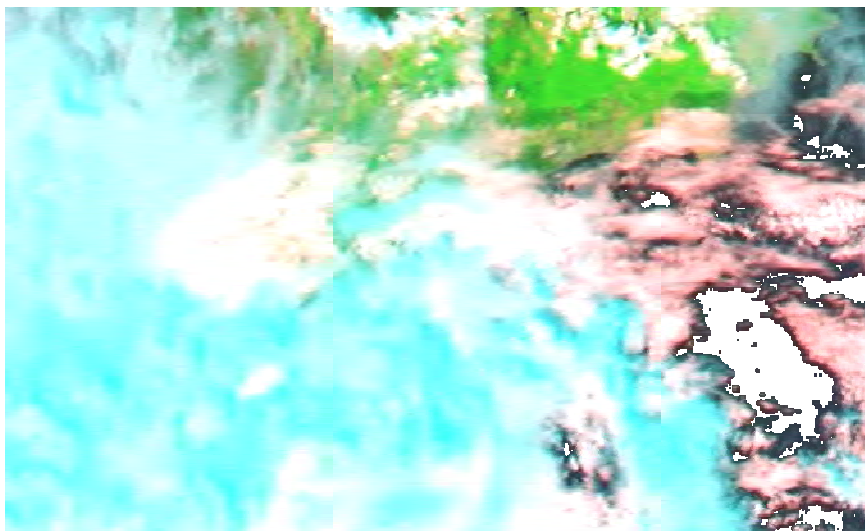


Рис. 6. Состояние облачности 20.05.2012 на время съемки
(облачность ~70% - снимаемая территория недоступна для съемки)



Рис. 7. Состояние облачности 21.05.2012 на время съемки
(облачность ~98% - снимаемая территория недоступна для съемки)

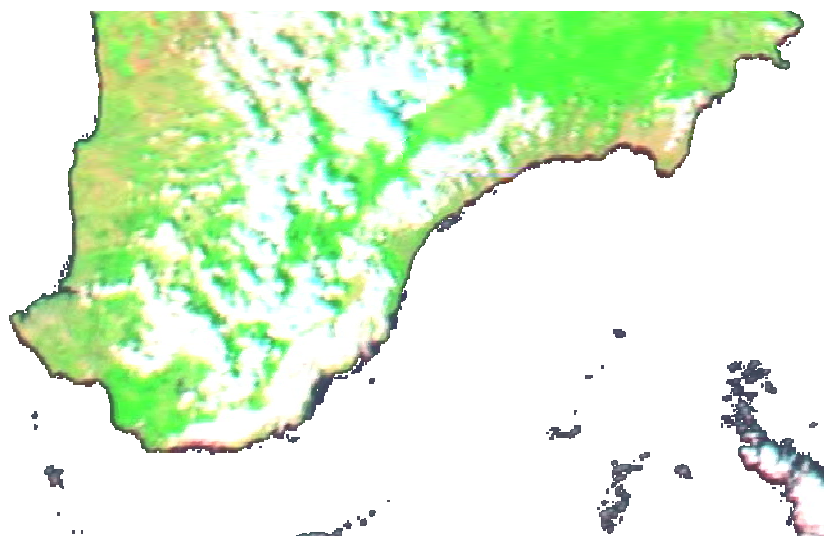


Рис. 8. Состояние облачности 22.05.2012 на время съемки
(облачность ~15% - снимаемая территория частично доступна для съемки)

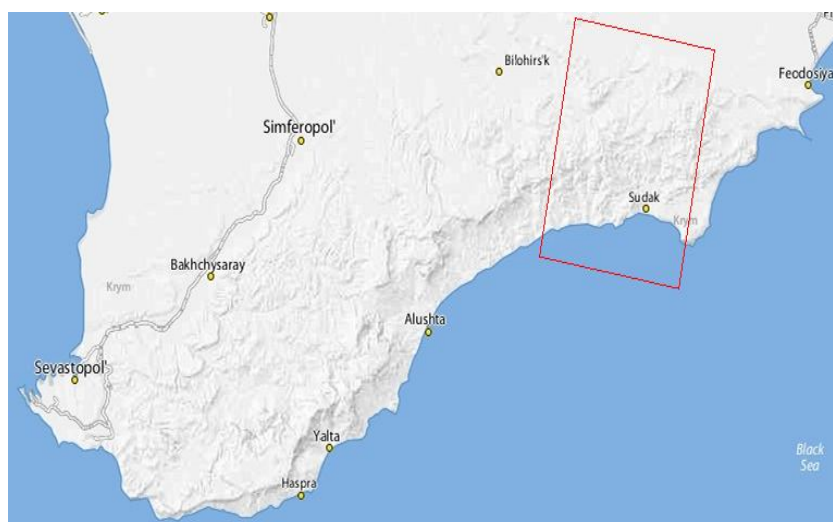


Рис. 9. Съемка с ориентацией сцены вдоль подспутниковой трассы (за 2-й виток снято ~17% площади территории)

