

Вестник



УГАТУ

МОЛОДЕЖНЫЙ

2014. № 1 (10)



Молодежный Вестник УГАТУ

Ежемесячный научный журнал

№ 1 (10) / 2014

Учредитель и издатель:

Федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение высшего профессионального образования «Уфимский государственный авиационный технический университет»

Журнал зарегистрирован Федеральной службой по надзору в сфере связи, информационных технологий и массовых коммуникаций.

Свидетельство о регистрации средства массовой информации Эл № ФС77-45257 от 1 июня 2011 г. и ПИ № ФС77-46326 от 26 августа 2011 г.

Редакционная коллегия:

Главный редактор: Лютов Алексей Германович,
проректор ФГБОУ ВПО УГАТУ, д.т.н., проф.

Члены редакционной коллегии:

Ахмедзянов Дмитрий Альбертович, д.т.н., проф.

Месропян Арсен Владимирович, д.т.н., проф.

Елизарьев Алексей Николаевич, к.т.н., доцент

Михайлова Александра Борисовна, к.т.н.

Ответственный редактор: Михайлова Александра Борисовна,
Мухачева Наталья Николаевна

Статьи, поступающие в редакцию, рецензируются.

За достоверность сведений, изложенных в статьях, ответственность несут авторы. Мнение редакции может не совпадать с мнением авторов материалов. При перепечатке ссылка на журнал обязательна.

Материалы публикуются в авторской редакции.

Адрес редакции:

450000, г. Уфа, ул. К. Маркса, д. 12, корп. 6, комн. 610, тел. 273-06-67

e-mail: mvu@ugatu.ac.ru

<http://mvu.ugatu.ac.ru/>

СОДЕРЖАНИЕ

ТЕХНИЧЕСКИЕ НАУКИ	5
Михайлов А. Е., Михайлова А. Б., Ахмедзянов Д. А., Ахметов Ю. М. Экспериментальное исследование статического аэродинамического гистерезиса течения в плоской решетке профилей	5
Михайлов А. Е., Михайлова А. Б., Ахмедзянов Д. А., Ахметов Ю. М. Прогнозирование характеристик осевых многоступенчатых компрессоров во вращающемся срыве	12
Ахмедзянов Д. А., Кишалов А. Е., Маркина К. В. Термогазодинамическое моделирование, предварительный прочностной анализ и выбор материалов, покрытий и других видов подготовки поверхности основных деталей и сборочных единиц проточной части авиационных ГТД на стадии проектирования	19
Кидрасов И.Р. Автоматика ТРДД ПС-90А	27
Мухамедов Р. Р. Математические модели ГТД.....	35
Нигматуллин Р.Р. Преимущества применения автоматизированных систем контроля испытаний.....	43
Рахманкулов Д. Я. Динамика форсированных режимов ГТД.....	53
Мусакаев М. И. САУ энергетических установок.....	63
Смородникова А. В. Особенности запуска авиационного ГТД	69
Симонов Н. Б. Методы диагностики ГТД.....	73
Булычёва А. А., Каримова К. А., Конев К. А. Управление рисками на предприятии авиационного приборостроения на основе ситуационного подхода	80
Субхангулова А. С., Гвоздев В. Е. Линеаризация строгих нелинейных функциональных зависимостей по критерию неопределенности.....	84
Низамов А. Р. Устройство для бесконтактного измерения температуры при помощи акустооптического фильтра	90
Мухаметов Н. Р. Структура и элементная база измерительного блока акустооптического преобразователя температуры.....	94
Хлыстова Е. С. Газоизолированные линии.....	99
Дударева Н. Ю, Цыганов В. В. Исследование возможности повышения износостойкости образцов из титановых сплавов методом искрового упрочнения	102
Сабангулова Л. Б. Применение нечеткой логики в анализе корпоративной электронной системы.....	106

Шакирова Г. Р., Попкова Е. Е., Томшин Я. С., Галиев Б. Р. Методика формирования таксономии и онтологий семантической дисциплинарной сети.....	109
Вавилов В. Е., Бекузин В. И. Расчет электромагнитного амортизатора в программном комплексе ANSOFT MAXWELL.....	114
Камалтдинов И. И., Зырянов А. В. Системы автоматического управления газотурбинными двигателями	118
Хабибуллин Д. Р., Борисов А. О., Борисов К. А. Определение программы изменения фазы выпуска двухтактного двигателя с целью повышения его эффективных показателей.....	123
Бакиева А. Д., Хакимова Л. Ф., Ахметов Ю. М. Исследование переходных процессов перемещения управляющих элементов изотермического вихревого регулятора при возмущениях по давлениям магистральной и питающей сети	130
Ахметов Ю. М., Ахметшин Р. М., Бакиева А. Д., Загрутдинов Р. Г., Калимуллин Р. Р., Свистунов А. В., Хакимова Л. Ф., Чиндина А. А. Диверсификация утилизации энергии давления природного газа.....	138
ГУМАНИТАРНЫЕ НАУКИ	145
Романова Г. Ф., Кульмухаметов М. Б., Воронина А. Н. Моделирование тенденции изменения численности населения России	145
Алиева Е. В. Роль женщины в истории авиации	151
Мансурова Ю. Т., Очереднюк Е. К. Анализ проблем применения института коммерческой медиации в России	158
Воронина А. Н., Сираева Д. Т., Шаяхметова Р. Ф. Анализ факторов, оказывающих влияние на рождаемость.....	162
Ганеев Д. Д. Мировой опыт развития свободных экономических зон и его использование в России	168
ЕСТЕСТВЕННЫЕ НАУКИ	175
Блонский А. В., Ротовский А. А. Выявление зависимости уплаты налогов в бюджет Российской Федерации от различных показателей	175

ТЕХНИЧЕСКИЕ НАУКИ

УДК 621.45.037

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ СТАТИЧЕСКОГО АЭРОДИНАМИЧЕСКОГО ГИСТЕРЕЗИСА ТЕЧЕНИЯ В ПЛОСКОЙ РЕШЕТКЕ ПРОФИЛЕЙ

Михайлов А. Е., Михайлова А. Б., Ахмедзянов Д. А., Ахметов Ю. М.

Расширение области устойчивой работы осевых многоступенчатых компрессоров на сегодняшний день является одним из интенсивно развивающихся направлений исследований в авиадвигателестроительной отрасли промышленности. Вместе с тем, одной из актуальных задач является прогнозирование характеристик осевых компрессоров в срывной области рабочих режимов. Известно, что при увеличении угла атаки происходит изменение геометрических характеристик области отрывного течения, взаимодействие различных областей обтекающего аэродинамический профиль потока. Это взаимодействие происходит с запаздыванием по отношению к изменениям кинематических параметров и по-разному проявляется при увеличении углов атаки (прямой ход, разрушение исходных структур потока) и при их уменьшении (обратный ход, восстановление исходных структур потока), что приводит к зависимости аэродинамических коэффициентов от направления изменения угла атаки, т.е. гистерезисному характеру зависимостей аэродинамических сил и моментов от углов атаки. Данное явление принято называть статическим аэродинамическим гистерезисом.

В данной работе представлены результаты экспериментальных исследований статического аэродинамического гистерезиса течения в плоской решетке профилей, проведенное с целью разработки эмпирической модели, позволяющей прогнозировать величину петли аэродинамического гистерезиса при описании характеристик плоских решеток.

Для проведения экспериментальных исследований статического гистерезиса при обтекании крыльевого профиля используется аэродинамическая труба Aerolab Educational Wind Tunnel (рис. 1), разработанная и произведенная в США. Aerolab EWT это дозвуковая аэродинамическая труба с незамкнутым контуром, размеры рабочей области составляют 30.5см×30.5см×61см. Диапазон скоростей потока в рабочей части аэродинамической трубы составляет от 10 до 65+м/с. Аэродинамическая труба оборудована вентилятором с 9-ю лопатками из упрочненного стекловолокна, максимальная мощность вентилятора 7.5 КВт при частоте вращения 2345 об/мин.



Рис. 1. Внешний вид аэродинамической трубы Aerolab EWT

Проточная часть аэродинамической трубы состоит из сужающейся области, рабочей области с камерой визуализации, диффузора и корпуса вентилятора. Обводы сужающейся области проточной части описываются полиномом 9-го порядка, вид которого является коммерческой собственностью Aerolab. Степень сужения (отношение площади входа к площади выхода) составляет 9.5:1, что обеспечивает высокие характеристики и низкий уровень турбулентности при малых скоростях потока. Аэродинамическая труба оборудована алюминиевой гексагональной сотовой решеткой для выравнивания потока, а также двумя проволочными экранами для снижения уровня интенсивности турбулентности. Сотовая решетка и сетчатые экраны способствуют выравниванию поля параметров на входе в аэродинамическую трубу, а также разрушению крупных вихрей в воздушном потоке. Рабочая область с камерой визуализации выполнена с уклоном 6° для снижения влияния нарастающего пограничного слоя на стенах аэродинамической трубы.

Аэродинамическая труба Aerolab EWT оборудована специализированной системой позиционирования (рис. 2), включающей в себя: червячную передачу с диском управления; рычажный механизм; датчик угла установки модели (ротационный потенциометр). Система позиционирования обеспечивает изменение угла установки модели в диапазоне $-20^\circ \dots +20^\circ$. Система позиционирования крепится к поворотному столу аэродинамической трубы, что позволяет проводить экспериментальные исследования при одновременном изменении угла атаки и угла рыскания.



Рис. 2. Система позиционирования и стержневые тензovesы аэродинамической трубы

Для определения аэродинамических нагрузок, действующих на исследуемую модель используются стержневые аэродинамические многокомпонентные тензovesы (рис. 2), устанавливаемые в систему позиционирования. Стержневые тензovesы обеспечивают определение осевой силы, нормальной силы и момента тангажа.

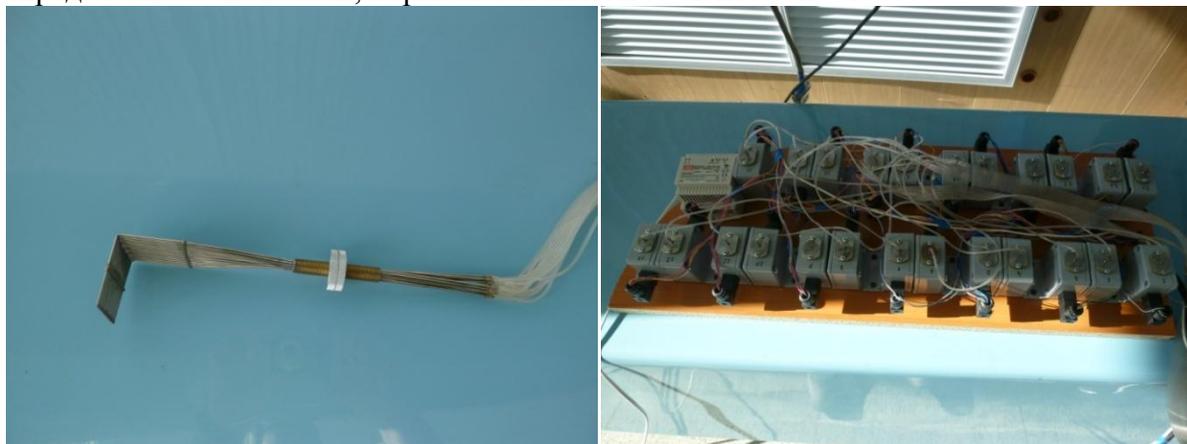


Рис. 3. Гребенка приемников полного давления и датчики давления для исследования распределения давлений в аэродинамическом следе модели

Аэродинамическая труба Aerolab EWT оснащена гребенкой приемников (рис. 3) полного давления потока в аэродинамическом следе модели. В гребенке использованы 18 приемников полного давления, которые оборудованы датчиками давления, включенными в единую систему сбора и анализа результатов экспериментальных исследований. Гребенка приемников полного давления может быть использована для определения сопротивления аэродинамической модели посредством анализа распределения полного давления в аэродинамическом следе модели.

Для определения скорости потока воздуха на входе в рабочую область аэродинамической трубы установлено 4 приемника статического давления, которые объединены в единый коллектор для компенсации возможных неравномерностей потока (рис. 4). Приемники статического давления оснащены датчиками давления, интегрированными в единую систему сбора и анализа результатов экспериментальных исследований.

Для визуализации обтекания модели в аэродинамической трубе используется дым-машина Aerolab Smoke Generator (рис. 5). В качестве механизма генерации струи дыма используется атомизация белого минерального масла Kaydol. Дым-машина Aerolab оснащена дожимным компрессором для формирования требуемого уровня давления в вытеснительной системе подачи масла. Номинальная мощность дым-машины составляет 400Вт.



Рис. 4. Коллектор приемников статического давления на входе в камеру визуализации



Рис. 5. Дым-машина Aerolab Smoke Generator

Для создания системы автоматического управления аэродинамической трубой, а также создания интегрированной системы сбора и анализа результатов экспериментальных исследований используется рабочая станция National Instruments, с установленным лицензионным программным обеспечением LabView 8.6 (рис. 6). Для управления вентилятором аэродинамической трубы используется привод с переменной частотой вращения.



Рис. 6. Рабочая станция National Instruments с программным обеспечением LabView 8.6

Для исследования аэродинамического гистерезиса течения в решетке профилей выбран типовой аэродинамический профиль, используемый в осевых компрессорах при дозвуковых скоростях потока. Профилирование проводилось согласно методике, представленной в [1]. На рис. 7 представлена решетка лопаточных профилей, на основе которой изготовлена 3-D модель методом быстрого прототипирования. На рис. 4.1.21-4.1.23 представлены фотографии картины обтекания изогнутого лопаточного профиля при различных углах установки.

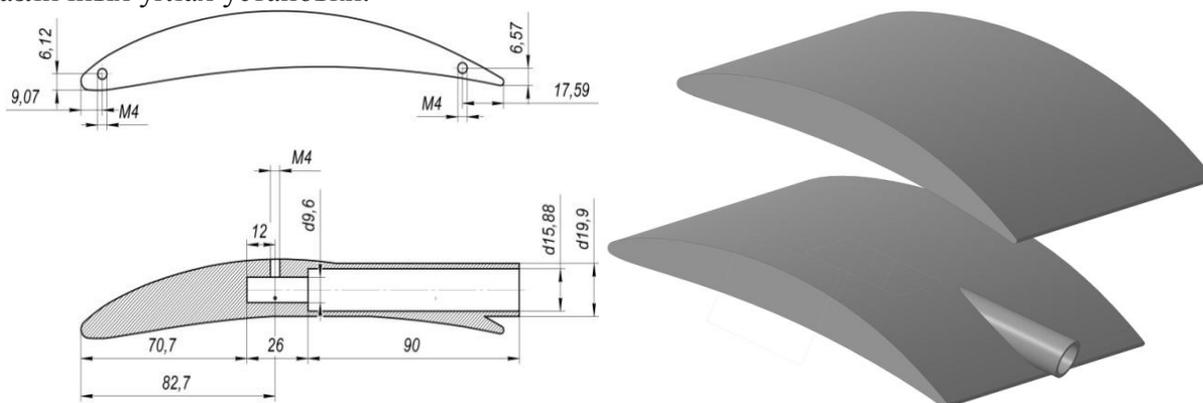


Рис. 8 Исследуемая решетка профилей

На рис. 9 представлены картины течения в решетке изогнутых лопаточных профилей при различных углах установки. Визуализация течения в решетке осуществляется с помощью дым-генератора Aerolab Smoke Generator.

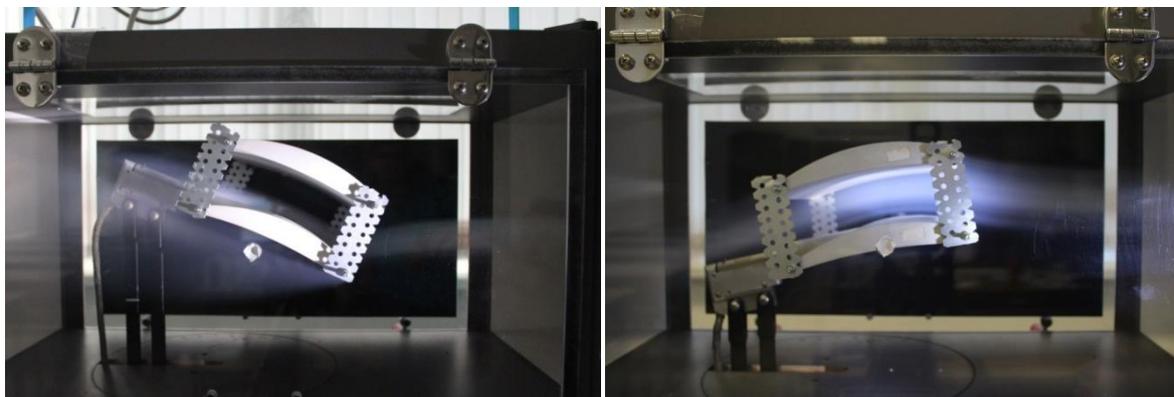


Рис. 9 Картина течения в решетке профилей при положительном и отрицательном угле установки модели

На рисунке 10 представлены результаты исследования аэродинамических характеристик решетки изогнутых лопаточных профилей.

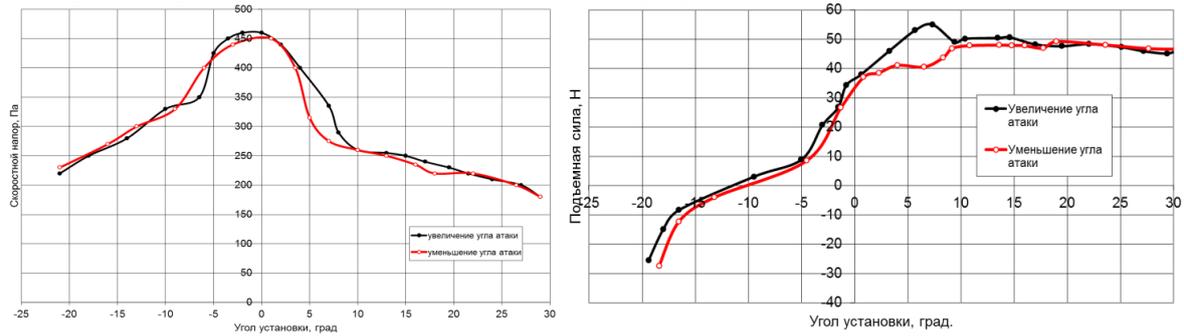


Рис. 10. Изменение скоростного напора на входе в решетку и подъемной силы в зависимости от угла установки решетки профилей и хода эксперимента

Представленные результаты демонстрируют наличие гистерезиса аэродинамических характеристик течения в решетки изогнутых профилей при различных углах установки решетки, соответственно при различном угле атаки потока в решетке профилей.

В рамках проводимых исследований было проведено сопоставление аэродинамических характеристик изолированного изогнутого лопаточного профиля и решетки изогнутых лопаточных профилей. Результаты сопоставления представлены на рис. 11.

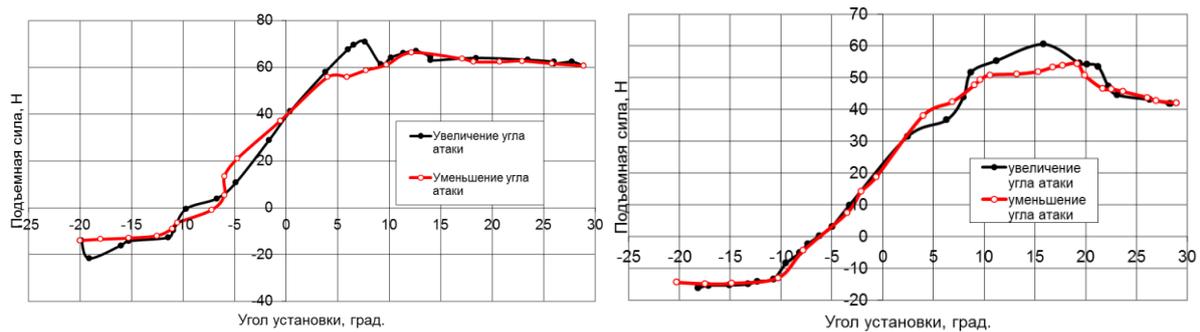
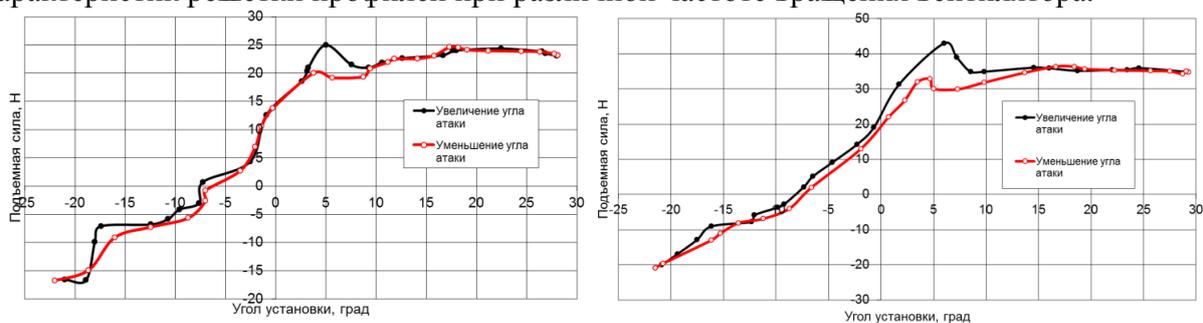


Рис. 11. Сопоставление аэродинамических характеристик изолированного профиля и решетки профилей

Результаты сопоставления характеристик демонстрируют увеличение подъемной силы при переходе от изолированного профиля к решетке профилей, а также изменение характера протекания аэродинамических характеристик, в том числе петли гистерезиса.

Конструкция полученной решетки профилей позволяет изменять густоту решетки, а значит, в рамках проводимого комплекса исследований может быть проведена оценка влияния двух основных факторов – частоты вращения вентилятора и густоты решетки изогнутых профилей. На рис. 12 представлены результаты измерения аэродинамических характеристик решетки профилей при различной частоте вращения вентилятора.



(a)

(b)

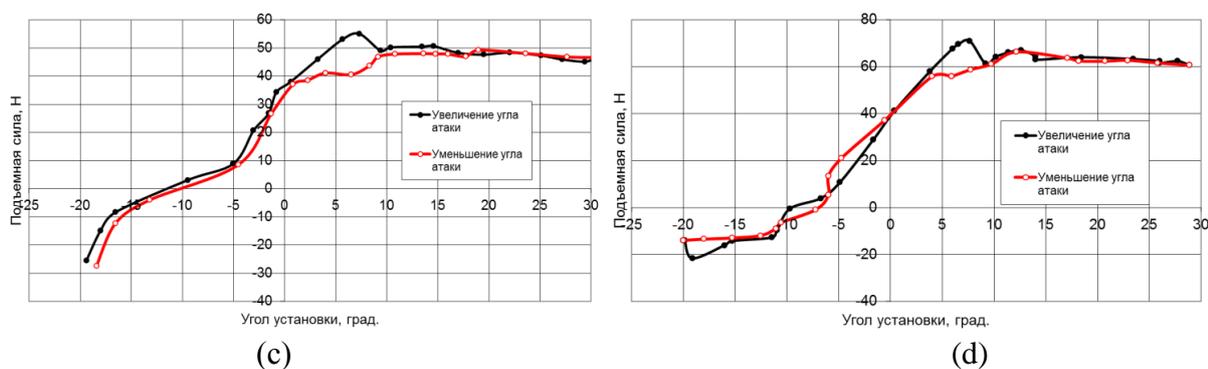


Рис. 12. Аэродинамические характеристики решетки изогнутых профилей при относительной частоте вращения вентилятора:

a - $n_{\text{вент}}=50\%$; b - $n_{\text{вент}}=60\%$; c - $n_{\text{вент}}=70\%$; d - $n_{\text{вент}}=80\%$

При увеличении частоты вращения вентилятора происходит непрерывное увеличение подъемной силы решетки изогнутых лопаточных профилей в связи с ростом скорости потока на входе в камеру визуализации. Следует отметить, что при увеличении частоты вращения вентилятора происходит рост хордового числа Рейнольдса, в результате повышается устойчивость течения в решетке изогнутых профилей к отрыву пограничного слоя. В результате точка возникновения полномасштабной отрывной зоны на спинке профиля, соответствующая точке возникновения петли гистерезиса смещается в сторону больших углов установки решетки профилей.

Также было проведено исследование влияния густоты решетки профилей на аэродинамические характеристики решетки. На рис. 13 представлены результаты измерения аэродинамических характеристик решетки профилей при различной густоте.

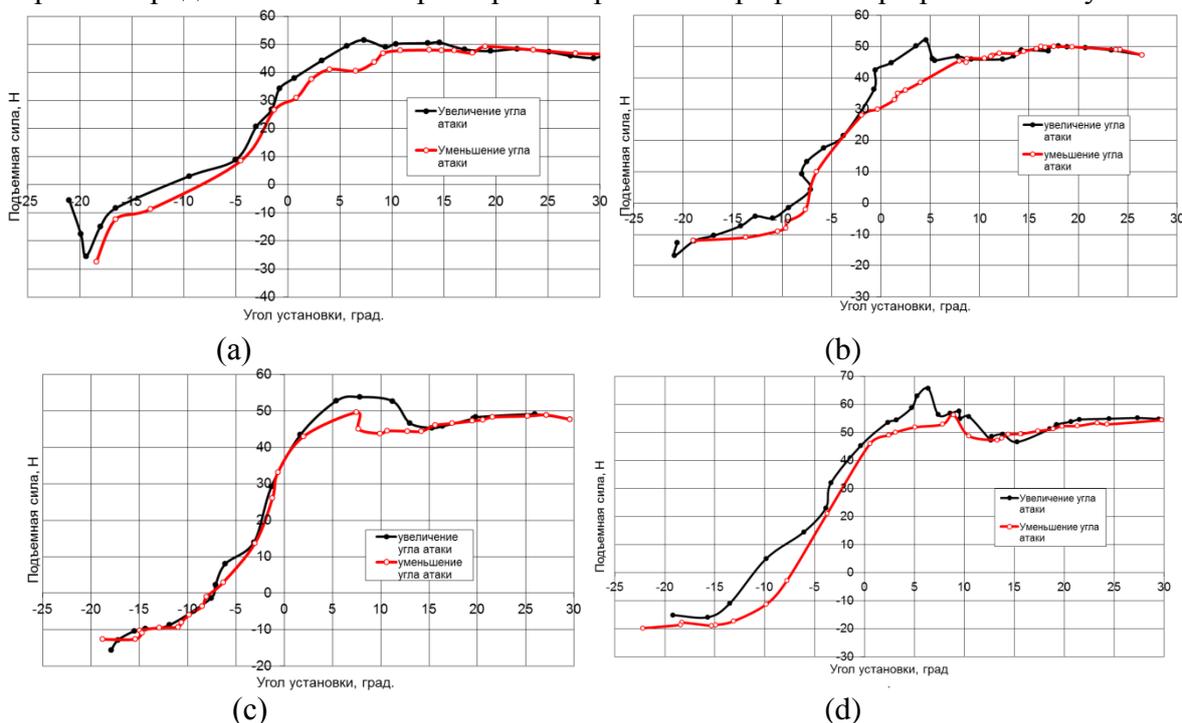


Рис. 13. Аэродинамические характеристики решетки изогнутых профилей при различной густоте решетки:

a - $b/t=1,5$; b - $b/t=1,8$; c - $b/t=2,25$; d - $b/t=3$

Увеличение густоты решетки изогнутых профилей вызывает непрерывный рост подъемной силы, действующей на решетку, в том числе непрерывный рост максимальной подъемной силы, действующей на решетку профилей в точке предшествующей формированию крупномасштабной отрывной зоны на спинке профиля. Густота решетки

не оказывает явно выраженного однозначного влияния на положение точки отрыва на аэродинамической характеристике и величину петли гистерезиса.

По результатам проведенного комплекса исследований была разработана статистическая двухпараметрическая модель, позволяющая прогнозировать величину петли гистерезиса при переходе от безотрывного течения в решетке к отрывному, а также от отрывного течения к безотрывному. Статистическая модель по результатам экспериментальных исследований должна выглядеть следующим образом:

$$\frac{i_{\text{ВЫХ}} - i_{\text{КР}}}{i_{\text{КР}}} = f\left(Re, \frac{b}{t}, \theta, \frac{C_{\text{max}}}{b}, \beta_{1\text{л}}, \frac{a}{b}, \gamma, \text{тип профиля}\right)$$

Из-за ограниченного количества экспериментальных моделей решеток на сегодняшний день предложена следующая эмпирическая модель:

$$\frac{i_{\text{ВЫХ}} - i_{\text{КР}}}{i_{\text{КР}}} = f\left(Re, \frac{b}{t}\right)$$

$$\frac{i_{\text{ВЫХ}} - i_{\text{КР}}}{i_{\text{КР}}} = 0.623 - 0.42 \cdot 10^{-4} \cdot \left(\frac{b}{t}\right) - 4.3 \cdot 10^{-7} \cdot Re + 0.12 \cdot 10^{-5} \cdot Re \cdot \left(\frac{b}{t}\right)$$

На рис. 14 представлена двухпараметрическая статистическая модель, описывающая гистерезис аэродинамических характеристик решетки изогнутых профилей.

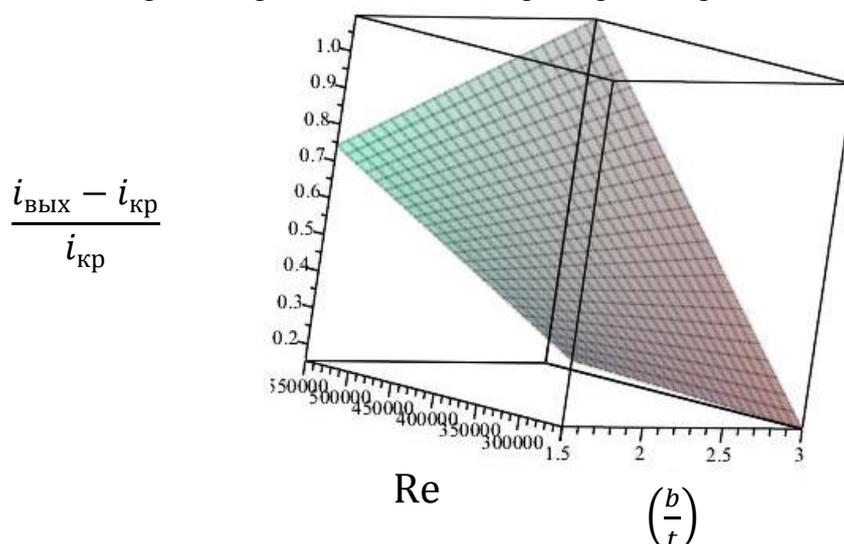


Рис. 14. Статистическая модель, позволяющая определить величину петли гистерезиса

Предлагаемая статистическая модель реализована в системе моделирования COMPRESSOR_S и может быть использована для прогнозирования величины петли гистерезиса на характеристике ступени осевого компрессора.

Исследование выполнено при финансовой поддержке грантов Президента РФ МК-2249.2014.8 и МД-115.2013.8.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Белоусов А. Н. Проектный термогазодинамический расчет основных параметров авиационных лопаточных машин / [А. Н. Белоусов и др.]. – Самара : СГАУ, 2006. – 316 с

ОБ АВТОРАХ



Михайлов Алексей Евгеньевич, аспирант каф. авиац. двигателей УГАТУ, дипл. инж. по авиационным двигателям и энергетическим установкам (УГАТУ, 2010). Исследования в области рабочих процессов в авиационных ГТД на установившихся и неустановившихся режимах, разработки математических моделей сложных технических объектов, САПР авиационных ГТД



Михайлова Александра Борисовна, доц. каф. авиац. двигателей УГАТУ, дипл. инж. по авиационным двигателям и энергетическим установкам (УГАТУ, 2008). Канд. техн. наук по тепловым, электроракетным двигателям и энергоустановкам ЛА (УГАТУ, 2011). Исследования в области процессов в компрессорах авиационных ГТД с использованием имитационного и 3D-CAD/CAE моделирования



Ахмедзянов Дмитрий Альбертович, проф. каф. авиац. двигателей, зам. декана ФАД УГАТУ, дипл. инж. по авиационным двигателям и энергетическим установкам (УГАТУ, 1997). Д-р техн. наук по тепловым, электроракетным двигателям и энергоустановкам ЛА (УГАТУ, 2007). Исследования в области рабочих процессов в авиационных ГТД на установившихся и неустановившихся режимах, разработки математических моделей сложных технических объектов, САПР авиационных ГТД



Ахметов Юрий Мавлютович, доц. каф. прикладной гидромеханики, зам. ген. дир. НИИТ. Дипл. инж.-мех. по авиационным двигателям (УАИ, 1959). Канд. техн. наук по тепловым двигателям (МАИ, 1978). Исследования в области газогидр. течений и систем управления энергоустановок.

УДК 621.45.037

ПРОГНОЗИРОВАНИЕ ХАРАКТЕРИСТИК ОСЕВЫХ МНОГОСТУПЕНЧАТЫХ КОМПРЕССОРОВ ВО ВРАЩАЮЩЕМСЯ СРЫВЕ

Михайлов А. Е., Михайлова А. Б., Ахмедзянов Д. А., Ахметов Ю. М.

В настоящее время ведутся работы над созданием двигателей нового поколения, которые должны обладать техническими характеристиками, придающими качественно новый уровень летательному аппарату. Создание авиационных двигателей нового поколения требует совершенствования не только их конструкций, применения новых материалов и новых технологий изготовления, но и совершенствования систем управления, контроля и диагностики. Основные тенденции развития систем управления,

контроля и диагностики ГТД связаны с повышением эффективности управления рабочим процессом, повышением надежности и ресурса агрегатов систем, снижения стоимости их разработки и эксплуатации.

Новые методы управления направлены на активное управление узлами двигателя для улучшения их характеристик на основных режимах эксплуатации, устранения влияния изменения теплового состояния конструкции, износа и др. На современном этапе развития авиационного двигателестроения значительная роль в обеспечении перспективных целевых показателей эффективности отводится компьютерному моделированию. В настоящее время значительное внимание уделяется одномерным математическим моделям рабочего процесса в газотурбинных двигателях и их основных узлах, поскольку возрастающая мощность современных вычислительных систем в совокупности с технологическими достижениями, обеспечивающими достаточный уровень надежности, помехоустойчивости, ресурса, позволяют использовать поэлементные динамические имитационные модели в программно-алгоритмическом обеспечении бортовых систем управления, контроля и диагностики. Одним из интенсивно развивающихся направлений исследований в авиадвигателестроении является расширение области устойчивой работы компрессоров, а также повышение эффективности методов диагностирования и ликвидации неустойчивой работы компрессоров ГТД.

Результаты экспериментальных исследований вращающегося срыва в осевом компрессоре, проведенные в России и за рубежом [1-3] показывают, что при возникновении отрыва потока со спинки лопатки при превышении критического угла атаки срывная зона может локализоваться на определенной части по высоте пера лопатки (part span stall), а может занять сразу всю высоту пера лопатки (full span stall).

Характер возникновения и развития срывных зон в осевом компрессоре во многом определяется режимом работы на котором происходит возникновение срывных зон (окружная скорость рабочего колеса) и геометрической конфигурацией рабочего колеса (относительный диаметр втулки рабочего колеса).

Анализ результатов испытаний показывает, что в ступенях с малым относительным диаметром втулки (как правило первых ступенях многоступенчатых компрессоров) срывные зоны как правило формируются на периферии рабочего колеса, а затем разрастаются по мере снижения коэффициента расхода (прикрытия дросселя). Данный тип вращающегося срыва получил название частичного либо прогрессирующего (progressive stall), рис. 1(а).

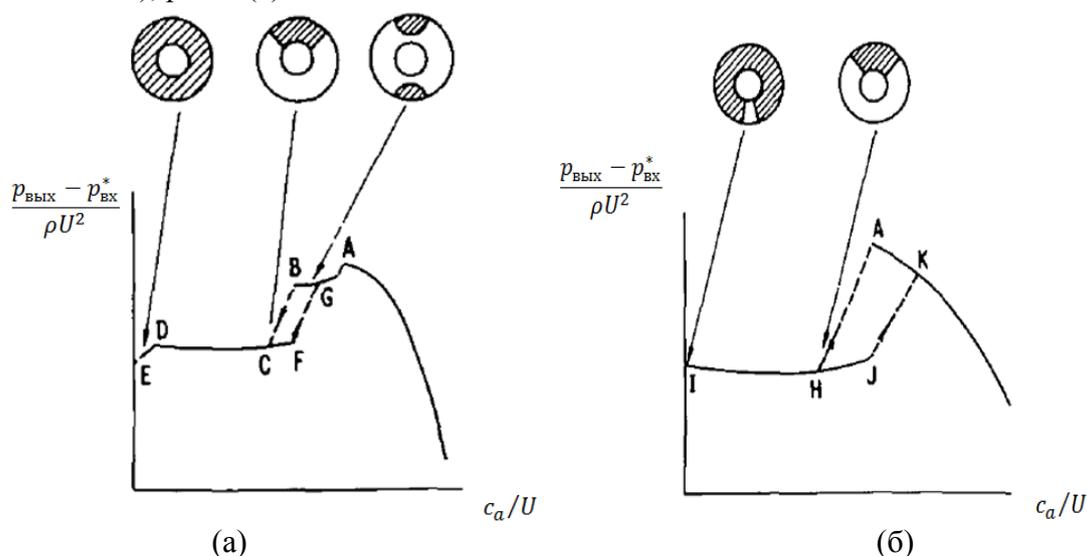


Рис. 1. Характеристика осевого компрессора в частичном вращающемся срыве

В случае рабочего колеса с большим относительным диаметром втулки (как правило это последние ступени многоступенчатых компрессоров) при возникновении

отрыва пограничного слоя на спинке лопатки срывная зона занимает всю высоту лопатки, при этом наблюдается разрывная характеристика компрессора (abrupt stall), рис. 1(б).

В работе [3] отмечается, что в рабочих колесах со средним значением относительного диаметра втулки сначала образуются локализованные срывные зоны, которые при прикрытии дросселя стремительно увеличиваются и занимают всю высоту лопатки.

Гистерезис в возникновении и чередовании количества срывных зон связан с наличием аэродинамического гистерезиса обтекания отдельных профилей, а также с тем, что при образовании новых срывных зон при уменьшении расхода воздуха поток является более равномерным, чем при их ликвидации при прикрытии дросселя: при открытии дросселя скорость в срывных зонах остается меньше средней расходной скорости, в результате чего углы атаки в этих зонах при увеличении расхода оказываются выше, чем при его уменьшении, что приводит к затягиванию срыва [4].

Для разработки систем имитационного моделирования авторами используется программная среда МетаСАПР САМСТО (Система автоматизированного моделирования сложных технических объектов), разработанная на кафедре авиационных двигателей УГАТУ. В технологии МетаСАПР САМСТО реализован объектно-ориентированный подход к построению информационных систем, использующий язык UML (язык графического программирования).

В качестве основы для разработки математической модели рабочего процесса в компрессоре в срывной области рабочих режимов используется разработанная на кафедре авиационных двигателей система имитационного моделирования компрессоров авиационных ГТД COMPRESSOR [6]. Система моделирования COMPRESSOR позволяет рассчитывать характеристики осевых многоступенчатых компрессоров в широкой области режимов работы в устойчивой области, а также прогнозировать границу устойчивой работы осевых многоступенчатых компрессоров.

На основе обобщения экспериментальных исследований характеристик компрессоров в срывной области рабочих режимов, проведенных в NASA, General Electric, Pratt&Whitney разработана математическая модель для описания характеристик осевых компрессоров на режиме прогрессирующего вращающегося срыва.

Авторами предложена следующая модель для расчета характеристик компрессоров в срывной области рабочих режимов:

1. Рассчитываются значения $\bar{v} = \frac{\bar{c}_{a0}}{\bar{c}_{асрыв}}$, $\eta_{срыв}$ и $\bar{H}_{Тсрыв}$ для точки на границе устойчивой работы при заданной частоте вращения ротора.

2. Вычисляются значения $\bar{H}_{уст}$, $\bar{H}_{уст}$, ν и $\eta_{уст}$ в текущей точке согласно математической модели для устойчивой области рабочих режимов.

3. Определяются корректировки адиабатического напора (двухпараметрическая зависимость) и КПД

$$\delta\eta = -0,2482 \cdot \bar{v}^2 - 0,3362 \cdot \bar{v} + 0,5847.$$

4. Вычисляются скорректированные параметры в текущей точке

$$\bar{H} = \bar{H}_{уст} - \delta\bar{H} \cdot \bar{H}_{Тсрыв} \cdot \eta_{срыв}$$

$$\eta = (1 - \delta\eta) \cdot \eta_{срыв}.$$

$$\pi = \left(\frac{\bar{H} \cdot u^2}{\frac{k}{k-1} R \cdot T^*} \right)^{\frac{k}{k-1}}.$$

На рис. 2 представлены эмпирические обобщения в виде относительных поправок для определения адиабатического напора и КПД в прогрессирующем вращающемся срыве. Следует отметить, что поправка для определения адиабатического напора расслаивается по величине числа Маха по окружной скорости на среднем диаметре, а поправка для определения адиабатического КПД компрессора во вращающемся срыве не зависит от числа Маха по окружной скорости на среднем диаметре.

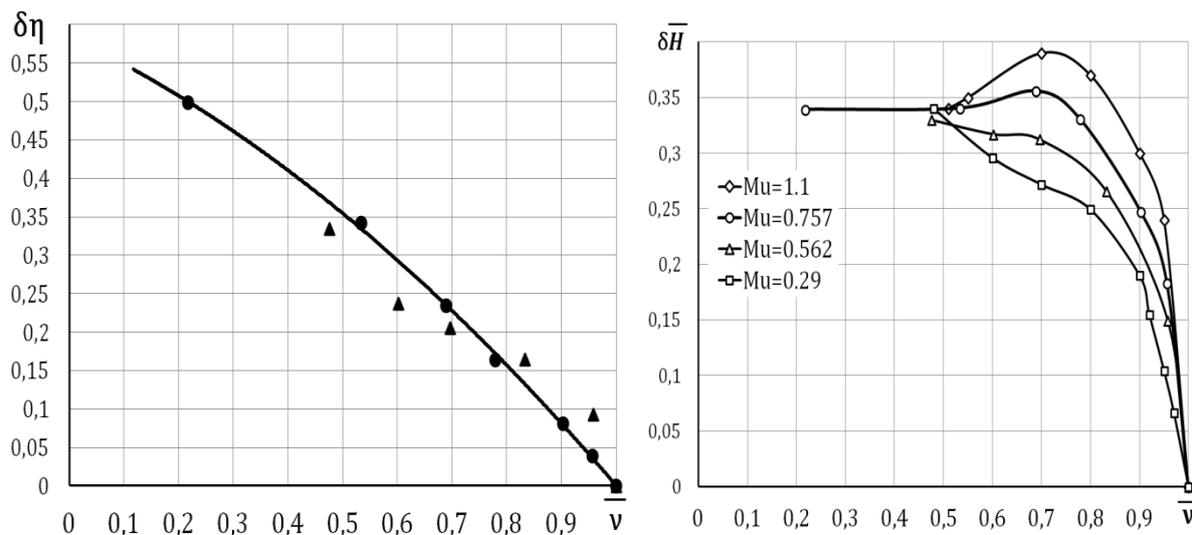


Рис. 2. Поправки для определения адиабатического напора и КПД на среднем диаметре

Была проведена верификация разработанной математической модели с применением результатов испытаний экспериментальной ступени NASA [7]. На рис. 3 представлено изображение ротора экспериментальной ступени и схема проточной части компрессора.

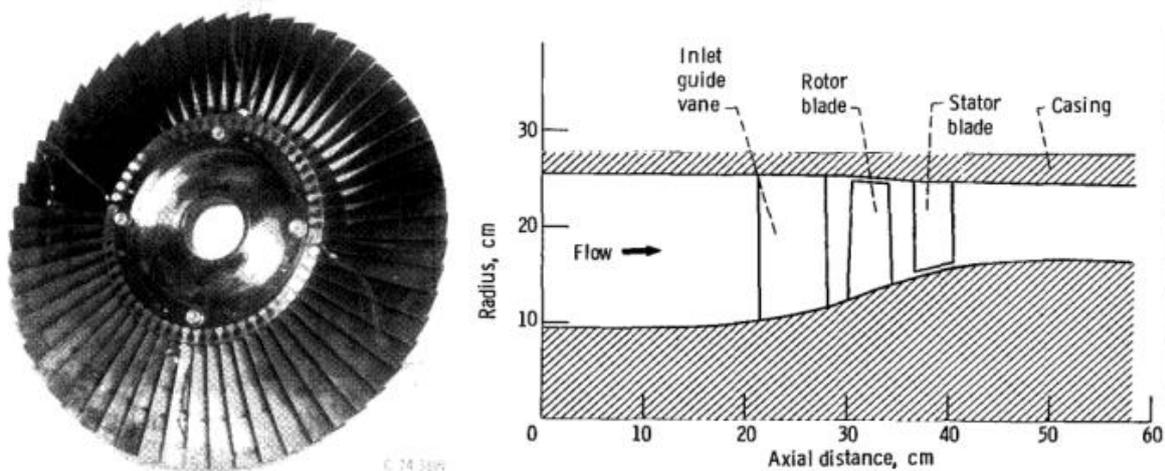


Рис. 3. Внешний вид исследуемой экспериментальной ступени компрессора

Верификация осуществлялась посредством расчета характеристики компрессора в устойчивой и срывной области рабочих режимов и последующего сопоставления с результатами экспериментальных исследований, рис. 4.

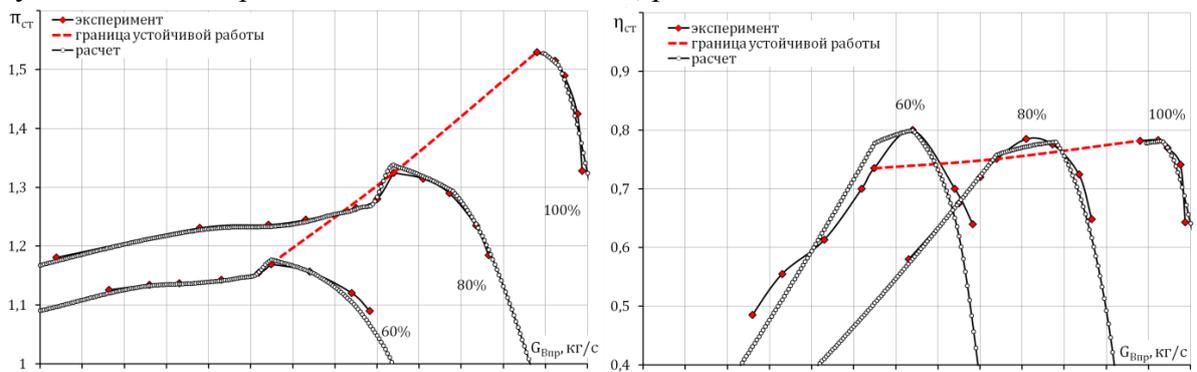


Рис. 4. Верификация математической модели для расчета характеристик компрессоров в срывной области рабочих режимов

Сопоставление расчетных характеристик и экспериментальных результатов указывает на высокую адекватность разработанной математической модели для прогрессирующего вращающегося срыва.

На основе обобщения экспериментальных характеристик ступеней NASA, General Electric и Pratt&Whitney разработана математическая модель, позволяющая рассчитывать характеристики осевых компрессоров в полном вращающемся срыве. Переход с модели прогрессирующего вращающегося срыва на модель полного вращающегося срыва осуществляется в ступенях с относительным диаметром втулки $\bar{d} \geq 0.65$. В качестве примера на рис. 5 представлена характеристика типовой последней ступени многоступенчатого компрессора, демонстрирующая ступенчатый разрыв в срывной области рабочих режимов.

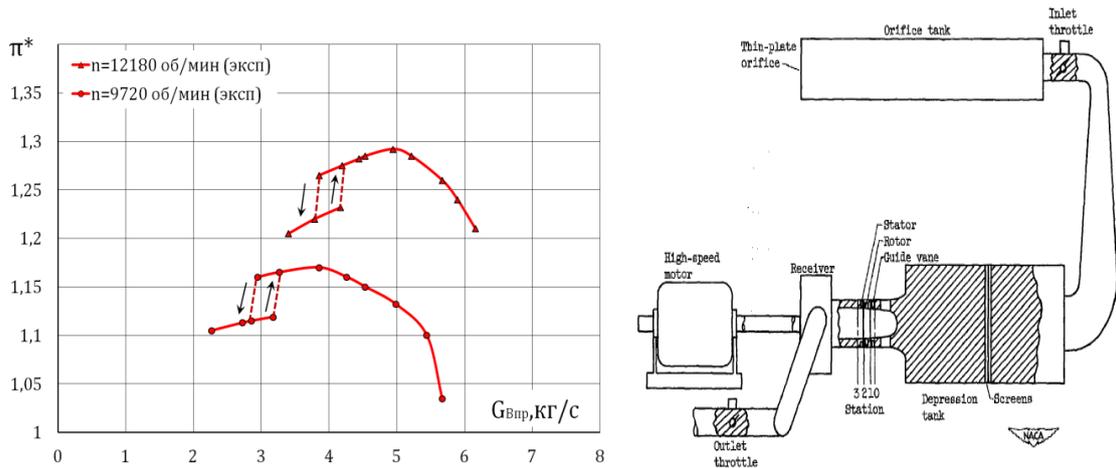


Рис. 5. Характеристика экспериментальной ступени и схема испытательного стенда

Следует отметить, что на каждой напорной ветви имеется точка с максимальной степенью повышения полного давления. При дальнейшем уменьшении расхода воздуха относительно данной точки происходит формирование отрывных зон на спинках лопаток, переход к прогрессирующему вращающемуся срыву, который вызывает снижение степени повышения полного давления. Для описания прогрессирующего вращающегося срыва в ступенях с относительным диаметром втулки $\bar{d} \geq 0.65$ предложена следующая модель.

$$K_2 = -0.23671 \cdot \left(\frac{\bar{c}_a}{c_{a0}}\right)^3 - 0.05446 \cdot \left(\frac{\bar{c}_a}{c_{a0}}\right) + 0.29082$$

$$\bar{H} = \bar{H}_0 \cdot \frac{\bar{c}_a}{c_{a0}} + K_2$$

Если $i > i_{НС}$ и $i < i_{кр}$: $\bar{H} = \bar{H}_0 \cdot \frac{\bar{c}_a}{c_{a0}} + K_2 - K_3$, $K_3 = \bar{H}_{НС} \cdot \left(-0.3912 \cdot \left(\frac{\bar{c}_a}{c_{aНС}}\right) + 0.3943\right)$

Если $i > i_{кр}$: $\bar{H} = \bar{H}_0 \cdot \frac{\bar{c}_a}{c_{a0}} + K_2 - K_3 - K_4$,

$$K_4 = (1.9747 \cdot M_u^3 - 2.7041 \cdot M_u^2 + 0.3294 \cdot M_u + 0.5) \cdot \bar{H}_c$$

Была проведена верификация разработанной математической модели на примере экспериментальной ступени SNECMA, имеющей относительный диаметр втулки $\bar{d} = 0,78$. На рис. 6 представлена схема проточной части испытательного стенда и экспериментальная характеристика ступени [8].

Сопоставление расчетной характеристики и результатов экспериментальных исследований указывает на высокую адекватность предложенной математической модели.

Авторами была проведена верификация разработанных математических моделей, позволяющих рассчитать характеристику ступени компрессора во вращающемся срыве с учетом гистерезиса границы устойчивой работы компрессора. Была исследована экспериментальная ступень NASA, для которой получена экспериментальная характеристика в National Aerospace Laboratories (India). На рис. 10 представлены

расчетная и экспериментальная характеристики ступени компрессора, демонстрирующей наличие гистерезиса границы устойчивой работы [9].