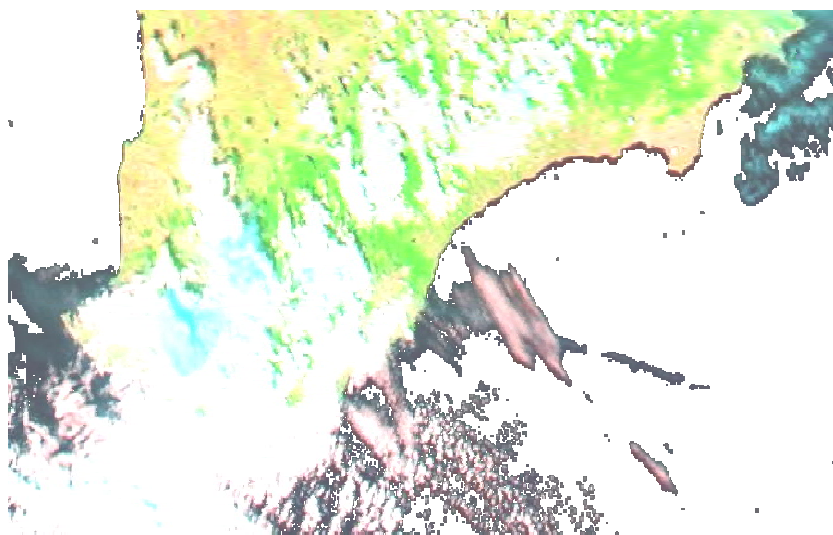


Рис. 10. Состояние облачности 23.05.2012 на время съемки (облачность ~20% - снимаемая территория частично доступна для съемки)

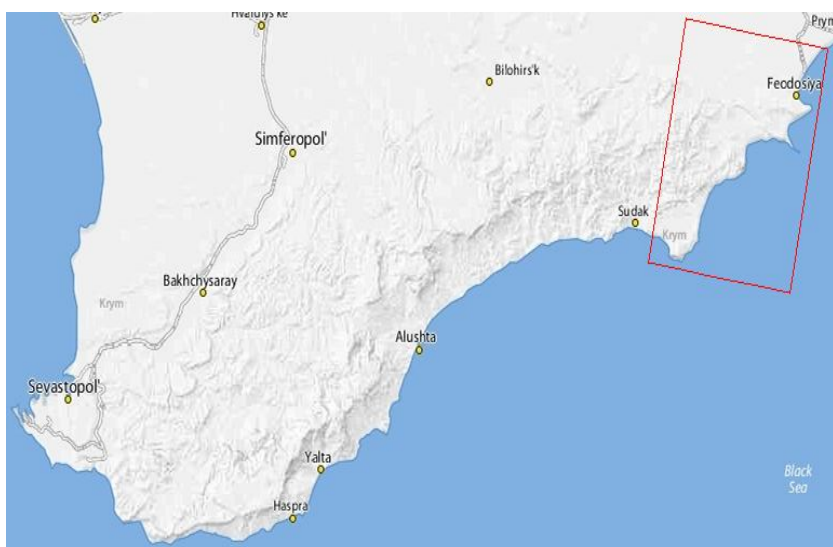


Рис. 11. Съемка с ориентацией сцены вдоль подспутниковой трассы (за 3-й виток снято ~20% площади территории)

Выводы

В таблице 1 приведены показатели эффективности различных видов съемки, полученные в результате моделирования.

Таблица 1
Показатели эффективности съемки в результате моделирования

Вид съемки	Кол-во сцен (витков)	Срок выполнения, дней	Процент снятой площади
Съемка с ориентацией сцены вдоль подспутниковой трассы	3	5	52%
Съемка с произвольной ориентацией сцены	1	1	80%
Съемка сцены сложной конфигурации	1	1	98%

По результатам моделирования можно сделать вывод, что одновитковая съемка сцены сложной конфигурации с ненулевыми угловыми скоростями во время съемки является наиболее эффективной в части оперативности и площади покрытия.