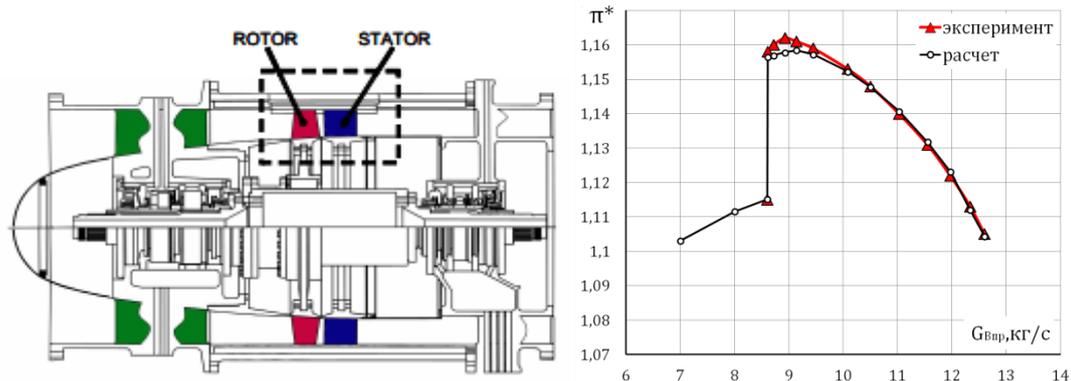


Рис. 6. Внешний вид испытательного стенда и экспериментальная характеристика

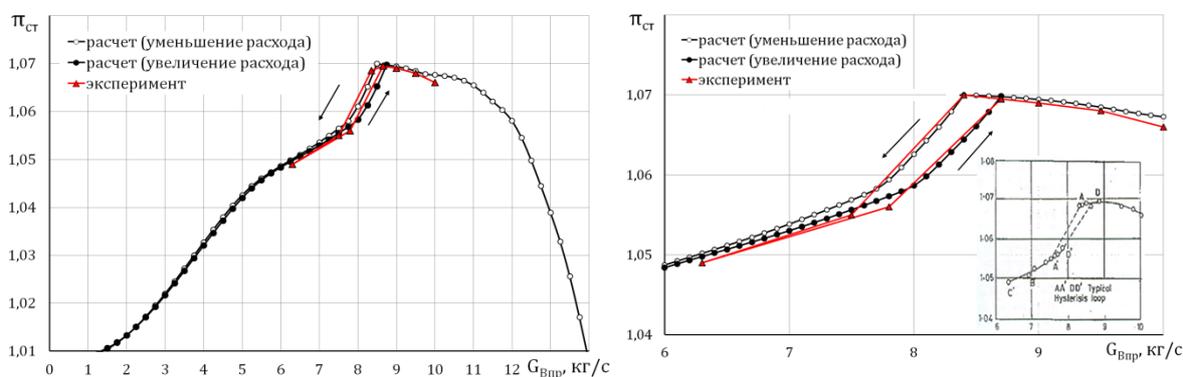


Рис. 10. Верификация математической модели, описывающей гистерезис границы устойчивой работы компрессора

Сопоставление расчетных и экспериментальных характеристик исследуемой ступени компрессора позволяет сделать заключение об удовлетворительной адекватности разработанной математической модели.

В работе представлены результаты разработки комплекса математических моделей для расчета характеристик осевых компрессоров во вращающемся срыве. Разработаны две дополняющие друг друга математические модели для расчета характеристик осевых компрессоров в прогрессирующем и полном вращающемся срыве. Проведена верификация разработанных математических моделей.

Исследование выполнено при финансовой поддержке грантов Президента РФ МК-2249.2014.8 и МД-115.2013.8.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Олыштейн Л.Е. Исследование работы ступени осевого компрессора при расходах, меньших оптимального. ЦИАМ, Труды № 230, 1952.
2. Huppert M., Benser W. Some surge and stall phenomena in axial flow compressors, J. Aeron. Sci., vol. 20, №12, 1953.
3. Jura T., Rannie W.D., Experimental investigations of propagating stall in axial flow compressors, Trans. ASME, vol. 77, №4, 1955.
4. Борисов Г. А., Локштанов Е. А., Олыштейн Л. Е. Вращающийся срыв в осевом компрессоре. — Сб. «Промышленная аэродинамика». — М.: Оборонгиз, 1962, вып. 24.
5. Олыштейн Л. Е. Срывные и помпажные явления в осевом компрессоре. Аэродинамика срывных колебаний лопаток: Обзор литературы / под ред. Л. Е. Олыштейна. — М.: Оборонгиз, 1958. — 38 с.

6. Михайлова А. Б. Методики и компьютеризированная технология двухуровневого газодинамического моделирования компрессоров авиационных ГТД: дисс. Канд. Техн. Наук/ А. Б. Михайлова; Уфимский государственный авиационный технический университет. – Уфа, 2011.– 242 с.
7. Stalled and stall-free performance of axial-flow compressor stage with three inlet guide vane and stator blade settings. D.C. Urasek, R.J. Steinke, W.S. Cunnan. NASA Technical Note D-8457, 1977.
8. Simulation of rotating stall in whole stage of an axial compressor. /N. Gourdain, S. Burguburu, F. Leboeuf, G.J. Michon./AIAA Conference Paper, 2008.
9. Post stall behavior of an axial flow compressor stage. / Q.H. Nagpurwala, S.A. Guruprasad./ NAL-CAE Workshop on Advanced Gas Turbine Technologies, 1997.

ОБ АВТОРАХ



Михайлов Алексей Евгеньевич, аспирант каф. авиац. двигателей УГАТУ, дипл. инж. по авиационным двигателям и энергетическим установкам (УГАТУ, 2010). Исследования в области рабочих процессов в авиационных ГТД на установившихся и неустановившихся режимах, разработки математических моделей сложных технических объектов, САПР авиационных ГТД



Михайлова Александра Борисовна, доц. каф. авиац. двигателей УГАТУ, дипл. инж. по авиационным двигателям и энергетическим установкам (УГАТУ, 2008). Канд. техн. наук по тепловым, электроракетным двигателям и энергоустановкам ЛА (УГАТУ, 2011). Исследования в области процессов в компрессорах авиационных ГТД с использованием имитационного и 3D-CAD/CAE моделирования



Ахмедзянов Дмитрий Альбертович, проф. каф. авиац. двигателей, зам. декана ФАД УГАТУ, дипл. инж. по авиационным двигателям и энергетическим установкам (УГАТУ, 1997). Д-р техн. наук по тепловым, электроракетным двигателям и энергоустановкам ЛА (УГАТУ, 2007). Исследования в области рабочих процессов в авиационных ГТД на установившихся и неустановившихся режимах, разработки математических моделей сложных технических объектов, САПР авиационных ГТД



Ахметов Юрий Мавлютович, доц. каф. прикладной гидромехники, зам. ген. дир. НИИТ. Дипл. инж.-мех. по авиационным двигателям (УАИ, 1959). Канд. техн. наук по тепловым двигателям (МАИ, 1978). Исследования в области газогидр. течений и систем управления энергоустановок.

ТЕРМОГАЗОДИНАМИЧЕСКОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ, ПРЕДВАРИТЕЛЬНЫЙ ПРОЧНОСТНОЙ АНАЛИЗ И ВЫБОР МАТЕРИАЛОВ, ПОКРЫТИЙ И ДРУГИХ ВИДОВ ПОДГОТОВКИ ПОВЕРХНОСТИ ОСНОВНЫХ ДЕТАЛЕЙ И СБОРОЧНЫХ ЕДИНИЦ ПРОТОЧНОЙ ЧАСТИ АВИАЦИОННЫХ ГТД НА СТАДИИ ПРОЕКТИРОВАНИЯ

Ахмедзянов Д. А., Кишалов А. Е., Маркина К. В.

Введение

Проектирование авиационных газотурбинных двигателей (ГТД) – это чрезвычайно трудоёмкая, сложная и творческая задача. К новым перспективным летательным аппаратам, а, соответственно, и к их энергетическим установкам, предъявляются жесточайшие требования по их основным характеристикам. В условиях рыночной экономики перспективные изделия должны быть спроектированы и изготовлены в кратчайшие сроки и с наименьшими затратами. Всё это требует очень высокой оптимизации характеристик отдельных элементов при работе всей системы на различных режимах работы и условиях эксплуатации [1]. Высокая степень согласования отдельных элементов в составе авиационного двигателя возможна только в том случае, если ещё на стадии проектирования и выбора его конструктивной схемы решаются задачи прочностного анализа и выбора материала, покрытия и других видов подготовки поверхности основных деталей и сборочных единиц проточной части [2, 3].

База данных

Для выбора материала, покрытия и других видов подготовки поверхности авторами разработана база данных (БД) материалов, БД композиционных материалов, экспертная система по анализу нагрузок и теплового состояния основных элементов проточной части двигателя и автоматизированного подбора материала, покрытия и других видов подготовки поверхности.

Структура разработанной БД материалов деталей авиационных двигателей, содержит основную информацию о материалах для прочностного анализа (наименование материала, его химическая маркировка, рабочая температура, плотность, механические свойства: температура испытания, модуль упругости, предел текучести, предел прочности) [4].

Экспертная система

Экспертная система (ЭС) разработана на базе системы имитационного термогазодинамического моделирования авиационных двигателей DVIGw, созданной при помощи FrameWork САМСТО.

ЭС состоит из отдельных структурных элементов (СЭ) для прочностного анализа основных элементов газоздушного тракта двигателя и СЭ для выбора материалов, покрытий и других видов подготовки поверхности. Топологическая модель современного ГТД с различными элементами ЭС для выбора материалов, покрытий и других видов подготовки поверхности основных элементов проточной части двигателя представлена на рис. 1. Для передачи информации между СЭ двигателя и СЭ ЭС разработан специальный вид взаимосвязи – информационный поток (см. рис. 1).

СЭ ЭС соединены с соответствующими СЭ двигателя информационными потоками, по которым ЭС получает от СЭ двигателя термогазодинамические параметры потока на входе и выходе из узла, площади поперечных сечений и другие параметры (например, частота вращения ротора). Некоторые элементы ЭС напрямую соединены с СЭ двигателя (СЭ для выбора материала входного устройства, камеры сгорания, форсажной камеры, выходного устройства), другие элементы ЭС соединены со СЭ двигателя через

элементы прочностного анализа (например, СЭ для выбора материала рабочих лопаток турбины и компрессора).

СЭ ЭС получают необходимую информацию от СЭ двигателя, анализируют и обрабатывают её. Затем СЭ ЭС обращаются к БД материалов (или композиционных материалов), считывают строчку из БД. Далее ЭС назначает каждому материалу баллы. Баллы начисляются за рабочую температуру материала (сравнивается с полученными в расчёте температурами анализируемых деталей), за предел прочности (чем больше предел прочности материала при данных температурах, тем больше баллов у материала), за плотность (чем больше плотность материала, тем меньше баллов), за технологичность материала (технологические свойства – свариваемость, штампуемость, возможность литься и т.п.). Программа перебирает материалы из БД и формирует список из пяти материалов, набравших максимальное количество баллов (рис. 2).

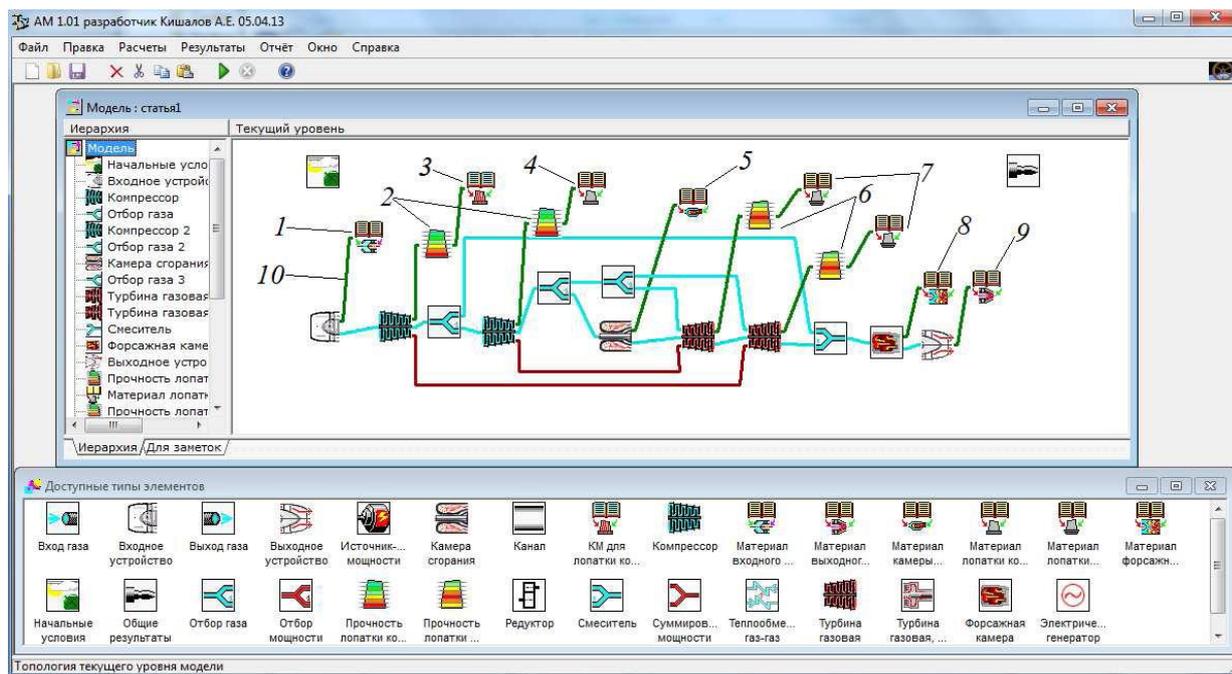


Рис. 1. Топологическая модель ТРДДФсм в ЭС для выбора материала, покрытия и других видов подготовки поверхности, где **1** – СЭ для выбора материала входного устройства; **2** – СЭ для прочностного анализа рабочих лопаток компрессора; **3** – СЭ для выбора композитного материала для рабочих лопаток компрессора; **4** – СЭ для выбора материала рабочих лопаток компрессора; **5** – СЭ для выбора материала корпуса и жаровой трубы основной камеры сгорания; **6** – СЭ для прочностного анализа рабочих лопаток турбины; **7** – СЭ для выбора материала рабочих лопаток турбины; **8** – СЭ для выбора материала корпуса и теплозащитных экранов форсажной камеры; **9** – СЭ для выбора материалов выходного устройства; **10** – информационный поток между СЭ

Для материала, набравшего максимальное количество баллов, формируются рекомендации по различным вариантам мероприятий, повышающих устойчивость к воздействию среды (различные покрытия, химико-термическая обработка, модификация поверхности и т. п.), различные варианты обработки поверхности (абразивная, лезвийная, электрохимическая и т. п.), различные варианты поверхностно-пластической деформации. Свойства каждого материала можно вывести на экран в процессе моделирования (рис. 3).

В элементах ЭС, в которых осуществляется подбор материалов для узлов двигателя, в которых происходит горение (например, основная камера сгорания, форсажная камера), осуществляется расчёт параметров в первичной зоне горения, оценка температур жаровой трубы и корпуса.

Для подбора материалов рабочих лопаток турбины и компрессора в ЭС используются СЭ прочностного анализа (см. рис. 1, СЭ 2, 6), в которых осуществляется

распределение работ и КПД по ступеням, газодинамический расчёт по среднему диаметру и по высоте, профилирование, расчёт статической прочности лопатки (определение действующих газовых и инерционных сил, моментов инерции профиля и т.д.), определение основных напряжений на хвостовике лопатки [4]. Для выполнения расчёта в ЭС необходимо указать тип проточной части узла (закон профилирования: с постоянным наружным диаметром, с постоянным внутренним диаметром, с постоянным средним диаметром), количество ступеней (для компрессора также необходимо указывать количество сверхзвуковых ступеней), показатель степени при профилировании по высоте. Для рабочей лопатки турбины производится оценка температурного состояния пера лопатки с учётом работы системы охлаждения (конвективное, с дефлектором, конвективно-плёночное, пористое).

Список рекомендуемых материалов				<u>Мероприятия, повышающие стойкость материала №1 к воздействию среды:</u>
Место	Порядковый номер материала в БД	Сумма баллов	Материал	
1	153	4.92	ВМЛ17-Т61	Радиопоглощающее покрытие
2	146	4.91	МЛ8-Т6	Гидрофобное нанопокрyтие
3	154	4.91	WE54(Англия)	Антиабразивные покрытия
4	152	4.90	ВМЛ14-Т61	на основе полиуретановых и полимочевинных эластомеров
5	149	4.89	ZK61(США)	Оксидирование
				Хромирование
				Никелирование

<u>Рекомендуемые режимы обработки поверхности:</u>	<u>Рекомендуемые варианты ППД:</u>	
- литьё в песчаные формы (Ra=100)	- дробеструйная обработка	- виброшлифование
- точение/фрезерование (Ra=12.5 - 0.4)	- пневмодинамическая обработка	- галтовка
- обтачивание чистовое (Ra=20 - 1.25)	- пескоструйная обработка	- гидрогалтовка
- шлифование предварительное (Ra=2.5 - 1.25)	- обработка роликами и шариками	- дронирование
- электроэрозионная обработка (Ra=3.2 - 0.4)	- упрочнение микрошариками	- накатывание
	- выглаживание	- чеканка
	- алмазное выглаживание	
	- обработка механической щёткой	
	- виброупрочнение	

Рис. 2. Результаты работы ЭС для входного устройства ТРДДФ см при H = 0, M = 0

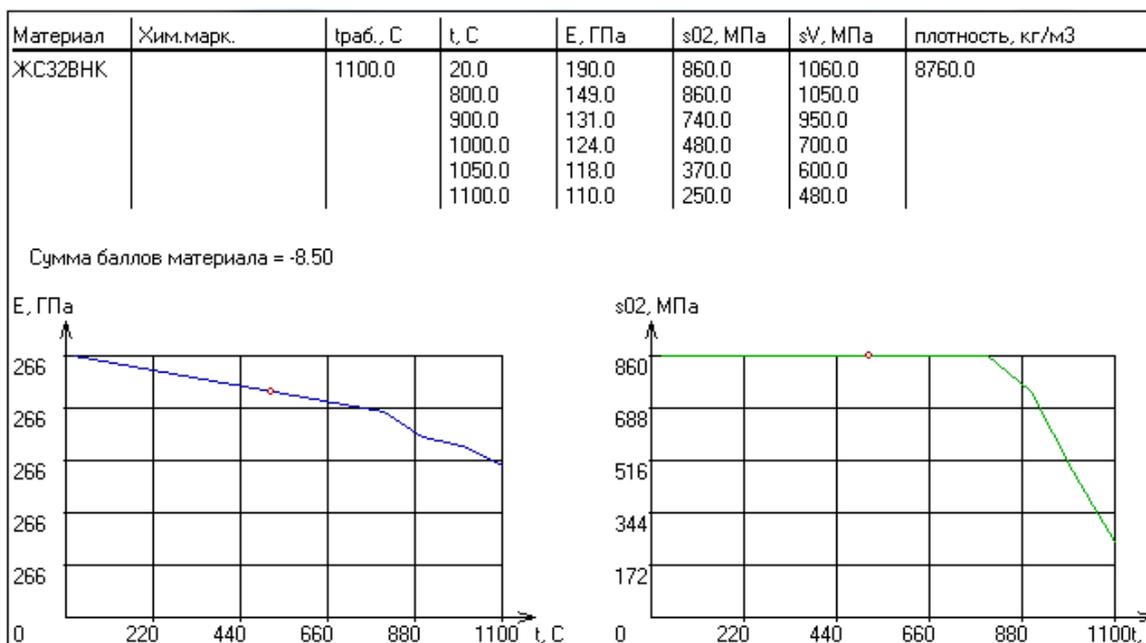


Рис. 3. Свойства материала

При моделировании есть возможность учитывать воздействие на напряжения от инерционных сил антивибрационных полок (для рабочих лопаток компрессора) и

бандажных полок (для рабочих лопаток турбин). На основании действующих напряжений и температур лопатки в различных по высоте сечениях элементами ЭС осуществляется анализ материалов из БД и назначение им баллов. Следует отметить, что материал рабочих лопаток влияет на конструкцию всего узла (от плотности материала лопатки зависят действующие инерционные нагрузки, от прочностных свойств материала лопатки и диска зависит толщина профиля и максимальное количество лопаток, которое можно разместить на диске, а, следовательно, работа ступени и её габаритно-массовые характеристики).

В элементе ЭС для подбора материала выходного устройства осуществляется анализ температурного состояния основных элементов проточной части с учётом действия системы охлаждения (если оно предусмотрено конструкцией) и типа выходного устройства (сопло Лавалья, суживающееся сопло и сопло патрубков). Для температурного анализа принято, что для сопла Лавалья наиболее вероятно использование в конструкции двигателя форсажной камеры и использование охлаждаемых теплозащитных экранов; для суживающегося сопла вероятно использование как форсажной камеры с теплозащитными экранами (в схемах ТРДФ и ТРДДФ), так и наличие смесителя внутреннего и наружного контуров без форсажной камеры и теплозащитных экранов (в схемах ТРДД), возможны также конструкции, в которых поток за турбиной напрямую проходит в выходное устройство без какой-либо системы охлаждения (в схемах ТРД); для выходного устройства типа сопло патрубков возможны конструкции с охлаждением стенок и без них.

Для проверки работоспособности разработанной БД и ЭС произведено моделирование серийного ТРДДФсм для военного высокоманевренного самолёта 4-го поколения [5].

На рис. 2 представлены результаты моделирования входного устройства ТРДДФсм на взлётном режиме (высота $H = 0$, число M полёта 0). На рис. 4 представлены результаты моделирования на полётном режиме на высоте $H = 2,5$ км и $M = 2,35$. В обоих вариантах моделирования рекомендуется использовать магниевые сплавы.

Список рекомендуемых материалов				Мероприятия, повышающие стойкость материала №1 к воздействию среды:	
Место	Порядковый номер материала в БД	Сумма баллов	Материал		
1	154	4.91	WE54(Англия)	Радиопоглощающее покрытие	
2	153	4.91	ВМЛ17-Т61	Гидрофобное нанопокрывтие	
3	152	4.84	ВМЛ14-Т61	Антиабразивные покрытия	
4	151	4.84	МЛ19-Т6	на основе полиуретановых и полимочевинных эластомеров	
5	112	3.53	ВАЛ18	Оксидирование	
				Хромирование	
				Никелирование	
<u>Рекомендуемые режимы обработки поверхности:</u>				<u>Рекомендуемые варианты ППД:</u>	
<ul style="list-style-type: none"> - шлифование тонкое ($Ra=0.32 - 0.16$) - притирка тонкая ($Ra=0.16 - 0.01$) - суперфиниширование ($Ra=0.16 - 0.04$) - доводка тонкая ($Ra=0.05$) - алмазное выглаживание ($Ra=0.16 - 0.02$) - электролитно-плазменное полирование ($Ra=0.06 - 0.04$) - электрохимическая обработка ($Ra=0.32 - 0.02$) - полирование ($Ra=0.16$) - глянецвание ($Ra=0.16$) 				<ul style="list-style-type: none"> - дробеструйная обработка - пневмодинамическая обработка - пескоструйная обработка - обработка роликами и шариками - упрочнение микрошариками - выглаживание - алмазное выглаживание - обработка механической щёткой - виброупрочнение 	
				<ul style="list-style-type: none"> - виброшлифование - галтовка - гидрогалтовка - дронование - накатывание - чеканка 	

Рис. 4. Результаты работы ЭС для входного устройства при $H = 2,5$ км, $M = 2,35$

При выборе материала для рабочих лопаток компрессора и турбины выполняется профилирование узла и расчёт статической прочности. Результаты моделирования компрессоров и турбин и их сравнение с конструкцией ТРДДФсм приведены в табл.1-2. В конструкции моделируемого ТРДДФсм на 1 – 3 ступенях КНД выполнены

антивибрационные полки, на ТВД выполнена бандажная полка. Относительные толщины рабочих лопаток компрессора на среднем диаметре выбраны в пределах 5,5 – 7,5%. Относительные толщины охлаждаемых рабочих лопаток турбины на среднем диаметре выбраны в пределах 11 – 13%. Система охлаждения рабочих лопаток турбин – конвективно-плёночное. Значения приведённых скоростей на входе и выходе из узла определялись исходя из площади сечений на входе и выходе из узлов моделируемого ТРДДФсм. При моделировании задавалось количество ступеней, выбирался закон профилирования проточной части и закон профилирования по высоте, близкий к использованному в моделируемом ТРДДФсм. При моделировании ЭС автоматически распределяет работы и КПД по ступеням, определяет геометрические, термогазодинамические и кинематические параметры каждой ступени. Моделирование узлов компрессоров и турбин выполнялось для взлётного режима.

Таблица 1.

Результаты моделирования компрессоров ТРДДФсм

Узел	Номер ступени	Конструкция ТРДДФсм				Материал РЛ	Результат моделирования					Предлагаемые варианты материала РЛ
		Наружный диаметр, мм	Внутренний диаметр, мм	Число РЛ	Хорда на среднем диаметре, мм		Наружный диаметр, мм	Внутренний диаметр, мм	Число РЛ	Хорда на среднем диаметре, мм	Относительная максимальная толщина профиля на среднем диаметре, %	
КНД	1	893,3	365	37	69,4	ВТ-3-1	892,9	364,3	33	54,2	7,5	ВТ-20; ВТ3-1; ВТ-5Л; ВТ5-1; ВТ-6
	2	837,6	551	45	57,8		845,3	411,9	45	53,1	7,5	ВТ-20; ВТ3-1; ВТ-9, ВТ-18; ВТ-22
	3	779,8	494,4	57	46,4		801,2	456	55	40,4	7,5	ВТ-20; ВТ3-1; ВТ-9, ВТ-18; ВТ-22
	4	778,3	512	43	52,0		768,5	488,7	43	49,0	6,5	ВТ-6; ВТ-20; ВТ3-1; ВТ-4; ВТ-5Л
КВД	1	600	409	47	30,4	ВТ-3-1	600,1	409	46	26,2	6,5	ВТ-6; ВТ-20; ВТ3-1; ВТ-4; ВТ-5
	2	600	444,2	62	27,2		600,1	443,2	62	26,7	6,5	ВТ-6; ВТ-20; ВТ3-1; ВТ-5; ВТ-5Л
	3	600	474	73	26,8	ВТ-18	600,1	474,7	70	25,6	5,5	ВТ-18; ВТ-22; ВТ-6; ВТ-20; ВТ3-1
	4	600	500	94	22,4		600,1	497,0	85	19,4	6,5	ВТ-9; ВТ-18; ВТ-22; ВТ-6; ВТ-20
	5	600	520	99	20,2		600,1	513,5	95	17,4	6,5	ВТ-9; ВТ-18; ВТ-22; ВТ-6; ВТ-20
	6	600	532	101	18,8	ЭП-718ИД	600,1	526,1	106	15,6	5,5	ВТ-8; ВТ-25; ЭП517; ЖС26ВСНК; ВЖ172
	7	600	542	103	16,4		600,1	535,9	102	16,3	5,5	ВТ-18; ВТ-25; ВЖ175; ВЖ175У; ВКЛС20
	8	600	548	105	16,2		600,1	543,7	108	15,5	5,5	
	9	600	553	107	16,6		600,1	550	109	13,9	5,5	

Результаты моделирования камеры сгорания (КС) и форсажной камеры сгорания (ФКС) приведены в табл. 3. При моделировании КС необходимо задавать коэффициент избытка воздуха в первичной зоне горения. При моделировании ЭС определяет температуру газа в первичной зоне, количество воздуха, идущего на охлаждение жаровой трубы (ЖТ), определяет температуры ЖТ и корпуса. Моделирование КС и ФКС выполнялось для взлётного режима.

Таблица 2.

Результаты моделирования турбин ТРДДФсм

Узел	Конструкция ТРДДФсм					Результат моделирования						
	Наружный диаметр, мм	Внутренний диаметр, мм	Число РЛ	Хорда на среднем диаметре, мм	Материал РЛ	Покрытие	Наружный диаметр, мм	Внутренний диаметр, мм	Число РЛ	Хорда на среднем диаметре, мм	Предлагаемые варианты материала РЛ	Предлагаемые варианты покрытий для материала №1
ТВД	730,0	620,0	90	34,2	ЖС-32	Алитирование, NiCrAlY	728,8	618,8	89	32,7	ЖС6У; ЖС32ВНК; ЖС6-КП; ЖС6К; ЭП874	Алитирование; Хромоалитирование; Хромосилицирование; КХП-Н; ZrO ₂ -Y ₂ O ₃ ; Ni-Co-Cr-Al-Y; (Ni, Co, Fe)-Cr-Al-Y
ТНД	735,4	603,0	90	35,5	ЖС-6У	ЖС-6У	735,5	603,1	79	32,2	ЭИ618; ЖС6-КП; ЖС6К; ЖС6У; ЖС6Ф	Цементация; Алитирование; Хромоалитирование; Хромосилицирование; КХП-Н; ZrO ₂ -Y ₂ O ₃ ; Ni-Co-Cr-Al-Y; (Ni, Co, Fe)-Cr-Al-Y

Таблица 3.

Результаты моделирования КС и ФКС ТРДДФсм

Узел	Элемент	Конструкция ТРДДФсм		Результат моделирования	
		Материал	Покрытие	Предлагаемые варианты материала	Предлагаемые варианты покрытий для материала №1
КС	ЖТ	ЭП-648	ВКНП-5	ЭП-648, ВЖ155, ВЖ159, ЭИ618, ВЖЛ12У	Эмаль ЭВ-55, Алитирование, Хромоалитирование, Хромосилицирование, КХП-Н, Al ₂ O ₃ , ZnO ₂ -Y ₂ O ₃ , ZrO ₂ -8Y ₂ O ₃ , Ni-Cr-Co-Al-Y
	Корпус	ХН62ВМНОТ-ВД (ЭП-718)	-	ЭП718, ЭП-648, ВЖЛ8, ЭИ969А, ЭИ618	Цементация, Нитроцементация, Алитирование, Хромоалитирование, Хромосилицирование, Нанесение нитрида Ti, Mo, V, ПГЮ-10Н, КХП-Н, Al ₂ O ₃ , ZrO ₂ -8Y ₂ O ₃ , Ni-Cr-Co-Al-Y, ZnO ₂ -Y ₂ O ₃ , Искровое упрочнение, Микродуговое окисление, Ионная имплантация
ФКС	ЖТ	ЭП-99	-	ВЖЛ12У, ЭП-648, ВЖ155, ВЖ159, ЭИ868	Эмаль ЭВ-55, Al ₂ O ₃ , ZnO ₂ -Y ₂ O ₃ , ZrO ₂ -8Y ₂ O ₃ , Ni-Cr-Co-Al-Y
	Корпус	ВТ-20	-	ВТ-18, ВТ-9, ЖС-30, ВТ3-1, ВТ-20	Альфирование, Никелирование, Азотирование, Анодирование, Нанесение нитрида Ti, Mo, V

Результаты моделирования реактивного сопла (типа сопла Лавала) приведены на рис. 5. Моделирование выполнялось для взлётного режима.

Список рекомендуемых материалов				Мероприятия, повышающие стойкость материала №1 к воздействию среды:
Место	Порядковый номер материала в БД	Сумма баллов	Материал	
1	26	3.56	ВЖЛ12У	Радиопоглощающее покрытие Al ₂ O ₃ , ZrO ₂ -8Y ₂ O ₃ Ni-Cr-Co-Al-Y, ZnO ₂ -Y ₂ O ₃ Искровое упрочнение Микродуговое оксидирование Ионная имплантация
2	81	3.07	ЗИ652	
3	97	3.06	ВКНА-4У	
4	98	3.06	ВКНА-4УР	
5	96	3.04	ВКНА-1В	

<p><u>Рекомендуемые режимы обработки поверхности:</u></p> <ul style="list-style-type: none"> - литьё в кокиль (Ra=25) - обтачивание тонкое (Ra=1.25 - 0.32) - шлифование чистовое (Ra=0.63 - 0.32) - притирка грубая (Ra=0.63 - 0.32) - отделка абразивным полотном (Ra=0.63 - 0.08) - доводка (Ra=0.4 - 0.1) - виброшлифование (Ra=0.63 - 0.32) - электрополирование (Ra=1.25 - 0.63) 	<p><u>Рекомендуемые варианты ППД:</u></p> <ul style="list-style-type: none"> - дробеструйная обработка - пневмодинамическая обработка - пескоструйная обработка - обработка роликами и шариками - упрочнение микрошариками - выглаживание - алмазное выглаживание - обработка механической щёткой - виброупрочнение - виброшлифование - галтовка - гидрогалтовка - дробование - накатывание - чеканка
--	--

Рис. 5. Результат работы ЭС для реактивного сопла

Как можно видеть из приведённых результатов моделирования, для входного устройства ЭС предложила в основном материалы из магниевых сплавов, у которых достаточная прочность и низкий вес (и у которых рабочие температуры материала выше, чем температуры рабочего тела на этих режимах).

При моделировании лопаточных машин, можно заметить, что материалы, использованные в конструкции ТРДДФсм, находятся в списке предлагаемых ЭС материалов. Относительная погрешность ЭС при расчёте внутреннего и наружного диаметров лежит в пределах 0,02 – 1,25%. При моделировании второй ступени КНД относительная погрешность составила 25%, что объясняется отклонением закона профилирования проточной части ступени от общего закона профилирования проточной части компрессора. Относительная погрешность ЭС при моделировании числа лопаток в ступени достигает 10%. Относительная погрешность ЭС при определении хорды на среднем диаметре рабочих лопаток 0,6 – 14%. Относительная погрешность при определении хорды на рабочей лопатки первой сверхзвуковой ступени составила 21,9%, что объясняется отклонением конструкции и законов профилирования ТРДДФсм от заложенных в ЭС.

При моделировании КС и ФК материалы и покрытия, использованные в конструкции ТРДДФсм, находятся в списке рекомендуемых материалов ЭС (или там предлагаются их аналоги).

При моделировании выходного устройства ЭС предложила различные сплавы на никелевой основе (исходя из рабочей температуры материала и прочности), которые являются аналогами или имеют схожие характеристики с применённым в конструкции реактивного сопла материалом.

Выводы

В статье описываются разработанная БД и ЭС для термогазодинамического моделирования двигателя, предварительного прочностного анализа и выбора материалов основных деталей и сборочных единиц проточного тракта авиационных воздушно-реактивных двигателей. Для проверки работоспособности разработанной экспертной системы и базы данных выполнено моделирование ТРДДФсм для военного высокоманёвренного самолёта 4-го поколения. Как показывают результаты моделирования, ЭС выдаёт рекомендации по материалам основных деталей и узлов двигателя, близкие к реальной конструкции ТРДДФсм, предлагает материалы и покрытия,

использованные в реальной конструкции или их аналоги. На дальнейших этапах проектирования двигателя следует выполнить уточняющие расчёты, уточнить конструкцию узлов, нагрузки, действующие на элементы проточной части, и их тепловое состояние, произвести более детальные прочностные расчёты.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Кишалов А. Е.** Обзор и анализ существующих баз данных и экспертных систем принятия решения по выбору материала основных элементов конструкции / А. Е. Кишалов, Ю. А. Шабельник, К. Е. Рожков, А. А. Шамсутдинов // Молодой ученый. – Чита, 2012. – Т. 1. – № 11 (46). – С. 49-52.

2. **Кишалов А. Е.** Экспертная система по выбору материала, покрытия и других видов подготовки поверхности элементов основных узлов авиационного ГТД / А. Е. Кишалов, Д. А. Ахмедзянов, К. В. Маркина // Молодежный Вестник УГАТУ. Ежемесячный научный журнал № 4 (5). – Уфа: УГАТУ, 2012. – С. 17-25.

3. **Кишалов А. Е.** Покрытия и методы модификации поверхностей для повышения надёжности деталей ГТД / А. Е. Кишалов, Н. Ю. Дударева // Молодежный Вестник УГАТУ. Ежемесячный научный журнал № 4 (5). – Уфа: УГАТУ, 2012. – С. 43-49.

4. **Ахмедзянов Д. А.** Экспертная система автоматизированного выбора материалов, покрытий и других видов подготовки поверхностей основных деталей и сборочных единиц авиационных газотурбинных двигателей / Ахмедзянов Д.А., Кишалов А.Е., Маркина К.В., Игнатъев О.И. // Современные проблемы науки и образования. – 2013. – № 5; URL: <http://www.science-education.ru/111-10217> (дата обращения: 01.10.2013).

5. **Кишалов А. Е.** Экспериментальная проверка работоспособности экспертной системы автоматизированного выбора материалов, покрытий и других видов подготовки поверхностей основных деталей и сборочных единиц авиационных газотурбинных двигателей / Кишалов А.Е., Маркина К.В., Игнатъев О.И. // Современные проблемы науки и образования. – 2013. – № 5; URL: <http://www.science-education.ru/111-10217> (дата обращения: 01.10.2013).

Работа выполнена при финансовой поддержке гранта МД-115.2013.08.

ОБ АВТОРАХ



Ахмедзянов Дмитрий Альбертович, проф. каф. авиац. двигателей, зам. декана ФАД УГАТУ. Дипл. инж. по авиационным двигателям и энергетическим установкам (УГАТУ, 1997). Д-р. техн. наук по тепловым, электроракетным двигателям и энергоустановкам ЛА (УГАТУ, 2007). Исследования в области рабочих процессов в авиационных ГТД на установившихся и неуставившихся режимах, разработки математических моделей сложных технических объектов, автоматизации испытаний.

Тел. (347)2737954, e-mail: ada@ugatu.ac.ru



Кишалов Александр Евгеньевич, доц. каф. авиац. теплотехники и теплоэнергетики УГАТУ, дипл. инж. по авиационным двигателям и энергетическим установкам (УГАТУ, 2006). К.т.н. по тепловым, электроракетным двигателям и энергоустановкам ЛА (УГАТУ, 2010). Исследования в области рабочих процессов в авиационных ГТД на установившихся и неуставившихся режимах, разработки математических моделей сложных технических объектов, САПР авиационных ГТД.

Тел. (347)2737792, e-mail: kishalov@ufanet.ru



Маркина Ксения Васильевна, аспирант каф. авиац. двигателей УГАТУ, м.н.с. НИЛ САПР-Д. Дипл. инж. по авиац. и ракетно-космической теплотехнике (УГАТУ, 2012). Исследования в области процессов происходящих в проточной части авиационных ГТД с использованием 3D-CAD/CAE моделирования.
e-mail: markina_kseniya@mail.ru

УДК 621.452.322

АВТОМАТИКА ТРДД ПС-90А

Кидрасов И. Р.

ВВЕДЕНИЕ

Газотурбинные двигатели (ГТД) за семьдесят лет своего развития стали основным типом двигателей для воздушных судов современной гражданской авиации. Газотурбинные двигатели - классический пример сложнейшего устройства, детали которого работают длительное время в условиях высоких температур и механических нагрузок. Высокоэффективная и надежная эксплуатация авиационных газотурбинных силовых установок современных воздушных судов невозможна без применения специальных систем автоматического управления (САУ). Крайне важно отслеживать рабочие параметры двигателя, управлять ими для обеспечения высокой надежности работы и длительного срока его эксплуатации. Следовательно, огромную роль играет выбор автоматической системы управления двигателем.

В настоящее время в мире широко используются воздушные суда, на которых устанавливаются двигатели V поколения, оборудованные новейшими системами автоматического управления типа FADEC (Full Authority Digital Electronic Control). На авиационных газотурбинных двигателях первых поколений устанавливались гидромеханические САУ.

Гидромеханические системы прошли долгий путь развития и совершенствования, начиная от простейших, основанных на управлении подачей топлива в камеру сгорания (КС) при помощи открытия/закрытия отсечного клапана (вентиля), до современных гидроэлектронных, в которых все основные функции регулирования производятся с помощью гидромеханических счётно-решающих устройств, и только для выполнения некоторых функций (ограничение температуры газа, частоты вращения ротора турбокомпрессора и др.) используются электронные регуляторы. Однако сейчас этого не достаточно. Для того, чтобы соответствовать высоким требованиям безопасности и экономичности полетов, необходимо создавать полностью электронные системы, в которых все функции регулирования выполняются средствами электронной техники, а исполнительные органы могут быть гидромеханическими или пневматическими. Такие САУ способны не просто контролировать большое число параметров двигателя, но и отслеживать их тенденции, управлять ими, тем самым, согласно установленным программам, задавать двигателю соответствующие режимы работы, взаимодействовать с системами самолета для достижения максимальной эффективности. Именно к таким системам относится САУ FADEC.

Серьезное изучение устройства и работы систем автоматического управления авиационных ГТД является необходимым условием правильности оценки технического состояния (диагностики) АС управления и их отдельных элементов, а также безопасной эксплуатации САУ авиационных газотурбинных силовых установок в целом.

ЭЛЕКТРОННО-ЦИФРОВАЯ СИСТЕМА УПРАВЛЕНИЯ ДВИГАТЕЛЕМ С ПОЛНОЙ ОТВЕТСТВЕННОСТЬЮ

Электронно-цифровая система управления двигателем (ЭСУД) с полной ответственностью (англ. Full Authority Digital Engine Control system, FADEC) — система автоматизированного управления параметрами впрыска топлива, воздуха и зажигания в работе авиадвигателя для поддержания оптимальных характеристик работы авиадвигателя с минимальным расходом топлива [1]. ЭСУД двигателя ПС-90, устанавливаемого на самолеты Ил-96 и Ту-204 состоит из двухканального электронного управляющего модуля (ECU), гидромеханического модуля (HMU) и выделенных сенсоров. Двухканальный электронный управляющий модуль ECU получает сигналы частоты вращения ротора двигателя, сигналы о давлении и температуре внутри двигателя. Эти сигналы вместе с сигналами от самолётной системы управления двигателем используются для отслеживания и выработки управляющих сигналов для смонтированных на двигателе механизмов, обеспечивая:

- работу автомата тяги и управление тягой двигателя;
- управление расходом топлива;
- автоматический и ручной запуск двигателя;
- поддержание малого газа;
- управление временем приёмистости и сброса газа;
- управление потоком воздуха в компрессоре (за счёт поворотных лопаток статора и клапанов перепуска воздуха);
- активное управление зазором между ротором и статором каждой из турбин (высокого давления и низкого давления) двигателя;
- управление системой охлаждения масла (топливо-масляным радиатором со сбросом топлива в крыльевой бак) электрического генератора со встроенным приводом (IDG);
- управление системой реверса тяги.

Электронный модуль также обеспечивает защиту от превышения наибольших допустимых частот вращения вентилятора, турбокомпрессора и от помпажа двигателя. Сигналы о главных параметрах работы двигателя вырабатываются этим же модулем и пересылаются средствам отображения на дисплеях в кабине пилотов. ЭСУД обеспечивается электропитанием от выделенного генератора переменного тока (с возбуждением от постоянного магнита), расположенного на коробке приводов двигателя. Также возможно питание от самолётной сети постоянного тока напряжением 28 Вольт в случаях, когда питание от выделенного генератора недоступно, для запуска двигателя и как запасное питание для проверок двигателя без запуска.

Преимущества интегрированной системы управления перед гидромеханической системой управления заключаются в следующем:

- система FADEC имеет два независимых канала управления, что значительно повышает её надёжность и исключает необходимость многократного резервирования, снижает её вес;

- система FADEC осуществляет автоматический запуск, работу на установившихся режимах, ограничение температуры газа и скорости вращения, запуск после погасания камеры сгорания, антипомпажную защиту за счёт кратковременного снижения подачи топлива, она функционирует на основе данных разного типа, поступающих от датчиков;

- система FADEC обладает большей гибкостью, т.к. количество и сущность выполняемых ею функций можно увеличивать и изменять с помощью введения новых или корректировки существующих программ управления;

- система FADEC значительно снижает рабочие нагрузки для экипажа и обеспечивает применение широко распространенной техники электропроводного (fly-by-wire) управления самолетом;

- в функции системы FADEC входит мониторинг состояния двигателя, диагностика отказов и информации о техобслуживании всей силовой установки. Вибрация, рабочие характеристики, температура, поведение топливных и масляных систем – одни из многих эксплуатационных аспектов, мониторинг которых обеспечивает безопасность, эффективный контроль ресурса и снижение расходов на обслуживание;

- система FADEC обеспечивает регистрацию наработки двигателя и повреждаемости его основных узлов, наземный и походный самоконтроль с сохранением результатов в энергонезависимой памяти;

- для системы FADEC отсутствует необходимость регулировок и проверок двигателя после замены какого-либо из его узлов.

Нехватка информации о конструктивных особенностях, принципах функционирования САУ FADEC, недостаточный опыт разработки и эксплуатации подобных систем, а также отсутствие данных о заложенных программах работы вызывает определенные трудности для понимания процессов взаимодействия элементов системы между собой и с системами самолета, а также влияет на надёжность работы системы, что в свою очередь влияет на безопасность и регулярность полётов.

Преодоление этих сложностей возможно при более тесном сотрудничестве по аспекту информационного обеспечения процессов эксплуатации предприятий-разработчиков и производителей АТ с предприятиями-эксплуатантами.

Для двигателя ПС-90А2 производится электронный регулятор двигателя РЭД-90А2, представленный на рисунке 1.



Рис. 1. Электронный регулятор двигателя РЭД-90А2

СИСТЕМА ТОПЛИВОПИТАНИЯ И АВТОМАТИЧЕСКОГО УПРАВЛЕНИЯ

Система топливопитания и автоматического управления двигателя (САУ) обеспечивает подачу топлива в камеру сгорания и управление работой двигателя на запуске, переходных и установившихся режимах в соответствии с заданными программами управления, а также взаимодействие с другими системами, обеспечивающими работу двигателя во всех условиях эксплуатации [2, 3].

В состав системы топливопитания и автоматического управления двигателя входят следующие системы:

- система топливная низкого давления;
- система топливная высокого давления;
- дренажная система;
- трубопроводы и фильтры системы топливопитания и автоматического управления;
- система автоматического управления;
- электропроводка.

Топливная система низкого давления предназначена для фильтрации и подачи топлива к качающему узлу насоса-регулятора НР-90, для охлаждения масла двигателя и привода-генератора и включает в себя:

- подкачивающий двигательный центробежный насос ДЦН-94;

- основной топливный фильтр;
- топливо-масляный теплообменник 6531-01 для охлаждения масла двигателя;
- топливо-масляный теплообменник 5580Т для охлаждения масла привода-генератора.

Топливная система высокого давления с системой автоматического управления обеспечивает подачу и регулирование количества топлива, подаваемого в камеру сгорания на всех режимах работы двигателя.

Топливная система высокого давления включает в себя качающий узел насоса-регулятора НР-90, датчик расхода топлива ДРТ-5-ЗА, коллекторы, форсунки ФР-94ДС.

Дренажная система предназначена для сбора утечек топлива через уплотнения агрегатов топливопитания и возврата его в систему топливопитания.

Трубопроводы системы топливопитания обеспечивают гидравлические связи между агрегатами, входящими в систему автоматического управления двигателем.

Фильтры предназначены для очистки топлива и воздуха, поступающих в полости агрегатов системы топливопитания двигателя, от механических примесей.

Система автоматического управления двигателя обеспечивает подачу необходимого количества топлива в камеру сгорания на запуске, установившихся и переходных режимах работы двигателя в соответствии с заданными программами управления, а также обеспечивает работу систем двигателя (механизация компрессора, охлаждение турбин, регулирование зазоров и др.).

Кроме того, система автоматического управления обеспечивает сигнализацию о работоспособности основных систем управления, входящих в САУ, а также связь с самолетными системами ВСУТ-85, КИСС, МСРП-А и взаимодействие с бортовой системой контроля (БСКД-90).

Задание режимов работы двигателя осуществляется рычагом РУД в кабине самолета, который через систему управления двигателем соединен с системой управления насосом-регулятором НР-90 и реверсивным устройством.

Система автоматического управления состоит из следующих систем:

- системы управления;
- электронно-гидромеханической системы управления двигателем (основной и дублирующий каналы);
- гидромеханической системы управления двигателем (резервной);
- противопомпажной системы;
- системы управления механизацией компрессора;
- системы управления радиальными зазорами компрессора и турбины;
- системы управления охлаждением рабочих лопаток первой и второй ступеней турбины;
- системы защиты турбины от раскрутки (СЗТР);
- элементов управления охлаждением теплообменников привода-генератора;
- элементов переключения отбора воздуха из-за,б-й на 13-ю ступень КВД для обогрева воздухозаборника и сдува вихря.

Система управления обеспечивает установку рычага насоса-регулятора НР-90 в положение, соответствующее положению РУД на режимах прямой и обратной тяги, и управление реверсивным устройством через механизм управления и блокировки.

Электронно-гидромеханическая система управления двигателя состоит из электронной части и взаимодействующих с ней гидромеханических агрегатов и выполняет функции управления двигателем в полном объеме во всех условиях эксплуатации по заданным программам без ограничения эксплуатационных характеристик.

Гидромеханическая система управления является резервной системой автоматического управления двигателем и обеспечивает управление подачей топлива в

камеру сгорания двигателя по упрощенным законам, подачу топлива на управление механизацией компрессора и систем двигателя на всех режимах работы двигателя и проведение запусков при отказе или отключении основной (электронной) системы автоматического управления. Переключение с основной на резервную систему управления осуществляется автоматически электромагнитом перехода МКТ-163В (в составе НР-90) по сигналу от встроенной системы контроля (СВК) за работой РЭД-90 или по команде из кабины экипажа самолета.

СИСТЕМА ДИАГНОСТИКИ

Система диагностики технического состояния двигателя ПС-90А [1] включает в себя наземные средства контроля и бортовые средства контроля (рис. 2).

К наземным средствам относятся:

- внешний осмотр двигателя;
- визуально-оптический осмотр РЛ, СЛ вентилятора и ПС;
- визуально-оптический осмотр РЛ КВД и НА 1 и 2 ст. КВД;
- визуально-оптический осмотр ЖТ КС;
- визуально-оптический осмотр РЛ и СА турбины;
- осмотр контрольных элементов маслосистемы (фильтров, магнитных пробок, сигнализаторов);
- осмотр топливного фильтра;
- анализ топлива;
- осмотр фильтров гидросистемы;
- ультразвуковой контроль лопаток, дисков;
- вихретоковый контроль лопаток, дефлекторов;
- контроль зазоров по торцам и натягов по бандажным полкам рабочих лопаток;
- внешний осмотр двигателя.