Для других сезонов съемки (осеннее-зимний период) и других регионов Украины влияние погодных условий еще более существенное, и сравнительная эффективность разработанного метода съемки будет еще выше.

Литература

- 1 Мозговой, Д.К. Спутниковая съемка протяженных объектов [Текст] / Д.К. Мозговой, В.И. Волошин // Вісник Дніпропетр. ун-ту. Сер. «Ракетно-космічна техніка». – 2006. – Вип. 10, т. 2. – С. 239 – 241.
- 2 Мозговой, Д.К. Технология съемки протяженных объектов [Текст] / Д.К. Мозговой // IX Міжнар. молодіжна наук.-практ. конф. «Людина і космос»: Зб. тез. – Дніпропетровськ, 2007. – С. 439.
- 3 Мозговой, Д.К. Технология съемки прибрежных зон [Текст] / Д.К. Мозговой, В.И. Волошин // Современные проблемы рационального природопользования в прибрежных морских акваториях Украины. Тезисы докладов Междунар. конф. молодых ученых (Кацивели, 12 – 14 июня 2007). – Севастополь, 2007. – С. 21–22.
- 4 Долинец, Ю.С. Технология спутниковой съемки с ненулевыми угловыми скоростями [Текст] / Ю.С. Долинец, Д.К. Мозговой // X Міжнар. молодіжна наук.-практ. конф. «Людина і космос»: Збірник тез. – Дніпропетровськ: НЦАОМ, 2008. – С. 495.
- 5 Использование новых технологий съемки для повышения эффективности КА МС-2-8 [Текст] / Д.К. Мозговой, В.И. Волошин, Е.И. Бушуев, Ю.Д. Салтыков // VII Украинская конф. по космическим исследованиям. Сб. тезисов. 3 – 8 сентября 2007г., НЦУИКС, Евпатория, 2007. – С. 182–183.
- 6 Мозговой, Д.К. Методика спутниковой зйомки малорозмірних слабоконтрастних об'єктів [Текст] / Д.К. Мозговой // Програма наук. конф. за підсумками наук.-досл. роботи університету за 2010 рік. – Дніпропетровськ: ДНУ, 2010. – С. 108.
- 7 Мозговой, Д.К. Управление ориентацией КА ДЗЗ высокой разрешающей способности [Текст] / Д.К. Мозговой // Вісник Дніпропетр. ун-ту. Сер. «Ракетно-космічна техніка». – 2009. – Вип. 13, т. 1. – С. 59-65.
- 8 Технология спутниковой съемки в процессе перенацеливания [Текст] / О.Л. Макаров, Д.К. Мозговой, А.М. Кулабухов и др. // Космічна наука і технологія. – 2011. – Т. 17, № 6. – С. 3–9.
- 9 Повышение эффективности съемки с помощью космического аппарата земных объектов произвольной конфигурации [Текст] / А.Л. Макаров, Д.К. Мозговой, В.С. Хорошилов и др. // Технологические системы. – 2011. - №2(55). – С. 66-70.
- 10 Методы повышения эффективности спутниковой съемки произвольно расположенных протяженных участков Земли [Текст] / А.Л. Макаров, Д.К. Мозговой, В.С. Хорошилов и др. // 21-я Междунар. конф. «СВЧ-техника и телекоммуникационные технологии». Материалы конф. (Севастополь, 12-16 сент. 2011 г.). Севастополь: Вебер, 2011. – С. 182–183.
- 11 Черкасов, М.А. Численные методы. Решение задач [Текст] / М.А. Черкасов. – М.: Изд-во МАИ, 2007. – 88 с.
- 12 Денисова, Э.В. Основы вычислительной математики [Текст]: Учебно-методическое пособие / Э.В. Денисова, А.В. Кучер. – Санкт-Петербург: ИТМО, 2010. – 164 с.
- 13 Hoots F. Models for Propagation of NORAD Element Sets [Text] / R. Felix Hoots, L. Ronald Roehrich. – Peterson: Project Spacetrack Reports Office of Astrodynamics Aerospace Defense Center, 1980. – 91 p.
- 14 Долинец, Ю.С. Использование снимков со спутников Terra и Aqua для решения актуальных прикладных задач [Текст] / Ю.С. Долинец, Д.К. Мозговой // VI Міжнар. наук.-техн. конф. "Гіротехнології, навігація, керування рухом та конструювання авіаціно-космічної техніки". Збірник доповідей. Частина II. – К.: НТУ КПП, 2007. – С. 97 – 103.
- 15 Кравец, О.В. Использование данных MODIS для экологического мониторинга и контроля ЧС [Текст] / О.В. Кравец, Д.К. Мозговой // X Міжнародна молодіжна наук.-практ. конф. «Людина і космос»: Збірник тез. – Дніпропетровськ: НЦАОМ, 2008. – С. 500.