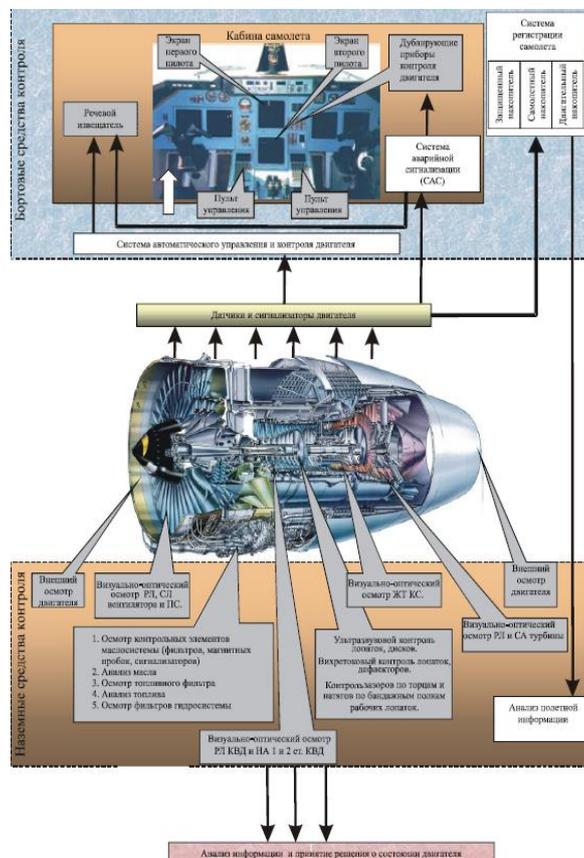


Рис. 2. Блок - схема комплексной системы диагностирования технического состояния двигателя ПС-90А

ГИДРАВЛИЧЕСКАЯ СИСТЕМА

На многих ГТД кроме прочих систем, обеспечивающих работу двигателя, имеется гидравлическая система (ГС). ГС выполняет функции управления реверсивными устройствами (РУ) и другими механизмами двигателя [1]. Кроме этого, ГС может подавать жидкость высокого давления для обеспечения некоторых нужд самолета, например:

- подъема и выпуска шасси;
- управления закрылками;
- открытия и закрытия различных люков и створок;
- управления поперечным, продольным и путевым курсом самолета;
- управления воздухозаборником и для других целей.

Единая для самолета и двигателя ГС называется централизованной, не имеющие связей с системами самолета и обслуживающие только узлы и механизмы двигателя, называются автономными.

Централизованная гидросистема управления реверсивным устройством

Система управления РУ (Рис.3) предназначена для перекладки створок реверсивного устройства в положения «Прямой тяги» и «Обратной тяги» и включает в себя гидравлическую и газовую части. Основным режимом работы ГТД является режим, при котором РУ выключено и находится в положении «Прямая тяга». Переключается РУ из кабины пилота.

Рабочая жидкость из гидравлического бака (далее-гидробак) 1 самолета поступает в плунжерный насос 2, приводимый от коробки приводов агрегатов ГТД. Заправка рабочей жидкости в гидробак и ее слив производится через самолетную часть ГС.

Насос 2 по магистрали нагнетания через фильтр 3 подает рабочую жидкость под высоким давлением к механизмам управления самолетом (не показаны) и через обратный клапан 4 подводится к гидроаккумулятору 5, заполняет его гидравлическую камеру и сжимает азот. За счет сжатия азота происходит аккумуляция энергии, что позволяет компенсировать расход жидкости при перекладке РУ (обеспечить требуемое время его перекладки), а также способствует снижению пульсаций давления в системе. Кроме гидроаккумулятора жидкость по трубопроводам подводится к перепускному крану 6, термическому клапану 7 и гидравлическому распределителю 8.

Электромагнит гидравлического распределителя выключен и при этом перекрыт доступ жидкости высокого давления к крану 9 управления РУ

Вследствие теплового расширения давление рабочей жидкости в магистрали нагнетания ГС может возрасти до недопустимых величин. В этом случае открывается термический клапан и перепускает часть рабочей жидкости в магистраль слива, за счет чего в магистрали нагнетания поддерживается требуемое давление.

При переводе РУ в положение «Обратная тяга» подается напряжение на электромагнит гидравлического распределителя 8. Золотник распределителя перемещается и открывает доступ жидкости высокого давления к крану 9 управления реверсом. Одновременно через механизм управления и блокировки рычаг крана управления реверсом устанавливается в положение «Обратная тяга». Золотник крана управления реверсом запишет положение, при котором жидкость под высоким давлением подводится к штуцерам «О» и «Л» гидроцилиндра 10 замка, штуцер «Н» гидроцилиндра замка через кран управления реверсом соединяется со сливом. Под действием высокого давления в полости штуцера «О» шток гидроцилиндра 10 перемещается и открывает механический замок, удерживающий реверсивное устройство в положении «Прямая тяга». В конце своего хода шток гидроцилиндра замка занимает положение, при котором полость штуцера «Л» соединяется с полостью штуцера «М», и жидкость под высоким давлением подводится в поршневые полости трех силовых гидроцилиндров 11 и к челночному клапану 12. Под действием высокого давления челнок клапана челночного,

перемещается и занимает положение, при котором обе полости силовых гидроцилиндров (штоковая и поршневая) соединяются с магистралью высокого давления. Штоки поршней силовых гидроцилиндров выдвигаются, переводя реверсивное устройство в положение «Обратной тяги», при этом жидкость из штоковых полостей силовых гидроцилиндров за счет разности площадей через челночный клапан перетекает в поршневые полости. Слив из челночного клапана через кран управления реверсом соединяется со сливными магистралями распределителя гидравлического и через обратный клапан ГС самолета.

РУ из положения «Обратная тяга» в положение «Прямая тяга» переключается рычагом крана управления реверсом. Золотник крана 9 управления реверсом перемещается в положение, при котором жидкость под высоким давлением подводится из крана управления реверсом к штуцеру «Н» гидроцилиндра замка, который в это время находится на механической защелке, поэтому шток гидроцилиндра замка остается в положении «Обратная тяга» (втянутым). Одновременно жидкость под высоким давлением поступает к челночному клапану. Под действием рабочего давления «челнок», перемещаясь, занимает положение, при котором жидкость под высоким давлением поступает в штоковые полости силовых гидроцилиндров, соединяя их поршневые полости через внутренние полости гидроцилиндра замка, крана управления реверсом и гидравлического распределителя со сливной магистралью ГС самолета. Под действием высокого давления поршни силовых гидроцилиндров втягиваются, переводя реверсивное устройство в положение «Прямая тяга». В конце хода поршней механическая защелка гидроцилиндра замка убирается и поршень гидроцилиндра замка под действием давления в полости штуцера «Н» выдвигается, закрывая механизм замка. После закрытия механизма замка его концевой выключатель прерывает электрическую цепь подачи напряжения к электромагниту распределителя гидравлического. Его золотник перемещается и перекрывает доступ жидкости высокого давления к крану управления реверсом. Система приходит в исходное положение «Прямая тяга».

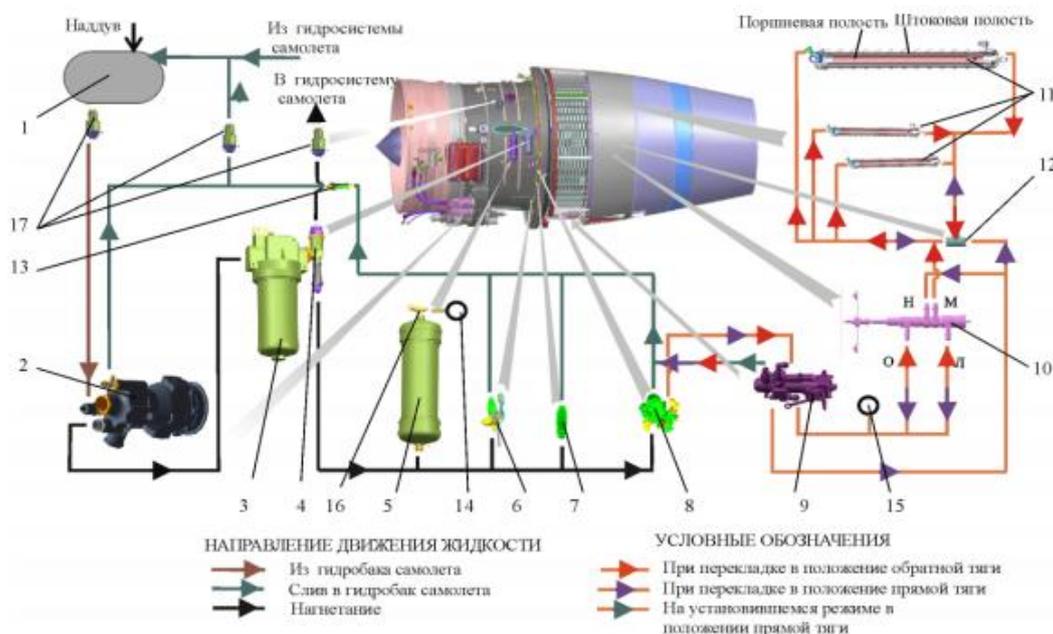


Рис. 9. Централизованная ГС двигателя ПС-90А

- 1 – бак гидравлический самолета; 2 – насос плунжерный; 3 – фильтр; 4 – клапан обратный магистрали нагнетателя; 5 – гидроаккумулятор; 6 – кран перепускной; 7 – клапан термический; 8 – распределитель гидравлический с электромагнитным управлением; 9 – кран управления реверсом; 10 – гидроцилиндр замка; 11 – гидроцилиндры силовые; 12 – клапан челночный; 13 – клапан обратный магистрали слива; 14 – датчик давления; 15 – сигнализатор давления; 16 – клапан зарядный; 17 – гидоразъемы.

Работа ГС управления РУ контролируется датчиком 14 давления азота в гидроаккумуляторе и сигнализатором 15 давления. При повышении давления жидкости за краном управления реверсом более 100 кгс/см² (при переводе рычага крана в положение «Обратной тяги») выдается сигнал.

При наземном обслуживании ГС управления РУ необходимо обеспечить безопасности выполнения работ – исключить возможности включения РУ при работах на двигателе и при зарядке гидроаккумулятора азотом. Для этого давление жидкости при помощи перепускного крана стравливают из магистрали нагнетания в магистраль слива. В остальное время кран находится в положении «Кран закрыт».

Гидроаккумулятор заправляется азотом через зарядный клапан 16.

Часть агрегатов ГС самолета, таких как гидронасосы, фильтр размещаются на двигателе. Трубопроводы гидравлической системы модуля РУ подсоединяются к самолетной части системы гидоразъемами 17.

ВЫВОД

Высокоэффективная и надежная эксплуатация авиационных газотурбинных силовых установок современных воздушных судов невозможна без применения специальных систем автоматического управления (САУ). Крайне важно отслеживать рабочие параметры двигателя, управлять ими для обеспечения высокой надежности работы и длительного срока его эксплуатации. Следовательно, огромную роль играет выбор автоматической системы управления двигателем.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Иноземцев А.А., Нихамкин М.А. и др. Основы конструирования авиационных двигателей и энергетических установок. Том V «Автоматика и регулирование авиационных двигателей и энергетических установок». М.: Машиностроение, 2008. - 190 с.
2. Двигатель ПС-90А. Руководство по технической эксплуатации 94-00-807 РЭ. Книга 2, часть 1. 1990.
3. Двигатель ПС-90А. Руководство по технической эксплуатации 073.21.00-073.28.00. Книга 2, часть 2. 1990.
4. <http://www.avia.ru>
5. <http://www.airwar.ru>

ОБ АВТОРАХ



Кидрасов Ильнур Раилович, магистрант каф. авиац. двигателей УГАТУ, дипл. бак. техники и технологии по направлению авиа- и ракетостроение (УГАТУ, 2012). Иссл. в обл. рабочих процессов в авиац. ГТД.

e-mail: ilnurkidrasov@mail.ru

МАТЕМАТИЧЕСКИЕ МОДЕЛИ ГТД**Мухамедов Р. Р.**

В данной работе приведено описание математических моделей применяемых в ГТД.

ВВЕДЕНИЕ

Создание и эксплуатация сложных технических систем на современном уровне предполагает обязательное применение их математических моделей, которые можно определить как математическое «изображение существенных сторон реальной системы или ее конструкции в удобной форме, отражающее информацию о системе» [1].

Применительно к газотурбинному двигателю (ГТД), который является сложной технической системой, при его создании и эксплуатации разрабатывается большое количество математических моделей различного типа, как двигателя в целом, так и его отдельных узлов. Это модели напряженно-деформированного, теплового состояния лопаток, дисков, роторов и других элементов компрессоров и турбин, камер сгорания, сопла и т.д.; термогазодинамические модели, описывающие рабочий процесс в элементах двигателя, т.е. связь между давлением, температурой, расходом воздуха и газа в различных точках тракта двигателя, и другие модели.

Значение математических моделей ГТД как объекта регулирования в процессах разработки, создания и доводки двигателей постоянно возрастает. Это определяется целым рядом объективных факторов, основными из которых являются следующие:

— усложнение схем, конструкций и технологии производства двигателей, повышение стоимости материалов конструкции и, как следствие, очень высокая стоимость натурных испытаний. При этом практически невозможно осуществить натурные испытания во всех условиях эксплуатации, характерных для многорежимных двигателей;

— возможность создания высокоточных и достаточно быстродействующих математических моделей двигателей, адекватно описывающих их рабочий процесс в различных условиях полета, на различных режимах работы двигателя, в том числе и на переходных, и в различных условиях эксплуатации. Это связано с практически неограниченными возможностями современных вычислительных машин (ЦВМ), а также с более чем 50-летним опытом разработки и эксплуатации газотурбинных двигателей.

Создание, доводка и эксплуатация современных ГТД сопровождалась широким и высокоэффективным применением их моделей как объектов управления. Получение существенно более высоких характеристик этих двигателей, по сравнению с характеристиками двигателей предыдущего поколения, во многом определяется применением таких моделей.

Все это позволило выделить разработку математических моделей ГТД как объекта управления в самостоятельное направление в области создания двигателей и их САУ. Математические модели двигателя, в том числе и как объекты управления, являются самостоятельным и обязательным продуктом, используемым при разработке, сертификации и эксплуатации современных и перспективных ГТД.

Целью работы является описание математических моделей ГТД, их преимущества особенности и т.д.

Примеры применения математических моделей

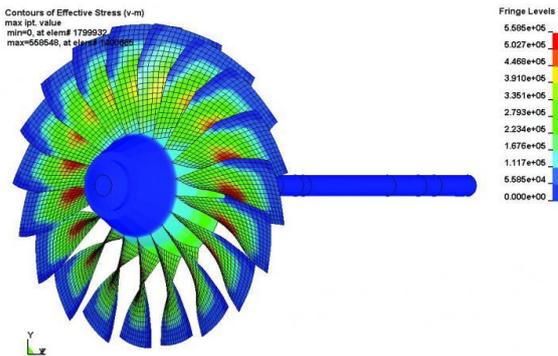


Рис.1. Модель напряженного состояния лопаток компрессора

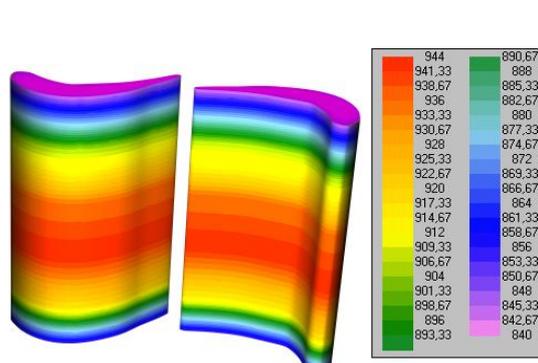


Рис.2. Трехмерная математическая модель теплового состояния лопаток

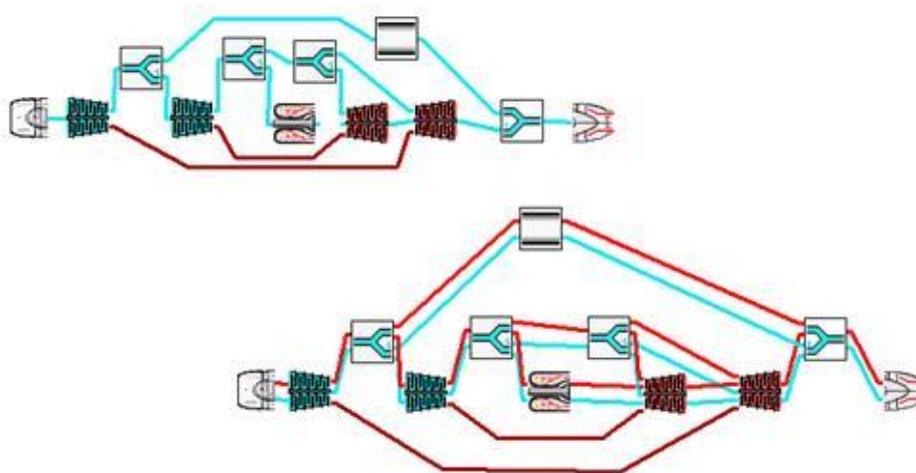


Рис.3. Математическая модель ГТД

Применение математических моделей ГТД как объектов управления

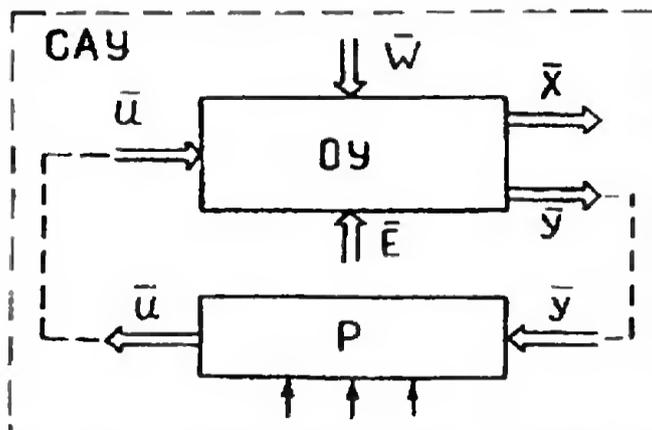


Рис.4. Газотурбинный двигатель как объект управления

Газотурбинный двигатель как объект управления формально представить в виде, изображенном на рис. 1.

Здесь \bar{U} - вектор регулирующих факторов, являющихся независимыми переменными для объекта управления (ОУ). Напомним, что САУ — это замкнутая система, включающая объект управления и регуляторы (Р). К регулирующим факторам относятся расход топлива G_t в основной и $G_{тф}$ в форсажной камерах сгорания, площадь $F_{кр}$ сопла и т.д. Входными независимыми переменными также являются параметры внешней среды, задаваемые вектором \bar{W} , включающим в себя высоту полета H , температуру T_n и давление P_n , влажность и другие параметры атмосферного воздуха (если они отличаются от стандартных) и скорость полета (число M) самолета, где установлен ГТД. Вектором \bar{E} обозначены дополнительные эксплуатационные факторы, которые отличаются от принятых за номинальные и учет которых приводит к изменению свойств ГТД как объекта регулирования. К ним относятся параметры, характеризующие состояние потока воздуха и газа на входе в двигатель (турбулентность атмосферы, влажность, число Re и т.д.); величины отбираемых от двигателя мощности и расхода воздуха на самолетные и другие, внешние по отношению к ГТД, нужды; степень износа элементов конструкции, возможные повреждения и т.п. Обратимся теперь к выходным параметрам. Вектор \bar{Y} включает в себя параметры регулирования, являющиеся входными для регулятора, такие как частота вращения роторов, давление воздуха, газа P_K за компрессором, давление газа P_T за турбиной и температура T_T газа за турбиной и т.д. Вектор \bar{X} - это вектор параметров ГТД, изменение которых характеризует его эффективность и зависит от характеристик управления. К ним относятся параметры, непосредственно влияющие на летно-технические характеристики. Определяем, например, временем приемистости t , удельный расход топлива; запасы газодинамической устойчивости компрессоров $\Delta K_{уv}$, $\Delta K_{уk}$, уровень и время превышения («забросы») параметров n_v , n_k , T_T над заданными максимальными величинами, определяющие ресурс двигателя и его надежность и др.

Таким образом, математическую модель ГТД как объекта регулирования формально можно определить в виде следующих соотношений:

$$\bar{X} = \bar{X}(\bar{U}, \bar{W}, \bar{E}, \bar{X}),$$

$$\bar{Y} = \bar{Y}(\bar{U}, \bar{W}, \bar{E}, \bar{X}).$$

Поскольку выходные параметры \bar{X} и \bar{Y} являются параметрами рабочего процесса или определяются через них, рассматриваемая нами модель является моделью рабочего процесса.

Основные требования предъявляемые к математическим моделям ГТД

1. Поскольку математическая модель ГТД как объекта регулирования применяется для имитации процессов управления, она должна быть динамической. Последнее подразумевает возможность воспроизводить изменение параметров \bar{X} и \bar{Y} на переходных режимах, т.е. изменение по времени, вызванное произвольно заданным изменением входных параметров \bar{U} и \bar{W} . Следовательно, такая модель должна описывать свойства ГТД, определяющие нестационарность рабочих процессов (инерционность вращающихся масс, нестационарность процессов в газовых и воздушных объемах и т.п.) Математически это означает, что дополнительной независимой переменной в уравнениях модели является время t , функциями от которого являются все параметры, входящие в уравнение (1.1), а в состав уравнений модели должны входить дифференциальные уравнения с производными от параметров \bar{X} и \bar{Y} по времени.

2. Структура математической модели ГТД как объекта управления должна обеспечить практическую возможность ее функционирования в комплексе с другими математическими моделями системы управления, элементом которой является ГТД. К таким моделям относятся модели регуляторов двигателя, модели других элементов силовой установки, движения самолета, их систем управления и т.п. В ряде случаев математическая модель ГТД как объекта управления должна работать с реальными регуляторами в качестве имитатора двигателя на специальных замкнутых стендах, называемых полунатурными и используемых для отработки реальных агрегатов систем управления двигателем или самолетом. Такая модель должна обеспечивать расчет

процессов в двигателе в натуральном масштабе времени. Вышесказанное накладывает ограничения на время и объем вычислений программы расчета для ЦВМ, реализующей рассматриваемую математическую модель.

Математическая модель может удовлетворить этим требованиям «простоты» только в том случае, если в ней учитываются только те факторы, которые обеспечивают адекватное решение поставленной задачи. Иными словами, модель не должна быть физически и математически перегружена. В этом состоит одно из важнейших требований, предъявляемых к математическим моделям сложных систем, — математическая модель создается под решаемую задачу. В рассматриваемом случае такой задачей является решение вопросов управления ГТД. Следовательно, нет необходимости учета факторов, не оказывающих практического влияния на процессы регулирования, например таких, как колебания элементов конструкций, трехмерность распределения температуры и давления в потоке газа, динамические факторы, вызывающие изменение параметров рабочего процесса с частотами более 100 Гц и т.п. Кроме этого, «простота» модели достигается и чисто математическими методами, обеспечивающими быстрое решение комплекса уравнений модели.

3. Математическая модель ГТД как объекта регулирования должна адекватно имитировать влияние переходных режимов на основные характеристики двигателя, определяющие эффективность его применения в составе силовой установки и самолета. Это свойство определяется тем обстоятельством, что динамические характеристики двигателя наряду с дроссельными и высотно-скоростными характеристиками являются одними из важнейших, определяющих эффективность применения двигателя в составе самолета. Для перевода двигателя из одного установившегося режима на другой, с более высоким уровнем параметров, т.е. для осуществления переходного процесса, требуется подвести избыточную энергию, по сравнению с той, которая необходима для поддержания соответствующих промежуточных установившихся режимов. Избыточная мощность, расходуемая на создание ускорений роторов для преодоления инерционных сил, создается за счет повышенного (избыточного) расхода топлива и может приводить к перерегулированию, т.е. к временному превышению параметрами двигателя их значений на конечном установившемся режиме («забросу»).

В общей постановке задача расчета ГТД на неустановившихся режимах работы чрезвычайно сложна и не нашла до сих пор в теории газотурбинных двигателей исчерпывающего решения.

Одной из важнейших характеристик двигателей таких самолетов является время приемистости — время изменения тяги от ее значения на режиме малого газа до значения, близкого к значениям МАХ или Пф на режимах МАХ или ПФ при быстром переводе РУД из положения МГ в положение МАХ или ПФ. Это связано с тем, что время изменения тяги, время приемистости, определяет характеристики маневренности самолета. Так, повышение динамических характеристик двигателя, приводящее к уменьшению времени приемистости на 1...2с, приводит к повышению эффективности применения маневренного самолета примерно на 20%.

Таким образом, адекватная имитация динамических характеристик двигателя, во многом определяющих характеристики двигателя по ресурсу, по его газодинамической устойчивости, влиянию на ЛТХ самолета и др. также является одним из основных требований, предъявляемых к математической модели ГТД как объекта управления.

Результаты анализа существующих математических моделей

Большинство отечественных программ для термодинамических расчётов ГТД (такие, как программы ЦИАМ, ГРАД, АСТРА, ОГРА, DVIGwT и др.) основаны на ряде единых методических допущений, упрощающих моделирование реальных процессов, протекающих в ГТД:

– изобарная теплоёмкость рабочего тела зависит только от температуры, при этом термическая диссоциация и рекомбинация продуктов сгорания не учитывается;

- рабочие тела (окислитель, продукты сгорания) подчиняются уравнению состояния идеального газа;
- реальный пространственный поток в проточной части двигателя заменяется осреднённым одномерным потоком (используются среднемассовые параметры), неравномерность поля и пульсации потока не влияют на рабочий процесс;
- подобие режимов сохраняется при неизменных значениях чисел M (в окружном и осевом направлении) (или λ) и Re ; изменение основных параметров узлов при нарушении автомодельности по Re учитывается введением эмпирических поправок (последнее не всегда реализуется из-за отсутствия соответствующих данных);
- геометрическое подобие сохраняется во всех условиях эксплуатации;
- влияние двухконтурности на характеристики вентилятора, подпорных ступеней и компрессора не учитывается;
- модель камеры смешения – цилиндрическая, с полным смешением потоков на срезе смесителя;
- отборы (подводы) рабочего тела не оказывают влияния на характеристики компрессора и турбины;
- расчёт неустановившихся режимов осуществляется с учётом только инерционности роторов;
- не учитывается разность потенциальных энергий газа для любых произвольных сечений;
- различные виды потерь учитываются эмпирическими коэффициентами и зависимостями (характеристиками);
- при смешении охлаждающего воздуха с основным потоком газа учитывается только уравнение энергии;
- не учитывается нестационарность тепловых процессов; энергообмен с внешней средой через стенки корпуса двигателя отсутствует;
- при расчёте турбины учитывается работа части охлаждающего воздуха, поступающего на пленочное охлаждение первого соплового аппарата, с учётом снижения температуры и без потерь полного давления;
- тепловые потери полного давления в форсажной камере определяются в предположении о постоянном сечении камеры.

Этот основной набор допущений является общепринятым для отечественных программ. Направления совершенствования современной математической модели заключаются в приближении вышеперечисленных допущений к реальным процессам [2]. Обобщённый анализ возможностей современных математических моделей выполнен по критериям области применения и решаемых задач, формам представления исходных данных, функциональности, комплексности и другим ключевым критериям. Результат итогового анализа наиболее распространённых и функциональных, с точки зрения проведения проектных термодинамических расчётов, современных математических моделей представлен в таблице 1.

Необходимо отметить, что особенности, указанные в таблице 1, частично учтены в программах, разработанных силами отраслевых КБ для использования в рамках задач этих КБ. Это программы, разработанные и применяемые, например, в ОАО «НПО «Сатурн», ОАО «Авиадвигатель», ОАО «Климов», ОАО «Кузнецов». Программы эти предназначены, как правило, для расчёта одной фиксированной схемы ГТД и наиболее полно учитывают особенности работы узлов в составе рассматриваемой схемы, методический и экспериментальный опыт КБ в данной области. В данной работе они не рассматривались ввиду отсутствия описаний и документации в открытом доступе.

Таблица 1.

Сравнительный анализ возможностей современных математических моделей для термодинамических расчётов ГТД

Программа	Программный комплекс ЦИАМ	ГРАД версии 16.2001, КАИ	DVIGwT, УГАТУ	Uni_MM, САТУРН	GasTurbv.11, J. Kurzke	GSP, NLR
1	2	3	4	5	6	7
Принцип построения схемы	Набор готовых схем	Модульная декомпозиция	Модульная декомпозиция	Набор готовых схем	Набор готовых схем	Модульная декомпозиция
Область применения	Авиационные ГТД	Авиационные ГТД, наземные ГТУ	Авиационные ГТД, ГТУ сложных схем	Авиационные ГТД	Авиационные ГТД, ГТУ	Авиационные ГТД
Метод нахождения решения	Совместное решение системы нелинейных уравнений методом Ньютона	Формирование системы уравнений невязок, совместное решение уравнений методом Ньютона – Рафсона	Формирование системы невязок, совместное решение уравнений методом Ньютона	Совместное решение системы нелинейных уравнений методом Ньютона	Совместное решение системы нелинейных уравнений методом Ньютона	Совместное решение системы нелинейных уравнений методом Ньютона
Применяемые топлива	Керосин, метан	Углеводородные произвольного состава, водород	Углеводородные произвольного состава	Углеводородные произвольного состава	Керосин, дизельное, природный газ, водород	Углеводородные произвольного состава
Представление характеристик компрессора и турбины	Аппроксимация табличных характеристик с возможностью переразмеривания	Аппроксимация табличных характеристик с возможностью переразмеривания	Аппроксимация табличных характеристик с возможностью переразмеривания	Аппроксимация табличных характеристик с возможностью переразмеривания	Типовые и произвольные характеристики узла с возможностью переразмеривания	Типовые и произвольные характеристики и узла
Расчёт характеристик ГТД	Дроссельные, высотно-скоростные с любыми программами регулирования	Дроссельные, высотно-скоростные, нагрузочные с любыми программами регулирования	Дроссельные, высотно-скоростные, нагрузочные с любыми программами регулирования	Дроссельные, высотно-скоростные, нагрузочные с любыми программами регулирования, визуальная идентификация	Дроссельные, высотно-скоростные, нагрузочные, климатические	Дроссельные, высотно-скоростные
Расчёт переходных режимов	Есть в квазистационарной постановке	Есть в квазистационарной постановке	Есть в квазистационарной постановке	Есть в квазистационарной постановке	Есть в квазистационарной постановке	Есть в квазистационарной постановке
Визуальное формирование проточной части, оценка массы и габаритных размеров	Есть в виде отдельной программы	Оценка массы и габаритов	нет	нет	нет	нет
Оценка показателей напряжённости основных узлов и выработки ресурса	нет	нет	нет	нет	нет	нет
Учёт термической диссоциации	нет	нет	нет	Есть в виде добавочной методики	нет	нет

Учёт влияния неравномерности и нестационарности потока за вентилятором	нет	Есть в виде поправок к величинам температуры и давления	Есть в виде поправок к величинам температуры и давления	Есть в виде поправок к величинам температуры и давления	есть	есть
Возможность использования разных характеристик для внутреннего и наружного контуров	нет	Есть при условии разбивки вентилятора на два контура	Есть при условии разбивки вентилятора на два контура	есть		есть
Учёт влияния Неравномерности и нестационарности потока по тракту двигателя	нет	нет	нет	нет	нет	нет
Учёт влияния числа Re	Есть в виде эмпирических зависимостей	Есть в виде эмпирических зависимостей	Есть в виде эмпирических зависимостей	Есть в виде эмпирических зависимостей	есть	
Расчёт многоступенчатых охлаждаемых турбин с промежуточным охлаждением ступеней	нет	Возможен при повенцовом описании ступеней турбины	Возможен при повенцовом описании ступеней турбины	нет	нет	нет
Расчёт компрессора с отбором охлаждения из промежуточных ступеней	нет	Возможен при повенцовом описании ступеней компрессора	Есть в виде учёта доли работы компрессора до каждого отбора	Есть в виде учёта доли работы компрессора до каждого отбора	есть	нет
Расчёт коротких нецилиндрических камер смешения	нет	Возможен при описании методики Заказчика	Возможен при описании методики Заказчика	Возможен при описании методики Заказчика	нет	нет
Расчёт характеристик в составе силовой установки ЛА	нет	По дополнительным зависимостям	По дополнительным зависимостям	По дополнительным зависимостям	есть	нет
Вычисление дополнительных зависимостей, расширяющих функциональность модели	нет	Вычисление по дополнительным формулам с возможностью использования в программе регулирования	есть	есть	есть	нет
Возможность работы с базами данных проекта	нет	Возможность импорта в формате Excel	С помощью дополнительных программ	есть	нет	есть
Возможность создания пользовательских модулей, расширяющих возможности программы	нет	Есть в виде возможности создания оперативного модуля	Есть при условии обращения к разработчику	Есть при условии обращения к разработчику	нет	нет

Возможность работы в «пакетном» режиме	есть	есть	есть	есть	нет	нет
Возможность создания передаточных моделей	нет	нет	нет	есть	нет	нет
Возможность автоматизации типовых вычислительных операций	нет	нет	нет	есть	нет	нет
Операционная система	MS DOS	MS DOS, MS Windows	MS Windows	MS Windows	MS Windows	MS Windows

Современное состояние проблемы

Программы ЦИАМ [4] и КАИ [6] – наиболее известные и широко применяемые в практике работ КБ. Реализованные в них математические модели рабочих процессов ГТД авиационного применения основаны на единых теоретических положениях и допущениях, которые были сформулированы ещё в конце 1960-х гг. Фактически эти программы являются определяющими в отечественной практике термодинамических расчётов. К настоящему времени накоплен исчерпывающий опыт эксплуатации этих программ, выявлены их достоинства, особенности и недостатки. В современных условиях новые проекты ГТД разрабатываются при значительно более высоких уровнях температур и давлений, расширилась номенклатура схемных решений в связи с разработкой на базе ГТД энергетических и других установок. Также опубликованы обновлённые сведения по термодинамическим свойствам горючих и окислителей различных составов и индивидуальных веществ.

В этом заключаются основные причины, определяющие необходимость уточнения ранее принятых теоретических положений и допущений как основы для создания современной базовой математической модели рабочего процесса ГТД.

В тоже время на практике наряду с рассмотренными применяются математические модели, разработанные силами самих КБ и включающие в себя методические разработки, полученные в результате опыта расчётно-экспериментальной доводки, многие из которых являются уникальными. Такие методики необходимо объединить в рамках единой базовой математической модели. Одним из негативных следствий использования различных расчётных систем является наблюдаемое разночтение в оценке основных параметров ГТД, необходимость выполнения поверочных расчётов и согласования математических моделей. Необходимо в принципе исключить подобные нестыковки, что качественно повысит эффективность процесса проектирования. Вышесказанное не исключает возможности дальнейших модификаций и развития такой математической модели, но для совместного проектирования двигателей она должна оставаться единой.

Выводы

В настоящее время не существует математической модели, используемой всеми КБ в качестве базовой. С другой стороны, очевидно, что для группы КБ, входящих в состав отрасли как составных частей единой структуры, такая базовая модель должна существовать. Это позволит исключить затраты на проведение сравнительных расчётов по различным математическим моделям, перевод исходных данных из одной программы в другую и разночтение оценок параметров ТРДД и ТРДДФ, что наблюдается в существующей практике.

Таким образом, вновь разработанная математическая модель, учитывающая вышеуказанные особенности, должна быть своевременной и востребованной в практике термодинамических расчётов в отечественных КБ.

В перечень функций новой математической модели должны войти функции, корректирующие или выводющие на качественно новый уровень возможностей перечисленные методические и программные допущения и ограничения, а также

сформированные в виде проекта технического задания требования к современной базовой универсальной математической модели [3]. Единая для предприятий базовая математическая модель должна применяться для расчётов при совместном проектировании, выпуске технических предложений, эскизных и конкурсных проектов, что позволит устранить существующие, обусловленные методическими особенностями различия в результатах расчётов и объективно оценивать варианты предлагаемых решений.

Программная реализация единой базовой математической модели должна иметь средства адаптации к задачам, возникающим в процессе рабочего проектирования и доводки.

Необходимо обеспечить пользователям возможность включения дополнительных алгоритмов, учитывающих особенности схемных решений, характеристик узлов, систем и агрегатов регулирования, опыта конкретного КБ и влияние на процесс дополнительных факторов, выявленных при доводке.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Гольберг Ф. Д.** Математические модели авиационных газотурбинных двигателей как объект управления / Гольберг Ф. Д., Батенин А. В. - Москва: издательство МАИ, 1999 – 82с.
2. **Горюнов И. М.** Направления развития современных математических моделей рабочих процессов газотурбинных двигателей / Горюнов И. М., Болдырев О. И. - Уфа: УДК 621.452.32.
3. **Тунаков А. П.** Методы оптимизации при доводке и проектировании газотурбинных двигателей. / Тунаков А. П. – М.: Машиностроение, 1979 – 184с.
4. **Ахмедзянов Д. А.** Термогазодинамический анализ рабочих процессов ГТД в компьютерной среде DVIGw / Ахмедзянов Д. А., Горюнов И.М., Кривошеев И. А. – Уфа: УГАТУ, 2003. – 162 с.

ОБ АВТОРАХ



Мухамедов Раиль Рифатович, магистрант каф. авиац. двигателей УГАТУ, дипл. бакалавр по авиа и ракетостроению (УГАТУ, 2012). Исследования в области уплотнений газоздушного тракта авиационных ГТД.

e-mail: rail2008@mail.ru

УДК 621.45

ПРЕИМУЩЕСТВА ПРИМЕНЕНИЯ АВТОМАТИЗИРОВАННЫХ СИСТЕМ КОНТРОЛЯ ИСПЫТАНИЙ

Нигматуллин Р. Р.

Производство авиационных газотурбинных двигателей (ГТД) – это сложный, науко- и трудоемкий процесс, требующий строжайшего соблюдения технологической дисциплины, то есть очень внимательного отношения персонала к работе на всех этапах производства. Завершающим звеном этого процесса являются приемо-сдаточные испытания изделия. На стадии испытания определяются основные параметры ГТД,

осуществляется индивидуальная для каждого изделия регулировка и настройка агрегатов и выполняются прочие операции, обеспечивающие надежную и продолжительную эксплуатацию двигателя. Поэтому достоверность информации, получаемой в ходе испытания, объективность контролируемых параметров и управляющих воздействий имеют большое, можно сказать ключевое значение для достижения требуемой надежности и долговечности ГТД.

Автоматизированные системы контроля испытаний (АСКИ) являются особым видом автоматизированных систем. Они реализуют информационную технологию в виде определенной последовательности информационно связанных функций, задач или процедур, выполняемых в автоматизированном (интерактивном) или автоматическом режимах. Например, при разработке и испытаниях авиационного ГТД, применение автоматизированной системы контроля испытаний наиболее целесообразно при контроле во время газовой наработки ГТД. Это обусловлено, в первую очередь, тем, что [2 - 4]:

1. именно в этих работах определяются значения основных показателей работы двигателя;

2. необходимо минимизировать газовую наработку (без ухудшения качества испытания):

- для снижения расхода топлива;
- для уменьшения влияния вредных факторов на здоровье исполнителей;
- для уменьшения выброса отходов горения топлива в атмосферу;

3. необходимо снизить влияние субъективного фактора для повышения объективности результатов испытания.

Объективность и достоверность информации может быть обеспечена только в том случае, когда роль субъективного фактора - влияния человека на процесс обмена данными - сводится к минимуму или полностью исключается. Это может быть достигнуто только за счет автоматизации процессов контроля и управления испытаниями, а в конечном итоге, за счет создания системы автоматического управления испытания в целом.

Также работы, выполняемые на остановленном изделии, также должны быть максимально охвачены автоматизированным контролем, поскольку качественная подготовка двигателя к запуску — залог успешного функционирования работающего двигателя.

Большинство экспериментальных стендов оборудовано системами автоматизации испытаний. Такие системы существенно повышают эффективность испытаний, обеспечивают сокращение времени доводки и отладки двигателей за счет ускоренной обработки большого объема измерительной информации, повышения ее точности, обеспечения строгого выполнения программы испытаний, а также за счет повышения безопасности испытаний и предотвращения аварийных ситуаций.

Комплексная автоматизация испытаний серийных ГТД требует знаний и описания закономерностей процессов, протекающих во время испытаний, то есть наличия адекватной математической модели. Кроме того, необходимы специальные математические методы для расчета на компьютере значений параметров быстропеременных процессов в определенные моменты времени или при достижении каких-либо параметров уставных значений.

Немаловажным фактором для повышения надежности и продолжительной эксплуатации ГТД является наличие базы данных парка двигателей, находящихся в эксплуатации. Исходными значениями эксплуатационных показателей являются значения параметров двигателя, полученных в ходе испытаний. Построение статистических зависимостей показателей работы ГТД от наработки изделия и влияния показателей на отказы, сбои в работе и аварии двигателей позволяет прогнозировать поведение изделий в эксплуатации, заранее предотвращать возможные сбои, а также планировать профилактические ремонты, то есть заранее подготавливать производственную базу для

быстрого и качественного ремонта двигателей. Таким образом, высокая объективность и достоверность результатов испытаний позволяет существенно улучшить эксплуатационные характеристики двигателей.

Следует отметить, что надежность и продолжительность срока эксплуатации двигателя имеют прямое влияние на гуманитарно-социальные и экономические стороны не только производства, но и развития социума в целом. Увеличение срока службы изделия приводит к снижению эксплуатационно-производственных затрат на единицу времени эксплуатации, что позитивно сказывается как на экономических показателях эксплуатационных авиаслужб, так и на аналогичных показателях производителей авиатехники. Надежность двигателей сказывается не только на экономических показателях, но, в первую очередь, обеспечивает безопасность полетов и может предотвратить невозвратимые потери - человеческие жизни.

Помимо социальных и экономических аспектов, автоматизация испытаний ГТД позволяет улучшать экологическую обстановку. Снижение времени испытаний, уменьшение расхода топлива - это прямые факторы, снижающие загрязнение окружающей среды за счет внедрения АСКИ. Кроме этого, есть еще и опосредованные факторы, такие как снижение количества аварий ГТД в эксплуатации, приводящих к экологическим катастрофам, улучшение показателей работы двигателей - увеличение полноты сгорания топлива, снижение уровня шума изделия - за счет комплексного, объективного контроля. Таким образом, разработка и внедрение АСКИ ГТД серийного производства весьма актуальны и должны находить свое решение в полном объеме и в кратчайшие сроки.

Рассмотрим основные особенности работы систем автоматизации испытаний на основе данных, приведенных в [1]. Автоматизированная система испытаний двигателя объединяет в один комплекс автоматизированную информационно-измерительную систему (АИИС) и автоматизированную систему управления (АСУ) и образует автоматизированную систему управления технологическим процессом испытания - АСУПП-И. Как правило, системы автоматизации испытаний строятся на базе персональных компьютеров (ПК).

На АСУПП-И возлагается выполнение следующих основных задач.

1. Автоматическая защита двигателя путем его останова или перевода на пониженный режим работы в случае возникновения нештатных ситуаций.

2. Сбор и обработка измерительной информации, представление ее в требуемой форме (таблицы, графики, протоколы и т.д.) на различных носителях информации (цифровая печать, магнитные диски и ленты и др.), а также представление текущей информации на экране ПК: градуировка измерительных каналов и определение их метрологических характеристик.

3. Автоматическое поддержание заданного режима работы двигателя.

4. Автоматическое управление двигателем по определенной программе (например, по циклической программе при проведении эквивалентно-циклических испытаний) с автоматическим измерением заданных параметров на установленных программой режимах.

5. Автоматическое руководство в форме диалога «оператор-испытатель - ЭВМ» процессом испытаний, включая эксплуатацию и обслуживание двигателя и стендовых систем.

6. Анализ тенденций изменения параметров двигателя в процессе испытаний с выдачей полной информации.

7. Хронометраж работы двигателя на различных режимах, учет количества запусков, прокруток, остановов за испытание с выдачей информации по требованию, с внесением параметров хронометража в документы двигателя.

8. Автоматическое ведение протокола испытаний.

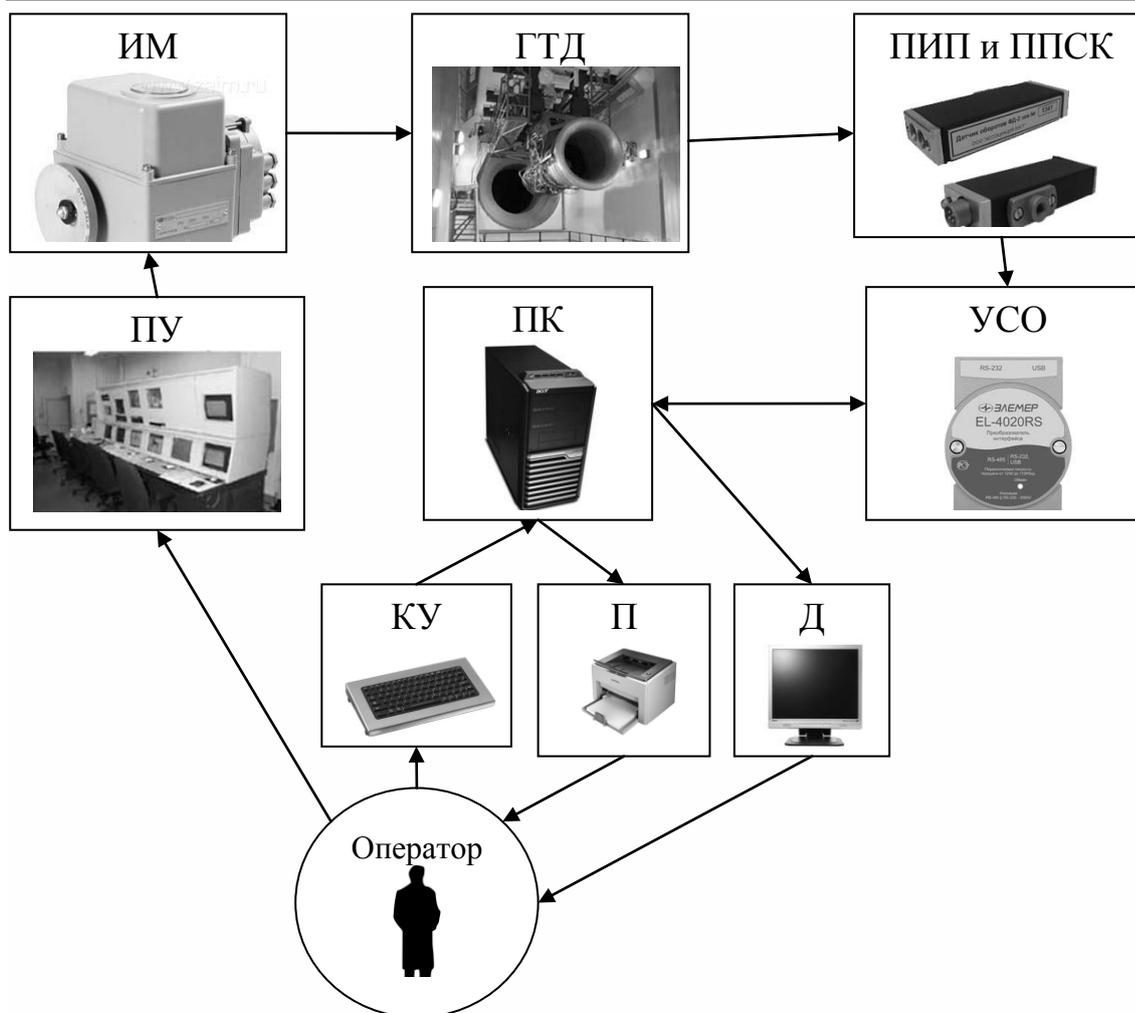


Рис. 1. Структурная схема автоматизированной системы испытаний двигателей

В состав системы входят:

- объект испытаний – воздушно-реактивный двигатель (ВРД);
- комплекс первичных измерительных преобразователей (ППИП) и первичных преобразователей системы контроля (ППСК);
- устройство связи с объектом (УСО), обеспечивающее преобразование всех форм сигналов первичных преобразователей (аналоговых и частотных) в цифровой код, а также преобразование цифровой информации, выдаваемой компьютером, в сигнал-команду для действия исполнительных механизмов (ИМ);

Персональный компьютер (ПК) со средствами отображения информации (дисплеем (Д_ и принтером (П)) и клавишным устройством (КУ);

- пульт управления (ПУ), включающий в себя органы управления двигателем (рычаг управления двигателем (РУД), рычаг останова двигателя (РОД), тумблеры, кнопки, клавиши) и пульт визуального контроля (ПВК).

При наличии автоматической системы управления испытаниями ПВК содержит минимальное количество приборов контроля работы двигателя: индикаторы частот вращения роторов, давления масла, температуры газа за турбиной, температуры масла на выходе из двигателя и т.д.

Автоматическая система управления испытаниями должна удовлетворять ряду жестких требований по надежности и сохранению информации в случаях непредвиденных сбоев в процессе испытаний. Так, несанкционированное отключение основного источника питания не должно приводить к отключению АСУ и прерыванию испытаний. В случае аварийного останова двигателя должна сохраняться вся информация на интервале времени не менее 60 с до и после выдачи команды на останов. При сбоях в работе

измерительных каналов на экран ПК должна выдаваться информация о причинах, вызвавших сбой. Комплекс технических средств АСУТП-И должен быть совместим со штатной электронной бортовой системой контроля двигателя с целью непрерывного слежения за ее работой.

Особое внимание при создании систем автоматизации испытаний уделяется защите двигателя. Недопущение разрушения в случае возникновения дефекта с сохранением зафиксированной информации позволяет получить весьма важные данные для его последующей доводки, не говоря о предотвращении расходов средств на ремонт двигателя или даже на производство дополнительного экземпляра.

Технический комплекс автоматической защиты двигателя, как правило, состоит из двух систем: пассивной и активной.

Назначение предупредительной (пассивной) системы – выдача предупредительного сигнала: светового (лампа желтого цвета на пульте управления), речевого (на экране ПК), в печати (протокол испытаний) о том, что величина контролируемого параметра как двигателя, так и стендового оборудования, от которого зависит сохранность двигателя, достигла критического значения.

В состав пассивной системы защиты входит также система, предупреждающая возможность запуска при ненадлежащей его подготовке (например, при недостаточном уровне масла в баке двигателя, закрытых створках входной и выходной шахт и т.д.). При этом на пульте управления загорается лампа красного цвета с одновременным размыканием цепи между кнопкой «Пуск» и пусковой панелью двигателя.

К основным параметрам, инициирующим выполнение команд пассивной системы защиты двигателя, относятся: недостаточное давление топлива на входе в испытательную станцию и в насос-регулятор, минимальное давление масла; повышенные перепады давлений на топливном и масляном фильтрах, минимальный уровень масла в баке, температура масла на выходе из двигателя и др.

Назначение активной системы защиты двигателя — генерирование сигнала-команды на соответствующий исполнительный механизм, автоматически останавливающий двигатель с одновременной выдачей всей необходимой информации о состоянии двигателя в случае, если величина контролируемого параметра достигла опасных значений (например, заброс частоты вращения, температуры газа, уровня вибраций и др.).

Активная система защиты состоит из двух подсистем: подсистемы ЭВМ, алгоритм функционирования которой заложен в ЭВМ, и подсистемы автономных сигнализаторов.

Более важной является подсистема ЭВМ, в которой на основе измерений параметров двигателя и сравнения их с опасными их значениями, а также на основе анализа соотношении взаимосвязанных параметров генерируется команда на останов двигателя.

При выдаче команды на исполнительный механизм, останавливающий двигатель, автоматически выполняются следующие операции:

- на экране фиксируется информация с указанием критического параметра, его фактического значения и отклонения от "опасного" значения;
- фиксируются значения всех параметров, выведенных на экран;
- включается операция "Выбег", которая обеспечивает с периодом порядка 1 с измерение и регистрацию параметров двигателя в течение времени, превышающего время штатного выбега турбокомпрессора на 10... 15 с;
- распечатывается запись значений всех измеряемых параметров в течение не менее 60 с до поступления команды на останов.

Таким образом, функционирование системы защиты двигателя обеспечивает не только его сохранность при возникновении аварийной ситуации, но и позволяет зафиксировать весьма важную информацию, последующий анализ которой способствует

выявлению причин возникновения дефектов и создает тем самым предпосылки для их устранения.

Результаты работ, производимых в процессе испытания, заносятся в протокол испытания. В отличие от автоматических систем автоматизированные системы в своем составе предполагают функционирование человека. Для эффективной работы людей в составе АСКИ все оперативные данные, характеризующие работу изделия, должны быть представлены в удобном наглядном виде. Помимо эффективного представления оперативных данных также в удобном виде должны быть выведены значения, отправляемые в протокол испытания. Итоговое заключение о пригодности ГТД к эксплуатации принимается на основании данных, представленных в протоколе испытания. Поэтому основной целью функционирования АСКИ, в конечном итоге, является протокол испытания, формируемый системой и представленный на машинных носителях информации или на бумаге. В настоящее время юридическую силу имеет протокол на бумаге, содержащий необходимые подписи исполнителей и представителей контролирующих подразделений, что определено стандартом предприятия. Необходимо подчеркнуть, что целью работы автоматизированной системы контроля испытаний является именно протокол испытания, а не двигатель, готовый к эксплуатации. Собранный, отрегулированный и проверенный двигатель, годный к эксплуатации, является результатом работы множества производственных подразделений и служб, оснащенных различными автоматизированными системами. Только при применении автоматической системы испытаний можно делать акцент на то, что результатом ее работы является годное изделие, а не протокол испытания.

Целесообразность создания и внедрения автоматизированных систем определяется социальным, научно-техническим и другими полезными эффектами, получаемыми в результате автоматизации [5].

Вопросы экономической эффективности применения автоматизированных систем в настоящее время имеют большое практическое значение во многих областях человеческой деятельности. В доказательство можно привести пример: затраты на разработку и внедрение автоматизированной системы, как правило, довольно высоки, и руководители часто не решаются на них без оценки эффективности.

Понятие эффективности не изменилось: это сопоставление полученных полезных результатов и соответствующих затрат всех видов ресурсов.

Разработка, внедрение проектов по автоматизации функций управления связаны с инвестициями, вложениями средств, затратами рабочего времени и труда. Денежные затраты на автоматизацию представляют собой капитальные затраты на разработку и внедрение проекта и эксплуатационные текущие расходы. К капитальным затратам следует относить:

- стоимость проектных работ, расходы по постановке и алгоритмизации задач;
- затраты на приобретение технических средств, оборудования, инвентаря,
- затраты на монтаж, установку технических средств;
- затраты на приобретение программных средств;
- затраты на создание информационной базы (базы данных);
- стоимость внедрения;
- затраты на обучение.

Эксплуатационные текущие расходы включают в себя:

- затраты на электроэнергию;
- содержание помещений;
- сопровождение программного обеспечения (поддержание в работоспособном состоянии, обновление, замена версий);
- сопровождение информационной базы (восстановление целостности, архивирование и резервное копирование, антивирусная защита, управление доступом);
- затраты на ремонт и обслуживание технических средств;

стоимость расходных (бумага, краска и картриджи для принтера) и прочих вспомогательных материалов.

Целесообразно учесть и затраты живого труда на выполнение перечисленных работ, особенно время работников, выполняющих их без дополнительной оплаты в своё рабочее время.

Любой руководитель, получив полную информацию о затратах на автоматизацию, задаётся вопросом о том, какую отдачу, какой полезный результат они могут дать и как сопоставить затраты и “полезность”. Известные экономические показатели, такие как экономия затрат, в том числе на обработку информации, коэффициент окупаемости и коэффициент эффективности, годовой прирост прибыли от внедрения автоматизированной системы на практике рассчитать чаще всего невозможно. Проблема состоит в оценке полезного эффекта от внедрения автоматизированной системы.

Проблема получения исходных данных для расчёта может решаться с помощью различных методов, среди которых можно выделить следующие:

1. На основе результатов деятельности предприятия за прошлые годы прогнозируются экономическими методами результаты на интересующий год и сравниваются с фактическими. Но для достаточно точного прогнозирования условия работы предприятия не должны претерпевать существенных изменений, что было возможно при плановой экономике. При рыночной экономике условия работы предприятия постоянно меняются.

2. Нормативные методы оценки ожидаемой экономической эффективности автоматизированной информационной системы возможны при наличии нормативов. Но их нет. Причина — разнообразие предприятий, автоматизированных систем, условий их работы. Наиболее подробно разработанные и утверждённые нормативы Минтруда России на работы по бухгалтерскому учёту и финансовой деятельности в условиях автоматизации даже не упоминают, какие, собственно, условия имеются в виду. А время, затрачиваемое на обработку конкретного документа будет зависеть и от применяемого программного комплекса, и от технических средств, скорости передачи информации по сети, наличия и качества информации в массивах справочных данных, организации этих массивов и множества других факторов. Неизвестно, применялись ли где-нибудь и когда-нибудь на практике эти нормативы.

3. Экспертные методы. Это довольно тонкая процедура, её результаты могут зависеть от компетентности экспертов, чёткости постановки задачи, информации, предоставляемой экспертам, и т. д.

4. Имитационные методы состоят в моделировании на компьютере самого объекта управления, системы управления, основных возмущений, действующих на объект, и основаны на использовании математических моделей, т. е. достаточно сложного математического аппарата.

Даже при самом удачном проектировании автоматизированная система не может долгое время оставаться неизменной, требует постоянной модернизации, особенно в современных условиях.

Использование автоматизированных систем для принятия решений требует времени на освоение, адаптацию к новым условиям. Эффект проявляется не сразу, а через какое-то время.

Как можно рассчитать экономию затрат на обработку информации? По известной формуле нужно сравнить затраты на обработку информации или на управление в целом при как минимум двух вариантах обработки информации:

$$DC = C_1 - C_0,$$

где C_1 — затраты на обработку информации до внедрения проекта; C_0 — затраты на обработку информации после внедрения проекта.

Затраты на обработку информации до внедрения проекта можно оценить по фактическим показателям, после внедрения проекта — с помощью проектных, плановых, нормативных показателей. Нормативов, формул для их расчёта, заслуживающих если не доверия, то хотя бы внимания, автору отыскать не удалось. Таким образом, реально оценить проект можно только с применением метода экспертных оценок.

Формула $DC = C_1 - C_0$ предполагает, что затраты на обработку информации с применением средств автоматизации уменьшатся. За счёт какой статьи затрат это может произойти? Перебрав их все, можно прийти к выводу, что реально могут быть сокращены затраты на заработную плату при условии сокращения рабочих мест. Но практика показывает, что этого чаще всего не происходит. Перечислим возможные причины.

1. Не повышается производительность труда. Хотя ряд рутинных вычислений производит компьютер, но больше, чем прежде, требуется времени — на сбор и регистрацию информации, на поиск и исправление допущенных ошибок. Программно-технический комплекс вкуче с сетью нередко работает довольно медленно, интерфейс программы неудобный, а из-за всего этого и весь процесс идёт неторопливо. Недостаточная квалификация работников не позволяет в полной мере использовать возможности средств автоматизации. Часть времени затрачивается на вспомогательные операции, устранение неполадок и сбоев, ожидание помощи ИТ-специалиста.

2. Реально производительность труда повышается за счёт автоматизации громоздких рутинных расчётов, автоматического формирования выходных форм, сокращения времени на поиск информации, подготовку документов. При повышении производительности труда также чаще всего не происходит сокращения работников. Их обязанности изменяются, высвобождаемое время затрачивается на другие, более творческие, аналитические работы. Кроме того, объявление о возможном предстоящем сокращении штатов влечёт за собой саботаж со стороны персонала, что нередко приводит к провалу проекта. Исключения, когда бухгалтерия сокращается, а её функции берёт на себя, например, отдел АСУ, очень редки.

3. При сокращении работников целесообразно повысить заработную плату оставшимся, что сохраняет на предприятии квалифицированные кадры, повышает его престиж. Поэтому экономии также не будет.

Основными показателями эффективности работы предприятия являются объём реализации, прибыль, рентабельность. Но на их формирование воздействует множество факторов, выделить из которых влияние автоматизации возможно только с применением громоздкого математического аппарата, да и то не очень точно. Из имеющегося фактического прироста вычитаются значения, достигнутые за счёт факторов, влияние которых на формирование прибыли поддаётся учёту. Это применение новых технологических процессов, оборудования, рационализации, изменение цен, изменение численности работающих и т.д. Естественно, что учёт как самих этих факторов, так и воздействия их на прибыль является отдельной трудоёмкой задачей и производится с немалыми погрешностями.

Срок окупаемости рассчитывают делением суммы капитальных затрат на экономию затрат на обработку информации или на годовой прирост прибыли, коэффициент эффективности — обратный показатель.

К примеру, имеющиеся оценки, что внедрение CRM-систем увеличивает объём реализации на 10–30 %, получены экспертным путём.

При определении годового прироста прибыли целесообразно проанализировать влияние автоматизации на себестоимость продукции, что также может быть произведено с помощью вышеперечисленных методов.

Внедрение автоматизированной информационной системы позволяет сократить запасы сырья и материалов за счёт совершенствования организации материально-технического снабжения, хранения материалов, более экономного их использования; снижать остатки незавершённого производства и готовой продукции в результате

улучшения планирования производства, отгрузки, контроля за соблюдением договоров. Обратные средства, потребляемые предприятием, определяются величиной потребляемых ценностей и временем их нахождения на складах и в производстве.

Влияние автоматизации на устранение причин потерь рабочего времени (очереди за инструментом, время выдачи сменных заданий) можно определить с помощью фотохронометража. Также целесообразно оценить экономию времени управленческих работников на выполнение некоторых наиболее трудоёмких операций.

Большинство авторов, исследовавших эту тему, сходятся во мнении, что невозможно выразить полный эффект от внедрения системы автоматизации в деньгах. Предлагается выделить косвенные показатели эффективности, которые отражаются на результатах производственно-хозяйственной деятельности не непосредственно, а за счёт повышения уровня управления, оперативности и действенности принимаемых решений, совершенствования всей информационной системы объекта, т. е. косвенным путём. Эти косвенные показатели практически невозможно оценить в денежных единицах. При расчётах экономической эффективности автоматизированной информационной системы возникает проблема преобразования эффекта такого рода в экономические показатели, для чего нужны специальные методы.

К таким показателям относят:

- повышение оперативности и актуальности информации;
- сокращение сроков решения отдельных задач и принятия управленческих решений;
- повышение качества информации, её точности, детальности, объективности, в том числе за счёт сокращения ошибок. При этом повышаются производительность труда и качество обслуживания клиента;
- углубление анализа, повышение качества аналитических отчётов, получение принципиально новых аналитических возможностей;
- снижение совокупного количества времени, затрачиваемого на подготовку документов, скорость выдачи выходных документов, отсутствие очередей. На основе заключённого договора система автоматизации позволяет быстро подготовить акт, накладную на отгрузку, на основе накладной — счёт;
- повышение качества обслуживания клиента и процента удержания старых клиентов;
- повышение эффективности маркетинговых компаний. В процессе общения с клиентом информация об источниках рекламы связывается с маркетинговой компанией;
- снижение дебиторской задолженности за счёт автоматического отслеживания выставленных счетов, сроков платежей, погашения задолженности;
- при автоматизации складского учёта — сокращение запасов на складах;
- усиление контроля, предотвращение хищений, злоупотреблений;
- эффект снижения влияния кадровой “текучки” на производственные показатели. Например, информация о клиентах остаётся в информационной базе, а не “уходит” вместе с менеджером;
- повышение коллективизма, улучшение деловой обстановки в результате открытости информации;
- повышение качества труда за счёт сокращения рутинных операций;
- повышение квалификации сотрудников при внедрении новых технологий;
- совершенствование работы аппарата управления;
- улучшение организации производства.

Даже эстетичность рабочего кабинета (современный компьютер вместо печатной машинки) может оказать влияние на престиж предприятия, доверие к нему клиента, готовность квалифицированных кадров сотрудничать с этой фирмой.

В настоящее время чуть ли не единственно возможный путь определения эффективности инвестиций в информационные технологии для российских предприятий

заключается в том, чтобы получить ответ на следующий вопрос: можно ли ценой выделенных на автоматизацию средств достичь заданных целей, которые формулируются как параметры автоматизируемых процессов? Например: составлять квартальный баланс в течение недели, получать данные о товарах на складе в течение заданного времени и т. д.

Достигли мы поставленных целей или нет, предлагается оценивать в значениях true/false (да/нет). Также известен балльный метод оценки мероприятия по совершенствованию управления.

При оценке эффективности автоматизированных информационных систем возможно и целесообразно применение Balanced Scorecard – системы сбалансированных показателей, разработанной в 1992 году Капланом и Нортон. Эта теория применяется в основном для оценки эффективности управления предприятием. Применение системы сбалансированных показателей для оценки эффективности автоматизированных информационных систем, непосредственно оказывающих влияние на эффективность управления, представляет интерес, но данная тема, насколько мне известно, пока не разработана ни теоретиками, ни практиками

Хотя не существует прямых методов определения эффективности АСКИ, в частности по критерию соотношения затрат к прибыли, она определяется косвенными показателями, большая часть из которых начинает проявляться только с течением продолжительного времени. Польза от внедрения АСКИ во многом определяется повышением конкурентоспособности предприятия. Итог анализа результатов в области определения эффективности АСКИ однозначен: применение автоматизированных систем на предприятиях, занимающихся выпуском (особенно массовым) авиационных ГТД, конструкторской разработкой и научно-исследовательской работой, должно сопровождать деятельность предприятия.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Е. Ю. Марчуков, И. И. Онищик, В. Б. Рутовский, Е. М. Таран, А. Я. Черкез. Испытания и обеспечение надежности авиационных двигателей и энергетических установок. Под ред. И. И. Онищика. М. Издательство МАИ. 2004.
2. http://fad.ugatu.ac.ru/index.php?p=sovets_pub&id=7&go=go
3. <http://www.dissercat.com/content/povyshenie-effektivnosti-protssessa-otladki-forsazhnykh-rezhimov-pri-ispytaniyakh-trddf#ixzz2hyRdPqqu>
4. <http://www.dissercat.com/content/avtomatizatsiya-sistemy-kontrolya-protssessa-stendovykh-ispytaniy-gazoturbinykh-dvigateli-s#ixzz2hySkCigG>
5. <http://rudocs.exdat.com/docs/index-442057.html?page=12>

ОБ АВТОРАХ



Нигматуллин Руслан Радикович, магистрант каф. авиац. двигателей УГАТУ, дипл. бакалавра техники и технологии по специальности «Авиаракетостроение» (УГАТУ, 2012). Исследования в области рабочих процессов в авиационных ГТД

УДК 621.45.037

ДИНАМИКА ФОРСИРОВАННЫХ РЕЖИМОВ ГТД

Рахманкулов Д. Я.

Введение

Возросшие требования к летно-техническим характеристикам самолета привели к существенному усложнению конструктивных схем силовой установки и значительной интенсификации параметров рабочего процесса в двигателях. Современный газотурбинный двигатель представляет собой сложную нелинейную динамическую систему с взаимным влиянием газодинамических и теплофизических процессов, протекающих в его узлах. Поэтому необходимо тщательное исследование основных узлов двигателя в системе двигателя. Данная статья посвящена всестороннему обзору особенностей функционирования форсажной камеры на всех основных эксплуатационных режимах и систем автоматического регулирования. Применение форсированных режимов на двигателе обеспечивает улучшение взлетных, разгонных и маневренных характеристик самолета.

Для обеспечения высоких тягово-экономических показателей, надежности, ресурса и других эксплуатационных характеристик двигателя оснащаются современными системами управления, которые характеризуются сложностью реализуемых в них законов управления, наличием многих контуров регулирования и ограничения, развитой и сложной логикой блокировок и переключений.

К динамическим процессам в двигателе относятся процессы перехода с одного установившегося режима на другой.

Основная часть

Форсаж – режим работы некоторых поршневых и реактивных двигателей, применяемый для временного увеличения тяги в случае необходимости (взлёт, разгон до сверхзвуковой скорости, манёвр воздушного боя). Применяется в основном на боевых самолётах. Единственными гражданскими самолётами, на которых применялся форсаж, были пассажирские Ту-144 и Конкорд.

Запуск форсажной камеры и обеспечение устойчивого горения

Запуск форсажных камер может осуществляться тремя способами: от электросвечи зажигания, с помощью пламенного воспламенителя и путем создания так называемой огневой дорожки [3].

Первые два способа мало отличаются от способов запуска основных камер сгорания. Огневая же дорожка представляет собой струю мелкораспыленного воспламенившегося топлива, которая может подаваться от специальных форсунок из основной камеры сгорания или сразу за турбиной. В форсажных камерах может возникать вибрационное горение - это горение с частотой пульсаций давления от 5 ... 50 Гц (низкие частоты) до 400 ... 600 Гц (высокие частоты), с амплитудой колебаний давления 10 ... 20 % и выше. Оно проявляется чаще всего на больших режимах при малых давлениях газа в форсажной камере. Причинами возбуждения вибрационного горения могут быть периодические срывы пламени на отдельных участках V-образных стабилизаторов, пульсации давления в топливной системе, срывы вихрей в диффузоре форсажной камеры и т.п., негативное влияние которых усиливается, если частота колебаний тепловыделения близка или совпадает с собственными частотами колебаний газа в форсажной камере.

Вибрационное горение недопустимо из-за опасности разрушения форсажной камеры и двигателя. Его устраняют конструктивными мероприятиями – путем эшелонирования и растягивания зоны горения за счет продольного смещения стабилизаторов пламени, а также постановкой перфорированных антивибрационных

экранов.

Динамика форсированных режимов

Основные моменты данной части статьи взято из книги Добрянского Г. В., Мартыяновой Т.С. "Динамика авиационных ГТД". Форсирование тяги двигателя путем дожигания топлива в форсажной камере сгорания обуславливает ряд особенностей протекания динамических процессов в двигателе, определяемых взаимодействием форсажного контура с основным [2].

Включение форсированного режима обычно производится на максимальном режиме работы основного контура двигателя. С точки зрения экономичности наиболее целесообразным является такой переход к форсированному режиму, при котором параметры работы турбокомпрессорной части двигателя остаются такими же (или близкими), как на максимальном режиме двигателя. Для соблюдения этого условия включение форсажа не должно вызывать изменение давления газа за турбиной, что обеспечит сохранение неизменными величины π_T^* , n и T_T^* . Когда $p_T^* = \text{const}$ на максимальном и форсажном режимах, то условие равенства расхода воздуха, проходящего на обоих режимах через горло реактивного сопла при $\lambda_{с.кр} = 1$, можно записать как [2]:

$$\frac{(F_{с.кр})_{\max} \sigma_{с.д}}{\sqrt{T_m^*} (1 + q_m)} = C \frac{(F_{с.кр})_{\phi} \sigma_{\phi,к}}{\sqrt{T_{\phi}^*} (1 + q_{m\Sigma})}, \quad (1)$$

где C – некоторая постоянная величина.

Считая коэффициенты восстановления давления в сопле и форсажной камере $\sigma_{с.д}$ и $\sigma_{\phi,к}$ постоянными и пренебрегая разницей между величинами $(1 + q_m)$ и $(1 + q_{m\Sigma})$, где q_m – относительный подвод топлива, получаем условие сохранения режима турбокомпрессора неизменным при переходе на форсажный режим [2]:

$$(F_{с.кр})_{\phi} / (F_{с.кр})_{\max} = C_1 \sqrt{T_{\phi}^* / T_m^*}. \quad (2)$$

Для сохранения режима работы основного контура двигателя неизменным, как следует из выражения, необходимо одновременно с увеличением температуры в форсажной камере за счет дожигания $G_{m,\phi}$ увеличить площадь сечения сопла.

Если условие не соблюдается, то включение форсированного режима приведет к изменению режима работы турбокомпрессора, т.е. включение форсированного режима можно рассматривать как возмущение, действующее на параметры основного контура двигателя. Для оценки величины этого возмущения может быть использовано понятие эквивалентного сопла $F_{с.экр}$. Это понятие основывается на том, что при работе двигателя на форсированном режиме воздействие на основной контур из-за подвода теплоты в форсажную камеру вследствие сгорания $G_{m,\phi}$ эквивалентно воздействию изменением площади критического сечения реактивного сопла. Для различных величин $G_{m,\phi}$ может быть подобрано значение $F_{с.кр}$ такое, что параметры основного контура сохраняются неизменными.

Необходимую связь между $G_{m,\phi}$ и $F_{с.кр}$ можно найти, используя уравнение расхода газа через критическое сечение реактивного сопла на форсированном режиме [2]:

$$G_{с.кр} (1 + q_{m,с.кр}) (1 - \delta_{отб}) = \frac{m_{кр,\phi} p_m^* q (\lambda_{с.кр}) F_{с.кр} \sigma_{\phi,к}}{\sqrt{T_{\phi}^*}} \quad (3)$$

и выражение теплового баланса для форсажной камеры:

$$c_{p\phi} (T_{\phi}^* / T_m^*) = H_u \eta_{\phi} q_{m,\phi}; \quad (4)$$

где $c_{p\phi}$ – средняя теплоемкость газа в форсажной камере.

Решая совместно эти уравнения, получим:

$$C_2 \frac{G_c^2 T_m^*}{p_m^{*2}} = F_c^2 - a^2 G_{m.ф} \quad (5)$$

При неизменном режиме работы основного контура

$$F_c^2 - a^2 G_{m.ф} = b^2, \quad (6)$$

где a, c, b - постоянные величины.

Коэффициент b представляет собой площадь критического сечения сопла, необходимую для поддержания на нефорсированном режиме тех же параметров турбокомпрессора, что и на форсированном. Эту величину можно назвать эквивалентной площадью $F_{c.эkv} \approx b$. Замена воздействия форсажного контура эквивалентным возмущением значительно упрощает анализ взаимодействия основного и форсажного контуров.

Следует заметить, что аналогично выражению может быть представлена связь площади реактивного сопла и приведенного расхода топлива в форсажную камеру двигателя [2]:

$$F_c^2 - a^2 G_{m.ф.пр} = F_{c.эkv}^2 \quad (7)$$

В общем случае при анализе динамики форсажных режимов рассматриваются следующие воздействия на основной контур: включение и выключение форсажного режима, уменьшение или увеличение степени форсирования. Помимо воздействий на основной контур динамика форсажных режимов определяет такой важный параметр, как темп изменения тяги двигателя, к величине которого обычно предъявляются повышенные требования.

Форсажный контур ТРДФ обычно регулируется таким образом, чтобы положение линии рабочих режимов на характеристиках компрессоров сохранялось неизменным. Необходимый запас газодинамической устойчивости должен быть обеспечен как на статических, так и на переходных режимах.

На двигателях с большой степенью форсирования применяется всережимное сопло, позволяющее получить достаточно большой диапазон изменения тяги двигателя при неизменном режиме работы основного контура. Таким образом, в ТРДФ с регулируемой площадью сопла имеются два дополнительных управляющих воздействия: $G_{m.ф}$ и F_c . Закон управления форсажным контуром строится таким образом, чтобы одним из управляющих воздействий задавать степень форсирования двигателя, а второе управляющее воздействие использовать для стабилизации режима работы основного контура. Обычно степень форсирования задается расходом топлива в форсажную камеру $G_{m.ф}$ и F_c используется для стабилизации режима.

Тяга, развиваемая ТРДФ на форсированных режимах при неизменном режиме работы основного контура, определяется температурой газа в форсажной камере $T_{ф}^*$. Поэтому изменение степени форсирования сводится к установлению необходимого значения $T_{ф}^*$.

Для определения $\alpha_{ф.к} = \frac{G_6 \Sigma}{L_0(G_{m0} + G_{m.ф})}$ необходимо измерение расходов топлива и воздуха. В связи с тем, что измерение этих величин является достаточно сложной задачей, управление $G_{m.ф}$ осуществляется по комплексам внутриводительных параметров, например по программе $G_{m.ф}/p_k^* = f(T_{вх}^*, \alpha_{руд})$, которая для одноконтурных двигателей примерно соответствует $\alpha_{ф.к} = const$, так как G_6 пропорционально p_k^* . Для двухконтурных двигателей p_k^* в меньшей степени отражает суммарный расход воздуха, который для двигателей с большой степенью двухконтурности определяется, в основном, расходом воздуха через наружный контур, а следовательно давлением p_6^* . Поэтому в законе управления расходом форсажного топлива для двухконтурных двигателей обычно предусматривается коррекция: $G_{m.ф}/p_k^* = f(T_{вх}^*, \alpha_{руд}, m)$ [2].

Проходное сечение сопла F_c на форсированных режимах у ТРДФ изменяется таким образом, чтобы режим работы основного контура при форсировании не изменялся. Для

этой цели могут быть использованы замкнутые регуляторы, работающие по закону $\pi_T^* = \text{const}$ или $T_T^* = \text{const}$.

Основной особенностью большинства современных ТРДДФ является применение камеры смешения потоков наружного и внутреннего контуров, за которой располагается форсажная камера сгорания. В таких двигателях на большинстве эксплуатационных режимов сохраняются небольшие перепады давлений газа между наружным контуром и камерой смешения, что приводит к существенному влиянию процессов, происходящих в форсажной камере, на режим работы вентилятора. С целью обеспечения заданного режима работы вентилятора управление критическим сечением реактивного сопла целесообразно осуществлять по параметрам, в наилучшей степени отражающим режим работы вентилятора. К таким параметрам относятся $n_{н.д}$, газодинамические функции в наружном канале за вентилятором $q(\lambda)$, $\pi(\lambda)$.

В ТРДДФ с камерой смешения работа форсажной камеры существенно влияет на режим работы вентилятора. Смешение холодного воздуха из наружного контура с газом, выходящим из турбины, приводит к протеканию процесса воспламенения топлива в форсажной камере при пониженных температурах, что ухудшает условия горения топлива по сравнению с одноконтурными ТРДФ.

Все это требует достаточно строгого согласования значений расхода топлива $G_{т.ф}$ и площади критического сечения реактивного сопла F_c , а также исключения больших скачкообразных изменений расхода топлива в процессе запуска форсажной камеры и при подключении отдельных топливных коллекторов. Синхронизацию изменения $G_{т.ф}$ и F_c необходимо осуществлять и при уменьшении степени форсирования. Требуется также осуществлять направленное регулирование F_c при самопроизвольном погасании топливного факела в форсажной камере сгорания. Необходимость согласования величин F_c и $G_{т.ф}$ иллюстрируется графиками, приведенными на рис. 1 [2]. На графиках показано изменение запасов газодинамической устойчивости $\Delta \bar{k}_{y.в} = \Delta k_{y.в} / \Delta k_{y.в \max}$ для вентилятора ТРДДФ с небольшой степенью двухконтурности ($m=0,7$) в зависимости от величины относительного расхода топлива $G_{т.ф.зап} / G_{т.ф \max}$, при котором осуществляется включение форсажной камеры сгорания в процессе запуска, для различных значений $\Delta F_c = \Delta F_c / ((F_c)_{п.ф} - (F_c)_{\max})_{б.ф}$:

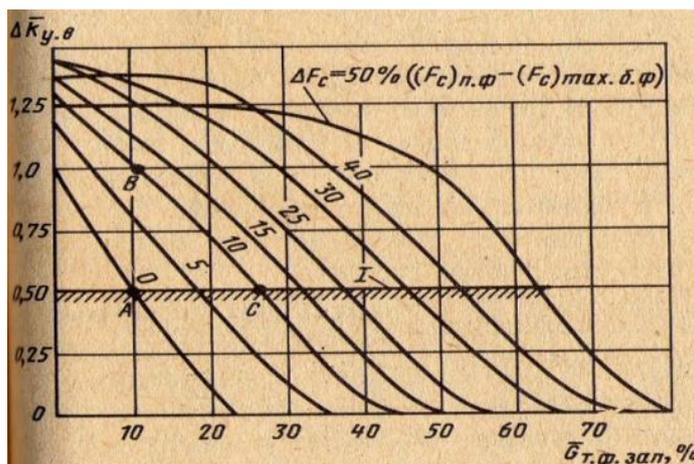


Рис. 1. Зависимость изменения запасов газодинамической устойчивости ТРДДФ от расхода топлива $G_{т.ф.зап}$ на запуске форсажной камеры;
I - граница допустимых изменений $\Delta \bar{k}_{y.в} = \Delta k_{y.в} / \Delta k_{y.в \max}$

На рис. 1 [2] нанесена также граница допустимых изменений запасов газодинамической устойчивости вентилятора, соответствующая половине располагаемых запасов $\Delta k_{y.в}$ на форсированных режимах.

При выборе величины предварительного увеличения F_c и минимального расхода

топлива при запуске $G_{т.ф.зап}$ необходимо обеспечить, кроме допустимого изменения $\Delta k_{у.в}$ плавное изменение реактивной тяги при форсировании режима. Предварительное увеличение F_c приводит к первоначальному уменьшению тяги относительно максимального нефорсированного режима с последующим ее ступенчатым возрастанием после воспламенения топлива $G_{т.ф.зап}$. Такие колебания тяги должны быть сведены к минимуму, так как затрудняют пилотирование самолета.

Изменение тяги при предварительном увеличении F_c зависит от способа регулирования режима работы турбокомпрессора.

На рис. 2 [2] приведены графики, иллюстрирующие влияние предварительного раскрытия сопла на уменьшение тяги при регулировании турбокомпрессора по законам $n_{в.д} = const$ и $n_{в} = const$ в условиях $H = 0, M = 0$. Анализ этих графиков позволяет выбрать режимы с предварительным увеличением F_c и допустимым изменением тяги. Так, например, меньшее изменение тяги наблюдается при использовании закона $n_{в.д} = const$, так как в этом случае при увеличении F_c увеличивается $n_{в}$, что при малых раскрытиях F_c позволяет скомпенсировать изменение параметров газа перед реактивным соплом.

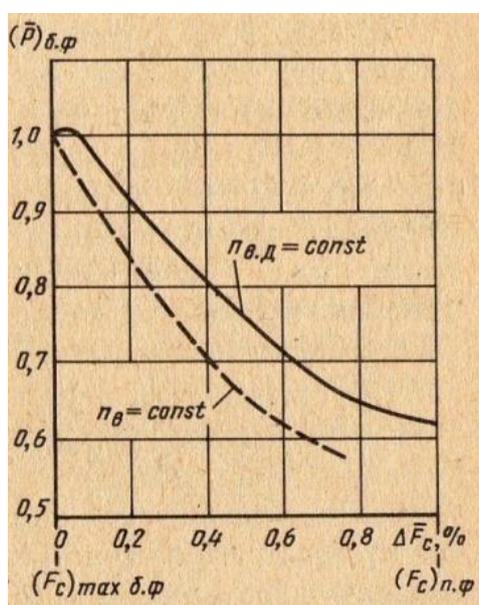


Рис. 2. Влияние площади критического сечения сопла на тягу двигателя при различных законах регулирования

При управлении установившимися форсированными режимами в ТРДДФ изменяемая площадь сопла F_c используется для поддержания заданной линии рабочих режимов на характеристике вентилятора с помощью замкнутого контура регулирования. В этом случае при нарушении процесса горения в форсажной камере F_c будет уменьшаться, что приведет при последующем восстановлении процесса горения к уменьшению запасов газодинамической устойчивости вентилятора. С целью защиты вентилятора от таких возмущений, а также с целью предохранения вентилятора от увеличения $n_{в}$ (выше допустимой величины при самопроизвольном погасании форсажной камеры) управление соплом следует выполнять по программно-замкнутой схеме. В такой схеме программный контур работает по программе $F_c = f(\alpha_{РВД})$, а замкнутый контур воздействует на F_c из условия поддержания заданного значения какого-либо параметра проточной части ($q(\lambda), \pi(\lambda), \pi_t^*$ или других). Замкнутый контур корректирует F_c в ограниченном диапазоне относительно программы $F_c = f(\alpha_{РВД})$.

Статическая программа $F_{c \min} = f(\alpha_{РВД})$, выбирается из условия согласования F_c и $G_{т.ф}$ на установившихся режимах. В ряде случаев целесообразно введение динамической коррекции, увеличивающей F_c по сравнению с программой $F_{c \min}$, например, по закону $F_{c \min} = f(\alpha_{РВД}) + \varphi(\alpha_{РВД})$. Коррекция позволяет в процессе включения форсированного

режима обеспечить большую величину F_c , а следовательно $\Delta k_{y,в}$, сохранив выбранное соотношение F_c и $G_{т.ф}$ на установившихся режимах.

Применение программно-замкнутых систем повышает устойчивость системы регулирования ТРДДФ на форсированных режимах, позволяет обеспечить большее быстродействие сопла на режимах включения форсажной камеры.

При включении форсированного режима минимальная величина расхода топлива $G_{т.ф}$ ограничивается требованиями надежного распыла и розжига пламени. Эта величина составляет определенную долю от $G_{т.ф max}$ и изменяется в зависимости от условий полета. Наибольшее потребное значение $G_{т.ф min}$ необходимо на больших скоростях и малых высотах полета, так как на этих режимах существует максимальное противодавление на форсунках. Дозирование топлива на режимах минимального форсирования корректируется по параметрам двигателя $G_{т.ф min} = k p_k^* f(T_{вх}^*)$.

Характер изменения параметров двигателя при форсировании определяется теми законами, которые реализованы в системе управления расходом топлива в форсажную камеру, площадью горла реактивного сопла и расходом топлива в основную камеру сгорания. Для примера на рис. 3 [2] приведены процессы изменения основных параметров ТРДД для условий $H = 0$, $M = 0$ при включении форсированного режима, управляемого по следующим законам: $n_k = const$ путем изменения G_t ; $G_{т.ф} = f(T_{вх}^*, \alpha_{руд}, p_k^*)$; $F_c = f(\alpha_{руд}, \pi_t^*)$.

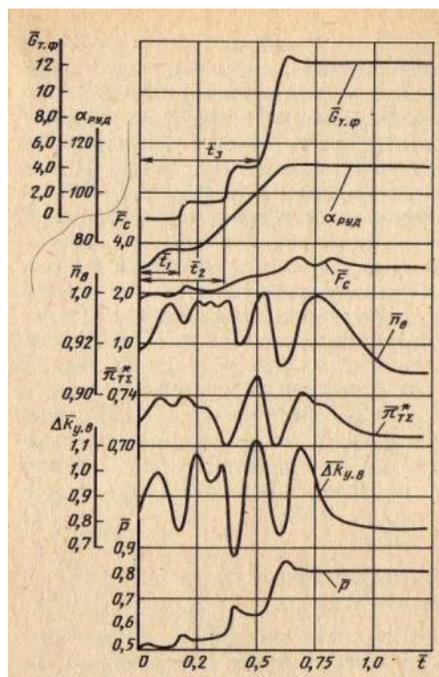


Рис. 3. Изменение основных параметров ТРДДФ при переходе на форсированный режим

На графиках ясно прослеживаются моменты подключения коллектора форсажной камеры при t_1 , t_2 и t_3 . Подключение сопровождается резким изменением тяги двигателя и уменьшением Δk_y вентилятора.

Однако уменьшение $\Delta k_{y,в}$ незначительно, так как предусмотрено предварительное раскрытие F_c . Изменения частоты вращения компрессора при подключении коллекторов незначительные.

При включении форсированного режима на скоростях $M > 0$ у Земли качественно процессы протекают аналогично, количественные изменения параметров и процессе включения форсированного режима будут большими. С ростом высоты полета процесс изменения тяги двигателя протекает более плавно.

Процесс включения форсированного режима на пониженных режимах работы

основного контура приведен на рис. 4 [2]. Его можно разделить условно на три этапа.

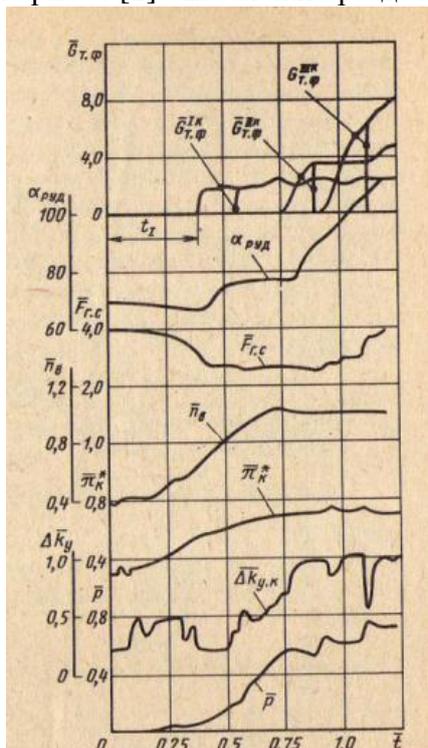


Рис. 4. Изменение основных параметров двигателя при включении форсирования на пониженном режиме работы двигателя

Первый этап длится в течение времени t_1 и соответствует процессу обычной приемистости, управляемой автоматом приемистости, от режима малого газа до некоторого значения приведенной частоты вращения турбокомпрессора.

После достижения заданных $n_{пр.к}$ начинается второй этап — заполняется форсажным топливом первый коллектор и через время, равное времени заполнения, в форсажную камеру подается минимальный расход форсажного топлива. Частота вращения роторов турбокомпрессора продолжает увеличиваться. Программа управления площадью критического сечения сопла в рассматриваемом примере выбрана таким образом, что площадь сопла на этом этапе имеет большее значение, чем на максимальном режиме, вентилятор при этом раздросселирован и имеет повышенные $\Delta k_{у}$.

Третий этап начинается после окончания основной приемистости, происходит при постоянной частоте вращения роторов турбокомпрессора и характеризуется дальнейшим увеличением расхода топлива в форсажную камеру подключением второго и третьего коллекторов. Он аналогичен процессу включения форсированного режима на максимальном режиме работы двигателя. В связи с тем, что в рассматриваемом процессе сечение сопла больше, чем в процессе обычной приемистости, время выхода на установившееся значение частоты вращения роторов несколько меньше, чем время обычной приемистости.

Процесс погасания форсажной камеры может быть смоделирован скачкообразным прекращением подачи топлива в форсажную камеру и перемещением $\alpha_{РВД}$ исполнительным механизмом по сигналу прекращения горения топлива в форсажной камере в положение, соответствующее бесфорсажному режиму.

Особенностью этого режима (рис. 5) [2] является первоначальное увеличение частоты вращения вентилятора с последующим восстановлением ее под действием ограничителя частоты вращения. При этом в переходном процессе происходит снижение частоты вращения компрессора. Значение $\Delta k_{у,с}$ не меньше, чем на исходном режиме. В начале процесса наблюдается резкое уменьшение тяги (ниже ее значения на нефорсированном режиме), затем она восстанавливается до этого значения.

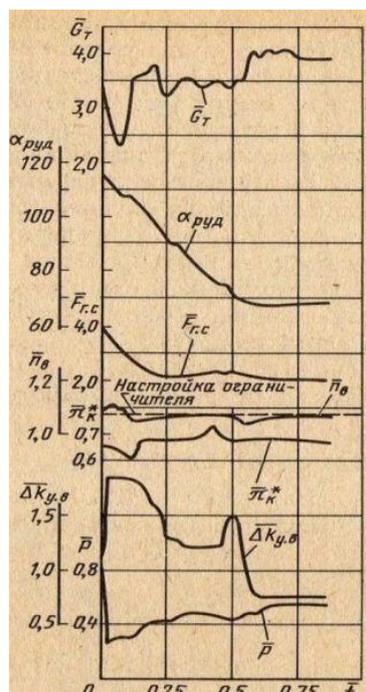


Рис. 5. Изменение основных параметров двигателя при погасании форсажной камеры
 $G_{т.ф} = 0$

При погасании форсажной камеры на больших скоростях полета отклонения частоты вращения и тяги двигателя от заданных увеличиваются, причем за счет изменения скольжения роторов турбокомпрессора существенно уменьшаются Δk_y компрессора. На характер переходных процессов при погасании камеры сгорания существенное влияние оказывает быстроедействие привода, изменяющего площадь сопла.

Системы регулирования форсированного режима ТРДФ

Основные моменты данной части статьи взято из учебника Черкасова Б. А. "Автоматика и регулирование воздушно-реактивных двигателей".

При регулировании подачи топлива в форсажную камеру режим работы турбокомпрессора должен сохраняться таким же, как и на нефорсированном режиме. Обычно для основного контура ТРДФ на форсированном режиме используются следующие программы регулирования: $n = const$, $\pi_T^* = const$, или $n = const$, $T_T^* = const$.

Возможно как замкнутое, так и незамкнутое регулирование форсированных режимов. При замкнутом регулировании параметром регулирования является T_T^* или π_T^* . Предпочтение отдается π_T^* , так как эта величина легко измеряется. Обычно применяется программа регулирования π_T^* , но величина T_T^* корректируется по внешним условиям для приближения температуры газа перед турбиной к постоянному значению.

При незамкнутом регулировании для сохранения неизменным режима турбокомпрессора подача форсажного топлива $G_{т.ф}$ должна быть согласована с давлением p_{ex}^* и температурой T_{ex}^* . Между p_{ex}^* и $G_{т.ф}$ существует прямая зависимость, влияние T_{ex}^* более сложно. Для упрощения незамкнутой системы регулирования применяют регуляторы, дозирующие подачу топлива в форсажную камеру сгорания в зависимости только от давления p_{ex}^* . Влияние температуры T_{ex}^* учитывается путем выбора наиболее вероятной скорости полета при работе двигателя на форсированном режиме. При отклонении действительной скорости полета от расчетной или при несоответствии параметров окружающей среды их стандартным значениям величины π_T^* на форсированном и нефорсированном режимах будет различной. Это различие приведет к изменению температуры T_T^* , поскольку регулятор основного контура будет поддерживать постоянной частоту вращения ротора двигателя.

На рис. 6 и 7 [1] даны принципиальная схема регулятора и структурная схема регулирования подачи форсажного топлива в зависимости от $p_{вх}^*$. Регулятор является программным — он автоматически перенастраивается при изменении $p_{вх}^*$ и работает как регулятор расхода с механической обратной связью.

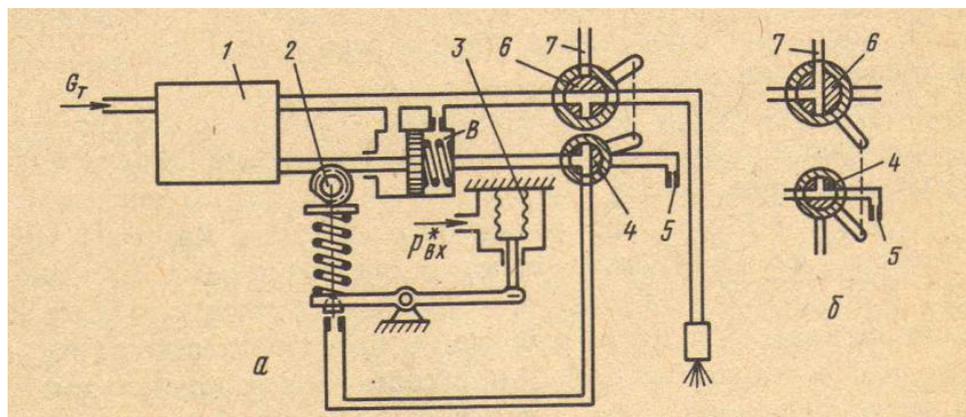


Рис. 6. Принципиальная схема регулятора

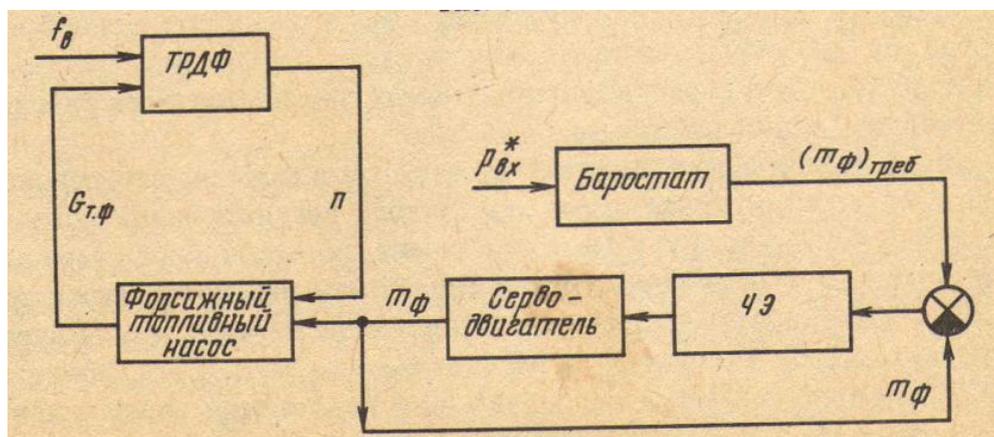


Рис. 7. Структурная схема регулирования подачи форсажного топлива

На рис. 6 [1] показаны: 1 — топливный форсажный насос; 2 — кулачок обратной связи; 3 — aneroid баростата, реагирующий на изменение $p_{вх}^*$. На структурной схеме рис. 13 $m_{ф}$ и $(m_{ф})_{треб}$ — действительная и требуемая координаты положения поршня серводвигателя; $f_{в}$ — внешнее воздействие на двигатель.

Поскольку топливный форсажный насос от ротора двигателя не отключается, на нефорсированных режимах ТРДФ форсажный насос устанавливается на минимальную подачу, Это достигается с помощью дополнительного крана 4 (см. рис. 6, а), заблокированного с отсечным краном 6. При установке кранов 4 и 6 в положение нефорсированного режима, показанного на рис. 6, б, полость В серводвигателя сообщается со сливом через жиклер 5, что обеспечивает некоторую небольшую производительность насоса, необходимую для его охлаждения. Для сбрасывания излишнего топлива напорная магистраль через канал 7 соединяется с линией всасывания основного топливного насоса. В систему питания включают дроссельный клапан (на схеме не показан), который служит для повышения давления на выходе из насоса 1 до значений, необходимых для обеспечения работы серводвигателя при полете на больших высотах,

На рис. 8 [1] приведена принципиальная схема форсажного регулятора, а на рис. 9 [1] — структурная схема замкнутого регулирования подачи топлива в форсажную камеру. Схема дополнена системой программного изменения площади реактивного сопла в виде механизма настройки и регулятором $F_{кр}$. Координата m определяет положение поршня серводвигателя.

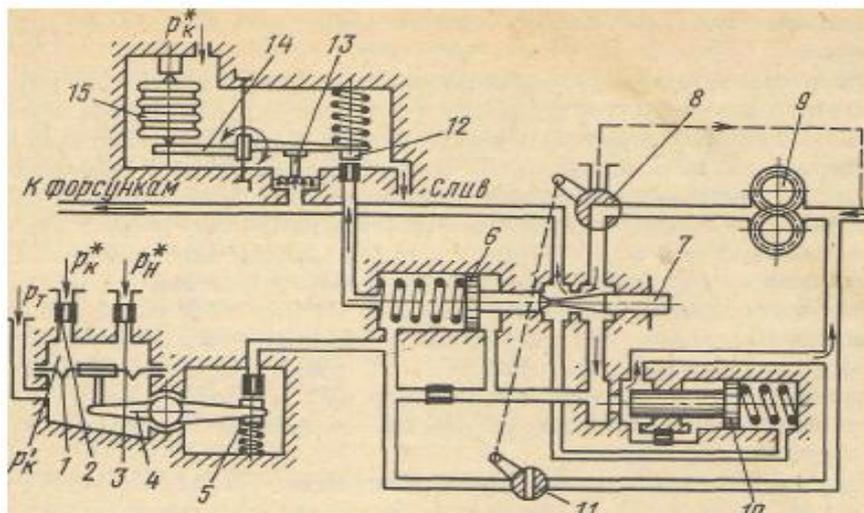


Рис. 8. Принципиальная схема форсажного регулятора

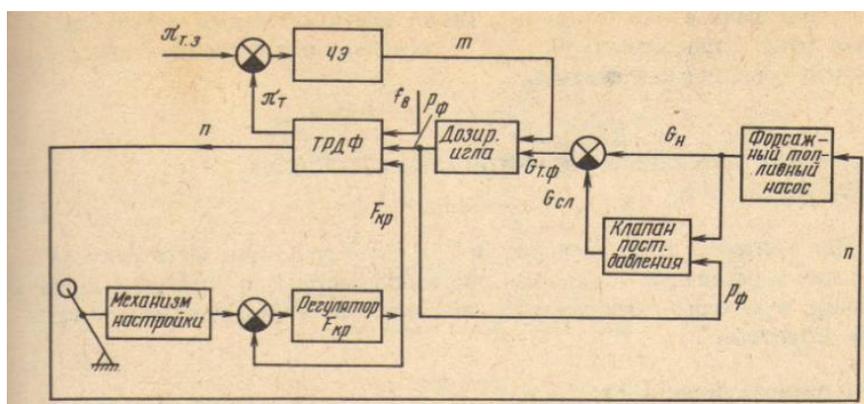


Рис. 9. Структурная схема замкнутого регулирования подачи топлива в форсажную камеру

Чувствительным элементом в регуляторе (см. рис. 8) служит мембрана 1. В проточную камеру над мембраной подводится воздух, давление которого равно p_k^* . Подбором жиклеров 2 и 3 давление в камере p_k' может быть получено близким к давлению за турбиной p_T . Таким путем задается величина $\pi_{Т.З}^*$.

При надкритическом перепаде в реактивном сопле величина π_T^* практически не зависит от режима полета. При изменении степени форсирования регулятор подачи форсажного топлива будет поддерживать $\pi_{Т.З}^*$. При изменении давления p_T мембрана 1 прогибается и через рычаг 4 перемещает управляющий клапан 5. Перемещение управляющего клапана вызывает изменение давления в полости с пружиной серводвигателя 6, связанного с дозирующей иглой 7. Подача топлива в форсажную камеру определяется положением дозирующей иглы 7, клапан 10 поддерживает на ней постоянный перепад давлений. Подача форсажного топлива выключается поворотом кранов 8 и 11. При этом все топливо, подаваемое насосом 9, перепускается в бак или на линию всасывания насоса основного контура; кран 11 сообщает полость с пружиной серводвигателя также с линией всасывания.

Регулятор данного типа позволяет осуществлять режим частичного форсирования (см. рис. 9) [1]. Для этого нужно створки выходного сопла поставить в положение, соответствующее меньшему сечению по сравнению с сечением выходного сопла в режиме полного форсирования.

Одна из возможных схем ограничительного регулятора включена в схему системы регулирования форсажного контура на рис. 14 [1]. Ограничительный регулятор состоит из рычага 14 с управляющим клапаном 12. К рычагу 14 с одной стороны приложена сила анероида 15, на внешнюю поверхность которого действует давление p_k^* , а с другой

стороны — сила плунжера 13, связанного через напорную магистраль с давлением p_ϕ . Такой ограничительный регулятор не может точно поддерживать $G_{m,\phi}/p_k^* = const$, так как расход топлива $G_{m,\phi}$ нелинейно связан с давлением p_ϕ .

Заключение

Таким образом, управление силовой установкой сверхзвукового самолета при полете как на сверхзвуковой так и на дозвуковой скоростях производится для достижения необходимых значений тяги и удельных расходов топлива. В статье рассмотрены общие теоретические сведения о форсажной камере, динамика форсированных режимов и системы их регулирования. Поддержание требуемых режимов двигателя и реактивного сопла может рассматриваться как общая задача или как несколько самостоятельных, но тесно связанных между собой задач. Нужные режимы осуществляются по определенным программам с помощью специальных автоматических устройств

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Черкасов Б. А., Автоматика и регулирование воздушно-реактивных двигателей: Учебник для вузов по специальности «Авиационные двигатели». 3-е изд., перераб. и доп. – М.: Машиностроение, 1988. – 360 с.: ил..
2. Добрянский Г. В., Мартыанова Т.С., Динамика авиационных ГТД – М.: Машиностроение, 1989, 240 с..
3. Кулагин В. В., Теория, расчет и проектирование авиационных двигателей и энергетических установок: Учебник - М.: Машиностроение, 2002. – 616 с.: ил..
4. Аксельрод С. Е., автоматика и основы регулирования авиадвигателей: Учебное пособие. – Уфа: изд. УАИ, 1982, 94 с..

ОБ АВТОРАХ



Рахманкулов Данил Яхьяевич, магистрант группы ДЛА-602 кафедры «Авиационные двигатели» УГАТУ, степень бакалавра по специальности «Авиа- и ракетостроение» (УГАТУ, 2012).

e-mail: raxmankulov.91@mail.ru

УДК 621.45.01

САУ ЭНЕРГЕТИЧЕСКИХ УСТАНОВОК

Мусакаев М. И.