Поступила в редакцию 19.09.2012

Рецензент: д-р техн. наук, проф., декан физико-технического факультета А.Н. Петренко, Днепропетровский национальный университет им. Олеся Гончара, Днепропетровск.

ПІДВИЩЕННЯ ОПЕРАТИВНОСТІ СУПУТНИКОВОЇ ЗЙОМКИ ПРОТЯЖНИХ ТЕРИТОРІЙ СКЛАДНОЇ КОНФІГУРАЦІЇ

О.Л. Макаров, Д.К. Мозговой, А.М. Кулабухов, В.С. Хорошилов, О.Л. Ольшевський, В.М. Попель

Наведено оцінку порівняльної ефективності розробленого методу підвищення оперативності супутникової зйомки протяжних територій складної конфігурації із застосуванням супутників дистанційного зондування Землі (ДЗЗ) з оптико-електронними сканерами високого просторового розрізнення, реалізованого за допомогою програмного керування орієнтацією супутника під час зйомки. Описані методи апроксимації протяжного об'єкту складної конфігурації з використанням кубічних сплайнів, математична модель орбітального руху супутника з урахуванням основних збурень, а також результати моделювання різних видів зйомки заданої території з використанням фактичних даних про хмарність.

Ключові слова: супутникова зйомка, протяжні території, дистанційне зондування Землі, оптико-електронний сканер, програмне керування орієнтацією

EFFICIENCY INCREASING OF SATELLITE SURVEY OF EXTENSIVE TERRITORY WITH COMPLEX CONFIGURATION

A.L. Makarov, D.K. Mozgovoy, A.M. Kulabuhov, V.S. Horoshilov, A.L. Olishevskiy, V.M. Popel

The estimation of the relative effectiveness of the developed method of expediting satellite imagery of extended territories of complex configuration with the use of remote sensing satellites (ERS) with optical-electronic scanners of high spatial resolution by using orientation control of satellite during the shooting. Describes the methods of approximating the longest object complex configuration using cubic splines, mathematical model of the orbital motion in view of major disturbances, as well as the results of modeling different kinds of shooting given territory using actual data on cloud cover.

Key words: satellite imagery, extensive territory, remote sensing, optical-electronic scanner, orientation control program

Макаров Александр Леонидович – канд. техн. наук, Заслуженный машиностроитель Украины, лауреат Государственной премии Украины в области науки и техники, Главный конструктор – начальник конструкторского бюро космических аппаратов систем и комплексов Государственного предприятия «Конструкторское бюро «Южное» им. М.К. Янгеля, Днепропетровск, Украина.

Мозговой Дмитрий Константинович – старший преподаватель факультета физики, электроники и компьютерных систем Днепропетровского национального университета им. Олеся Гончара, Днепропетровск, Украина. e-mail: m-d-k@i.ua

Кулабухов Анатолий Михайлович – канд. техн. наук, доцент, заведующий кафедрой автоматизированного управления физико – технического факультета Днепропетровского национального университета им. Олеся Гончара, Днепропетровск, Украина.

Хорошилов Виктор Сергеевич – д-р техн. наук, профессор, начальник расчетно – теоретического сектора конструкторского бюро космических аппаратов систем и комплексов Государственного предприятия «Конструкторское бюро «Южное» им. М.К. Янгеля, Днепропетровск, Украина. e-mail: skh@ukr.net

Ольшевский Александр Лаврентьевич – Заслуженный машиностроитель Украины, лауреат Государственной премии Украины в области науки и техники, начальник отдела антенно – фидерных и СВЧ устройств конструкторского бюро космических аппаратов систем и комплексов Государственного предприятия «Конструкторское бюро «Южное» им. М.К. Янгеля, Днепропетровск, Украина.

Попель Валерий Михайлович – заместитель начальника отдела антенно – фидерных и СВЧ устройств конструкторского бюро космических аппаратов систем и комплексов Государственного предприятия «Конструкторское бюро «Южное» им. М.К. Янгеля, Днепропетровск, Украина. e-mail: dk@dniprokosmos.dp.ua