В данной работе приведено описание систем автоматического управления применяемых в энергетических установках.

Введение

Изменение режима работы газотурбинной установки (ГТУ) осуществляется изменением расхода топлива в камеру сгорания, которое может сопровождаться

изменениями углов установки лопаток и размеров каналов, а при пусках — мощности пускового устройства.

Изменения состояния ГТУ при пусках и нагрузки на рабочих режимах могут происходить очень быстро. Чтобы обеспечить при этих изменениях безопасную, а еще лучше оптимальную работу оборудования и выработку электрической энергии требуемой частоты, необходимо быстро и согласованно изменять подачу топлива и действие устройств, влияющих на режим. Это возможно только средствами систем автоматического управления (САУ).

Назначение САУ

Объектом управления и контроля является ГТУ, основным элементом которой является газотурбинный двигатель (ГТД) наземного применения. Кроме того, в состав ГТУ могут входить редуктор, входные и выходные устройства, трансмиссия «двигатель-редуктор», трансмиссия «редуктор - приводимый агрегат» и др.

САУ ГТУ предназначена для выполнения функций управления, регулирования, контроля и защиты, обеспечивающих длительную безаварийную работу в двух режимах:

- во взаимодействии с САУ более высокого уровня;
- в автономном (при отсутствии или неработоспособности САУ более высокого уровня).

Системой управления более высокого уровня может быть, например, САУ газоперекачивающего аппарата (ГПА) или САУ газотурбинной электростанции (ГТЭС).

С учетом функционального назначения объекта управления (привод центробежного нагнетателя газа или привод генератора) САУ ГТУ должна выполнять следующие функции:

- обеспечивать надежную работу ГТУ на всех эксплуатационных режимах;
- удерживать ГТУ на холостом ходу при заданной частоте вращения;
- устойчиво поддерживать заданную частоту вращения свободной турбины (СТ), обеспечивающей привод нагрузки;
- обеспечивать при изменении нагрузки в заданных пределах плавное изменение режима работы ГТУ;
- удерживать частоту вращения СТ привода генератора, не вызывающую срабатывания автомата безопасности, при внезапном сбросе нагрузки до заданного значения;
- обеспечивать беспомпажную работу компрессора ГТУ;
- обеспечивать защиту от превышения заданных параметров ГТУ на всех режимах от запуска до максимального;
- обеспечивать контроль параметров ГТУ.

Состав САУ ГТУ

Состав САУ ГТУ определяется выполняемыми функциями и зависит от вида топлива, используемого в ГТУ.

В составе САУ ГТУ, работающей на газообразном топливе, в зависимости от функционального назначения выделяются следующие составные части [1] (рис. 1):

- блок управления двигателем (БУД);
- стопорный клапан второй (СК2);
- дозатор газа;
- блок управления дозатором газа;
- блок защиты двигателя (БЗД);
- блоки (агрегаты) управления элементами ГТУ, определяющими геометрические параметры газовоздушного тракта (ВНА, различные клапаны перепуска воздуха и др.);
- датчики и сигнализаторы технологических параметров ГТУ;
- линии связи между составными частями САУ ГТУ;
- аппаратура контроля вибраций ГТУ;
- кабели связи САУ ГТУ с САУ более высокого уровня;

- алгоритмы управления и контроля ГТУ;
- пульт технологический (инженерный).

БУД может быть как отдельным блоком, так и входить в состав программно-технических средств САУ ГПА (ГТЭС).

В состав САУ ГТУ, работающей на жидком топливе, дополнительно к составным частям, перечисленным выше, включают:

- подкачивающий насос;
- насос высокого давления;
- дозатор жидкого топлива;
- распределитель жидкого топлива по контурам форсунок.

При этом в состав САУ ГТУ не входят агрегаты, обеспечивающие подачу и дозирование газообразного топлива (СК1, СК2, дозатор газа, блок управления дозатором газа).

САУ двухтопливных ГТУ, работающих на газообразном и жидком топливе, включает в свой состав составные части САУ ГТУ, работающей на газообразном топливе, и составные части САУ ГТУ, работающей на жидком топливе, с добавлением элементов, обеспечивающих переключения с одного вида топлива на другое и работу на одном конкретном виде топлива.

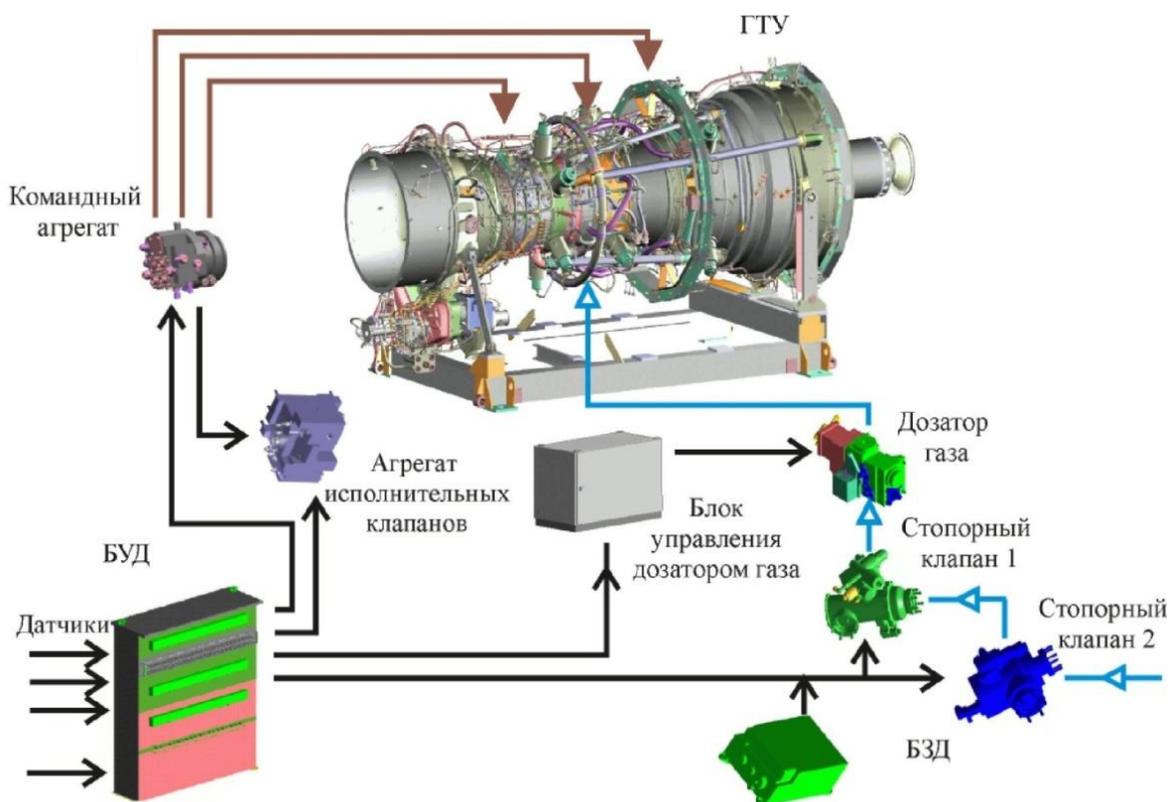


Рис. 1. Состав САУ ГТУ

Основные характеристики САУ

Рассматривая САУ как составную часть ГТУ, обеспечивающую выполнение предъявляемых к ней требований, в качестве основных характеристик принимают: характеристики быстродействия, характеристики по точности поддержания параметров, характеристики надежности, характеристики безопасности, характеристики эксплуатационной технологичности, технико-экономические характеристики.

Характеристики быстродействия

Быстродействие САУ ГТУ складывается из быстродействия каналов преобразования входных сигналов, из скорости прохождения и обработки

преобразованных сигналов в вычислительной части САУ, формирующей выходные сигналы по заданным алгоритмам; из быстродействия выходных преобразователей, из быстродействия исполнительных механизмов, входящих в состав САУ; а также зависит от периодичности опроса входных сигналов.

Поэтому существуют интегральные и частные характеристики быстродействия САУ ГТУ.

В качестве интегрального параметра, характеризующего быстродействие САУ ГТУ, применяется, например, время реакции САУ ГТУ на изменение входного сигнала (время от приема сигнала до воздействия на объект управления).

В качестве частных характеристик быстродействия обычно используются:

- время полного хода основных исполнительных механизмов, воздействующих на расход топлива или геометрические параметры газоздушного тракта ГТУ (дозировочного клапана, выходного штока механизма привода ВНА и др.);

- периодичность опроса аналоговых и дискретных сигналов.

Характеристики по точности поддержания параметров

Точность выполнения программ управления оценивается отклонением текущего параметра от программного

$$\Delta П = \frac{П_{ПРОГ} - П_{ТЕК}}{П_{ПРОГ}} * 100\%.$$

Обычно допустимая точность поддержания параметров характеризуется симметричной величиной $\pm \Delta П$ %. Оценивается точность выполнения программ на статических (установившихся) режимах и на динамических (переходных) режимах. Чаще всего оценивается точность поддержания частоты вращения. Для современных САУ ГТУ точность поддержания частоты вращения составляет $\pm (0,1.. 0,2)$ % на статических режимах.

В нормативных документах используется термин «степень нечувствительности системы регулирования частоты вращения». Степень нечувствительности системы регулирования частоты вращения при любой нагрузке не должна превышать 0,2 % номинальной частоты вращения.

Степени нечувствительности: это возможная относительная погрешность поддержания частоты вращения при одной и той же нагрузке. Ее численной характеристикой является величина:

$$E = (\Delta n_1 + \Delta n_2) / n_0$$

где $\Delta n_1 = n_1 - n_0$ - увеличение частоты вращения, минимально необходимое, чтобы вызвать движение исполнительных механизмов; $\Delta n_2 = n_2 - n_0$ - уменьшение частоты вращения, минимально необходимое, чтобы вызвать движение исполнительных механизмов; n_0 - номинальная частота вращения при данной нагрузке.

К ГТУ для привода генераторов (по сравнению с ГТУ для привода центробежных нагнетателей) предъявляются более жесткие требования по точности поддержания параметров на динамических режимах работы. САУ ГТУ для привода турбогенераторов не должна допускать срабатывание автомата безопасности ГТЭС при внезапном сбросе нагрузки до нуля. Автоматы безопасности должны быть отрегулированы на срабатывание при повышении частоты вращения на 10-12 % выше номинальной.

Характеристики надежности

Надежность - комплексное свойство, состоящее в общем случае из безотказности, долговечности, ремонтпригодности и сохраняемости.

Основные показатели безотказности:

- средняя наработка на отказ САУ, приводящий к необеспечению аварийного останова ГТУ (отказ типа «пропуск аварии») - не менее 100000 ч.;

- средняя наработка на отказ САУ, приводящий к аварийному или вынужденному

останову ГТУ - не менее 3500 ч.;

- средняя наработка на отказ типа «невыполнение функции управления или регулирования» - не менее 25000 ч.;

- средняя наработка на отказ по каналу контроля технологических параметров - не менее 25000 ч.

Основные показатели долговечности:

- назначенный ресурс - не менее 100000 ч.;

- ресурс до первого капитального ремонта и между капитальными ремонтами - не менее 25000 ч.;

- назначенный срок службы - не менее 15 лет.

Ремонтопригодность САУ - свойство, характеризующее приспособленность САУ к поддержанию и восстановлению ее работоспособного состояния путем технического обслуживания и ремонта.

Основные показатели ремонтпригодности:

- среднее время восстановления работоспособного состояния САУ;

- вероятность восстановления работоспособного состояния САУ.

Характеристики безопасности

В соответствии с Федеральным законом «О техническом регулировании» минимально необходимые требования по безопасности САУ ГТУ устанавливаются соответствующими техническими регламентами (общими и специальными).

Основные требования по выполнению характеристик безопасности:

- САУ должна быть выполнена таким образом, чтобы ошибочные действия оперативного персонала или отказы технических средств не приводили к ситуациям, опасным для жизни и здоровья людей;

- части САУ, находящиеся под напряжением, должны быть защищены от случайного прикосновения к ним обслуживающего персонала и заземлены;

- части САУ, устанавливаемые в помещениях, содержащих взрывоопасные концентрации газов и паров с воздухом, должны быть взрывозащищенного исполнения.

Характеристики эксплуатационной технологичности

Эти характеристики являются одними из основных и интегральных характеристик САУ ГТУ. Эти характеристики во многом зависят от потребности САУ в техническом обслуживании и ремонте. Необходимым условием для выполнения технического обслуживания и ремонта является наличие системы технического обслуживания и ремонта САУ. Техническое обслуживание САУ должно выполняться в перерывах между циклами эксплуатации ГТУ.

Основные показатели:

- трудоемкость технического обслуживания САУ;

- время замены отказавших блоков САУ.

Технико-экономические характеристики

Они представляют собой показатели, характеризующие финансовые затраты на разработку, производство и эксплуатацию САУ.

Ориентировочный перечень характеристик:

- стоимость разработки САУ в целом;

- цена комплекта САУ;

- стоимость 1 часа технического обслуживания САУ в процессе работы ГТУ в составе ГПА или ГТЭС;

- среднегодовая стоимость эксплуатации САУ на ГТУ в составе ГПА или ГТЭС;

- среднегодовая стоимость содержания комплекта САУ в процессе длительного хранения.

Работа САУ

Необходимая последовательность операций при пусках и остановках осуществляется обычно по определенной программе с помощью автоматических систем

дискретного управления. Команды вырабатываются с учетом времени и завершенности предыдущих операций и информации о режимах работы ГТУ. Они передаются на участвующие в процессе пуска или останова станционные системы и оборудование, а касающиеся непосредственно ГТУ реализуются через ее собственную систему регулирования в соответствии с частотой вращения вала ГТУ, расходами и давлениями воздуха; взаимосвязанные операции согласуются по времени.

Система непрерывного регулирования ГТУ обеспечивает устойчивое поддержание заданной электрической нагрузки и плавное, без толчков, изменение режима работы ГТУ; устойчивую работу ГТУ на холостом ходу при номинальной частоте вращения электрического генератора; удержание частоты вращения ротора, не вызывающей срабатывания автомата безопасности, при мгновенном сбросе максимальной нагрузки; поддержание температуры газов перед турбиной на требуемом уровне и ограничение ее ниже предельного значения, при котором срабатывает аварийная защита; надежную работу ГТУ на пусковых режимах и останов в аварийных ситуациях; беспомпажную работу компрессоров.

Регулируемые величины и корректирующие параметры: частоты вращения, температуры газов, давления и перепады давления, нагрузки — измеряются датчиками, сигналы которых перерабатываются в импульсной части системы (собственно регуляторах) в соответствии с ее настройкой и заданиями, которые вводятся в систему автоматически или оператором. В результате вырабатываются команды, которые после усиления передаются на исполнительные органы систем топливо распределения, управления антипомпажными клапанами, пусковыми устройствами и т.д. По этим командам изменяются расходы топлива, сбросы воздуха и мощность пускового устройства, так чтобы обеспечить требуемые режимы работы ГТУ. Значения расходов топлива зависят от перепадов давления на газораздающих насадках или форсунках жидкого топлива, которые определяются положением регулирующих клапанов.

Основным регулируемым параметром на действующих отечественных ГТУ является частота вращения вала электрического генератора, а иногда и свободных валов ГТУ.

При работе ГТУ на отдельного потребителя или небольшую сеть из нескольких потребителей создаваемая ими нагрузка должна равняться развиваемой агрегатом мощности. Изменения нагрузки при постоянных расходе топлива и располагаемой мощности ГТУ вызывают противоположно направленные изменения частоты вращения. Их можно использовать в качестве признака, характеризующего соответствие мощности и нагрузки, для регулирования мощности по частоте вращения вала, на котором находится электрический генератор, при изменениях нагрузки от нуля до ее максимального значения.

В системах регулирования энергетических ГТУ применяются механические (центробежные), гидравлические и электрические датчики частоты вращения; гидравлические, пневматические или электрические усилители и исполнительные механизмы (сервомоторы). Усиление сигнала достигается в них за счет подводимой извне энергии: масла или других рабочих жидкостей под давлением, сжатого воздуха электрической энергии. Точность систем регулирования характеризуется степенями неравномерности и нечувствительности.[2]

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Иноземцев А. А.** Автоматика и регулирование авиационных двигателей и энергетических установок – М.: Машиностроение, 2008 – 190с.
2. **Ольховский Г. Г.** Энергетические газотурбинные установки – М.: Энергоатомиздат, 1985. - 304с.

ОБ АВТОРАХ

Мусакаев Максим Ильдарович, дипл. бак. техники и технологии по направлению авиа- и ракетостроение (УГАТУ 2012). Исследования в области совершенствования лабиринтных уплотнений в опорах компрессоров авиационных ГТД.

e-mail: mmaks33@gmail.ru

УДК 621.45.01

ОСОБЕННОСТИ ЗАПУСКА АВИАЦИОННОГО ГТД

Смородникова А. В.

Введение

Быстрое развитие конструкции авиационных газотурбинных двигателей (ГТД) и широкое их применение делают необходимым специальное изучение характеристик процесса запуска двигателей и совершенствования аппаратуры запуска. В авиации эти характеристики отражают степень готовности летательного аппарата к полету, а работа элементов системы запуска непосредственно влияет на безопасность полета, надежность работы и ресурс двигателя.

1. Общие понятия о процессе запуска

Для возможности использования любого двигателя по прямому назначению необходимо вывести его на минимальный режим устойчивой работы. Процесс вывода на этот режим, называемый режимом малого газа, и представляет собой запуск двигателя.

Запуск авиационного газотурбинного двигателя является неустановившимся процессом раскрутки ротора двигателя от неподвижного состояния в наземных условиях или от режима авторотации в полете до режима малого газа.

Для запуска двигателя, необходимо, чтобы рабочее тело было доведено до состояния, при котором возможно устойчивое протекание рабочего процесса. Рабочий процесс ГТД характерен непрерывным горением топливно-воздушной смеси в камере сгорания.

Устойчивое горение топливно-воздушной смеси, возможно только при непрерывном поступлении в камеру сгорания необходимого количества воздуха под некоторым избыточным давлением. Воздух в камеру сгорания подается компрессором:

$$N_k = \frac{102,5 \cdot G_g T_{gx}^*}{75 \cdot \eta_k^*} \cdot (\pi_k^{*0,286} - 1), \quad (1)$$

где G_g – количество воздуха, проходящего через компрессор в кг/сек;

T_{gx}^* – температура воздуха на входе в компрессор в °К;

π_k^* – степень сжатия воздуха в компрессоре;

η_k^* – коэффициент полезного действия компрессора.

Как видно из формулы (1), мощность, затрачиваемая на работу компрессора, зависит от расхода воздуха через двигатель, степени сжатия воздуха в компрессоре и коэффициента полезного действия. Чем больше расход воздуха через двигатель, степень сжатия воздуха и чем меньше коэффициент полезного действия компрессора, тем большая мощность нужна для вращения компрессора [1].

2. Классификация и основы устройства системы запуска

Для обеспечения надежного запуска двигателя требуется специальный комплекс агрегатов и устройств, размещаемых на двигателе и на летательном аппарате. Комплекс таких агрегатов и устройств совместно с соединенными коммуникациями различного рода

и составляет систему запуска, или пусковую систему.

В систему запуска входят агрегаты и устройства, обеспечивающие предварительную раскрутку ротора двигателя; агрегаты для подачи топлива и воспламенения горючей смеси в камере сгорания; устройства, обеспечивающие устойчивую работу двигателя в процессе запуска; устройства, создающие необходимую последовательность и автоматичность работы системы запуска.

Тип системы запуска определяется типом агрегата предварительной раскрутки ротора двигателя и типом источника питания. В качестве агрегатов предварительной раскрутки чаще всего используют электростартеры и турбостартеры, работающие на различных видах топлива.

Источники питания могут быть бортовыми, установленными на самолете, или аэродромными.

Вес и габариты агрегатов системы запуска данного двигателя зависят от типа выбранной системы запуска и времени, в течение которого двигатель должен быть выведен на режим малого газа [2].

2.1. Электрические системы запуска

Электрические пусковые системы широко применяются для запуска различных турбореактивных и турбовинтовых двигателей благодаря, тому, что им свойственны простота управления и легкость автоматизации операции запуска, надежность в работе, простота и удобство обслуживания.

Для электрических систем запуска характерно значительное увеличение веса из-за увеличения мощности.

3. Пусковое устройство

Пусковое устройство предназначено для раскрутки ротора ГТД до частоты вращения, при которой обеспечивается надежное воспламенение топлива в камере сгорания и турбина ГТД начинает развивать положительную мощность на валу ротора ГТД, достаточную для дальнейшей самостоятельной раскрутки. Пусковое устройство является частью пусковой системы ГТД, включается и отключается по сигналам система автоматического управления (САУ) ГТД.

На большинстве ГТД пусковое устройство связано с ротором двигателя через кинематический привод и размещается на коробке приводов двигателя. Для однороторных двигателей применяется также прямой привод, когда пусковое устройство размещается в коке компрессора и непосредственно соединяется с ротором ГТД. Применение прямого привода пускового устройства позволяет уменьшить массу и сократить габариты двигателя и упростить его кинематическую схему.

На основе опыта проектирования, изготовления и эксплуатации пускового устройства можно определить предъявляемые к нему основные требования:

- 1) обеспечение раскрутки ротора ГТД (запуск, ложный запуск, холодная прокрутка, а также консервация и расконсервация) требуемой продолжительности и до необходимой частоты вращения во всех заданных условиях эксплуатации;
- 2) конструкция в виде отдельного законченного агрегата;
- 3) наличие устройства, обеспечивающего автоматическое соединение-рассоединение с ротором ГТД;
- 4) обеспечение безопасной эксплуатации;
- 5) наличие аварийных систем отключения при возникновении нерасчетных условий или параметров работы;
- 6) применение тех же марок горюче-смазочных материалов, что и в ГТД;
- 7) минимальные масса и габариты;
- 8) относительно низкая стоимость изготовления и обслуживания.

3.1. Основные типы пусковых устройств современных ГТД.

На современных ГТД, в основном, используются электрические, воздушные, гидравлические и турбокомпрессорные пусковые устройства (далее по тексту – стартеры).

На выбор типа пускового устройства значительное влияние оказывает тип источника энергии, имеющегося на борту ЛА, а также величина требуемой мощности пускового устройства и продолжительность запуска двигателя.

Электрические стартеры могут быть как постоянного, так и переменного тока. Однако, вследствие широкого использования в качестве бортового источника питания аккумуляторных батарей и более простой конструкции, большее распространение получили стартеры постоянного тока, особенно для небольших самолетов и вертолетов пассажирской, транспортной и вспомогательной авиации.

В настоящее время широко используются как электростартеры, так и стартеры-генераторы. Их область применения ограничивается величиной выходной мощностью 18...20 кВт. Электрические стартеры постоянного тока нашли применение также и на многодвигательных летательных аппаратах (ЛА), где в качестве бортового источника питания используется вспомогательная газотурбинная генераторная электроустановка.

Воздушные стартеры широкое распространение получили на многодвигательных самолетах пассажирской и транспортной авиации, для надежного запуска которых требуется применение пусковых устройств с располагаемой мощностью более 20 кВт. Конструктивно стартер выполняется с воздушной турбиной. В качестве источников питания для воздушных стартеров применяется вспомогательная силовая установка (ВСУ) многоцелевого назначения, сжатый воздух от которой, кроме запуска двигателя, используется также для работы системы кондиционирования самолета.

4. Описание процесса запуска двигателя

4.1. Особенности процесса запуска в полете

Рабочий процесс ГТД характерен непрерывным горением топливно-воздушной смеси (ТВС) в камере сгорания. Устойчивое горение возможно только при непрерывном поступлении в камеру сгорания необходимого количества воздуха с некоторым избыточным давлением. Затрачиваемая на работу компрессора мощность, зависит от расхода воздуха через двигатель, степени-сжатия и КПД компрессора. Чем выше напористость и расход воздуха через компрессор и ниже КПД, тем большая мощность нужна для его вращения. По мере увеличения частоты вращения требуется все большая мощность.

Существует режим, когда турбина развивает мощность, достаточную для собственного вращения, а так же для вращения компрессора, агрегатов двигателя и преодоления механических потерь.

Для достижения этого режима двигателя к его ротору необходимо подводить мощность от постоянного источника энергии. Эта мощность осуществляется пусковым устройством-стартером.

При эксплуатации двигателя возможны случаи самопроизвольного или преднамеренного его выключения в полете. После прекращения горения топлива на любом режиме частота вращения ротора уменьшается. При этом часть энергии набегающего потока воздуха расходуется на вращение ротора, и самолет начинает испытывать дополнительное сопротивление.

Основной особенностью запуска двигателя в полете является наличие вращения ротора компрессора набегающим потоком-авторотация. Частота вращения роторов на авторотации зависит от скорости и высоты полета, загрузки ротора, конструктивных особенностей двигателя. Современные пусковые устройства обеспечивают запуск в полете как с подводом мощности от стартера, так и без подвода – в случае, когда мощность набегающего потока достаточно для вращения ротора двигателя с требуемой минимальной частотой [3].

4.1.2. Основные этапы запуска

Процесс запуска авиационного ГТД условно может быть разбит на три этапа.

На первом этапе запуска – с момента подключения стартера к ротору двигателя до момента воспламенения топливно-воздушной смеси (ТВС) в камере сгорания- раскрутка

ротора двигателя ведется только стартером. Можно считать, что турбина двигателя вступает в активную работу с начала воспламенения ТВС в камере сгорания. В течение первого периода запуска расход и давление воздуха за компрессором высокого давления (КВД) увеличивается по мере увеличения числа оборотов ротора двигателя.

На втором этапе запуска – с момента воспламенения ТВС в камере сгорания до момента отключения стартера от ротора двигателя – раскрутка ведется одновременно стартером и турбиной. Пусковое устройство отключается от двигателя автоматически в момент выхода на определенную частоту вращения ротора, при которой турбина имеет необходимый избыток мощности для раскрутки ротора. Этот этап запуска характеризуется продолжительностью и максимальными тепловыми нагрузками на детали турбины.

На третьем этапе запуска – с момента отключения пускового устройства до выхода двигателя на режим малого газа – ротор двигателя раскручивается только турбиной.

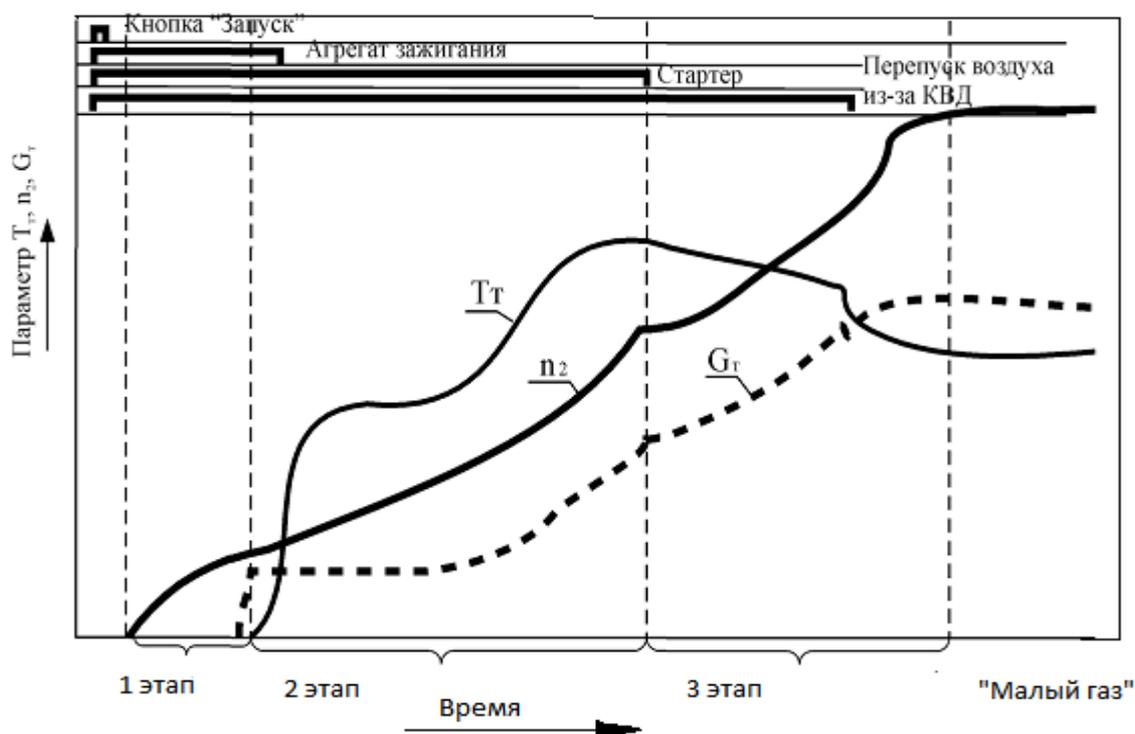


Рис. 1. Этапы запуска ГТД, циклограмма запусков.

T_T^* – температура газов за турбиной; n_2 – частота вращения ротора КВД;

G_T – расход воздуха в камере сгорания

5. Обеспечение надежного запуска на земле

5.1. Основные причины ненадежного запуска двигателя на земле

В процессе запуска авиационный ГТД работает на довольно сложном неустановившемся режиме. Надежность запуска зависит от надежности и устойчивости протекания различных процессов в двигателе и элементов системы запуска.

Основные причины ненадежного запуска двигателя:

- 1) надежность может быть снижена из-за недостаточной располагаемой мощности пускового устройства или из-за неисправности отдельных элементов пусковой системы;
- 2) надежность может быть снижена из-за отклонений в программах подачи топлива и в подводе мощности пускового устройства;
- 3) устойчивость работы двигателя может быть нарушена при задержке воспламенения топлива в камере сгорания и т.д. [3].

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Иноземцев А. А., Нихамкин М. А. и др. Основы конструирования авиационных двигателей и энергетических установок. Том V «Автоматика и регулирование авиационных двигателей и энергетических установок». – М.: Машиностроение, 2008. – 190 с.
2. Алабин М. А., Кац Б. М., Литвинов Ю. А. «Запуск авиационных газотурбинных двигателей» – М.: Машиностроение, 1968. – 120 с.
3. Кац Б. М., Жаров Э. С., Винокуров В. К. Пусковые системы авиационных газотурбинных двигателей. – М.: «Машиностроение», 1976. – 220 с.



ОБ АВТОРАХ

Смородникова Алевтина Владимировна, дипл. бак. техники и технологии по направлению авиа- и ракетостроение (УГАТУ 2012). Исследования в области совершенствования лабиринтных уплотнений в опорах компрессоров авиационных ГТД.

e-mail: smor-alya@yandex.ru

УДК 629.7.03:658.562(022)

МЕТОДЫ ДИАГНОСТИКИ ГТД

Симонов Н. Б.

ВВЕДЕНИЕ

Диагностика авиационных газотурбинных двигателей – это техническое направление в науке и технике, которая представляет собой процесс определения технического состояния объекта диагностирования (двигателя) с заданной точностью определения. Техническое состояние – это совокупность подверженных изменению в процессе производства, эксплуатации, ремонта свойств объекта (двигателя), характеризующаяся в определенный момент времени признаками, параметрами, установленными технической документацией на данный объект. Виды технического состояния объекта (двигателя) образуются множеством технических состояний, которые удовлетворяют или не удовлетворяют требованиям, которые определяют исправность объекта (двигателя), которые определяют работоспособность и/или правильность функционирования объекта. Определение вида технического состояния возможно, если известно техническое состояние, определенное посредством диагностирования, и требования, определяющие исправность, работоспособность и правильное функционирование объекта, заданные, например, в форме задания в технической документации номенклатуры и допустимых значений качественных и количественных характеристик свойств объекта. Включаемая в техническую документацию номенклатура характеристик свойств объекта должна содержать диагностические параметры (признаки), достаточные для проведения тех видов диагностики, которые требуются для проверки исправности, работоспособности и правильности функционирования и поиска дефекта с требуемой глубиной.

Основная цель диагностирования ГТД – эффективная организация процессов оценки технического состояния, в базе которой лежат основные положения общей теории диагностики, методы построения и анализа математических моделей объектов диагностики и методы построения алгоритмов диагностирования.

В данной статье рассматриваются методы диагностики авиационных газотурбинных двигателей, их разновидности и применение к реальным ГТД.

МЕТОДЫ ДИАГНОСТИРОВАНИЯ АВИАЦИОННЫХ ГАЗОТУРБИНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

Как уже упоминалось, авиационный газотурбинный двигатель (ГТД) – это одна из сложнейших технических систем. В процессе эксплуатации эта система изнашивается, происходит изменение первоначальных параметров, закладываемых в ГТД. Поэтому необходимо контролировать и диагностировать состояние ГТД во время эксплуатации. При нынешнем уровне интенсивности развития диагностических систем, глубина диагностирования постоянно возрастает. Глубина диагностирования – это уровень, на котором метод диагностирования дает нам информацию о неисправности. Например, если глубина диагностирования позволяет получить только информацию о неисправности ступени компрессора, то она не дает информацию о конкретно неисправной лопатке рабочего колеса или направляющего аппарата, а даёт лишь информацию о неисправности в целом. Также на рисунке 1 схематично представлена расшифровка этого понятия.

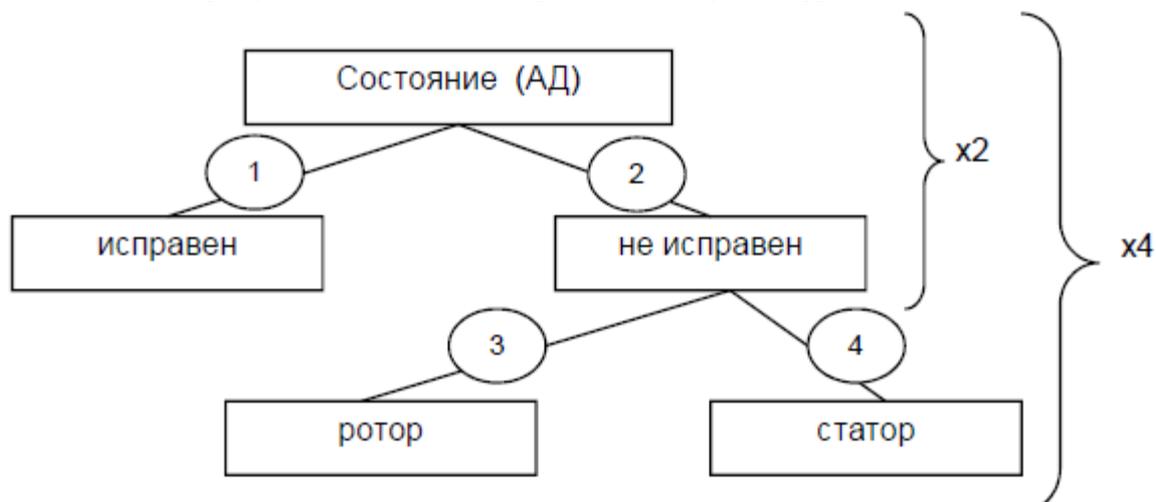


Рис. 1. Схематичное представление понятия глубины диагностирования

В общем случае методы контроля и диагностики включают в себя такие методы как:

- физические;
- допусковый контроль значений параметров;
- по отклонениям скольжения роторов и связанных с ним параметров;
- параметрические методы, использующие значения параметров, штатно регистрируемых на установившихся режимах;
 - спектральный анализ акустических и вибрационных характеристик;
 - по термогазодинамическим параметрам с использованием методов малых отклонений;
 - минимальный диагностический тест;
 - по критическим параметрам
 - комбинированные.

На рисунке 2 представлены эти методы, но в схеме для более наглядного представления.

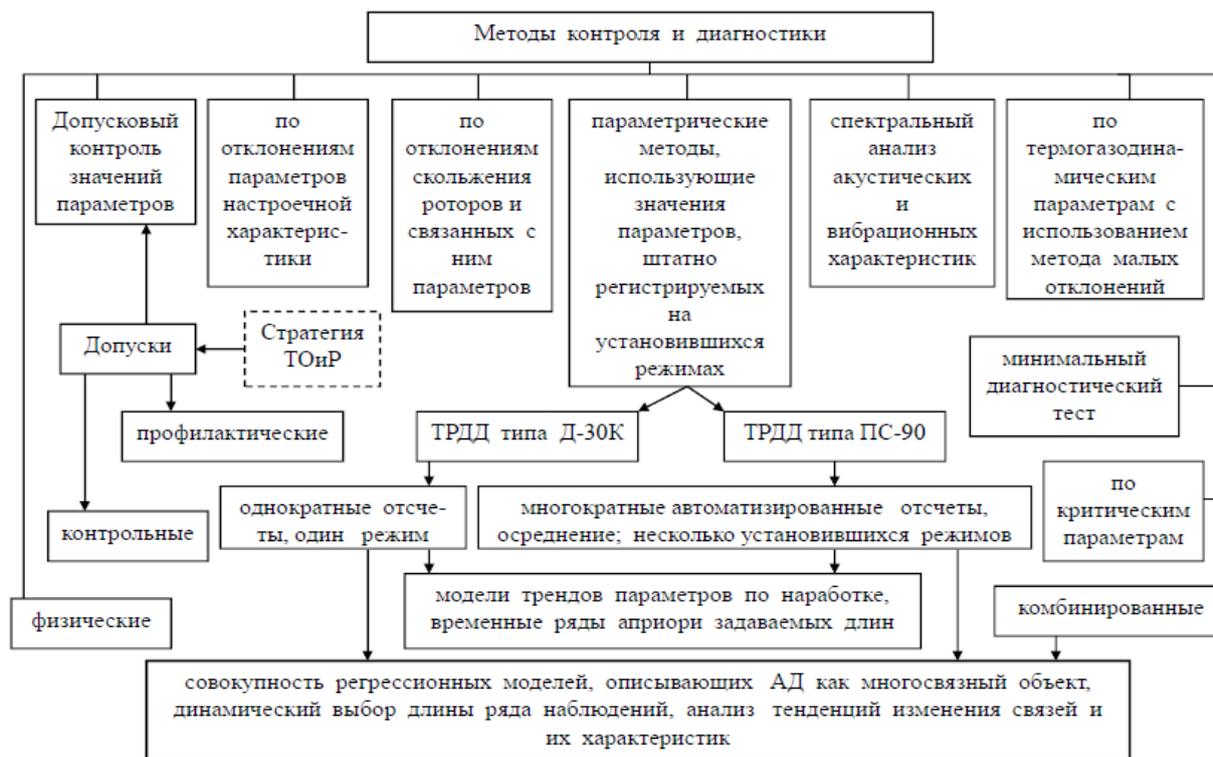


Рис. 2. Схема методов контроля и диагностики

Наиболее благоприятные и часто используемые методы – это комбинированные методы. Формируются базы данных по двигателю, строится имитационная модель определенного типа двигателя, строится регрессионная модель двигателя – все это относится к комбинированному методу диагностики ГТД. В данной статье рассмотрим некоторые из них: физические, допусковый контроль значений параметров, метод диагностики по отклонениям параметров настроечной характеристики.

ФИЗИЧЕСКИЕ МЕТОДЫ ДИАГНОСТИРОВАНИЯ

Физические методы диагностирования применяются широко не только в двигателестроении, но и в медицине, приборостроении, исследовании космоса, ландшафта, построек. Существует целое направление в науке, которое исследует применение физических эффектов для диагностики. По большому счету, любой принцип диагностирования основан на том или ином физическом эффекте, но эти физические методы намеренно выделяют из общего множества методов потому, что конкретный физический эффект может порождать определенную информацию и трактоваться конкретным образом.

В физических методах диагностики выделяют такие методы, как:

- зондовая диагностика;
- микроволновая диагностика;
- лазерная диагностика;
- корпускулярная диагностика плазмы.

С помощью зондовой диагностики можно:

- измерять параметры магнитного поля;
- определять температуру и концентрацию электронной компоненты плазмы;
- проводить измерения в смесях газов и в электроотрицательных газах;
- измерение параметров плазмы в электромагнитном поле;
- оценивать влияние направленных потоков заряженных частиц на результаты измерений;
- измерять потенциал плазмы по плазменным шумам и с использованием термозонда;

- измерять резонансные колебания.
- С помощью микроволновой диагностики можно:
- оценивать проводимость и диэлектрическую проницаемость плазмы в высокочастотном поле;
 - оценивать влияние теплового движения электронов на высокочастотные свойства плазмы;
 - изучать свойства резонаторов, использующих микроволновое поле;
 - использовать проходящие и отраженные волны для диагностики параметров плазмы;
 - изучать интерференцию.
- С помощью лазерной диагностики можно:
- исследовать параметры различных сред с визуализацией поля;
 - применять интерферометры с визуализацией;
 - применять теневое фотографирование;
 - регистрировать нелинейные процессы.
- С помощью корпускулярной диагностики плазмы можно:
- исследовать потоки энергии из плазмы;
 - исследовать жесткое тепловое излучение из плазмы.

Приведем примеры применения лазерного преобразователя. В [1] представлены результаты исследований по оценке эффективности бесконтактного дистанционного измерения параметров вибрации авиационного газотурбинного двигателя (ГТД) с использованием лазерного вибропреобразователя. Работа выполнена с использованием лазерного вибропреобразователя, разработанного в ООО "Лазерная техника". При измерении параметров вибрации доплеровским методом наибольшее распространение получили измерительные системы с гетеродинным способом приема информации. Основная особенность таких систем состоит в том, что на выходе фотоэлектрического преобразователя имеется частотно модулированный сигнал с несущей частотой, отличной от нуля. При этом гетеродинирование может осуществляться в оптическом либо радиодиапазонах. Оптическое гетеродинирование заключается в сложении отраженного от объекта оптического сигнала, несущего информацию о скорости движения объекта, с гетеродинным оптическим сигналом.

В качестве лазерного преобразователя использовался вибропреобразователь LV-2 разработки ООО «Лазерная техника» со следующими параметрами:

- частотный диапазон – от 2 Гц до 30 кГц,
- диапазон измеряемых виброскоростей до 400 мм/сек;
- динамический диапазон - не менее 70 дБ;
- расстояние до объекта от 0,5 до 5 метров.

Преобразователь предназначен для измерения продольной, к лучу лазера, проекции виброскорости поверхности исследуемого объекта. Поверхность исследуемого объекта может быть любая и не требует специальной подготовки.

В состав преобразователя входят:

- измерительная головка с объективом;
- электронный блок;
- соединительный кабель;
- переходник для крепления на фотоштатив (преобразователь может направляться на объект контроля также и рукой оператора).

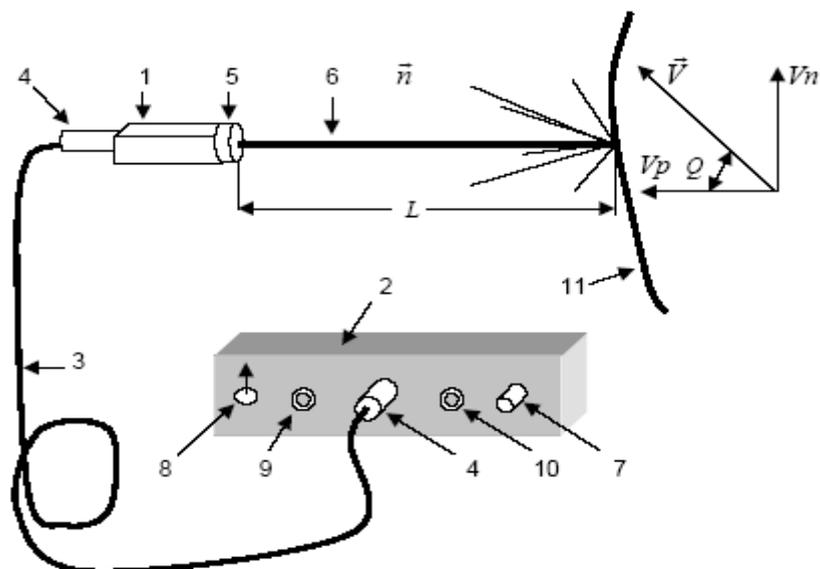


Рис. 3. Блок-схема вибропреобразователя LV-2[1]

С помощью вибропреобразователя LV-2 была получена частотная характеристика, на которой изображено возмущение, вызванное дефектом лопатки третьей ступени ротора компрессора низкого давления двигателя АИ-25.

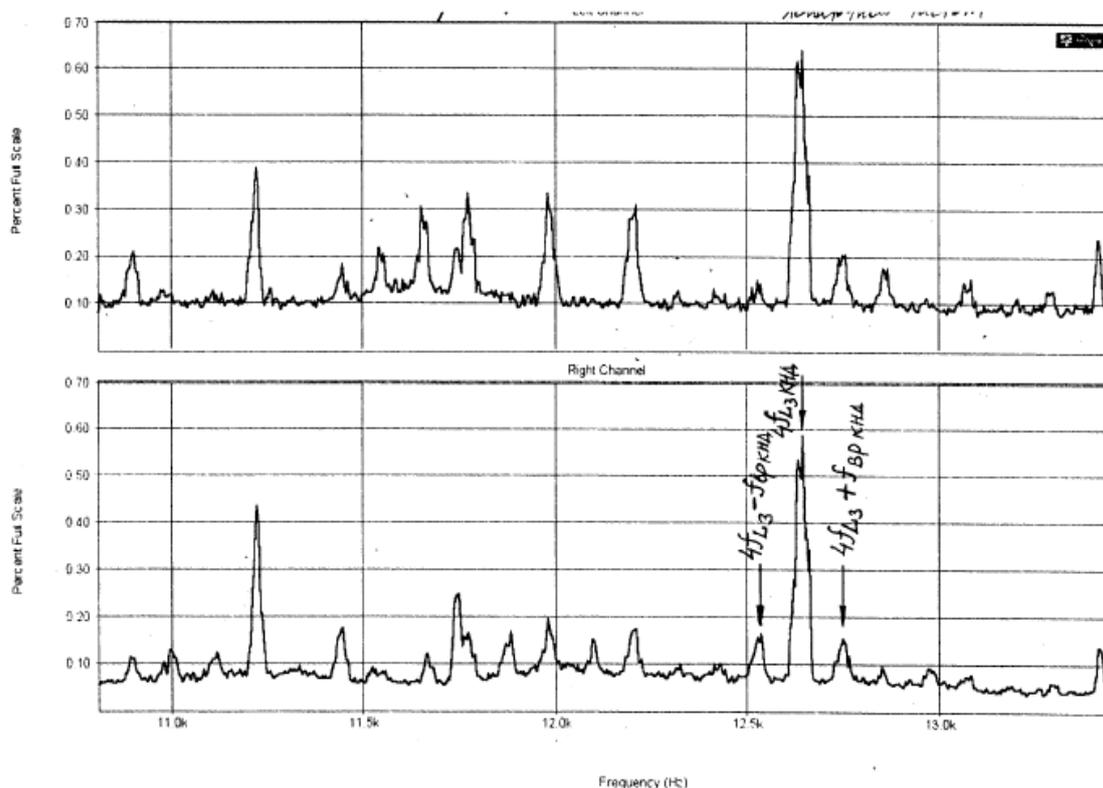


Рис. 4. Признак дефекта лопатки третьей ступени ротора КНД по модуляции сигнала на 4 гармонике лопаточной частоты [1]

ДОПУСКОВЫЙ КОНТРОЛЬ ЗНАЧЕНИЙ ПАРАМЕТРОВ

Данный метод контроля и диагностики основан на регистрировании параметров-критериев. Из общего массива данных выбираются определяющие параметры контроля и диагностики, по которым и будет проходить диагностика. Например, параметром - критерием для ГТД могут являться следующие параметры: массовый расход воздуха, расход топлива, температура на выходе из камеры сгорания. В процессе диагностики устанавливается факт нахождения действительного значения параметра относительно его

предельно допустимых значений без измерения. Т.е. датчик/система не будет измерять параметр, а оценивать его положение относительно заданного. При обнаружении неисправности нельзя будет изменить, например, расход воздуха. Такой метод диагностирования носит только уведомительный характер.

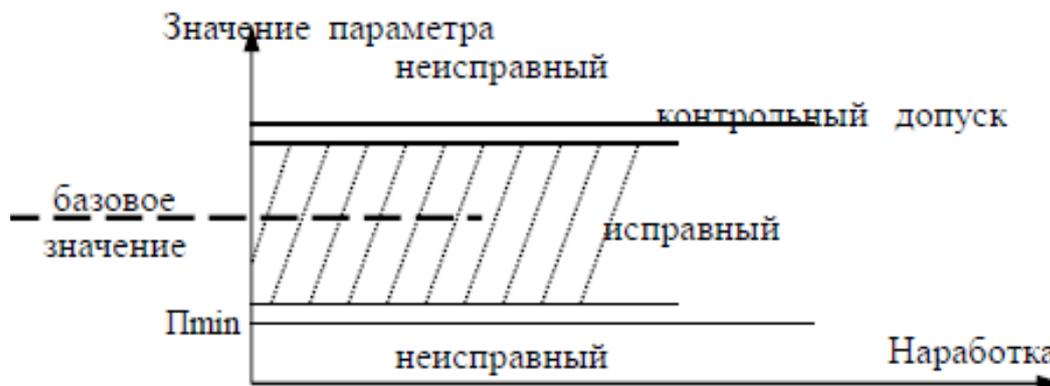


Рис. 5. Схематическое изображение понятия допускового контроля

Арбитражные допуски указываются в проектно-конструкторской документации и назначаются из условия правильного функционирования объекта. Они определяются на стадии проектирования и уточняются при опытной доводке. Эти допуски могут дифференцироваться по условиям эксплуатации, например, по климатическим зонам, территориям с повышенной запыленностью или загрязненностью атмосферного воздуха и т.д. *Производственные допуски* приводятся в технологической производственной документации и назначаются из условия обеспечения арбитражных допусков. Они должны предусматривать запасы значений параметров на неучтенные эксплуатационные факторы. Например, такими факторами могут быть колебания температур и давлений, повышенная влажность, колебания напряжений питания и т.п. *Эксплуатационные допуски* указываются в эксплуатационной нормативной технической документации и назначаются только для параметров, контролируемых в эксплуатации. Они должны обеспечивать заданные показатели надежности и правильности функционирования объекта. Устанавливаются эти допуски из условия, что если в данный момент времени параметр не вышел за пределы допусков, то объект с некоторой вероятностью будет правильно функционировать в течение заданного времени. В практике контроля параметров и диагностирования различают эксплуатационные, профилактические и контрольные допуски, причем последние всегда больше первых. Профилактическая проверка параметров производится в соответствии с регламентом ТО (или при обнаружении неисправности) с некоторой периодичностью, а контроль параметров – с периодичностью, меньшей, чем при профилактических проверках. Потребность в профилактическом регулировании параметра возникает тогда, когда он в некоторый момент времени вышел за пределы профилактического поля допусков, но сохранился в пределах контрольного поля. Ремонтные допуски указываются в ремонтной технологической нормативной технической документации и назначаются с учетом технологии и организации ремонта. Обычно они равны эксплуатационным профилактическим или меньше их.

МЕТОД ДИАГНОСТИКИ ПО ОТКЛОНЕНИЯМ ПАРАМЕТРОВ НАСТРОЕЧНОЙ ХАРАКТЕРИСТИКИ

Этот метод диагностики основан на комплексном измерении параметров, получении характеристики и сопоставлении полученной характеристики и базовой. На рисунке 1.6 представлена характеристика ступени компрессора до начала эксплуатации и после определенного времени эксплуатации. При сопоставлении характеристик, можно заметить, что есть отличие напорных веток базовой характеристики и характеристики, полученной после наработки. Характеристика, полученная до вступления двигателя в эксплуатацию, называется базовая или настроечная.

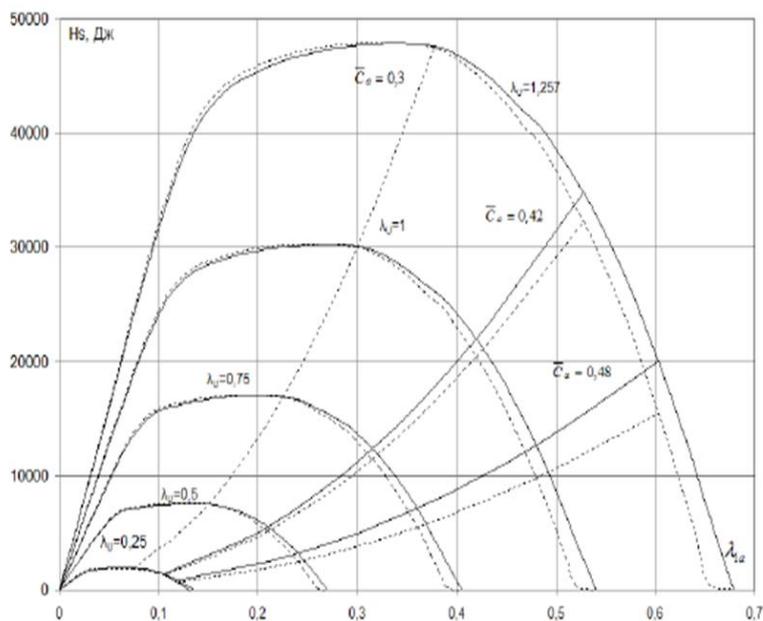


Рис. 6. Изменение характеристики ступени компрессора в процессе эксплуатации

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В данной статье были рассмотрены общие принципы диагностирования газотурбинного двигателя, были даны определения некоторым понятиям, используемым при изучении методов диагностики, дана краткая характеристика трем методам диагностики, приведены конкретные примеры, описаны приборы, используемые при диагностике, описаны схемы проведения диагностики, приведен список параметров, регистрируемых при диагностировании ГТД.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Научно-технический отчет «Анализ эффективности применения лазерного вибропреобразователя для бесконтактной диагностики авиационного газотурбинного двигателя (ГТД) в процессе наземных запусков». Санкт-Петербург. 2004 г. 42 с.
2. Павлик А.В. Метод построения минимальных контрольных и диагностических тестов. // Современная техника и технологии. – № 3 Март 2013 [Электронный ресурс]. URL: <http://technology.snauka.ru/2013/03/1697>.
3. Кеба И.В. Диагностика авиационных газотурбинных двигателей.- М.: Транспорт, 1980 - 248с.

ОБ АВТОРАХ

Фото

Симонов Николай Борисович, магистрант группы ДЛА-602 кафедры «Авиационные двигатели» УГАТУ, степень бакалавра по специальности «Авиа- и ракетостроение» (УГАТУ, 2012).

e-mail: sventigo@yandex.ru

УДК 004.9

УПРАВЛЕНИЕ РИСКАМИ НА ПРЕДПРИЯТИИ АВАЦИОННОГО ПРИБОРОСТРОЕНИЯ НА ОСНОВЕ СИТУАЦИОННОГО ПОДХОДА

Булычёва А. А., Каримова К. А., Конев К. А.

Введение

Вступление в ВТО и необходимость выхода на международные рынки ставят перед предприятиями авиационного приборостроения новые задачи, формируют новые риски. Традиционный подход к управлению рисками предполагает рассмотрение только финансовых аспектов, что является далеко не полной характеристикой данной проблемы. В авиационном приборостроении риски крайне высоки и присутствуют во многих процессах: проектирование, производство, контроль, снабжение, сбыт и т.д. [0, 0, 0]. Между тем, несмотря на то, что суть проблемы управления рисками на предприятиях отрасли специалистам понятна, данная проблематика разработана недостаточно.

Ситуацию усугубляет тот факт, что время на внедрение соответствующих процедур крайне сжато. Во-первых, для заключения любых сделок с партнёрами из дальнего зарубежья необходима сертификация системы менеджмента качества на соответствие международному стандарту AS 9100, который вводит прямые требования по управлению рисками. Во-вторых, за последние годы зарубежные конкуренты ушли далеко вперёд и догонять их очень непросто. В-третьих, начавшаяся смена поколений на предприятиях отрасли может привести к тому, что опыт специалистов, сумевших сохранить достижения авиационного приборостроения, может так и не быть передан, в том числе, в вопросах эффективного снижения рисков.

Отдельный вопрос составляет проблема измерения в организационных процессах авиационного приборостроения, которая неизменно возникает при расчете рисков. Исследованию данной проблемы посвящено множество работ, в том числе и авторов данной статьи (см. [0, 0, 0, 0, 0]), но специфика процесса требует дополнительных исследований.

Таким образом, проблема эффективного управления рисками в авиационном приборостроении на основе AS 9100 является весьма актуальной, а новые подходы к её решению – практически ценными и полезными.

Новые требования к управлению рисками в AS 9100

Стандарт AS 9100 в РФ официально принят в редакции ГОСТ Р EN 9100-2012 [0], хотя при сертификации обычно используется именно AS 9100. Но поскольку редакция обоих версий стандартов отличаются незначительно, то применение формулировок AS 9100 в данной статье допустимо.

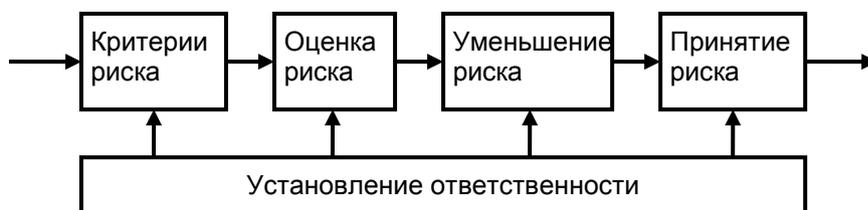


Рис. 1. Требования к процессу управления риском

Согласно AS 9100 риск – это «нежелательная ситуация или обстоятельство, которое имеет вероятность возникновения и потенциально негативные последствия» [0]. Данное определение уже, чем общепринятое: «Риск – характеристика ситуации, имеющей неопределённость исхода, при обязательном наличии неблагоприятных последствий» [0], в котором указывается вся ситуация, а не только её негативные последствия. Однако,

разница не столь принципиальна.

Согласно AS 9100 управление риском должно быть организовано по следующим правилам (см. рис. 1):

«Организация должна установить, внедрить и поддерживать процесс управления риском для выполнения применимых требований, что включает, в зависимости от организации и продукции:

- а) распределение ответственности за управление риском,
- б) определение критериев риска (например, вероятность возникновения, последствия, допустимость риска),
- с) идентификацию, оценку риска и информирование о нем в процессе создания продукции,
- д) идентификацию, внедрение и управление действиями по уменьшению рисков, превышающих определенные критерии допустимости рисков, и
- е) принятие рисков, оставшихся после выполнения смягчающих действий» [0].

Отдельно стоит отметить, что работа с рисками AS 9100 ограничена лишь четырьмя областями: управление проектами, управление готовой продукцией, закупка и предупреждающие действия [0]. Такой подход снижает сложность внедрения процесса управления рисками, поскольку сильно уменьшает количество его участников. Тем не менее, требования к наличию документированной процедуры он не отменяет. Рассмотрим пример такой процедуры.

Процедура управления рисками

Стандарт предприятия [0] устанавливает порядок управления рисками на предприятии авиационного приборостроения. Для расчёта риска можно использовать следующий механизм:

- управляющим риском подразделением по описанной методике определяются вероятность возникновения риска (P) и значимость его для предприятия (M);
 - вероятность возникновения риска (P) оценивается в пределах от 0 до 1;
 - значимость риска для предприятия (M) оценивается как интервал от 0,1 до 1,0 (с шагом 0,1);
 - результат оценки риска (R) определяется как произведение вероятности возникновения риска на его значимость для предприятия:
- $$R = P * M \quad (1)$$
- результат сверяется с заданными уровнями и на его основе формируется план снижения риска (см. рис. 2)

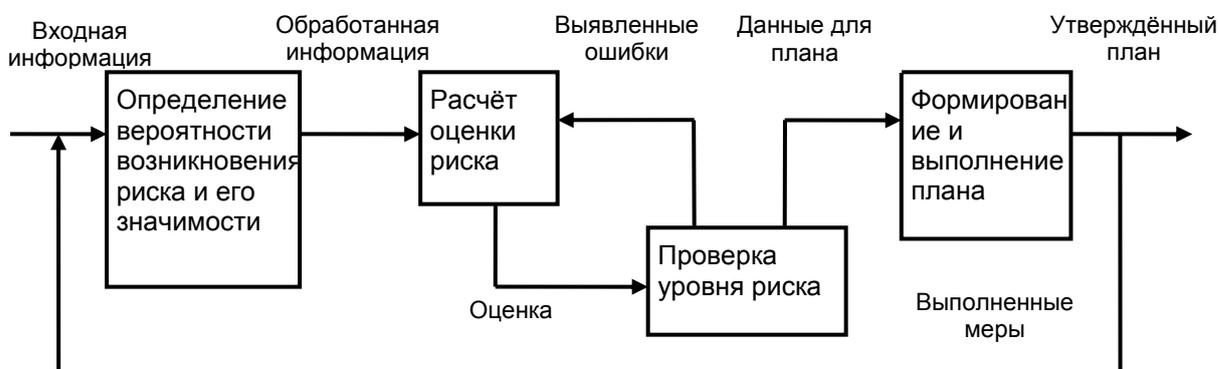


Рис. 2. Схема процесса управления риском

Таблица 1

Выбор уровня риска

Уровень риска		
А Низкий	В Средний	С Высокий
$0 < R \leq 0,3$	$0,3 < R \leq 0,7$	$0,7 < R < 1$

Действия после оценки уровня риска по таблице 1:

Низкий риск (А): Уведомление заинтересованных служб о результате оценки.

Средний риск (В): Принятие решения о необходимых мерах на уровне заместителя руководителя предприятия, уведомление заинтересованных служб о результате оценки.

Высокий риск (С): Срочное (в течение рабочего дня) письменное уведомление руководителя предприятия и всех заинтересованных лиц. Принятие решения о необходимых мерах на уровне руководителя предприятия. Выпуск плана мероприятий по снижению уровня риска.

При управлении риском на предприятии формируются следующие документы:

Карта оценки риска – документ, в котором оценивается риск;

План мероприятий по снижению уровня риска – мероприятия по снижению риска.

Данные документы могут быть представлены в виде объектов триплета при рассмотрении процесса управления рисками с позиций ситуационного управления.

Ситуационное управление рисками

Рассмотрим процесс управления риском в виде ситуации.

В качестве первого объекта триплета выступает карта риска, а в качестве второго – план снижения риска. В процессе развития ситуации первый объект может получить новое свойство – перечень ошибок, а второй объект обладает своим набором свойств.

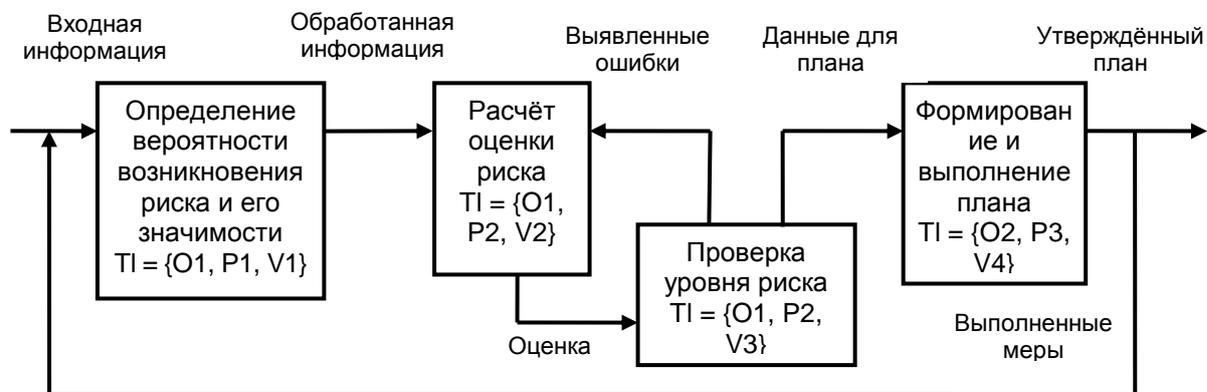


Рис. 3. Ситуационная схема управления риском

Обозначения на рис. 3 имеют следующие значения:

O1 – карта риска;

O2 – план снижения риска;

P1 – набор свойств карты без множества ошибок;

P2 – набор свойств карты с учётом множества ошибок;

P3 – свойства плана;

V1 – вектор значений инициализации;

V2 – вектор значений до и после проверки;

V3 – вектор значений на этапе проверки;

V4 – вектор финальных значений.

Процесс управления риском характеризуется высокой неопределенностью, поскольку неизвестен имеющийся уровень риска и необходимость разработки плана его снижения. Это соответствует ситуации преобразования ситуационной схемы, для которой

справедлив подход, связанный с таким управлением входной информацией, при котором повышается прогнозируемость конечного состояния. Поскольку манипулировать вероятностями наступления конкретных событий невозможно, то необходимо создать онтологическую модель, которая позволит прогнозировать тяжесть последствий.

В онтологической модели следует сформулировать таксономию видов риска, последствий риска, возможных мероприятий и зависимости между ними. Такая модель позволит прогнозировать последствия риска, а также, что важнее, будет помогать строить обоснованные планы снижения риска.

Строительство такой таксономии можно начать на основе умозаключений и уточнять на основе опыта непосредственной деятельности. В этом случае сформируется база накопления опыта, что повысит интеллектуальность процесса и снизит вероятность ошибки при минимальных затратах на автоматизацию и обучение персонала.

Автоматизация процесса управления

Следует отметить, что инструменты информационной поддержки управления рисками недостаточно представлены на рынке программных средств. Основные предложения связаны с физическими рисками – охранные системы, информационные риски – средства защиты информации, банковские инвестиционные риски – средства, связанные с оценкой вероятности возврата инвестиций.

Для информационной поддержки анализа рисков несвоевременного выполнения договора или предоставления поставщиком некачественного материала можно использовать настройку программных пакетов из класса ERP-систем, таких как 1С-Предприятие, BAAN, SAP R3 и т.д.

Разработка форм ввода и печатных шаблонов для процесса управления риском являются целью дальнейших исследовательских и проектных работ и выходят за рамки данной статьи.

Заключение

Таким образом, современное предприятие авиационного приборостроения может успешно реализовывать требования AS 9100, формируя локальные процедуры и показатели для оценки риска. Ситуационная модель, основанная на триplete (объект – свойство – значение) показала, что процесс управления риском находится в существенно неопределённом состоянии на выходе. Для повышения его определённости необходимо построение таксономии показателей и последствий риска, а также мероприятий по его снижению. Показатели риска предложены в нормативных документах предприятия, но работа с ними пока в начальной стадии. По мере накопления опыта будет формироваться онтологическая модель процесса и формироваться предложения по преобразованию её в модель автоматизации.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. ГОСТ Р ЕН 9100-2011 Системы менеджмента качества организаций авиационной, космической и оборонных отраслей промышленности. Требования. М: ФГУП «НИИСУ», 2012. 32 с.
2. Конев К. А., Погорелов Г. И., Багаева Ю. О. Методика анализа основных показателей качества функционирования приборостроительного предприятия с использованием CALS-технологий // Стандарты и качество. 2009. № 2. С. 74.
3. Конев К. А. Измерение степени формализации бизнес-процессов на основе анализа их организованности // Методы менеджмента качества № 2, 2010. С. 28–33.
4. Конев К. А., Булычева А. А. Автоматизация оценки результативности СМК приборостроительного предприятия // Вестник УГАТУ, 2012. Т.16. № 6. С. 17-24.
5. Куликов Г. Г., Конев К. А., Методология управления машиностроительным предприятием на основе интеграции его бизнес-процессов // Вестник УГАТУ, 2006, Т.7. № 2. С. 82-92.
6. Куликов Г. Г., Конев К. А., Старцев Г.В. Методика повышения качества

управления бизнес-процессами кафедры // Качество, инновации, образование. 2008, № 4. С. 25-31

7. Куликов Г. Г., Конев К. А., Суворова В. А., Старцев Г. В. Формирование показателей критериев для автоматизированного расчета и мониторинга рейтинга преподавателя в едином информационном пространстве кафедры // Вестник УГАТУ. Т. 14, № 4. С. 175-184.

8. Распопов Е. В., Погорелов Г. И., Конев К. А., Куликов Г. Г. Управление предприятием с применением системной модели. // Методы менеджмента качества. – 2006. № 2. С. 26–30.

9. Риск. Статья в Википедии [электронный ресурс] // <http://ru.wikipedia.org/>

10. СТП 569.18.266-2013 Система менеджмента качества. Управление рисками. Уфа, УНПП «Молния», 2013. 13 с.

ОБ АВТОРАХ



Булычѳва Анна Александровна, магистрант каф. АСУ УГАТУ, дипл. инж. по специальности «Автоматизация химико-технологических процессов и производств» (УГНТУ, 1999). Исследования в области квалиметрии и ситуационного управления.

e-mail: lady-anna06@mail.ru



Каримова Карина Айратовна, магистрант каф. АСУ УГАТУ, дипл. инж. по специальности АСОИУ (УГАТУ, 2011). Исследования в области ситуационного управления.

e-mail: anitsurk@mail.ru



Конев Константин Анатольевич, доц. АСУ УГАТУ, дипл. маг. по информатике и выч. технике (УГАТУ, 2000). Канд. техн. наук по автоматизированным системам управления технологическими процессами по отраслям (УГАТУ, 2004). Исследования в области качества управления, квалиметрии, системного анализа, ситуационного управления.

e-mail: sireo@rambler.ru

УДК 004.021.321

ЛИНЕАРИЗАЦИЯ СТРОГИХ НЕЛИНЕЙНЫХ ФУНКЦИОНАЛЬНЫХ ЗАВИСИМОСТЕЙ ПО КРИТЕРИЮ НЕОПРЕДЕЛЕННОСТИ

Субхангулова А. С., Гвоздев В. Е.

Проблемность

Данная статья посвящена решению проблемы повышения качества информационной поддержки управления сложными объектами.

Актуальность

В настоящее время наблюдается однозначная тенденция роста сложности объектов управления и сокращения времени, выделяемого на принятие решения. В связи с этим актуальной является задача сокращения сроков принятия решения, что, в свою очередь,

делает необходимым развитие разработок новых методов обработки данных.

В основе принятия решений лежит анализ данных, получаемых разными способами, в том числе посредством моделирования. Зачастую приходится строить модели по экспериментальным данным. Способ обработки данных должен быть привязан к свойствам данных, т. е. мало данных и низкая точность, что характерно для начальных стадий, например, проектов. В этом случае строить сложные модели не стоит. В известной литературе неоднократно подчеркивается, что для управления сложными объектами используются различные классы моделей, а именно: вербальные, структурные, имитационные, математические и др. Однако очевидно, что переход от одного класса моделей к другому является плавным, и граница перехода размыта. На наш взгляд, линейные модели есть пограничный слой, соответствующий переходу от структурных моделей к математическим. Т. е. с одной стороны уже появляются формальные математические соотношения, с другой стороны они достаточно простые.

В литературе описаны разные подходы к параметрическому оцениванию линейных зависимостей, каждый из которых имеет ограничения. Например, построение линейных зависимостей по методу наименьших квадратов ограничено тем, что случайные ошибки наблюдений имеют нулевые средние значения и распределены по нормальному закону. Использование метода наименьших модулей, как одного из методов обработки экспериментальных данных, полезно в тех случаях, когда распределение ошибок измерений подчинено закону Лапласа [1]. В основе метода линеаризации нелинейности лежит предположение о нормальном законе распределения входного и выходного параметров [2]. В то же время в многочисленной литературе подчеркивается, что предположение о характере нормального закона распределения случайных величин во многих практических случаях не имеет под собой достаточно серьезного обоснования. Очень часто можно указать хотя бы одну из границ физически возможных значений случайного параметра. Примером может служить концентрация загрязняющих веществ в почве, время жизни изделия и др.

Предлагаемый в работе метод тоже имеет ограничение, и связано оно с требованием к однородности данных.

В настоящей работе предлагается подход, который позволяет строить линейные зависимости для законов распределения с левосторонним ограничением, на правую сторону которых ограничения не накладываются.

В качестве нелинейного элемента выступает безынерционное звено, которое не имеет запаздывания. На рис. 1 изображено такое звено, где $y = \varphi(x)$ – нелинейная строгоя, а значит, дифференцируемая, непрерывная и монотонная функциональная зависимость. Рассматриваемое звено имеет плотность распределения на входе $f(x)$ и закон распределения на выходе $F(y)$.

Для безынерционного нелинейного элемента выходная переменная в данный момент времени зависит только от значения входной переменной в тот же момент и не зависит от того, как изменялась входная переменная до данного момента. Примером безынерционного элемента в ИТ-сфере может являться обработка данных программной системой, где время обработки зависит от свойств данных и является случайным. Эта зависимость явно нелинейная.

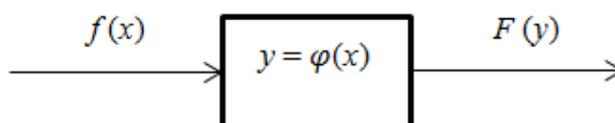


Рис. 1. Безынерционное звено

Оператором безынерционного элемента является обычная функциональная зависимость между входной и выходной переменными. Эта функциональная зависимость называется «характеристикой нелинейного элемента», или «нелинейностью».

В методе наименьших квадратов и в методе наименьших модулей есть одно

базовое ограничение – наличие таблицы совместно наблюдаемых значений, которая требует одновременно регистрировать величины x и y , что в реальной практике осуществить очень сложно. Метод линеаризации нелинейности В. С. Пугачева свободен от этого ограничения, позволяя строить зависимости по законам распределения на входе и на выходе. Однако требование к наличию таблицы очень важно, поскольку, когда вход и выход наблюдает один человек, для формирования такой таблицы проблем нет. Проблема сопоставимости данных возникает тогда, когда за изменение x отвечает, например, одна организация, а за изменение y – другая. Понятно, что содержательно они должны быть связаны – например, объемы выбросов загрязняющих веществ влияют на их концентрацию. Но если контроль объемов этих же выбросов осуществляется раз в несколько секунд, а измерение концентрации – раз в месяц, то такую таблицу сформировать невозможно.

К выбору параметров линейной зависимости можно подходить с разных сторон, как было описано выше. В. И. Мудров и В. Л. Кушко предлагали сумму модулей, К. Гаусс – метод наименьших квадратов. Известный метод линеаризации нелинейности В. С. Пугачева основан на подборе параметров линейной зависимости посредством соотношения:

$$k_1 = \pm \frac{\sigma_y}{\sigma_x}, (1)$$

где σ_y , σ_x – средние квадратические отклонения выходной и входной функций соответственно.

Идея предлагаемого метода состоит в минимизации неопределенности, т. е. предлагается расширить существующий подход, анализируя не дисперсии, а неопределенности на входе и на выходе. При этом анализ дисперсий будет входить в качестве частного случая, т. к. дисперсия по нормальному закону распределения связана с неопределенностью функциональным преобразованием, где H – информационная энтропия [3]:

$$H = \sigma \log_2(\sqrt{2\pi e}). (2)$$

Т. е. если взять формулу (1) и умножить числитель и знаменатель на $\log_2(\sqrt{2\pi e})$, получается:

$$k_1 = \pm \frac{\sigma_y}{\sigma_x} = \pm \frac{\sigma_y \cdot \log_2(\sqrt{2\pi e})}{\sigma_x \cdot \log_2(\sqrt{2\pi e})} \text{ или } \pm \frac{H_y}{H_x}, (3)$$

где H_y и H_x – энтропии на выходе и на входе соответственно.

Выходная функция распределения определяется по известному соотношению [4]:

$$F(y) = \int_{\varphi(x) < y} f(x) dx, (4)$$

В основе предлагаемого подхода лежит такой подбор параметров линейной зависимости, чтобы относительное уклонение между теоретическим значением неопределенности на выходе $S_T(y)$, и значением неопределенности, соответствующим линейной аппроксимации, $S_L(y)$, было минимальным, т. е.:

$$\frac{|S_T(y) - S_L(y)|}{S_T(y)} \rightarrow \min (5)$$

В литературе описаны разные меры неопределенности, например, Кульбака, Шеннона, Хартли [3,5]. В работе в качестве данной меры рассматривается мера Шеннона.

Постановка задачи

Дано: закон распределения входной случайной величины $f(x)$; известна функциональная зависимость $y = \varphi(x)$.

Требуется: разработать метод оценивания параметров аппроксимирующей линейной зависимости $y^{(n)} = ax + k$ по критерию минимального расхождения мер неопределенности, соответствующих исходной и аппроксимирующим зависимостям.

Формальная постановка задачи

$$A: f(x), \varphi(x) \rightarrow \{a, k\}, (6)$$

где A – оператор определения параметров a и k линейной зависимости $y = ax + k$.

В данной статье приводятся результаты, полученные в случае, когда область определения случайной величины, которая соответствует $f(x)$, находится в диапазоне $[0, 1]$. Обоснованием такого выбора служит то, что в инженерной практике одну из границ, как правило, можно указать из физических соображений, например, время наработки до отказа, которое не может принимать значения меньше нуля. Исследования будут проводиться на нелинейностях вида $\sqrt[n]{x}$ в диапазоне от 0 до 1, поскольку они дают широкий спектр оценок. Во-первых, с ростом n характер оценки монотонно меняется, а во-вторых, все рассмотренные нелинейности сходятся в одной точке [1; 1]. Это позволяет количественно охарактеризовать нелинейности, тем более что, выбор границ диапазона ничем не ограничивает общность рассуждений, потому что от любого линейного масштаба возможен переход к диапазону $[0, 1]$. В работе рассматривается такой подход к количественной характеристике нелинейности, в основе которого лежит определение, как далеко отстоит нелинейная функция от линейной. А для этого определения можно придумать сколь угодно вариантов. Здесь характеристика нелинейности рассчитывается с помощью отношения разницы площадей фигур под графиками исходной S_1 и линеаризованной S_2 функциональных зависимостей на площадь последней, изображенных на рис. 2. Формула имеет вид:

$$h_n = \left| \frac{S_2 - S_1}{S_2} \right|, \quad (7)$$

где h_n – характеристика нелинейности.

Для того, чтобы выполнялось условие $x \in [0, 1]$, мы следовали правилу [6]: $\sigma_x = 1/6$.

В дальнейшем нелинейность будет сведена к виду $y = ax$. Это упрощение никак не влияет на общность рассуждений, т. к. $y = ax + k$ можно восстановить за счет перемещения начала координат.

Оператор A реализован посредством алгоритма.

Этап 1. Задать параметры распределения Эрланга $f(x, c, b)$, где c – параметр формы, b – параметр масштаба, таким образом, чтобы $\sigma_x = 1/6$. Выбран этот тип распределения, поскольку он использует те же два момента, что и распределение Гаусса, но в отличие от него учитывает левую границу. Это достаточно гибкая функция, которая покрывает функции от резко асимметричных до симметричных. Зададим различные параметры формы c , принимающие целые значения от 2 до 6. Здесь же необходимо задать нелинейные функциональные зависимости вида $y = \varphi(x)$;

Этап 2. Подобрать параметры a линейной аппроксимации $\min_a Q(\varphi(x); ax)$, где Q – критерий качества оценки:

$$Q = \frac{\left| \int_0^1 \frac{dF_T(y)}{dx} \ln \frac{dF_T(y)}{dx} dx - \int_0^1 \frac{dF_L(y)}{dx} \ln \frac{dF_L(y)}{dx} dx \right|}{\int_0^1 \frac{dF_T(y)}{dx} \ln \frac{dF_T(y)}{dx} dx} \rightarrow \min, \quad (8)$$

где $F_T(y)$ соответствует истинной нелинейной зависимости, а $F_L(y)$ – линеаризованной зависимости $y^{(n)} = ax$.

Этап 3. Рассчитать показатели точности линейной аппроксимации в виде максимального отклонения линейной функции от исходной (нелинейной) m_1 и площади фигуры, образовавшейся между исходной нелинейной зависимостью и ее линейной аппроксимацией (рис. 2):

$$m_1 = \max_{x \in [0, 1]} | \varphi(x) - ax |, \quad m_2 = \int_0^1 (\varphi(x) - ax)^2 dx. \quad (9)$$

Этап 4. Рассчитать расхождения в значениях мер неопределенности по формуле (8).

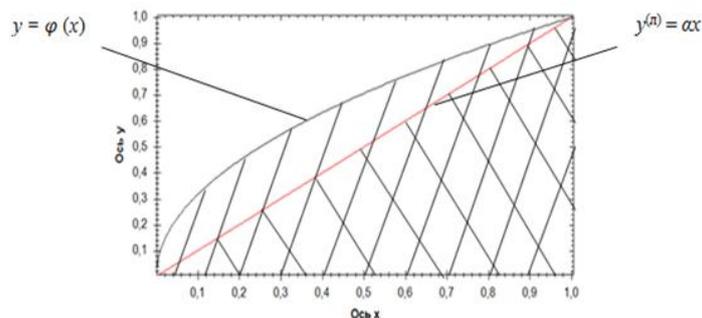


Рис.2. Определение характеристики нелинейности,

 – соответствует S_1 ,  – соответствует S_2

В настоящей статье представлено описание метода, которое доведено до состояния формального алгоритма, что делает возможным реализовать его в виде программного продукта.

Рассмотрим в качестве примера реализации алгоритма решение задачи линеаризации нелинейности вида \sqrt{x} . На рис.3 изображены теоретические выходные функции распределения $F_T(y)$, соответствующие исходной зависимости $y = \sqrt{x}$, аппроксимирующие функции $F_L(y)$, а также аппроксимация нелинейной зависимости $y = \sqrt{x}$ линейной зависимостью при разных значениях параметра формы $f(x)$.

В таблице 1 приведен фрагмент, в котором приведены значения параметров линейной зависимости для нелинейностей $y = x^n$, где n – степень функции, принимающая значения от 0.25 до 0.95 с шагом $h = 0.05$. В последнем столбце таблицы находятся относительные расхождения мер неопределенности, получаемых при использовании известного метода В. С. Пугачева, т. е. когда $f(x)$ аппроксимируется нормальным законом распределения.

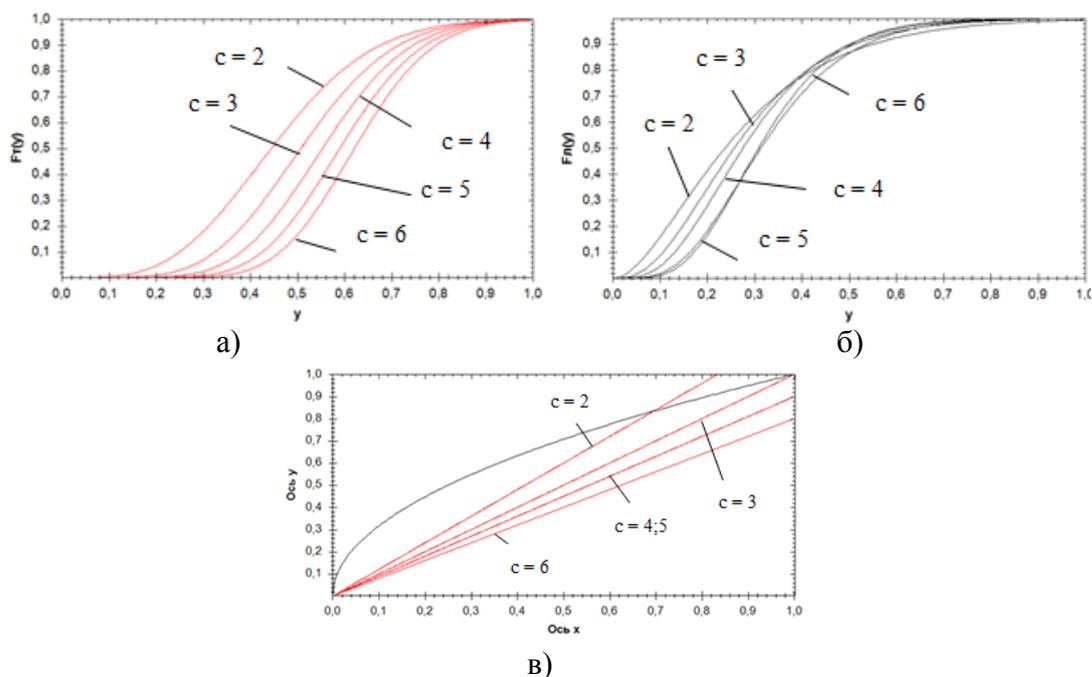


Рис.3. а) Функции распределения $F_T(y)$, соответствующие $f(x)$ с разными значениями параметра формы,

б) Функции распределения $F_L(y)$, соответствующие линеаризованным зависимостям

в) Аппроксимация нелинейной зависимости $y = \sqrt{x}$ линейной зависимостью при разных значениях параметра формы $f(x)$

Таблица 1

Полученные результаты

Нелинейность	Тип закона распределения	α	$m_1 = \max \varphi(x) - \alpha x $	$m_2 = \int ((\varphi(x) - \alpha x)^2) dx$	Относительное расхождение мер неопределенности	Относительное расхождение, рассчитанное известным методом
1	2	3	4	5	6	7
$\sqrt[4]{x}$	$c=2$	0.9	0.489	0.1367	1,3536	1,5754
	$c=3$	0.7	0.532	0.2078	1,7652	2,024
	$c=4$	0.6	0.56	0.2533	2,1193	2,4193
	$c=5$	0.6	0.56	0.2533	2,3503	2,7844
	$c=6$	0.5	0.595	0.3055	2,7634	3,1269
$\sqrt[10]{x^3}$	$c=2$	1.0	0.417	0.0888	0,9881	1,1741
	$c=3$	0.8	0.459	0.1427	1,3031	1,531
	$c=4$	0.7	0.487	0.1796	1,5707	1,8483
	$c=5$	0.6	0.52	0.2233	1,8713	2,1428
	$c=6$	0.6	0.52	0.2233	2,0507	2,4202
$\sqrt[20]{x^7}$	$c=2$	1.1	0.35	0.0554	0,7245	0,8931
	$c=3$	0.9	0.391	0.0923	0,9694	1,1817
	$c=4$	0.8	0.416	0.1207	1,1746	1,4408
	$c=5$	0.7	0.448	0.1558	1,409	1,6829
	$c=6$	0.7	0.448	0.1558	1,5363	1,912
$\sqrt[20]{x^{19}}$	$c=2$	1.0	0.019	0.0002	0,0199	0,0293
	$c=3$	1.0	0.019	0.0002	0,0234	0,0374
	$c=4$	1.0	0.019	0.0002	0,026	0,047
	$c=5$	1.0	0.019	0.0002	0,0281	0,0574
	$c=6$	1.0	0.019	0.0002	0,0298	0,0682

На основании проведенных исследований можно заключить, что:

1) В зависимости от типа распределения предлагаемый метод позволяет в $1.13 \div 4.25$ раз сократить расхождение между теоретическим значением неопределенности и фактическим.

2) Эффективность предлагаемого метода тем больше, чем более нелинейной является функция.

3) Предлагаемый метод является расширением известного метода линеаризации нелинейности, где последний может рассматриваться как частный случай предлагаемого.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Мудров В. И. Метод наименьших модулей / Мудров В. И., Кушко В. Л. – М.: Знание, 1971
2. Пугачев В. С., Казаков И. Е, Евланов Л. Г. Основы статической теории автоматических систем. – М., «Машиностроение», 1974
3. Кузин Л. Т. Основы кибернетики. Т. 1. Математические основы кибернетики: Учеб. Пособие для студентов вузов. М. «Энергия», 1973
4. Пугачев В. С. Теория случайных функций и ее применение к задачам автоматического управления – М.: ГИФМЛ. – 1962
5. Шеннон К. Математическая теория связи / / К. Шеннон. Работы по теории информации и кибернетике: пер. с англ.; под ред. Р. Л. Добрушина и О. Б. Лупанова. - М.: ИЛ, 1963
6. Вентцель Е. С. Теория вероятностей: учебник для студ. вузов, 9-е изд., стер. - М.: Академия, 2003.

ОБ АВТОРАХ

Субхангулова Алия Салаватовна, магистрант каф. автоматизации проектирования информационных систем УГАТУ, степень бакалавра техники и технологии по направлению информатика и вычислительная техника (УГАТУ, 2013). Исследования в области специальных статистических методов обработки малых по объему исходных данных.

e-mail: aliyasr21@gmail.com



Гвоздев Владимир Ефимович, проф. каф. автоматизации проектирования информационных систем, зав. каф. АПРИС УГАТУ, дипл. инж. электронной техники (УАИ, 1978). Д-р техн. наук по АСУ (УГАТУ, 2000). Специалист по геоинформационному и математическому моделированию состояния территориальных систем. Исследования в области управления программными проектами, анализа надежности технических объектов, специальных статистических методов обработки малых выборок, разработки прикладных методов статистического анализа.

e-mail: wega55@mail.ru

УДК 681.2.084

УСТРОЙСТВО ДЛЯ БЕСКОНТАКТНОГО ИЗМЕРЕНИЯ ТЕМПЕРАТУРЫ ПРИ ПОМОЩИ АКУСТООПТИЧЕСКОГО ФИЛЬТРА

Низамов А. Р.

Существуют различные способы измерения температуры объектов бесконтактным способом, однако они имеют ряд недостатков, например, трудность полного учета связей между термодинамической температурой объекта и регистрируемой прибором тепловой радиацией, сложность учета наличия поглощения излучения в среде между объектом и прибором и другие факторы. Для качественного и точного измерения возможно применение метода спектрального отношения, который минимизирует погрешность измерения связанную с излучательной способностью поверхности исследуемого тела. Данный метод измерения реализуется в преобразователях температуры, которые включают в свою структуру зеркала, светофильтры и некоторое количество светоприемников для определения интенсивности излучения на разных частотах излучаемого телом спектра электромагнитных волн. Однако у него имеются следующие недостатки: для возможности вариации исследуемых длин волн приходят к внедрению механических связей, а так же увеличению количества фотоприемников излучения, что влечет за собой снижение надежности и точности приборов. Так же данный метод измерения возможно реализовать при помощи акустооптического перестраиваемого фильтра и одного фотоприемника, это повышает надежность конструкции преобразователя и позволяет увеличивать точность с ростом количества выборок необходимых длин волн.

В патенте [1] представляется способ измерения температуры тела бесконтактным методом спектральных отношений, по меньшей мере на трех эквидистантно расположенных длинах волн.

Предлагаемый способ (рис.1), включающий измерение истинной температуры по величине, по меньшей степени трех спектральных составляющих, на эквидистантно расположенных длинах волн, близость значений которых обеспечивает линейную зависимость логарифма произведения коэффициентов спектральной излучательной способности и пропускания промежуточной среды от длины волны, примечателен тем, что по измеренным первой и третьей спектральным составляющим вычисляют обратное значение температуры спектрального отношения, корректирующую поправку к которой на величину названного произведения для получения обратного значения искомой истинной температуры определяют по величине всех трех составляющих спектра.

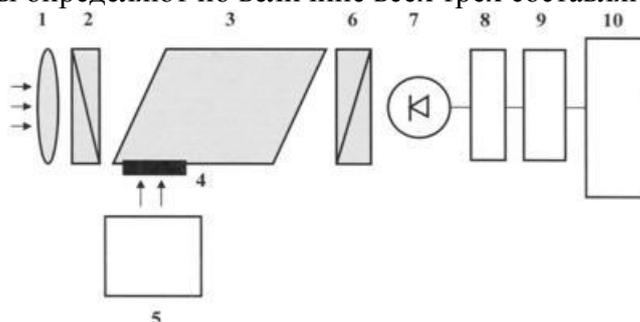


Рис. 1. Способ пирометрических измерений

Если требуемая величина методической погрешности при этом не достигается по причине недостаточной величины соотношения сигнал/шум, следует увеличивать количество используемых длин волн.

Для практической реализации способа в качестве диспергирующего устройства предлагается применять перестраиваемый акустооптический фильтр. Наличие одного приемника излучения и отсутствие механических элементов в нем значительно упрощает проблемы, связанные не только со стабильностью каналов, метрологической аттестацией, но главное со скоростью обработки результатов.

В патенте [2] представлено оптическое устройство для бесконтактного измерения температуры.

Устройство оптический и измерительный блоки. В оптическом блоке последовательно размещены стеклянное окно, прозрачное в инфракрасном диапазоне, фокусирующая линза и входной торец волоконного световода. Измерительный блок содержит последовательно соединенные фотоприемник, выполненный в виде линейки фотодиодов, усилитель, аналого-цифровой преобразователь и микроконтроллер, выходы которого соединены с жидкокристаллическим индикатором и интерфейсом для связи с персональным компьютером. Выходной торец волоконного световода соединен с акустооптическим перестраиваемым фильтром, выход которого соединен со входом измерительного блока, а выход управления измерительного блока связан с управляющим входом акустооптического перестраиваемого фильтра.

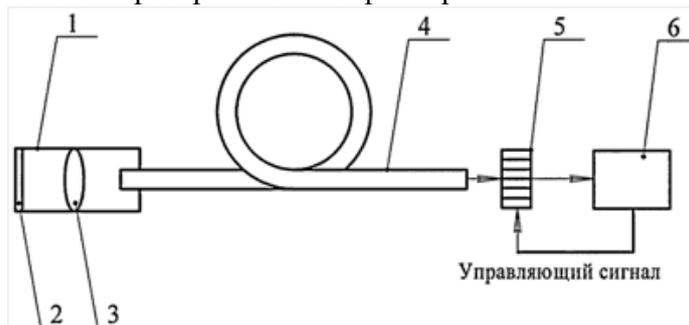


Рис. 2. Оптически преобразователь температуры

Работает прибор следующим образом. Электромагнитная волна в виде светового потока, излучаемая объектом, температуру которого необходимо измерить, проходит через стеклянное окно прозрачное в инфракрасном диапазоне 2 и фокусируется линзой 3 на входной торец волоконного световода 4. С выходного торца световой поток попадает на акустооптический перестраиваемый фильтр и в результате его дифракции на акустических волнах, пропускается лишь монохроматический поток с эффективной длиной волны $\lambda_{\text{эф}}$. Перестройка акустооптического перестраиваемого фильтра осуществляется по управляющему сигналу от микроконтроллера 10. Пропущенное, акустооптическим перестраиваемым фильтром, монохроматическое оптическое излучение с эффективной длиной волны $\lambda_{\text{эф}}$ попадает на линейку фотодиодов. В зависимости от температуры акустооптический перестраиваемый фильтр пропускает определенную эффективную длину волны излучения, которая попадает на соответствующий фотодиод с максимумом чувствительности в области пропускания акустооптического перестраиваемого фильтра. Электрический сигнал с выхода фотоприемника усиливается усилителем 8 до уровня, необходимого для корректной работы аналого-цифрового преобразователя 9, который преобразует аналоговый сигнал в цифровой код. Цифровой сигнал поступает на вход микроконтроллера 10, который осуществляет управление всеми компонентами измерительного блока, акустооптическим перестраиваемым фильтром и отображает данные измерения на жидкокристаллическом индикаторе 11, а также поддерживает связь устройства через интерфейс 12 с персональным компьютером.

Точность является основной характеристикой при измерении температуры. Рассмотренные выше патенты отличаются невысокой точностью, поэтому с целью её увеличения описанным способом, устройство должно обладать фотоприемником с термостабилизацией, так как присутствие тепловых шумов, возникающих на чувствительном элементе, значительно увеличивают погрешность измерений. Так же для увеличения надежности устройства необходимо снижать количество блоков принимающих участие в измерении, и исключить присутствие механических связей.

На рисунке 3 представлена структурная схема разработанного устройства, отличающегося термически стабилизированным фотоприемником и отсутствием звена генерации ультразвукового сигнала.

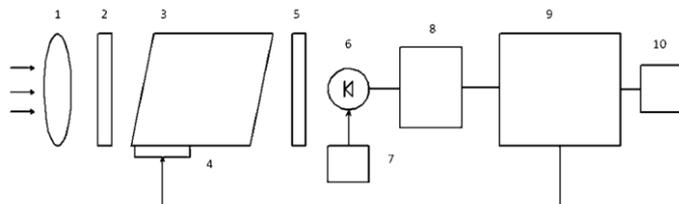


Рис. 3. Структурная схема:

- 1 – входная оптика; 2 – поляризатор; 3 – акустооптический блок; 4 – источник ультразвукового сигнала; 5 – анализатор; 6 – фотоприемник; 7 – элемент Пельтье; 8 – блок подготовки сигнала; 9 – микроконтроллер; 10 – интерфейс связи

Принцип работы устройства следующий. Электромагнитное излучение от исследуемого объекта проходит через входную оптику 1 и поляризатор 2 и попадает на акустооптическую ячейку 3, работающую как светофильтр способный перестраиваться в зависимости от частоты ультразвука на пьезоэлементе 4. Здесь происходит дифракция излучения, далее продифрагированный луч пройдя через анализатор 5 попадает на фоточувствительный элемент 6. Для снижения тепловых шумов и увеличения чувствительности на фотоэлементе установлен элемент Пельтье 7. Далее фототок проходит через блок подготовки сигнала 8, который представляет из себя схему усиления и преобразователя ток-напряжение. Сигнал обрабатывается микроконтроллером 9 в цифровом формате. Так же микроконтроллер организывает управление акустооптической ячейкой путем программной генерации заданной частоты ультразвука и передает результаты измерения по интерфейсу связи 10.

В качестве материала входной оптики предполагается использование кристаллов двойных хлоридов (KPb_2Cl_5), активизированные редкоземельными элементами. Данные кристаллы негидроскопичны и обладают высоким оптическим качеством, характеризуются низкой энергией фононов. Основным достоинством является широкий диапазон прозрачности от 0.4 до 20 мкм, что увеличивает потенциальные точные характеристики прибора.

Акустооптический фильтр выбран на кристалле TeO_2 (парателлурит). Этот материал характеризуется высоким значением акустооптического качества, что объясняет относительно малые мощности управляющего электрического сигнала. Так же кристаллы парателлурита прозрачны в достаточно широком диапазоне длин волн от 0.35 до 5 мкм, который входит в диапазон прозрачности входной оптики. Для фильтрации излучения целесообразно применение метода анизотропной дифракции Брегга.

В качестве фотоприемника выбран специализированный тип фотодиодов для использования в пирометрах спектрального отношения. Данный детектор представляет собой два фотодиода, расположенных на одной оптической оси и имеющих параллельные выходы. Чувствительность фотодиода преобладает в диапазоне длин волн от 400 до 1000 нм.

Оцифровка сигнала имеет решающее значение в точности прибора, поэтому микросхема АЦП в блоке подготовки сигнала должна быть не ниже 16 порядка.

Для управления системой измерения, а так же обработкой информации и расчетов необходим микроконтроллер. Что бы обеспечить управление акустооптической ячейкой и одновременную запись оцифрованной информации полученной от фотодиода следует использовать микроконтроллер прямого доступа памяти, которые находят широкое применение и интенсивно разрабатываются в последнее время.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Способ пирометрических измерений** [Текст] : пат. 2399892 Рос. Федерация : МПК G01J5/60 (2006.01) / авторы и заявители Свет Д. Я.; патентообладатель Свет Д. Я.
2. **Оптический преобразователь температуры** [Текст] : пат. 2365883 Рос. Федерация : (51) МПК G01K1/02 (2006.01) G02F1/33 (2006.01) / авторы и заявители Фаррахов Р. Г., Мухамадиев А. А. (RU); патентообладатель Государственное образовательное учреждение высшего профессионального образования Уфимский государственный авиационный технический университет.
3. **Мухамадиев А. А. Оптический преобразователь температуры для систем контроля и управления** [Текст]/ А. А. Мухамадиев, Р. Г. Фаррахов // Датчики и системы. – 2010. - №10. – С. 39-42.
4. **Мухамадиев А. А. Универсальный пирометр для измерения высоких температур** [Текст]/ А. А. Мухамадиев, Р. Г. Фаррахов // Датчики и системы. – 2010. - №11. - С. 23-25.
5. **Мухамадиев А. А. Акустооптический преобразователь температуры** [Текст]/ А. А. Мухамадиев, Р. Г. Фаррахов // Приборы и системы. Управление, контроль, диагностика. – 2011. - №1. – С. 26-28.
6. **Мухамадиев А. А. Статическая характеристика, чувствительность и разрешающая способность акустооптического пирометра** [Текст]/ А. А. Мухамадиев, Р. Г. Фаррахов // Датчики и системы. – 2011. - №11. - С. 31-44.
7. **Мухамадиев А. А. Математическая модель акустооптического пирометра** [Текст]/ А.А. Мухамадиев, Р.Г. Фаррахов // Датчики и системы. – 2012. - №2. - С. 28-31.
8. **Мухамадиев А. А. Алгоритм работы акустооптического измерительного преобразователя температуры** [Текст]/ А.А. Мухамадиев, Р. Г.

Фаррахов // Электротехнические и информационные комплексы и системы. – 2013. - №2. – С. 91-94.

ОБ АВТОРАХ



Фото

Низамов Алик Радикович, магистрант каф. авиац. приборостроения УГАТУ, дипл. бак. техники и технологий по направлению приборостроение (УГАТУ, 2012). Исследование и разработка блока измерения линейных перемещений для пенетрометра.

e-mail: alik-nizamov@yandex.ru

УДК 536.521.2

СТРУКТУРА И ЭЛЕМЕНТНАЯ БАЗА ИЗМЕРИТЕЛЬНОГО БЛОКА АКУСТООПТИЧЕСКОГО ПРЕОБРАЗОВАТЕЛЯ ТЕМПЕРАТУРЫ

Мухаметов Н. Р.

Температура является важнейшим параметром многих технологических процессов в различных отраслях народного хозяйства. Необходимость измерения и контроля температуры делает актуальной задачу создания средств измерения температуры, отвечающих современным требованиям науки и техники.

В последние годы широкое распространение приобрели оптические преобразователи температуры – пирометры. Наилучшую точность измерения обеспечивают пирометры, основанные на акустооптических элементах. Акустооптический эффект — это явления дифракции, преломления, отражения или рассеяния света на периодических неоднородностях среды (зонах с разным показателем преломления), вызванных упругими деформациями при прохождении ультразвука [1]. Принцип действия акустооптических преобразователей температуры основан на исследовании спектра электромагнитного излучения, исходящего от измеряемого объекта, и прошедшего через акустооптическую ячейку. Акустооптическая ячейка состоит из пьезоэлектрического преобразователя, где возбуждается ультразвуковая волна. Длина этой волны управляется с помощью сигнала, вырабатываемой от генератора, и в зависимости от длины этой волны будут зависеть параметры дифракционной решетки. Любое нагретое тело излучает энергию, свои электромагнитные волны. Именно взаимодействие электромагнитных волн какого-либо тела с акустическими волнами в акустооптическом устройстве и лежит в основе акустооптического эффекта. Преимуществом акустооптического преобразователя температуры над другими преобразователями является отсутствие множества отражателей, сферических зеркал, подвижных элементов.

Главным структурным элементом в преобразователе температуры является измерительный блок, определяющий метрологические характеристики устройства. В нем происходят процессы преобразования и обработки, необходимых для решения задач измерения. Измерительный блок обрабатывает сигнал поступивший от фотоприемника, вычисляет на его основе температуру объекта, и осуществляет вывод измеренного параметра на индикацию. Точность измерения будет зависеть от выбранной структуры, элементной базы и алгоритмов обработки поступившей информации. Следовательно, возникает необходимость разработки измерительного блока, обладающего высокими точностными характеристиками.

Проведем анализ ряда технических решений в конструкциях измерительных блоков. Существует оптический преобразователь температуры [2]. Его структурная схема и структурная схема измерительного блока приведены на рисунках 1,2.

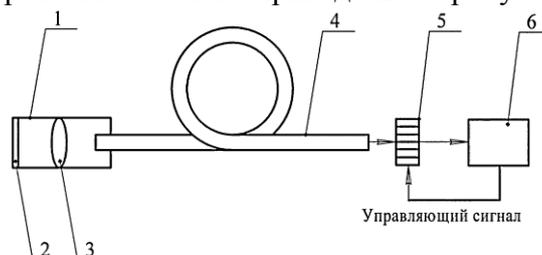


Рис. 1. Оптический преобразователь температуры

1- оптический блок, 2- стеклянное окно, прозрачное в инфракрасном диапазоне, 3-линза, 4- волоконный световод, 5- акустооптический перестраиваемый фильтр, 6- измерительный блок.

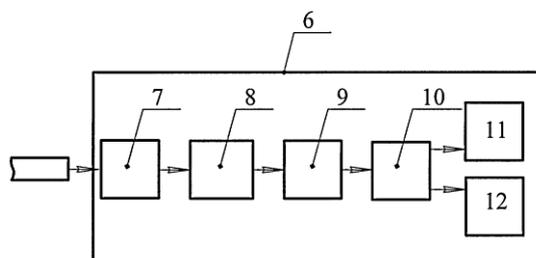


Рис. 2. Измерительный блок

7- линейки фотодиодов, 8- усилитель, 9- аналого-цифровой преобразователь, 10- микроконтроллер, 11- жидкокристаллический индикатор, 12- интерфейс

Измерительный блок работает следующим образом. Электрический сигнал с выхода фотоприемника 7 усиливается усилителем 8 до уровня, необходимого для корректной работы аналого-цифрового преобразователя 9, который преобразует аналоговый сигнал в цифровой код. Цифровой сигнал поступает на вход микроконтроллера 10, который осуществляет управление всеми компонентами измерительного блока, акустооптическим перестраиваемым фильтром и отображает данные измерения на жидкокристаллическом индикаторе 11, а также поддерживает связь устройства через интерфейс 12 с персональным компьютером.

Существует способ пирометрических измерений [3], и измерительный блок для реализации представлен на рис.3.

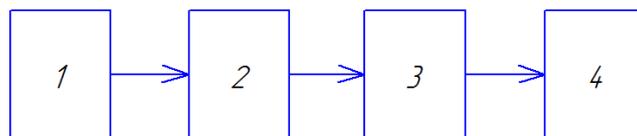


Рис.3. Структурная схема измерительного блока

1-приемники излучения в виде отдельных элементов или линейки; 2-усилители, 3 - аналого-цифровые преобразователи; 4 – микропроцессор или компьютер

Суть работы состоит в следующем. Измеряя не менее трех компонент спектра, вычисляют логарифм произведения коэффициента спектральной излучательной способности на коэффициент пропускания промежуточной среды для каждой длины волны, при этом каждые три значения длин волн выбираются настолько близкими, что зависимость логарифма названного произведения от длины волны будет линейна, вычитают значения логарифма названного произведения из измеряемых обратных значений яркостных температур и полученные выражения суммируют для получения обратного значения искомой истинной температуры.

Допустим, заданы три значения длин волн: $\lambda_1, \lambda_2, \lambda_3$. По этим длинам волн определяется разность обратных значений яркостных температур, формулы которых приведены в (1) и (2).

$$I_{1,2} = \theta_1 - \theta_2 = \lambda_1(a_0 + a_1\lambda_1) - \lambda_2(a_0 + a_1\lambda_2) \quad (1)$$

$$I_{2,3} = \theta_2 - \theta_3 = \lambda_2(a_0 + a_1\lambda_2) - \lambda_3(a_0 + a_1\lambda_3) \quad (2)$$

Из формул (3) и (4) определяются коэффициенты полиномов a_0 и a_1

$$a_0 = I_{1,2} / \Delta\lambda - (I_{1,2} - I_{2,3}) / 2\Delta\lambda^2(\lambda_1 + \lambda_2) \quad (3)$$

$$a_1 = (I_{1,2} - I_{2,3}) / 2\Delta\lambda^2 \quad (4)$$

Затем по формуле (5) находится значение логарифма:

$$\ln \varepsilon(\lambda) = I_{1,2} / \Delta\lambda - (I_{1,2} - I_{2,3}) / 2\Delta\lambda^2(\lambda_1 + \lambda_2 + \lambda_3) \quad (5)$$

И далее вычитая значение $\ln \varepsilon(\lambda)$ из соответствующего обратного значения измеренной яркостной температуры, определяется обратная величина истинной температуры на спектральном диапазоне.

В другом устройстве реализующим способ пирометрических измерений [4], также описан алгоритм измерения. По измеренным первой и третьей спектральным составляющим вычисляется обратное значение температуры спектрального отношения, корректирующую поправку к которой на величину названного произведения для получения обратного значения искомой истинной температуры определяется по величине всех трех составляющих спектра. На двух длинах волн λ_1, λ_3 обратное значение температуры спектрального отношения:

$$T^{-1}(\lambda_1, \lambda_3) = \Lambda / C_2 \ln[U(\lambda_1) / U(\lambda_3)] \quad (6)$$

на двух пирометрических сигналах

$$\ln U(\lambda_1) = \ln \varepsilon_1 - C_2 / \lambda_1 T \quad \text{и} \quad \ln U(\lambda_3) = \ln \varepsilon_3 - C_2 / \lambda_3 T \quad (7)$$

можно записать в виде:

$$\ln[U(\lambda_1) / U(\lambda_3)] = \ln \varepsilon(\lambda_1) / \varepsilon(\lambda_3) - C_2(\Lambda / T_u), \quad (8)$$

где $\varepsilon_1, \varepsilon_3$ – произведения коэффициентов спектральной излучательной способности и пропускания промежуточной среды на длинах волн λ_1 и λ_3 ;

$$\Lambda = \lambda_1 \lambda_3 / (\lambda_3 - \lambda_1) - \text{эквивалентная длина волны}; \quad (9)$$

$$C_2 = hc_0 / K - \text{вторая пирометрическая константа}; \quad (10)$$

где h – постоянная Планка; c_0 – скорость света; K – постоянная Больцмана.

На основе проведенного анализа предлагается конструкция измерительного блока акустооптического преобразователя температуры, обладающего следующими достоинствами: точность, быстродействие, низкое энергопотребление, малый размер и возможность перепрограммирования устройства. Достигнуто это за счет использования современных элементов и благодаря оригинальной конструкции измерительного блока (рис. 4)

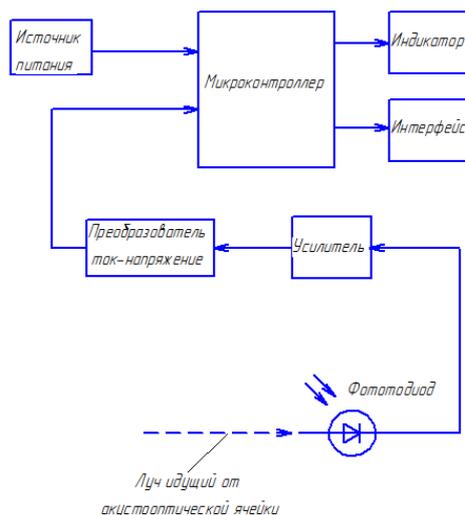


Рис. 4. Структурная схема преобразователя температуры

Устройство содержит акустооптическую ячейку, состоящую из кристалла и пьезоэлектрика; высокочастотный генератор, необходимого для создания ультразвуковой волны в акустооптической ячейке; фотодиод (S3477), охлаждающийся с помощью элемента Пельтье; усилитель тока (ОУ AD8531); преобразователь тока в напряжение (ОУ AD8531); источник питания; микроконтроллер (PIC17F874), где происходит операция вычисления температуры объекта, а также связь с ЭВМ и передача данных на индикатор (DEM128064A FGH-PW).

Краткие технические характеристики выбранных элементов:

Фотодиод S3477 – диапазон спектральной чувствительности λ от 190 до 1100 нм, чувствительности $S - 0,5 \text{ A / Вт}$, напряжение питания 5в.

ОУ AD8531 – скорость обработки информации: 9 В/мкс, низкий уровень потребления тока: 250 мкА, температурный диапазон: $-65\text{C}^0 + 125\text{C}^0$, напряжение питания: $\pm 5, \pm 15, \pm 18\text{В}$, уровень собственных шумов: $200\text{нВ}/\sqrt{\text{КГц}}$.

Микроконтроллер PIC17F874 – Встроенный 10-разрядный АЦП, выбор тактового генератора, прерывания, сторожевой таймер (WDT), внутрисхемное программирование по последовательному порту (ICSP), широкий диапазон напряжений питания от 2.0В до 5.5В

Индикатор DEM128064A FGH-PW – Напряжение питания: 4-5 В; диапазон рабочих температур: $-25...+75\text{C}^0$; формат дисплея: 128*64 точек; интерфейс RAM: 512 байт (4096 бит).

Принцип действия: электромагнитное излучение от нагретого объекта проходит через акустооптическую ячейку, где благодаря кристаллу (к примеру LiNbO_3 или TeO_2) и ультразвуковой волне, нисходящей из дополнительного генератора, происходит дифракция луча. Этот дифрагированный луч попадает в фотодиод, который преобразует ее в фототок. Полученный фототок необходимо усилить для более точного преобразовывания и поэтому между преобразователем ток-напряжение стоит усилитель. Уже преобразованный ток в напряжение попадает в вычислительное устройство (микроконтроллер), где происходит основная операция расчета температуры по уже известной формуле Планка (11). Спектральная плотность излучения [5]:

$$U_v = \frac{8\pi h\nu^3}{c^3} \cdot \frac{1}{(e^{h\nu/kT} - 1)} \quad (11)$$

где h – постоянная Планка, c – скорость света, ν – частота волны, k – постоянная Больцмана, T – температура. Закон Планка даёт спектральную зависимость от частоты ν или длины волны $\lambda = c/\nu$ объёмной плотности излучения ρ (энергии излучения в единице объёма) и пропорциональной ей испускательной способности абсолютно чёрного тела.

К микроконтроллеру также можно подсоединять периферийные устройства через интерфейс Micro-USB, для копирования информации и программирования микроконтроллера. Данные об объекте, его температуру и расстояние до объекта можно рассматривать на индикаторе, подключенному к микроконтроллеру.

Таким образом, данная схема позволяет повысить точность и быстродействие измерения за счет схемотехнического решения и новой элементной базы.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Гонда С., Сэко Д. Оптоэлектроника в вопросах и ответах: Пер, с япон.—Л.: Энергоатомиздат. Ленингр. отд-ние, 1989.-184 с.: ил.
2. Оптический преобразователь температуры: пат. 2399892 Рос. Федерация: МПК G01K1/02, G02F1/33, Фаррахов Рузиль Галиевич, Мухамадиев Айдар Асхатович.; заявитель и патентообладатель: Государственное образовательное учреждение высшего профессионального образования Уфимский государственный авиационный технический университет - № 2009122755/28; заяв. 15.06.2009; опуб. 20.09.2010.
3. Способ пирометрических измерений: пат. 2255312 Рос. Федерация: МПК G01J005/60, Свет Д.Я.; заявитель и патентообладатель Свет Д.Я. - № 2003125295/28 ; заяв. 27.02.2005; опуб. 27.06.2005.
4. Способ пирометрических измерений: пат. 2365883 Рос. Федерация: МПК G01J5/60, Свет Д.Я.; заявитель и патентообладатель Свет Д.Я. - № 2007145705/28; заяв. 11.12.2007; опуб. 27.08.2009.
5. <http://dic.academic.ru>
6. Мухамадиев А.А. Оптический преобразователь температуры для систем контроля и управления [Текст]/ А.А. Мухамадиев, Р. Г. Фаррахов // Датчики и системы. – 2010. - №10. – С. 39-42.
7. Мухамадиев А. А. Универсальный пирометр для измерения высоких температур [Текст]/ А.А. Мухамадиев, Р. Г. Фаррахов // Датчики и системы. – 2010. - №11. - С. 23-25.
8. Мухамадиев А. А. Акустооптический преобразователь температуры [Текст]/ А. А. Мухамадиев, Р. Г. Фаррахов // Приборы и системы. Управление, контроль, диагностика. – 2011. - №1. – С. 26-28.
9. Мухамадиев А. А. Статическая характеристика, чувствительность и разрешающая способность акустооптического пирометра [Текст]/ А.А. Мухамадиев, Р. Г. Фаррахов // Датчики и системы. – 2011. - №11. - С. 31-44.
10. Мухамадиев А. А. Математическая модель акустооптического пирометра [Текст]/ А.А. Мухамадиев, Р. Г. Фаррахов // Датчики и системы. – 2012. - №2. - С. 28-31.
11. Мухамадиев А. А. Алгоритм работы акустооптического измерительного преобразователя температуры [Текст]/ А.А. Мухамадиев, Р. Г. Фаррахов // Электротехнические и информационные комплексы и системы. – 2013. - №2. – С. 91-94.

ОБ АВТОРАХ

Фото

Мухамедов Наиль Рифатович, магистрант каф. информационно-измерительной техники УГАТУ, дипл. бакалавра по приборостроению (УГАТУ, 2012). Исследования в области оптических преобразователей температур.

e-mail: m.nail.r@mail.ru

УДК 621.311

ГАЗОИЗОЛИРОВАННЫЕ ЛИНИИ

Хлыстова Е. С.

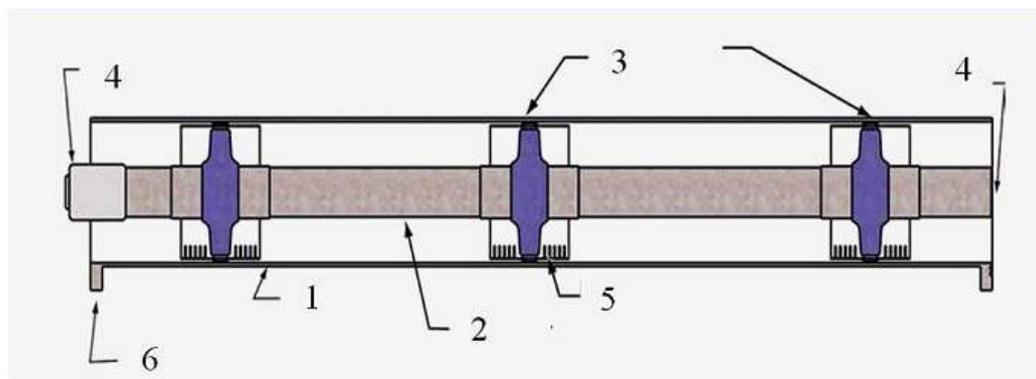
Увеличение спроса на электрическую мощность приводит к актуальной проблеме покрытия этой мощности, которая может быть решена за счёт создания дополнительных источников мощности (строительства электростанций) и сооружения подстанций глубокого ввода. Основная трудность, возникающая при электроснабжении крупных городов - отсутствие площади для воздушных линий электропередачи и площадок для новых подстанций. Постройка электростанции займет значительную территорию, а ее функционирование нарушит экологию окружающей среды.

Кабельные линии, хоть и не требуют отведения значительных площадей, но по сравнению с воздушными линиями имеют более высокую удельную ёмкость. Для компенсации реактивной мощности, генерируемой кабельной линией, необходима установка управляемых источников реактивной мощности. Размещение такого оборудования (с системами мониторинга и пожаротушения) на ПС в центре города крайне нежелательно.

Решением данной проблемы является применение газоизолированных линий (ГИЛ). Они предназначены для транспортировки электрической энергии там, где необходимо экономить занимаемую линией электропередачи площадь и обеспечить экологию окружающей среды, в особенности при передаче больших мощностей.

Условно ГИЛ делятся на два поколения. В первом поколении ГИЛ использовался чистый элегаз. В силу того, что стоимость чистого элегаза достаточно высока во втором поколении ГИЛ применяется газовая смесь, состоящая из 20-40% элегаза SF_6 и соответственно 60-80% азота N_2 .

Конструкция ГИЛ в однофазном исполнении представлена на рис. 1



1 – оболочка, 2 – токоведущая жила, 3 – изоляторы, 4 – контакты,
5 – ловушки частиц, 6 – фланцы

Рис. 1. Конструкция ГИЛ

Токпроводящая жила представляет собой твердую металлическую трубу, как правило, из алюминиевого сплава. Опорные изоляторы, установленные на одинаковом расстоянии, удерживают жилу в центре оболочки, при этом электрическая изоляция осуществляется с помощью высокопрочного в электрическом отношении газа (элегаза, сухого воздуха, или их смеси, другого газа) под давлением. Для повышения электрической прочности газовой изоляции вблизи поддерживающих изоляторов устанавливаются ловушки частиц.

Оболочка ГИЛ обеспечивает механическую прочность конструкции и

герметизацию газовых объемов секций. Для уменьшения потерь энергии в оболочке материалом для нее служит сплав алюминия.

Соединения жил и оболочек должны производиться в чистой передвижной камере при соблюдении мер предосторожности, чтобы исключить попадание грязи и частиц внутрь. Антикоррозийное покрытие наносится в стадии полного соединения оболочек.

После установки каждый герметизированный участок линии подвергается различным проверкам - на качество сварки, электрических соединений и т.п. Затем герметичный участок заполняется газом под давлением, который должен быть отфильтрован и высушен так, чтобы все следы влаги были устранены.

Перед началом эксплуатации ГИЛ обязательно проводятся высоковольтные испытания.

ГИЛ могут быть четырех различных типов:

- Надземные ГИЛ, как правило, не подвержены влиянию экстремальных условий. Наиболее высокие мощности передачи энергии могут быть достигнуты для ГИЛ, проходящих над землей.
- Туннельные системы ГИЛ монтируются в туннелях, оставаясь доступными для инспекций. Они не подвержены риску возгорания, и позволяют использовать туннель, в котом они проложены, также и для целей вентиляции.
- Вертикальные ГИЛ могут проходить под любым наклоном, даже вертикально, что делает их очень привлекательными.
- Укладываемые непосредственно в грунт линии обматываются полиэтиленом, чтобы защитить оболочку, и находящаяся сверху почва может быть восстановлена для сельскохозяйственного применения. Ожидается, что такие системы будет работать более 40 лет.

Можно также отметить другие области применения ГИЛ: внутриподстанционные связи, пересечение рек (использование мостов), горных образований (использование туннелей), пересечение линий различного напряжения, районы с повышенными требованиями безопасности и экологии.

Для оценки радиальных размеров ГИЛ можно воспользоваться данными компании CGIT Westboro (рис. 2).

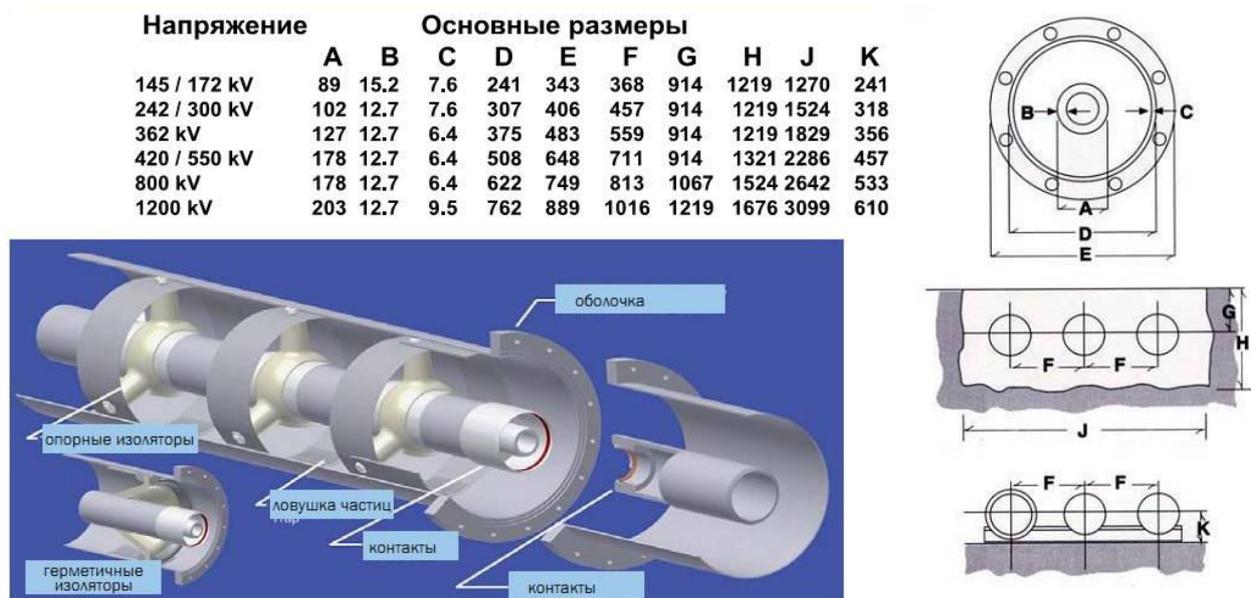


Рис. 2. Ориентировочные размеры ГИЛ

Из представленных данных видно, что радиальный размер оболочки газоиолированных линий в однофазном исполнении для номинального напряжения от 145 до 1200 кВ лежит в диапазоне 240-760 мм, при этом толщина оболочки меняется мало

и составляет 6,5-7,6 мм. Более точный выбор габаритов ГИЛ осуществляется по специальным методикам, учитывающим состав газа и его давление, передаваемую мощность, различные конструктивные особенности. Максимальная передаваемая мощность, в свою очередь, зависит от того, находится ли газоизолированная линия в земле, на поверхности земли или в туннеле.

Что касается потерь активной мощности в ГИЛ, то они существенно ниже, чем в кабельных и воздушных линиях. При этом диэлектрические потери ничтожно малы, поэтому газоизолированные линии можно применять для передачи энергии на достаточно далекие расстояния.

Кроме того, благодаря внешней оболочке, диаметр которой существенно больше, чем у кабеля, теплоотвод осуществляется более эффективно, следовательно, практически во всех случаях применения ГИЛ можно обойтись без системы охлаждения.

Длина прокладки ГИЛ не ограничена. Они также подходят для маршрута любой конфигурации, например, для прокладки по застроенным территориям, в местах пересечения дорог, в болотистой местности и т.д.

Высокая пропускная способность и низкий уровень потерь дают возможность осуществлять прямое подключение ГИЛ к воздушным линиям электропередачи, продолжая линию под землей. Из-за низкой электрической емкости ГИЛ, обычно нет необходимости в компенсационных реакторах даже на особо длинных отрезках ГИЛ (до 70 км).

ГИЛ надежно защищены от многих негативных воздействий, которым подвержены другие системы передачи электроэнергии. Прикосновение к частям работающей системы абсолютно безопасно, ее корпус надежно заземлен. Системы ГИЛ являются пожаро- и взрывобезопасными, а их электрическая изоляция не подвержена старению, что снижает риск отказов практически до нуля. Системы ГИЛ абсолютно герметичны и сохраняют эту способность, равно как и отличные эксплуатационные качества, на протяжении всего своего долгого жизненного цикла.

Благодаря своей конструкции ГИЛ создают значительно (а именно в 15-20 раз) меньшие электромагнитные поля, чем традиционные системы электропередачи. Это открывает новые возможности для их прокладки в населенных пунктах (около больниц, жилых территорий, зон аэронавигационного контроля и пр.). Возможна прокладка и в комбинированных инфраструктурных туннелях вместе с другим оборудованием (например, вблизи телекоммуникационного оборудования).

В случае пробоя изоляции внутри ГИЛ дуга короткого замыкания остаётся внутри оболочки и не является вредоносной ни для человека, ни для наружного оборудования. Элегазовая линия является жароупорной и не усиливает нагрузку во время пожара.

ГИЛ весьма перспективны для магистральных линий в черте крупных городов. Не исключена возможность их прокладки в туннелях метро. С другой стороны, ГИЛ экономически невыгодны для применения в городских распределительных сетях.

Статистика свидетельствует, что эти системы работают фактически без дозаправки элегазом и без серьёзных отказов при эксплуатации.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. http://www.ruscable.ru/article/Gazoizolirovannye_vysokovoltnye_linii/ Статьи журнала «Электроэнергия. Передача и распределение»
2. <http://energypolis.ru/portal/2012/1637-nadezhnaya-alternativa.html> Журнал «Энергополис»

ОБ АВТОРЕ

Хлыстова Екатерина Сергеевна, студентка 5 курса ФАП УГАТУ специальности «Электроэнергетические системы и сети»

Фото

УДК 620.178.152.341.4

**ИССЛЕДОВАНИЕ ВОЗМОЖНОСТИ ПОВЫШЕНИЯ ИЗНОСОСТОЙКОСТИ
ОБРАЗЦОВ ИЗ ТИТАНОВЫХ СПЛАВОВ МЕТОДОМ
ИСКРОВОГО УПРОЧНЕНИЯ**

Дударева Н. Ю, Цыганов В. В.

Введение

На сегодняшний день актуальной проблемой для двигателей внутреннего сгорания (ДВС) является повышение надежности, как отдельных деталей, так и узлов двигателя. Наиболее эффективный способ решения этой проблемы – использование высокопрочных, жаропрочных, коррозионностойких материалов с низкой плотностью. Титан – это металл, который объединяет в себе все вышеперечисленные качества. Перспективным является использование титана для производства деталей ДВС, так как он идеально подходит для работы в условиях больших нагрузок и высоких температур. Кроме этого, благодаря низкой плотности титана, можно снизить массу двигателей и увеличить эффективные показатели их работы. Однако для повышения надежности деталей кроме прочности необходимо обеспечить высокую износостойкость поверхности, что достигается использованием специальных покрытий или методов модификации. Такой технологией является искровое упрочнение.

Метод искрового упрочнения (ИУ), разработанный на кафедре ДВС УГАТУ, имеет множество достоинств. Данный способ упрочнения поверхностей позволяет получать качественные поверхностные слои на деталях любой конфигурации и из любых упрочняемых технических сплавов без использования электролита и не требует защиты поверхностей, не подлежащих обработке [1]. Но до сих пор все опыты по нанесению покрытия методом ИУ проводились исключительно на алюминии и его сплавах. Поэтому данная работа посвящена исследованию возможности повышения износостойкости методом ИУ титановых сплавов.

Целью данной работы является исследование возможности повышения износостойкости поверхностей образцов из титановых сплавов методом искрового упрочнения, а также выявление влияния факторов технологии на качество сформированного модифицированного слоя.

Методика исследований

Опыты проводились на образцах из титана марки *Grade 4* круглой формы диаметром 15 мм и толщиной 2 мм (рис. 1).

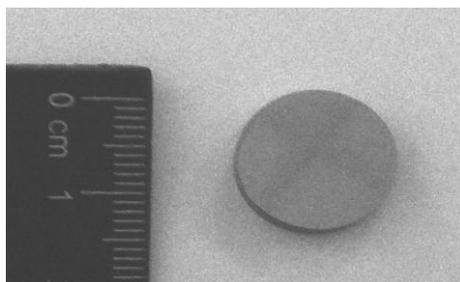


Рис. 1. Образец до нанесения покрытия

Качество формируемого упрочненного слоя зависит от целого комплекса факторов:

- материала образца;
- газовой среды, в которой происходит процесс обработки;
- электрических параметров установки ИУ;
- величины межэлектродного зазора;
- продолжительности обработки.

В связи с тем, что характеристики упрочненного слоя во многом зависят от газовой среды, в которой осуществляется процесс обработки, было принято решение использовать этот фактор в эксперименте. В качестве рабочих газов были выбраны азот и воздух. Ожидается, что при ИУ в воздушной среде на поверхности образца из титанового сплава будет сформирован упрочненный слой, состоящий из оксидов титана, а слой, формируемый в среде азота, будет состоять из нитрида титана.

Вторым по важности фактором являются электрические параметры установки, а именно емкость батареи конденсаторов. Этот фактор был выбран в качестве основного в эксперименте, так как он в наибольшей степени оказывает влияние на микротвердость модифицированной поверхности. Межэлектродный зазор и продолжительность обработки в качестве факторов эксперимента не использовались, и их значение было фиксированным во всех опытах.

Согласно методике первого эксперимента (в среде воздуха) образец покрывается в четырех точках при различных значениях емкости установки искрового упрочнения (0,22; 0,275; 0,37; 0,55 нФ). Время обработки каждой точки – 1 час. Зазор между образцом и электродом выставляется по концевым мерам длины и составляет 0,5 мм.

Для проведения второго эксперимента (в среде азота) используется специальное приспособление (рис. 2).

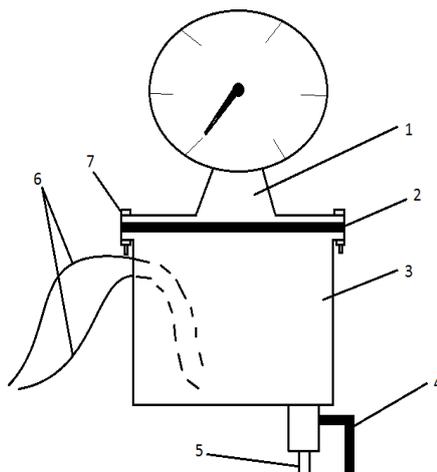


Рис. 2. Специальное приспособление:

- 1 – манометр; 2 – резиновая уплотнительная прокладка; 3 – герметичная емкость;
4 – кран, регулирующий открытие/закрытие клапана; 5 – штуцер;
6 – электрические провода; 7 – болты крепления

Приспособление представляет собой герметичную емкость 3 для упрочнения детали в особых средах (кислород, азот и др.). Герметичности добиваются путем надежного крепления крышки с использованием резиновой прокладки 2. Герметичность проверяют при помощи вакуумного насоса. На крышке приспособления закреплен манометр 1, который позволяет контролировать процесс откачки (закачки) газа. Этот процесс производится посредством соединения шланга вакуумного насоса к штуцеру 5, расположенному в нижней части приспособления (открытие и закрытие клапана осуществляется краном 4). Приспособление имеет электроподводы 6 для присоединения электрической установки искрового упрочнения к электроду и образцу, которые располагают внутри приспособления. Согласно методике эксперимента для обработки в среде азота образец из титана крепится на штативе (рис. 3), который затем помещается в герметичную емкость приспособления. К электроду и образцу подсоединяются провода. Затем на приспособление надевается крышка и надежно закручивается болтами. Далее из емкости сначала при помощи вакуумного насоса выкачивается воздух до предела (-0,96 атм.). Затем емкость заполняется азотом до давления 2 атм. Перед началом обработки азот стравливается до 1 атм. При такой методике заполнения герметичной емкости содержание азота в ней должно составить 99,56 %.

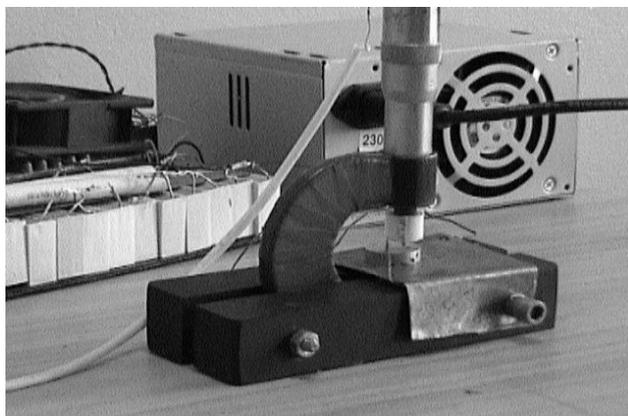


Рис. 3. Штатив для закрепления образца

Обработка образцов в среде воздуха осуществляется аналогично выше описанной методике, только процесс происходит без участия специального приспособления с герметичной емкостью.

После обработки образцы снимаются с приспособления, и на упрочненной поверхности измеряется микротвердость. Для замера применяется микротвердомер модели *HVS-1000*. Микротвердость является показателем напрямую связанным с износостойкостью поверхности, поэтому и используется для оценки степени повышения износостойкости [2, с 183].

Результаты и их обсуждения

После проведения экспериментов на образцах видны характерные темные пятна, которые представляют собой упрочненный слой (рис. 4).

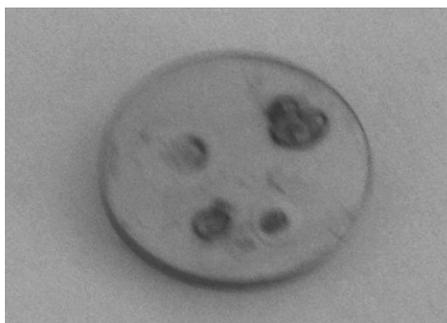


Рис. 4. Образец после обработки методом ИУ

Микротвердость измеряется в 3-х точках в каждой упрочненной области. Результаты экспериментов показаны на рис. 5.

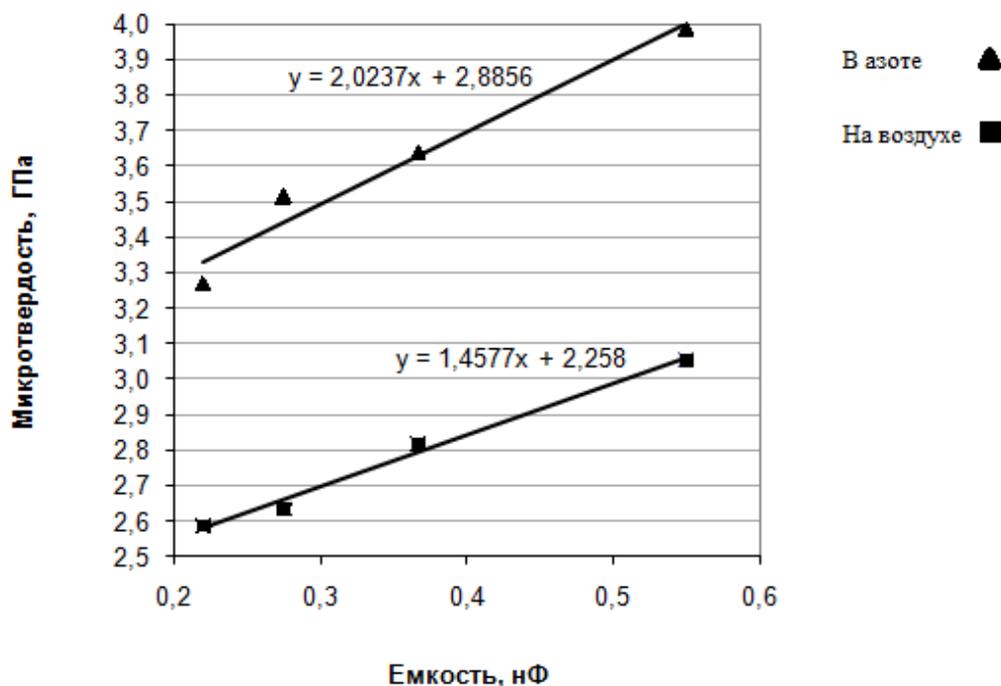


Рис. 5. Влияние параметров установки искрового упрочнения на величину микротвердости формируемой поверхности на образцах из титанового сплава

Как видно по графикам (рис. 5), с увеличением емкости конденсаторов от 0,22 нФ до 0,55 нФ микротвердость образцов, покрытых на воздухе и в азоте, увеличиваются от 2,58 ГПа до 3,05 ГПа и от 3,27 ГПа до 3,98 ГПа, соответственно. При этом необработанная поверхность образца имеет микротвердость – 2,26 ГПа.

Зависимости микротвердости от емкости установки можно описать уравнениями регрессии. Для образца, покрытого **в воздушной среде**, микротвердость зависит от емкости установки согласно уравнению:

$$H_{\mu} = 1,46 \cdot C + 2,26;$$

где H_{μ} – микротвердость упрочненного слоя, ГПа;

C – емкость конденсаторов установки ИУ, нФ.

Средняя квадратичная погрешность при измерениях составила 0,08021 при доверительном интервале равном 0,16042.

Для образца, покрытого **в азоте**, микротвердость зависит от емкости согласно уравнению:

$$H_{\mu} = 2,03 \cdot C + 2,89.$$

Средняя квадратичная погрешность при измерении микротвердости составила 0,09713 при доверительном интервале равном 0,19425.

Выводы

Исходя из полученных результатов, были сделаны следующие выводы:

1. Метод искрового упрочнения поверхности позволяет повысить микротвердость и, как следствие, износостойкость образца из титанового сплава марки *Grade 4* в среднем в 1,5 раза.

2. При увеличении емкости конденсаторов установки искрового упрочнения микротвердость модифицированной поверхности увеличивается независимо от используемой газовой среды.

3. Газовая среда, в которой покрывается образец, непосредственно влияет на значение микротвердости. Покрытый в азоте образец имеет микротвердость в 1,3 раза большую, чем образец, покрытый в среде воздуха.

4. Методику данных экспериментов можно использовать для дальнейших исследований титана, что позволит расширить области его применения в двигателестроении.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Пат. 2176682 Российская Федерация, МПК 7 С 23 С 14/40, В 23 Н 1/02, В 23 Н 9/00. Способ упрочнения поверхностей деталей / Рудой Б. П., Дударева Н. Ю., Гуняков Р. А., Гордеев В. К. - № 99110333/02; заявл. 17.05.1999; опубл. 10.12.2001.

2. Чичинадзе А. В. и др. Основы трибологии: учебник для вузов – М.: Центр «Наука и техника», 1995. – 778 с.

ОБ АВТОРАХ



Цыганов Виталий Вахтангович, студент группы ДВ-564 УГАТУ. Исследования методов упрочнения поверхностей деталей ДВС.

e-mail: vitsa39@yandex.ru



Дударева Наталья Юрьевна, доц. каф. ДВС. Дипл. инж. по технол. машиностр. (УГАТУ, 1994). Канд. техн. наук по тепл. двигателям (там же, 1999). Иссл. в обл. износостойких покрытий деталей двигателей

e-mail: natalia_jd@mail.ru

УДК 004.891.3

ПРИМЕНЕНИЕ НЕЧЕТКОЙ ЛОГИКИ В АНАЛИЗЕ КОРПОРАТИВНОЙ ЭЛЕКТРОННОЙ СИСТЕМЫ

Сабангулова Л. Б.

Введение

В работе рассмотрена корпоративная информационная система электронного хранения документов (КИС ЭХД) северозападной организации. КИС решает все задачи, возникающие в процессе управления: учет, контроль, анализ, принятие решений.

Особенности любого документооборота таковы, что сбои в работе могут возникать из-за ошибок пользователей, пиковых нагрузок, возникновения ошибок в самой системе после очередного поднятия версии. В современных условиях назрела необходимость создания новых методических оценок возникающих ошибок, учитывающих

вероятностный подход их появления, а также неполноту и неточность исходной информации.

Сегодня признаком эффективности управления организации считается компьютеризация всех направлений деятельности организации. Но это внешний признак. Именно эффективность применения корпоративной системы является важным критерием, определяющими успех ведения любой деятельности. Существует также такая проблема, как боязнь всего неизвестного, любое новшество несет в себе особые риски, применение данной программы поможет проанализировать ситуацию, ведь, как правило, внедрение начинается с отдельного филиала, затем распространяется и на другие. По изучению опыта внедрения и эксплуатации КИС ЭХД организуются совещания специалистов, и данная работа призвана помочь оценивать риски, трудозатраты и время обучения сотрудников.

В научной работе реализована программа, решающая задачи прогнозирования развития ситуации и изменения состояний в зависимости от ошибок.

Целью данной работы является снижение производственных рисков, повышение надежности и эффективности работы производственной системы, совершенствование системы менеджмента качества.

Новизну предлагаемого исследования составляет использование данных о допущенных ошибках в виде системы мониторинга качества работы пользователей с элементами эвристического анализа возможного возникновения ошибок (в зависимости от ряда факторов, например, темы документа, время обработки и т.д.). Все это требует построение модели системы и использование аппарата теории множеств и методов нечеткой логики. Программа, обеспечивающая прогнозирование ошибок в КИС ЭХД, является сложным объектом, и имеет такие свойства:

1. отсутствие наличия четкого математического алгоритма вычисления состояния системы;
2. стохастичность поведения. Эта особенность обусловлена наличием источников случайных помех в системе, сложностью объекта и связанным с этим неизбежным обилием второстепенных процессов, которыми в реальности пренебрегают при построении самой системы;
3. нестационарность.

Методика исследований

В работе предложена модель, основанная на применении нечеткой логики, базирующейся на статических оценках работы пользователя системы. Нечеткая логика имеет ряд преимуществ. Например, она более проста для понимания, чем математическая модель на основе дифференциальных уравнений, нечеткие модели оказываются более тривиальными для своей реализации.

По табельному номеру в личном деле получают такие параметры, как опыт работы, уровень нагрузок по обработке документов, по статистическим данным определяется безошибочность предыдущих действий. Выходное значение метода нечеткой логики указывает вероятность ошибки в заданное время у конкретного пользователя, что позволяет вовремя устранить и предотвратить последующее накопление ошибки. Если документ с ошибкой примут к учету специалисты бухгалтерии, то вернуть процесс в систему по данному объекту (документу) возможно только через персонал технической поддержки, которая заведет новый процесс. Это не благоприятно скажется на отчетной документации системы, так как по одному документу в системе будет два процесса. Кроме того, проблема возникнет в построение отчетов по статистике обработки документов, появление разницы в несколько документов очевидно. По статически данным наиболее вероятны такие неточности в работе, как отправка пакета документов куратору подразделения, к которому он не относится, преждевременное принятие документов к учету, несоблюдение установленных сроков обработки документов. Также

часто возникают ошибки при отправке документа в систему со станции верификации при перезаполнении канала сервера приложений.

Для построения нечеткого регулятора используется метод Э. Мамдани. На вход поступает четыре входных параметра, описанных в таблице 1. Входные данные изменяются от 0 до 100, а выходное значение от 0 до 1, которое соответствует вероятности допущения ошибки. Выходное значение формируется по центроидному методу с помощью правил, определенных экспертной оценкой.

Таблица 1

Описание термов

Метрика	Минимум	Максимум	Название термов	Примечание
Опыт работы	0	100	NH, NM, NS, Z, PS, PM	0 – нет опыта, 0-20 – 1-2 года, 20-50 – 3 года, 50-70 – 4 года, 70-80 – 5 лет, 90-100 – опыт работы в должности более 5 лет
Уровень нагрузок по обработке документов	0	100	NH, NM, NS, Z, PS, PM	0 – нет нагрузки, 0-20 – мало нагрузки, 20-40 – средняя нагрузка, 40-60 – нормальная нагрузка, 60-80 – чуть больше нормы, 80-100 – сверхурочная нагрузка
Безошибочность предыдущих действий	0	100	NM, NS, Z, PS, PM	0-25 – нет ошибок, 25-50 – есть ошибки, 50-75 – частые ошибки, 75-100 – постоянные ошибки в работе
День недели+часы работы (время обработки документа)	0	100	NH, NM, NS, Z, PS, PM, PH, MM, MP	0-15 – воскресенье, вторая половина дня, 15-25 – вторник, 25-35 – среда, 35-45 – четверг, 45-55 – пятница, 55-65 – понедельник, 65-75 – первая половина понедельника или суббота, 75-85 – постпраздничный день, 85-100 – пятница вторая половина дня (согласно статистике)
Накат версии	0	100	NM, NS, Z, PS, PM	0-25 – нет наката, 25-50 – накат на смежные модули, 50-75 – накат модуля, с которым работает пользователь, 75-100 – релиз
Перезагрузка серверов	0	100	NS, PS	0-50 – нет перезагрузки, 50-100 – время перезагрузки

Выводы

Разработанная программа аккумулирует знания о пользователе, его характерных ошибках, диагностирует слабости и вовремя предупреждает о необходимости ликвидировать ситуации, угрожающие корректной работе системы.

Реализованная программа способна облегчить работу персоналу по технической поддержке. Зачастую возникают ситуации, где следует как можно раньше узнать об ошибках. Это позволяет обеспечить процесс на должном уровне. Кроме того, реализованная технология способна подсказать специалистам причину уже возникшей ошибки, что ускоряет ее устранение.

Аналитики и финансисты с помощью прогноза программы смогут более точно рассчитать сроки сдачи новой версии системы, учесть временные и денежные потери.

Известно много примеров, когда даже кратковременные простои в работе приводили к остановке работы всей организации.

Также программа будет полезна для руководства. Но не для того чтобы высчитывать премии, мало кого из работников удовлетворят показатели некой программы

на базе "нечеткой" логики, совсем немногие знакомы с этим понятием даже в информационной сфере. Руководители смогут объективно оценить влияние тех или иных факторов на работу сотрудников. Моделируя загруженность и другие параметры, можно наиболее четко представить возможную картину дальнейших событий, оптимальнее рассчитать трудозатраты.

Нельзя не отметить, что передовые интеллектуальные системы стали играть ключевую роль для предприятий.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Круглов В. В., Дли М. И., Голунов Р. Ю.** Нечёткая логика и искусственные нейронные сети: учебник – М.: ФИЗМАТЛИТ, 2001. – 221 с.

2. **Куняев Н. Н., Уралов Д. Н., Фабричнов А. Г.** Документоведение: учебник – М.: Логос, 2011. – 351 с.

3. **Куняев Н. Н., Фабричнов А. Г., Дёмушкин А. С.** Конфиденциальное делопроизводство и защищенный электронный документооборот: учебник – М.: Логос, 2011. – 448 с.

4. **Логина А. Ю., Романов Д. А., Ильина Т. Н.** Правда об электронном документообороте: учебник – М.: ДМК Пресс, 2004. – 220 с.

ОБ АВТОРЕ

Фото

Сабангулова Лилия Басировна, магистрант первого года обучения ПИ кафедры АСУ УГАТУ, дипл. инж. по вычислительным машинам, комплексам, системам и сетям (УГАТУ, 2013). Исследования в области интеллектуальных систем.

e-mail: sabangulova.lilia.vm34@mail.ru

УДК 004.95

МЕТОДИКА ФОРМИРОВАНИЯ ТАКСОНОМИИ И ОНТОЛОГИЙ СЕМАНТИЧЕСКОЙ ДИСЦИПЛИНАРНОЙ СЕТИ

Шакирова Г. Р., Попкова Е. Е., Томшин Я. С., Галиев Б. Р.

ВВЕДЕНИЕ

Информационные технологии в образовании. В современных условиях развития информационных технологий магистральным направлением является компьютеризация образовательного процесса. Применение информационных технологий вообще и веб-технологий частности в образовательном процессе стало стандартом «де-факто». Яркий пример тому – прочно укоренившийся термин «веб-ориентированное образование». Данная концепция охватывает все аспекты и концепции обучения, которые используют Всемирную паутину как средство коммуникации и инструмент сопровождения и поддержки. Применение технологий Веб 2.0 и 3.0 привело к появлению еще двух понятий – «Образование 2.0» и «Образование 3.0». Первое понятие связано с расширением принципов использования учебной информации и реализации обратной связи с обучаемыми через единое информационное (или образовательное) пространство. Второе понятие определяет внедрение интеллектуальных технологий в процесс обучения и является на данный момент одним из приоритетных направлений развития информационных технологий. Данный проект в этом плане можно рассматривать как развитие технологий Веб 3.0 в образовательной сфере, в частности, интеллектуализацию

его методической составляющей [1–3].

Семантический Веб (Semantic Web, Веб 3.0). Современные тенденции развития Всемирной паутины состоят в переходе от данных, «читаемых» вычислительными машинами (machine readable), к данным, «понимаемым» ими (machine understandable). Согласно определению W3C, Веб 3.0 является расширением существующей сети Интернет, в котором информация представляется в четком и определенном смысловом значении, дающем возможность людям и компьютерам работать с более высокой степенью взаимопонимания и согласованности. Основная идея проста – к веб-страницам добавляются данные, которые могут быть прочитаны и поняты компьютерами. По замыслу создателей Семантический Веб должен обеспечить «понимание» информации компьютерами, выделение ими наиболее подходящих по тем или иным критериям данных, и уже после этого – предоставление информации пользователям [4].

В рамках движения Веб 3.0, согласно которому абсолютное большинство информационных объектов должно быть переведено на семантическую платформу, оправдана попытка привести интеллектуальные семантические технологии в организацию образовательного процесса.

1. СЕМАНТИЧЕСКАЯ ДИСЦИПЛИНАРНАЯ СЕТЬ

1.1. Аспекты формирования семантической дисциплинарной сети

Под *семантической дисциплинарной сетью* будем понимать совокупность онтологических описаний учебных дисциплин, содержащих, с одной стороны, базовую информацию по каждому элементу сети (т. е. дисциплине), а с другой, – перекрестные ссылки между ними.

Применение семантической дисциплинарной сети, как предполагается, позволит повысить эффективность процедуры проектирования учебных планов в аспекте установки вариативных дисциплин любого учебного цикла. В отличие от существующего подхода, субъективная оценка эффективности учебного плана его разработчиком перестанет быть определяющей. Учебный план еще до своего вступления в силу будет подвергнут строгой верификации на предмет преемственности и согласованности представленных в нем дисциплин. Важно отметить, что предлагаемая методика не опровергает компетентностный подход, а служит его дополнением. В совокупности с компетентностной моделью семантическая дисциплинарная сеть определяет целостную характеристику учебного плана по направлению (специальности) подготовки.

Семантическая составляющая. Отправная точка предлагаемой концепции – семантика учебной дисциплины, ее объект, предмет, взаимосвязи с другими учебными дисциплинами и т. д. Предполагается, что рассмотрение каждой учебной дисциплины как самостоятельной сущности / системы / области позволяет применить к ее описанию онтологический подход. Фактически учебная дисциплина может быть представлена как совокупность упорядоченных знаний о ней (по аналогии с совокупностью знаний о предметной области, как это принято при формировании онтологий).

На верхнем уровне абстракции каждая дисциплина описывается иерархией таксонов. При этом каждый таксон представляет собой основные понятия, изучаемые в рамках дисциплины. В дальнейшем представленные таксоны используются на двух уровнях:

- для формирования знаний о дисциплине (в форме онтологических триплетов);
- для связи дисциплин между собой (на уровне эквивалентности триплетов).

Вообще говоря, подобная методика уже успешно зарекомендовала себя в известном интернет-проекте DBPedia. Подобно тому, как онтологические описания статей Википедии образуют единую сеть знаний, заданную перекрестными ссылками между онтологиями, дисциплины учебного плана также объединяются в семантическую дисциплинарную сеть на основании собственных перекрестных ссылок. По большому счету к семантической дисциплинарной сети применим тот же принцип, что лежит в основе организации реляционных баз данных. Если в реляционных базах данных

можно через один или несколько шагов (связей) дойти от одной сущности (или таблицы) до другой, то в семантической дисциплинарной сети возможно с легкостью перейти от одной дисциплины к другой (проследить / трассировать путь от дисциплины к дисциплине). По той же аналогии перекрестные ссылки между дисциплинами сопоставимы с внешними ключами и правилами ссылочной целостности в реляционной модели данных.

Ситуационная составляющая – другой важный аспект предлагаемого подхода. Ситуационный подход уже успешно апробирован авторами настоящего проекта в управлении объектами различного уровня и назначения – от сложных технических объектов до электронных документов и интернет-приложений [3, 5]. Основные элементы этого подхода – иерархическую модель и асинхронную обработку – предлагается использовать для формирования дисциплинарных онтологий и верификации учебного плана соответственно.

Базовой технологией для реализации семантической дисциплинарной сети выбраны XML-технологии, что соответствует мировому направлению развития информационных технологий, особенно в областях, связанных с применением онтологического подхода в сети Интернет.

1.2. Элементы семантической дисциплинарной сети

Идея построения семантической дисциплинарной сети основана на следующих ключевых элементах.

Модель семантической дисциплинарной сети. Каждой дисциплине учебного плана ставится в соответствие онтология, в которой дается полная характеристика дисциплины: объект, предмет, области знаний, ключевые слова, входной и выходной контроль и пр. Для унификации этого описания вводится специальное информационное обеспечение направления (специальности) подготовки. В качестве такого информационного обеспечения предлагается дисциплинарный тезаурус, в котором декларируются основные понятия, соответствующие тому направлению (специальности) подготовки, для которого проектируется учебный план. Тезаурус формируется экспертным путем на основании знаний лиц, имеющих опыт учебно-методической деятельности по соответствующей специальности (направлению) подготовки. Оптимальным представляется тезаурус, привязанный именно к направлению (специальности) подготовки, а не к конкретному учебному заведению (по некоторой аналогии с ФГОС), но адаптируемый под его специфику. Формирование дисциплинарной семантической сети сводится к интеграции онтологий, соответствующих представленным дисциплинам, в единую сетевую структуру. Обработка набора дисциплинарных онтологий сводится к поиску «точек стыковки» в соответствующих семантических описаниях. Такими элементами, интегрирующими дисциплинарные онтологии, являются, к примеру, ключевые слова, области знаний, уровни контроля знаний и другие семантические компоненты описания дисциплин. При этом одна и та же дисциплина, согласно своей онтологии, может быть связана сразу с несколькими другими. В том случае, если онтология дисциплины не стыкуется ни с одной другой, то она не вписывается в семантическую дисциплинарную сеть и ставится под сомнение сам факт правомочности дисциплины в плане. На физическом уровне онтология каждой дисциплины описывается с помощью XML-языка разметки, основные компоненты которого наследуются от стандартизованного языка описания онтологий OWL (Web Ontology Language). Интеграция дисциплинарных онтологий в единую семантическую сеть также реализуется в XML-ориентированной манере, структура которой регламентируется соответствующей XML-схемой (DTD, XSD, RelaxNG и пр.).

Метод верификации учебного плана основан на анализе семантической дисциплинарной сети, построенной с учетом данных из учебного плана. В этой связи вводится понятие сходимости учебного плана, согласно которому все дисциплины из семантической сети должны быть взаимосвязаны (дисциплина должна быть базой и/или продолжением другой дисциплины). Учебный план сходится, если в семантической сети

отсутствуют такие дисциплины, которые ни с чем не связаны. Результатом верификации учебного плана является отчет с указанием дисциплин, которые должны быть дополнительно проверены на предмет принадлежности к данному учебному плану.

На логическом уровне верификация учебного плана основана на асинхронном методе обработки дискретно-событийных моделей. По аналогии с иерархической ситуационной моделью семантическое описание (онтологию) дисциплины предполагается задавать в виде иерархии (XML-подобной структуры). Обработка онтологии выполняется путем последовательного обхода каждого узла иерархии, считывании информации и формировании семантической сети.

На физическом уровне верификация учебного плана определяется XML-структурой дисциплинарных онтологий. Программная обработка семантической дисциплинарной сети на основе учебного плана выполняется стандартными методами обработки XML-данных – кэшированным DOM (Document Object Model) (для аналитической обработки) и некэшированным XML Reader / XML Writer (для оперативной обработки).

Программное обеспечение, предоставляющее графический эргономичный интерфейс для автоматизированного формирования онтологий предлагаемых дисциплин, генерации семантической дисциплинарной сети, ее визуализации и верификации. Приложение строится в рамках трехуровневой клиент-серверной архитектуры (в формате веб-приложения) и предполагает обращение пользователей к нему посредством тонкого клиента (веб-браузера).

2. ТАКСОНОМИЯ И ОНТОЛОГИИ В СЕМАНТИЧЕСКОЙ ДИСЦИПЛИНАРНОЙ СЕТИ

Под таксономией принято понимать древовидную иерархию терминов, используемых для классификации объектов. Первоначально слово «таксономия» обозначало науку о классификации вещей, но со временем оно стало применяться к любой системе классификации или категоризации. Вообще говоря, под термином «таксономия» понимается тип управляемого словаря, имеющего иерархическую структуру. В таксономии конкретные (более специфичные, дочерние) элементы входят в более широкие (родительские) элементы.

Основные разделы любой дисциплины могут быть представлены в виде совокупности понятий или ключевых слов. В соответствии с приведенным онтологическим подходом одноименные таксоны разных дисциплин связывают их в семантическую сеть.

В качестве примера подобной интеграции рассмотрим таксоны двух дисциплин:

1) Пример иерархии понятий дисциплины «Базы данных»:

- Данные
 - Хранение данных
 - База данных
 - Модель данных
 - Сетевая модель данных
 - Иерархическая модель данных
 - Реляционная модель данных
 - СУБД
 - Реляционная СУБД
 - Таблицы
 - Триггеры
 - Представления
 - Хранимые процедуры
- Многомерный анализ
 - Кубы
 - Таблицы фактов
 - Измерения

- Обработка данных
- Языки манипулирования данными
 - SQL
 - Команда SELECT
 - Фильтрация данных
 - Выборка данных
 - Соединение таблиц
 - Внутренне соединение
 - Левое внешнее соединение
 - Правое внешнее соединение
 - Полное внешнее соединение
- ...

2) Пример иерархии понятий дисциплины «CASE-технологии моделирования бизнес-процессов»:

- ...
 - Информационная модель
 - IDEF1X
 - Реляционная модель данных

В первом приближении описания этих двух дисциплин могут быть объединены через одноименный таксон – «Реляционная модель данных».

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

В работе рассмотрены особенности методологии создания семантической дисциплинарной сети. Предполагается, что практическая значимость предлагаемого подхода заключается в том, что семантическая дисциплинарная сеть позволит:

- показать, как дисциплины взаимоувязаны друг с другом;
- вводить сквозные задания на курсовое проектирование и иные виды самостоятельной работы студентов;
- оценить трудоемкость дисциплины в соответствии с тем местом, которое она занимает в семантической дисциплинарной сети;
- исключить присутствие в учебном плане дисциплин, оторванных от «единой канвы» учебного процесса – они будут сразу же отслеживаться в семантической дисциплинарной сети.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Формирование учебно-методического контента для распределенной организации обучения студентов филиала вуза на примере профиля «Прикладная информатика в экономике» / *Г.Г. Куликов и др.* // Вестник УГАТУ. – 2011. – Т. 15, № 2 (42). – С. 204 – 214.
2. Формирование и применение системной модели учебного процесса образовательного учреждения / *Г.Г. Куликов и др.* // Вестник УГАТУ. – 2006. – Т. 8, № 5. С. 43 – 47.
3. Миронов В.В., Юсупова Н.И., Шакирова Г.Р. Ситуационно-ориентированные базы данных: концепция, архитектура, xml-реализация // Вестник УГАТУ. – 2010. – Т. 14, № 2. С. 233 – 244.
4. Шакирова Г.Р., Попкова Е.Е. Интеллектуальная поддержка учебного процесса на основе семантических технологий Веб 3.0 // Ученые записки ИСГЗ. – 2013. № 1-1. С. 426 – 432.
5. Миронов В.В., Конев К.А., Шакирова Г.Р. Ситуационный подход к управлению: истоки и перспективы // Автоматизация и управление в технических системах. – 2013. № 4.2; [Электронный ресурс]. – Режим доступа: auts.esrae.ru/7-146.

ОБ АВТОРАХ



Шакирова Гульнара Равиловна, доцент каф. автоматизированных систем управления УГАТУ. Дипл. инженер-системотехник (УГАТУ, 2005). Канд. техн. наук по матем. и программн. обеспечению вычислительн. машин, комплексов и сетей (УГАТУ, 2008). Иссл. в обл. ситуац. управления, веб-технологий, баз данных.

e-mail: gulya_shakirova@mail.ru



Попкова Екатерина Евгеньевна, асс., магистрант той же каф. Дипл. информатик-экономист (УГАТУ, 2010). Исследования в области семантических образовательных технологий.

e-mail: popkova-katya@mail.ru



Томшин Ярослав Сергеевич, инж., магистрант той же каф. Дипл. информатик-экономист (УГАТУ, 2013). Исследования в области семантических образовательных технологий.

e-mail: yaroslav8sergeevich@gmail.com



Галиев Булат Радикович, студ. каф. телекоммуникац. систем УГАТУ. Исследования в области веб-технологий и программирования.

e-mail: azuriantuz@gmail.com

УДК 621.82:621.318

РАСЧЕТ ЭЛЕКТРОМАГНИТНОГО АМОРТИЗАТОРА В ПРОГРАММНОМ КОМПЛЕКСЕ ANSOFT MAXWELL

Вавилов В. Е., Бекузин В. И.

Основными задачами современного автомобилестроения является повышение надежности и ресурса узлов, что довольно сложно обеспечить в связи с особенностями эксплуатации автомобиля, например, при движении по не ровному дорожному полотну. Одним из основных звеньев, от которого зависит сохранность оборудования, и комфорт пассажиров является амортизатор (АМ)

Традиционно АМ имеет ряд недостатков, в частности гидравлический АМ имеет следующие недостатки [1]:

- наличие воздушной смеси в компенсационной камере: в случае низкого уровня воздуха или его отсутствия эффективность работы АМ нулевая, в случае большого количества воздуха АМ сжимается и разжимается без сопротивления;

- низкая теплоотдача: при длительной езде масляная жидкость в АМ может перегреться и потерять свои связующие свойства, что приведет к потере эффективности его работы;

- низкая эффективность при эксплуатации автомобиля на неровных дорогах: при частом резком перемещении поршня масло смешивается с пузырьками воздуха, вязкость его снижается, что негативно влияет на работу АМ и способно вывести его из строя.

Для решения указанных выше недостатков авторами предлагается оригинальная конструкция электромагнитного амортизатора (ЭМА), применение которого в автомобилестроении является перспективным направлением развития. Перспективность и актуальность использования ЭМА в автомобилестроении определяется техническими результатами данного применения, такими как:

– повышение плавности хода, уменьшении кренов кузова автомобиля при поворотах;

– снижении ударных нагрузок подвески при движении по неровному дорожному полотну.

Конструктивно ЭМА выполнен из цилиндра 1 (рис. 1), в котором установлены противоположно друг относительно друга первый Ш – образный электромагнит 2 и второй Ш – образный электромагнит 3, полый поршень 4 механически соединенный с колесом автомобиля 5. Полый поршень располагается с возможностью перемещения в зазоре между Ш - образными электромагнитами. Блок управления 6, силовой выход 7 которого электрически соединен с выводами первого Ш - образного электромагнита 2 и второго Ш - образного электромагнита 3. Усилители сигналов датчиков 8 электрически соединенных с датчиками неровности дорожного полотна 9 и с выводом управления 10 блока управления 7.

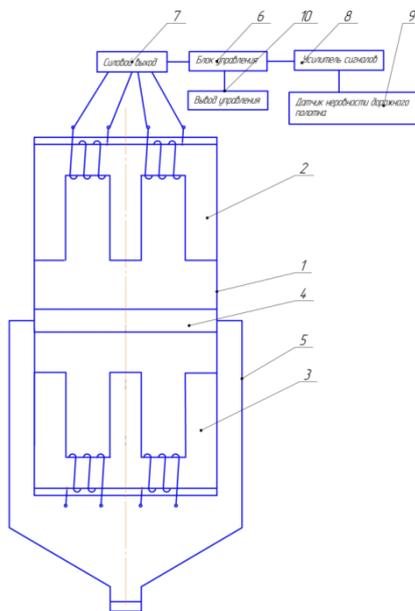


Рис. 1. Конструктивный вид электромагнитного амортизатора

При движении автомобиля по неровному дорожному полотну, датчик дорожного полотна сканирует неровности полотна, и передает величину неровности на усилители сигналов датчиков, от которых сигнал управления поступает на вывод управления блока управления.

Исходя из величины неровности дорожного полотна, по силовому выходу блока управления на выводы первого Ш-образного электромагнита или второго Ш-образного электромагнита поступает ток, усиливая тем самым силу тяги либо первого Ш-образного

электромагнита, либо второго Ш-образного электромагнита, которые притягивают полый поршень, механически соединенного с колесом автомобиля.

Таким образом, ЭМА являются альтернативой гидравлических АМ, например в подвеске автомобиля.

Особый интерес представляет применение электромагнитного амортизатора в качестве элемента системы полного электромагнитного подвеса автомобиля. Для этого необходимо разработать математическую модель для его расчета.

Сложность математического анализа ЭМА при решении задач определения его основных характеристик (сил) применяются методы компьютерного моделирования в специализированных программных пакетах. Наиболее распространенным программных пакетов для решения данных задач является *Ansoft Maxwell* [2].

Для решения поставленной задачи была разработана, конечно-элементная, двухмерная (рис. 1) и трехмерная (рис. 3) геометрическая модель с учетом определенных геометрических параметров (рис. 2) ($a=35\text{мм}$, $b=78\text{мм}$, $c=17\text{мм}$, $d=17\text{мм}$, длина 91мм , толщина конструкции 17мм) [4].

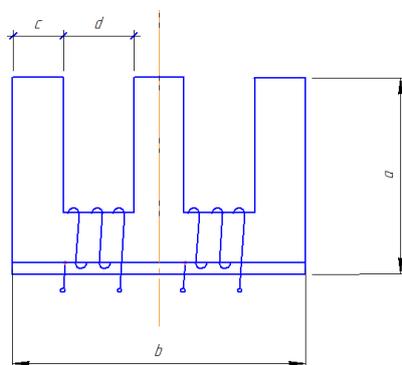


Рис. 2. Геометрические размеры электромагнитного амортизатора

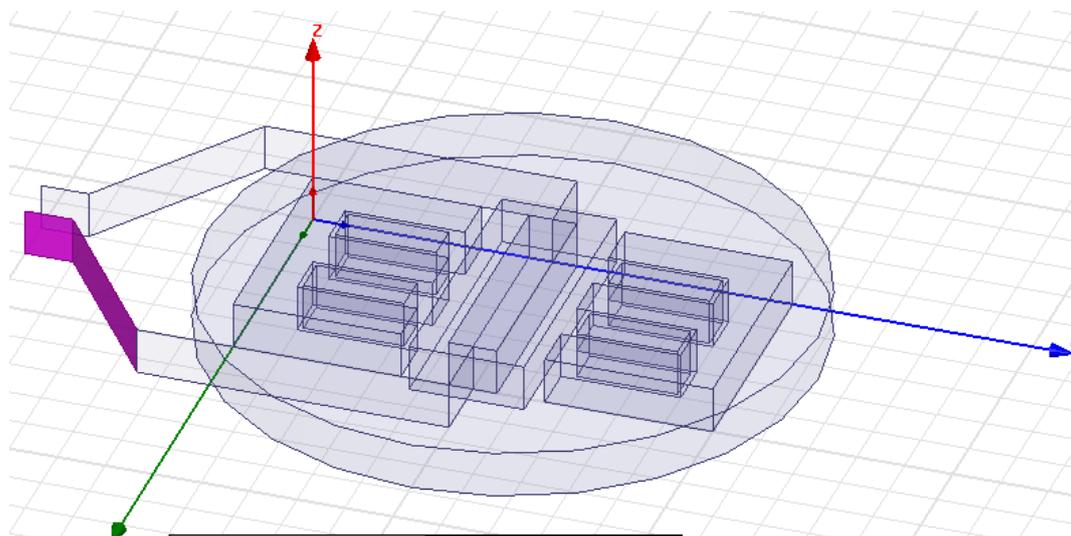


Рис. 3. Трехмерная геометрическая модель электромагнитного амортизатора

Компьютерное моделирование производилось на конечно-элементной модели (рис. 2), в программном комплексе *Ansoft Maxwell*. В качестве сердечников применяется сталь 1008, катушки выполнены из меди, окружающая среда – воздух.

По данным компьютерного моделирования, посредством анализа спектра поля в программном комплексе *Ansoft Maxwell*, было построено распределение поля магнитной индукции в стали (рис. 3).

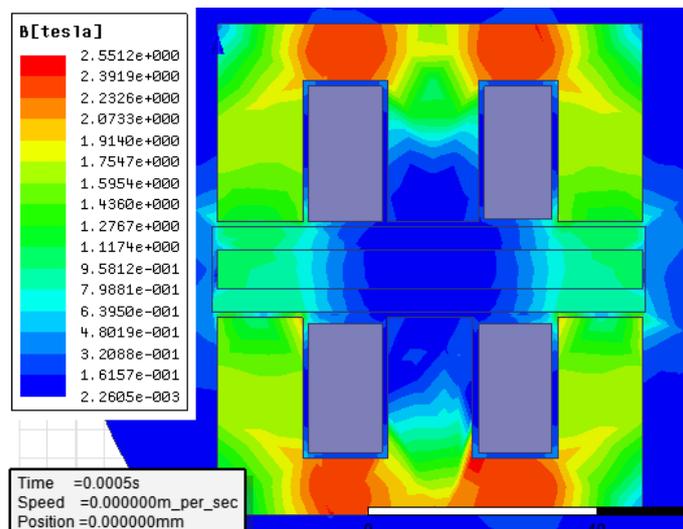


Рис. 4. Распределение магнитной индукции в рабочем зазоре электромагнитного амортизатора от величины воздушного зазора

Из рис. 4 видно, что магнитная индукция в поршне изменяется в пределах от $2,26 \cdot 10^{-2}$ Тл до 1,75 Тл, т.е. данный поршень, может выдержать нагрузки до 800Н.

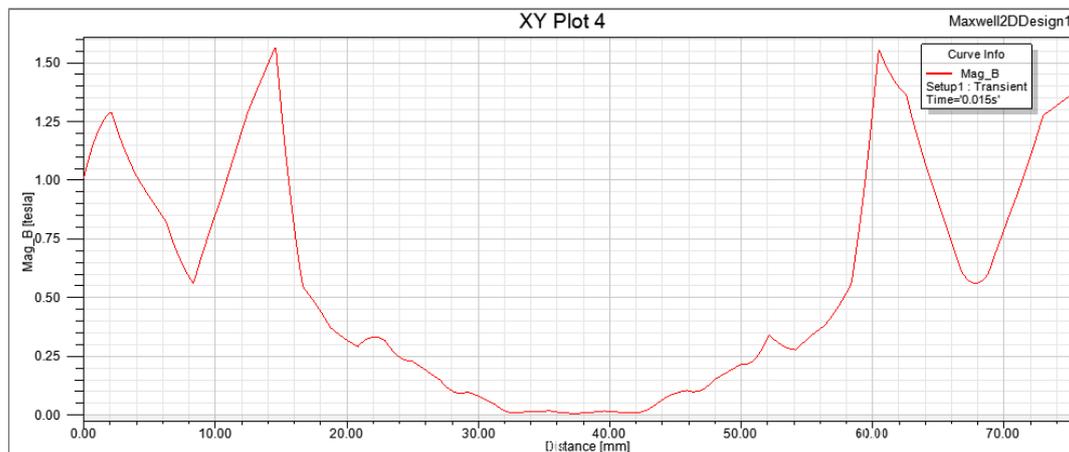


Рис. 5. Зависимость магнитной индукции вдоль воздушного зазора

Если посмотреть на зависимость магнитной индукции вдоль воздушного зазора рис. 5, видно максимум магнитной индукции ($B_{\max}=1,56$ Тл), а следовательно и сила, достигается на крайних зубцах электромагнита, в силу того что магнитный поток замыкается на крайних зубцах. Минимум магнитной индукции ($B_{\min}=0,009$ Тл) достигается в среднем зубце, что ставит задачу для дальнейшей оптимизации конструкции ЭМА.

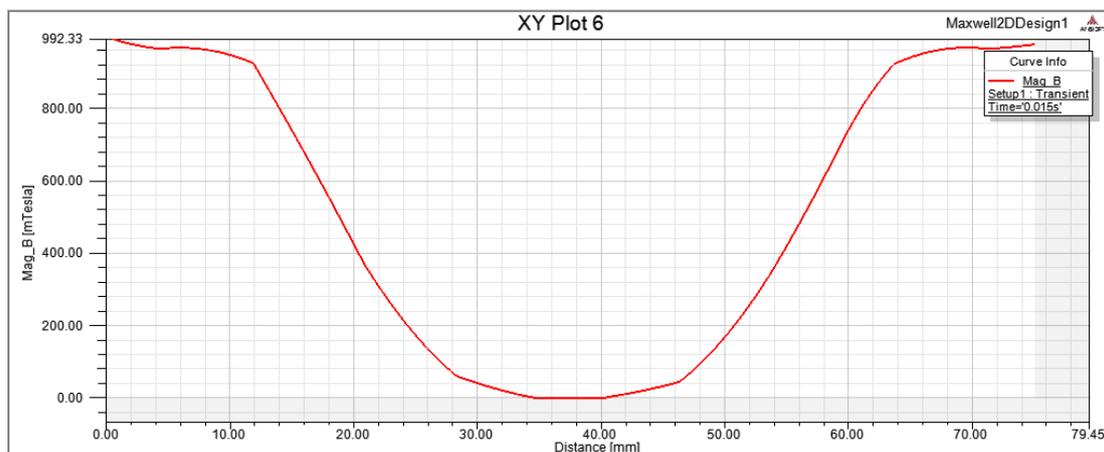


Рис. 6. Зависимость магнитной индукции вдоль якоря

Анализ рис. 6 показал, что максимум магнитной индукции ($B_{\max}=922$ мТл) достигается на крайних зубцах электромагнита, это объясняется тем что магнитный поток замыкается на крайних зубцах, аналогично предыдущему случаю [3].

Таким образом, в работе была рассмотрена конструкция и характеристики электромагнитного амортизатора. Определены дальнейшее задание исследования устройств подобного типа при разработке методов проектирования электромагнитного амортизатора

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Дербаремдикер А. Д. Гидравлические амортизаторы автомобилей / А. Д. Дербаремдикер – М.: Книга по Требованию, 2012. – 236 с.
2. Рымша В. В., Технология расчета трехмерного стационарного магнитного поля в вентильно-реактивных электродвигателях на платформе Ansys Workbench [Электронный ресурс] – режим доступа: ukrainemotors.com>aricles/SRM_AnsysWb.pdf, дата обращения 12.12.2011г.
3. Хайруллин И. Х., Вавилов В. Е., Якупов А. М. Погрешности компьютерного моделирования осевых магнитных подшипников в программном комплексе Ansys/ Хайруллин И. Х., Вавилов В. Е., Якупов А. М. // эоетрические комплексы и системы: межвузовский научный сборник. – Уфа: Уфимский Государственный Авивционный Университет. – 2012-319с.
4. Буль, О. Б. Погрешности расчета электромагнита с помощью программ ANSYS и FEMM / О. Б. Буль // Электричество. – 2006. - №7. – с.31-43.

ОБ АВТОРАХ



Вавилов Вячеслав Евгеньевич, асп. каф. электромех. Дипл. инженер-электромех. (УГАТУ, 2010). Иссл. в обл. электромех. Преобразователей энергии

e-mail: s2_88@mail.ru



Бекузин Владимир Игоревич, студ. той же каф. 3 курс (ЭМ-431)

e-mail: tiobaldo1@rambler.ru

УДК 621.45.038

СИСТЕМЫ АВТОМАТИЧЕСКОГО УПРАВЛЕНИЯ ГАЗОТУРБИНЫМИ ДВИГАТЕЛЯМИ

Камалтдинов И. И., Зырянов А. В.

Возможность получения требуемых характеристик авиационного газотурбинного двигателя (ГТД) на установившихся и переходных режимах работы в значительной

степени зависит от выбранных способов управления рабочим процессом в нем и их реализации в системе автоматического управления (САУ).

Система автоматического управления авиационного ГТД - это комплекс устройств, обеспечивающих запуск и работу двигателя с необходимыми для полета самолета характеристиками по тяге (мощности), экономичности и безопасности. Качество САУ определяется такими ее свойствами, как функциональность, статическая и динамическая точность регулирования, надежность, ресурс, масса и габаритные размеры, эксплуатационная технологичность и др.[1].

Задачами автоматического управления авиационными ГТД являются:

- получение оптимальных характеристик силовой установки (СУ);
- обеспечение устойчивости рабочего процесса в двигателе на установившихся и переходных режимах работы;
- обеспечение прочности конструкции двигателя путем предупреждения недопустимых механических и тепловых нагрузок на ее узлы на установившихся и переходных режимах работы;
- возможность поддержания устойчивой работы двигателя на заданном режиме и изменения режима работы при выполнении требований к качеству и длительности переходных процессов.

Их конкретное содержание зависит от типа двигателя, выбранных входов управления им и принципов построения САУ[1].

Для решения этих задач в САУ должны осуществляться:

- измерение необходимых параметров, характеризующих рабочий процесс в двигателе и внешние условия (режим полета);
- формирование программ (законов) и алгоритмов управления, позволяющих обеспечить управляемость двигателя, устойчивость и заданное качество процессов управления;
- управляющие воздействия на регулирующие факторы двигателя;
- подача топлива с требуемыми давлением и расходом в камеры сгорания;
- подача топлива, другого рабочего тела или вида энергии с заданными характеристиками в силовые исполнительные устройства;
- контроль и диагностирование САУ и двигателя и выполнение необходимых операций по обеспечению требуемых показателей безотказности.

Соответственно в САУ ГТД могут быть выделены несколько основных подсистем, отличающихся определенной спецификой и требующих специализации при проектировании и эксплуатации. К ним относятся подсистемы сбора и обработки информации (датчики, преобразователи), формирования программ и алгоритмов управления и контроля (электронные, гидромеханические, пневматические и др.), исполнительных устройств (преобразователи сигналов, силовые исполнительные механизмы), подачи топлива (насосы, распределители топлива и др.)[2].

Возможности применения методов управления тесно связаны с аппаратными решениями, используемыми при создании регуляторов ГТД, определяемыми, в свою очередь, технологическими достижениями в области материалов, электроники, оптики и т. д. На начальном этапе развития ГТД и их САУ эти возможности ограничивались отсутствием работоспособных в условиях размещения на двигателе и самолете электронных устройств, и регуляторы выполнялись гидромеханическими или пневматическими, а позднее — на элементах пневмоники. Сначала это были достаточно простые гидромеханические регуляторы двух-трех параметров, но уже в 1970-е гг. появились весьма сложные конструкции с использованием пространственных кулачковых пар, воздушных редукторов, мембранных устройств и др., обеспечивающих регулирование и ограничение десятков параметров. В 1960-х гг. начались разработка и эксплуатация электронных регуляторов аналогового типа, а к началу 1970-х гг. — первых цифровых электронных регуляторов.

Развитие электронных технологий в последующий период (1980- 90-е гг.), приведшее к созданию достаточно надежных термо- и вибростойких электронных компонентов, позволило создать цифровые электронные системы управления, практически не имеющие ограничений по объему и сложности обрабатываемой информации для задач управления ГТД. На первом этапе их внедрения были разработаны системы супервизорного типа, в которых электронный регулятор осуществлял управление, воздействуя на установку гидромеханического регулятора в ограниченном диапазоне ее изменения, а также системы с электронными ограничителями предельных значений параметров двигателя (температуры газа, частоты вращения). В дальнейшем, по мере совершенствования электронной элементной базы (повышения степени интеграции, термостойкости и, как следствие, надежности) и подтверждения надежности электронных систем в эксплуатации, были созданы и в настоящее время заняли доминирующее положение цифровые электронные системы управления с полной ответственностью типа FADEC (Full Authority Digital Electronic Control). В таких системах электронный регулятор осуществляет прямое управление регулируемыми органами (факторами) двигателя и выполняет все функции управления в полном диапазоне эксплуатационных режимов[1].

Таковыми выполняются современные САУ для всех типов ГТД (турбореактивных двухконтурных двигателей (ТРДД) для пассажирских и транспортных самолетов, ТРДД с ФКС (ТРДДФ), турбовинтовых двигателей, турбовальных ГТД (ТВГТД) и др.). Архитектура систем, как правило, соответствует централизованной схеме. При таком построении для обработки информации и формирования сигналов управления двигателем используется специальная бортовая цифровая управляющая машина (БЦУМ). Датчики и исполнительные механизмы (ИМ) соединяются с БЦУМ в основном аналоговыми линиями связи (рис. 1, а). Система автоматического управления двигателем аппаратно и алгоритмически интегрирована с другими системами ЛА.

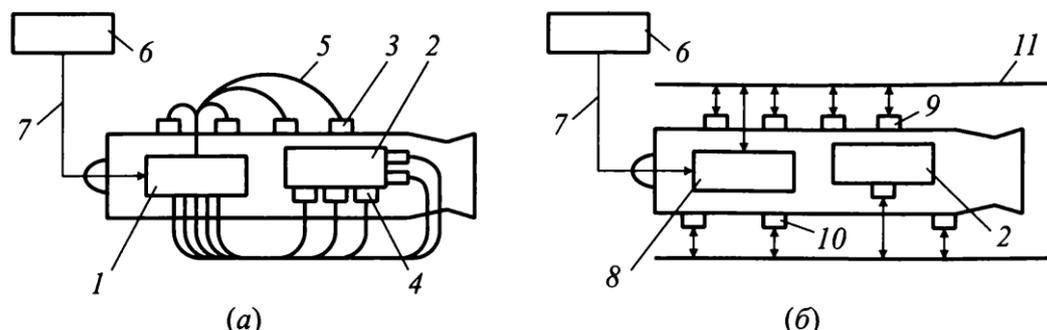


Рис. 1. Структурное построение централизованной (а) и распределенной (б) САУ ГТД: 1 – электронный регулятор FADEC; 2 – топливная система, гидромеханический регулятор; 3 – датчики; 4 – исполнительные механизмы; 5 – аналоговые линии связи; 6 – самолетные системы; 7 – МКИО самолета; 8 – центральный процессор САУ ГТД; 9 – интеллектуальные датчики; 10 – интеллектуальные ИМ; 11 – МКИО ГТД

Связь с ними осуществляется с помощью проводных мультиплексных каналов информационного обмена (МКИО). Положение рычага управления двигателем (РУД) вводится в систему управления в виде электрического сигнала, а не с помощью механических тяг, как это было при использовании гидромеханических регуляторов.

Анализ современного состояния и направлений развития систем автоматического управления газотурбинных двигателей за рубежом

Современные зарубежные системы управления газотурбинных двигателей (ГТД) выполняются цифровыми электронными с полной ответственностью (типа FADEC). Формирование сигналов управления двигателем осуществляется в электронном цифровом регуляторе. Системы автоматического управления магистральных самолетов не

резервируются гидромеханическим регулятором. Датчики и исполнительные механизмы имеют аналоговые выходы и связаны с регулятором проводными линиями связи. Связь с самолетными системами осуществляется по мультиплексному каналу информационного обмена (МКИО) с использованием протокола ARINC 429, а для новых разработок — ARINC 664 (мегагерцовый протокол AFDX). В электронном регуляторе САУ обычно производится оперативная диагностика двигателя. Трендовая диагностика выполняется либо в электронном регуляторе САУ двигателя, либо в отдельной системе бортового контроля и диагностики (БСКД). Для турбореактивного двухконтурного двигателя (ТРДД) большой и средней размерности электронный регулятор, как правило, устанавливается на корпусе наружного контура в зоне вентилятора двигателя и не имеет принудительного охлаждения, а для ТРДД с форсажной камерой (ТРДДФ) — на корпусе двигателя с охлаждением топливом. Электронный регулятор малоразмерных двигателей размещается в гондоле двигателя [1].

Созданная фирмами Hispano-Suiza и BAE Systems компания FADEC International LLC, являющаяся мировым лидером в разработке систем типа FADEC, выделяет три последовательных поколения их развития:

FADEC 1-го поколения — разработан в середине 1980-х гг. (двигатели CMF56-5A, CMF56-5B, CF6-80C2D и др.);

FADEC 2-го поколения — появился в конце 1990-х гг. (CMF56-5C, CMF56-7B, CF6-80E и др.);

FADEC 3-го поколения — создан в 2004 г. (GE90-115B, CMF56-7B, CF6-80C2L1F, GP7200, GEnx, SaM146 и др.) [1].

В регуляторах FADEC 3-го поколения в 10 раз увеличена вычислительная мощность и снижена стоимость за счет перехода на недорогую элементную базу общепромышленного применения типа COTS (Commercial Off The Shelf — «дешевые с полки»). Эти регуляторы отличаются от FADEC 2 и рядом технологических новшеств:

-разработка ведется без применения специализированных интегральных схем (ASIC — Application-Specific Integrated Circuit), все основные функции реализуются в программируемых логических интегральных схемах (FPGA — Field-Programmable Gate Array);

-применены корпуса BGA (Ball Grid Array — шариковая матричная сетка);

-используются процессоры с сокращенным набором команд (Reduced Instruction Set Computer — RISC-процессоры);

-применена технология двустороннего поверхностного монтажа (SMT — Surface Mount Technology) повышенной плотности;

-используются соединители повышенной плотности;

программное обеспечение разрабатывается в соответствии с DO-178B по уровню A;

-гибкость разработки обеспечивает общее ядро блока управления памятью (MCB — Memory Control Block).

Все три поколения FADEC, находящихся в серийной эксплуатации, построены по централизованной схеме [2].

Электропитание САУ осуществляется от обоих источников, имеющих на борту (постоянного и переменного тока), а часто и от дополнительного автономного генератора. Надежность таких систем соответствует наработке $(0,5-1) \cdot 10^6$ ч на отказ, приводящий к выключению двигателя в полете.

Объем цифрового блока составляет 21-25 л. В зависимости от двигателя варьируется количество встроенных датчиков давления (на двигателе GP7200 самолета A380 — 9 датчиков). Количество соединителей в FADEC 3 составляет 13-15 шт.

Около 60% электронных и гидромеханических агрегатов САУ эксплуатируются с контролем состояния, 30% агрегатов, к которым относятся топливные насосы, — по состоянию и около 10% (клапаны, переключатели и т.д.) — по ресурсу.

Внешний вид и компоновка базовой конструкции электронного регулятора FADEC 3 показаны на рис. 2.

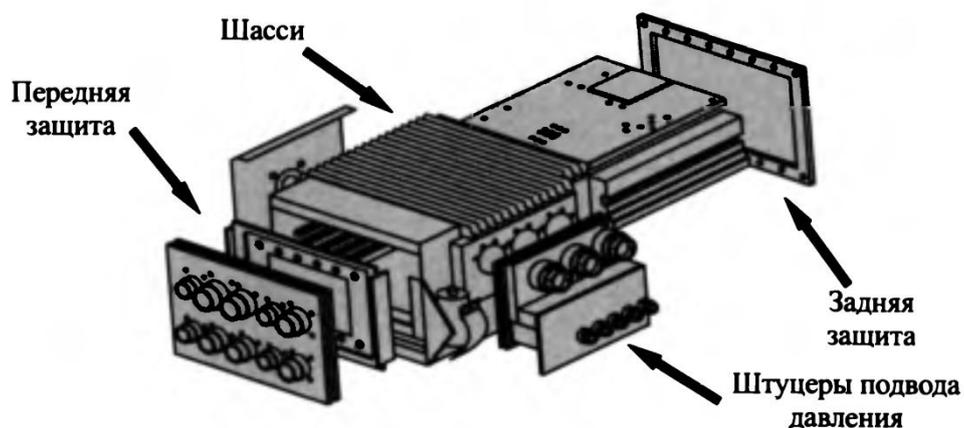


Рис. 2. Внешний вид и компоновка электронного блока для FADEC 3

При построении САУ ГТД в последнее время разрабатывают распределенные вычислительные схемы в электронных системах. Работы в этом направлении проводят ведущие зарубежные центры, двигательные фирмы и разработчики САУ (Центр им. Гленна НАСА, исследовательский центр ВВС США и др.).

В распределенной системе управления (рис. 3) вычислительные операции выполняются не только в центральном процессоре, но и в интеллектуальных узлах, включенных в отдельные агрегаты САУ.

При этом каждая подсистема управляется от центрального процессора независимо и синхронно, осуществляется локальная обработка первичной информации, информация передается по мультиплексному каналу связи в одном стандартном формате, доступном для всех подсистем и центрального процессора.

Распределение задач управления между отдельными подсистемами позволяет проводить их параллельную обработку.

Реализация распределенного управления применительно к авиационным двигателям основывается на двух критических технологиях: высокотемпературной электронике и высокоскоростных линиях связи между элементами системы кольцевой соединительной топологии [1].

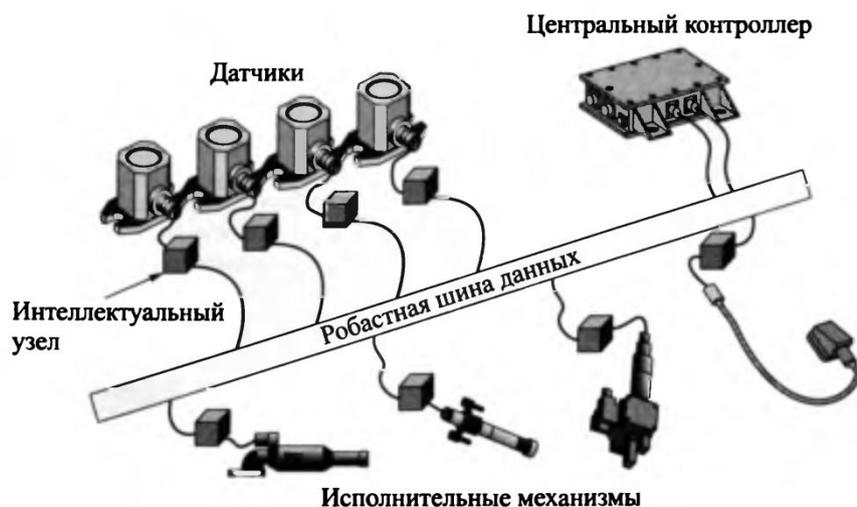


Рис. 3. Принципиальная схема распределения САУ

Создание распределенных систем управления двигателем позволит на 20%-30% снизить массу системы из-за уменьшения количества кабелей и соединителей, упростить компоновку «обвязки» двигателя, проще реализовать поиск неисправностей и

локализацию отказов, упростить техническое обслуживание и ремонт системы, снизить стоимость ее модернизации, упростить процесс сертификации и снизить стоимость жизненного цикла на 40%-60% [1].

В зарубежных программах по созданию перспективных двигателей приводятся следующие целевые показатели создания перспективных САУ до 2020 г: повышение наработки на отказ, приводящий к выключению двигателя в полете, до величин, превышающих 10^6 ч; уменьшение массы на 30%—40%; снижение стоимости производства на 60%; повышение экономичности двигателя за счет САУ на 5% (по величине $C_{уд}$).

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Под ред. д.т.н., проф. О. С. Гуревича. Системы автоматического управления авиационными ГТД: Энциклопедический справочник. – М.: ТОРУС ПРЕСС, 2011. – 208 с.
2. Под ред. д.т.н., проф. О. С. Гуревича. Системы автоматического управления авиационными ГТД: Энциклопедический справочник. – М.: ТОРУС ПРЕСС, 2010. – 264 с.

ОБ АВТОРАХ



Камалтдинов Ильгиз Ильгамович, магистрант группы ДЛА-602 кафедры «Авиационные двигатели» УГАТУ, степень бакалавра по специальности «Авиа- и ракетостроение» (УГАТУ, 2012).

e-mail: mycylmanin@list.ru



Зырянов Алексей Викторович, доц. каф. авиац. двигателей, ст. научн. сотр. НИЛ САПР-Д, дипл. инженер по технической эксплуатации летательных аппаратов и двигателей (УГАТУ, 2003). Канд. техн. наук по тепл., электроракетн. двигателям и энергоустановкам летательн. аппаратов (УГАТУ, 2008). Иссл. в обл. проектирования авиационных ГТД, планирования эксперимента.

e-mail: aLeksFox@inbox.ru

УДК 621.43

ОПРЕДЕЛЕНИЕ ПРОГРАММЫ ИЗМЕНЕНИЯ ФАЗЫ ВЫПУСКА ДВУХТАКТНОГО ДВИГАТЕЛЯ С ЦЕЛЬЮ ПОВЫШЕНИЯ ЕГО ЭФФЕКТИВНЫХ ПОКАЗАТЕЛЕЙ

Хабибуллин Д. Р., Борисов А. О., Борисов К. А.

Введение

Преимущества двухтактного двигателя, по сравнению с четырехтактным, неоспоримы. Это и теоретически в два раза большая мощность, компактность, легкость, простота, надежность, удобство обслуживания и эксплуатации, в нем нет громоздких систем смазки и газораспределения. Но его один недостаток, несовершенство газообмена, не позволяет ему достичь широкого распространения. Несовершенство обусловлено особенностями цикла двухтактных двигателей – в них моменты впуска и выпуска

происходят одновременно, и, как следствие, некачественная продувка вследствие малого времени, неполная очистка цилиндра от отработавших газов, неэффективное наполнение цилиндра. Неизбежно при продувке в выхлопную трубу вытесняется часть свежего заряда. Это приводит к увеличению токсичности отработавших газов, понижению экономичности и мощности двигателя[1].

В данной работе проведен комплекс работ по исследованию влияния изменения фазы выпуска на эффективные показатели двухтактного ДВС.

Двигатель с изменяемой фазой выпуска

Решением вышеописанных проблем может служить «мощностной клапан». На рубеже 70-80-х годов мощностные клапаны применяли в конструкциях спортивных моторов. Существует несколько конструкций, но у всех одна задача - подстраивать выпускную систему под различные режимы работы двигателя.

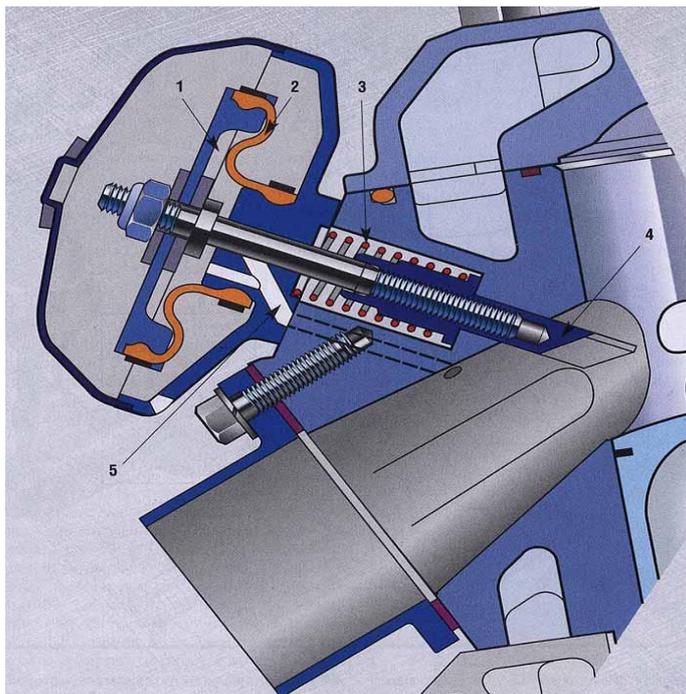


Рис. 1. Мощностной клапан Rotax (Rave):

- 1 - камера клапана; 2 - гибкая мембрана; 3 - пружина; 4 - заслонка;
5 - канал, через который давление поступает в камеру клапана.

В устройстве под названием Rave фирмы Rotax, используется энергия отработавших газов: давление в глушителе пропорционально нагрузке на двигатель, значит, его можно привлечь для управления мощностным клапаном. Отработавшие газы под давлением поступают в камеру клапана (см. рис. 1) и, преодолевая силу пружины, поднимают заслонку. Канал, соединяющий камеру и выпускную систему узкий – поэтому колебания давления у выпускного окна сглаживаются. Эта система хороша еще и тем, что клапан реагирует не только на обороты двигателя, но и на величину нагрузки на двигатель. Чем больше открыта дроссельная заслонка и чем выше обороты двигателя, тем большую мощность развивает мотор. А значит, тем больше давление в выпускном канале и тем шире откроется мощностной клапан.[2]

В результате работы мощностного клапана получается картина, показанная на рис. 2. Кривые 1,2,3 показывают зависимость крутящего момента от частоты вращения КВ при различных положениях клапана: кривая 1 при максимально открытом клапане, 3 – при максимально закрытом, 2 – промежуточное положение клапана. Кривая 4 показывает результирующую характеристику, которая получается в результате работы системы регулирования.

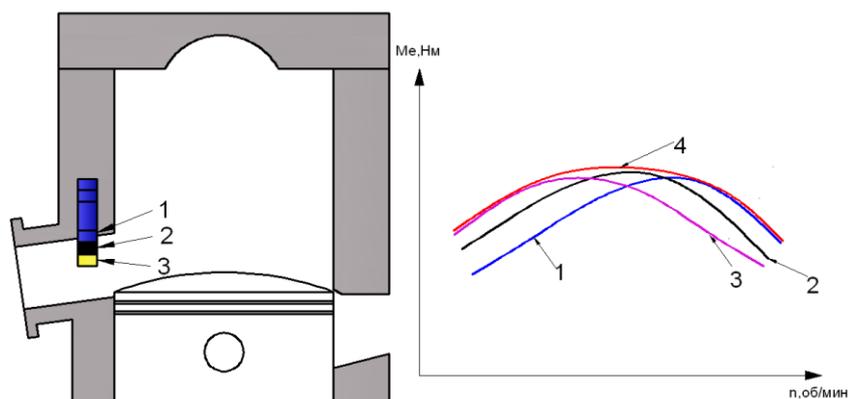


Рис. 2. Зависимость крутящего момента от частоты вращения КВ при различных положениях мощного клапана.

Установка для исследования влияния изменения фазы выпуска на эффективные показатели двухтактного ДВС.

Двигатель НИТАСНИ А25ЕВ: двухтактный, одноцилиндровый, с кривошипно-камерной продувкой, с воздушным охлаждением. Двигатель развивает мощность 0,75 кВт при 8000 об/мин. Диаметр цилиндра 22 мм. Ход поршня 28мм. Рабочий объем 21см³.

Описание экспериментальной установки

Исследовательская экспериментальная установка должна позволять проводить широкий спектр исследований двухтактного двигателя, в частности:

- проводить измерение крутящего момента, в режиме реального времени;
- проводить измерение расхода топлива.

На рис. 3 показана принципиальная схема исследовательской установки. Двигатель НИТАСНИ А25ЕВ (2) установлен на испытательный стенд (1) при помощи специально изготовленных кронштейнов. Соединение вала двигателя со стендом осуществлено через упругую муфту, позволяющую гасить возникающие колебания и компенсировать возможное отклонение от соосности вала двигателя и стенда. Предусмотрена система вытяжки отработавших газов (4), удаляющая выхлопные газы за пределы лаборатории. Охлаждение двигателя происходит за счет вращения крыльчатки, предусмотренной конструкцией двигателя. Расход топлива измеряется с помощью бюретки ГОСТ 29228-91 «Посуда лабораторная стеклянная. Пипетки градуированные. Часть 2. Пипетки градуированные без установленного времени ожидания»(6), закрепленной на стойке (3). На стойке также расположен топливный бак (5). Управление стендом осуществляется с пульта (8).

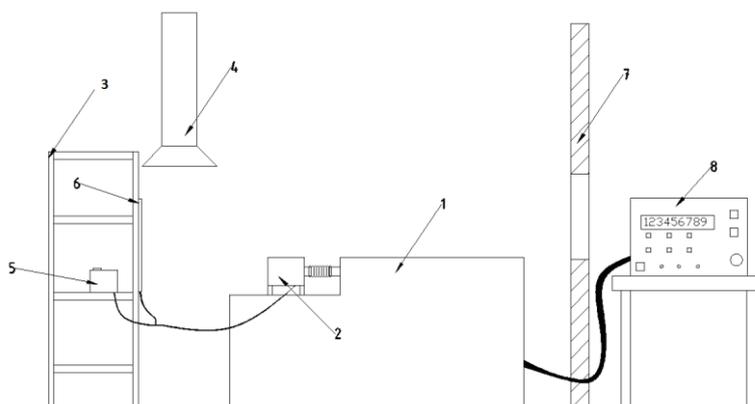


Рис. 3. Принципиальная схема экспериментальной установки для исследования влияния изменения фазы выпуска на эффективные показатели 2-х тактного ДВС:

- 1 – стенд тормоз-моторный «СТМ-3000»; 2 – двигатель НИТАСНИ А25ЕВ; 3 – стойка;
4 – система отсоса отработавших газов; 5 – топливный бак; 6 - бюретка;
7 – перегородка со смотровым окном; 8 – пульт управления стендом



Рис. 4. Общий вид испытательной установки

Для реализации мощного клапана была изготовлена задвижка, которая устанавливается непосредственно за выпускным окном между выпускным патрубком двигателя и патрубком выпускной системы (см. рис. 5).

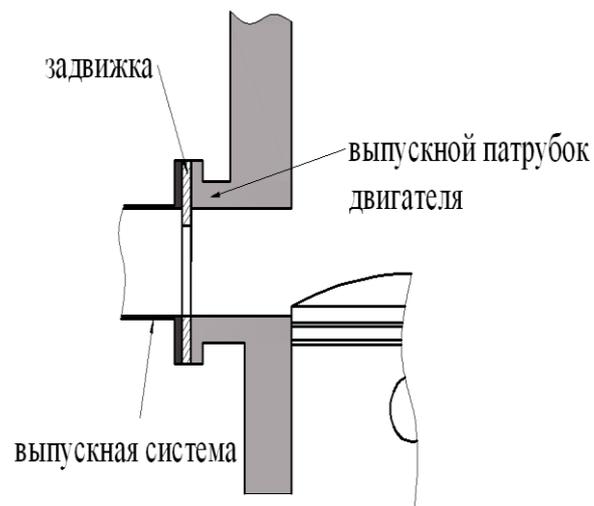


Рис. 5. Реализация мощного клапана.

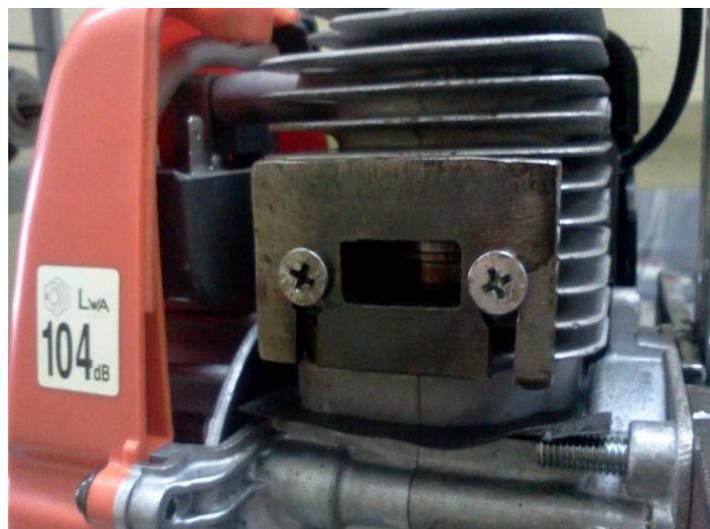


Рис. 6. Задвижка

Конструкция задвижки включает в себя пазы, с помощью которых можно менять положение задвижки относительно выпускного патрубка тем самым меняя проходное сечение.

Методика испытаний

Процедура испытаний включает в себя следующие этапы:

- монтаж двигателя на стенде, обкатка в течение 30 мин с контрольными замерами крутящего момента для исключения недостаточной обкатки; с учетом того, что двигатель не имеет системы смазки, обкатка двигателя производится при соотношении масла к топливу 1:25; при дальнейшей работе используется смесь масла и топлива в соотношении 1:50;

- снятие характеристик двигателя без выпускной системы.

- снятие характеристик с двигателя с мощностным клапаном.

Снятие характеристик производится последовательно на каждом из шести скоростных режимов работы: 3500, 4500, 5500, 6500, 7500, 8500 об/мин при двух положениях дроссельной заслонки 60%, 100%.

При каждом запуске прогрев двигателя в течение 3–5 минут.

В ходе испытаний измеряются:

- частота вращения коленчатого вала, об/мин;
- расход топлива;
- крутящий момент.

Результаты испытаний и их анализ

Данные о результатах испытаний представлены на рис. 7-10.

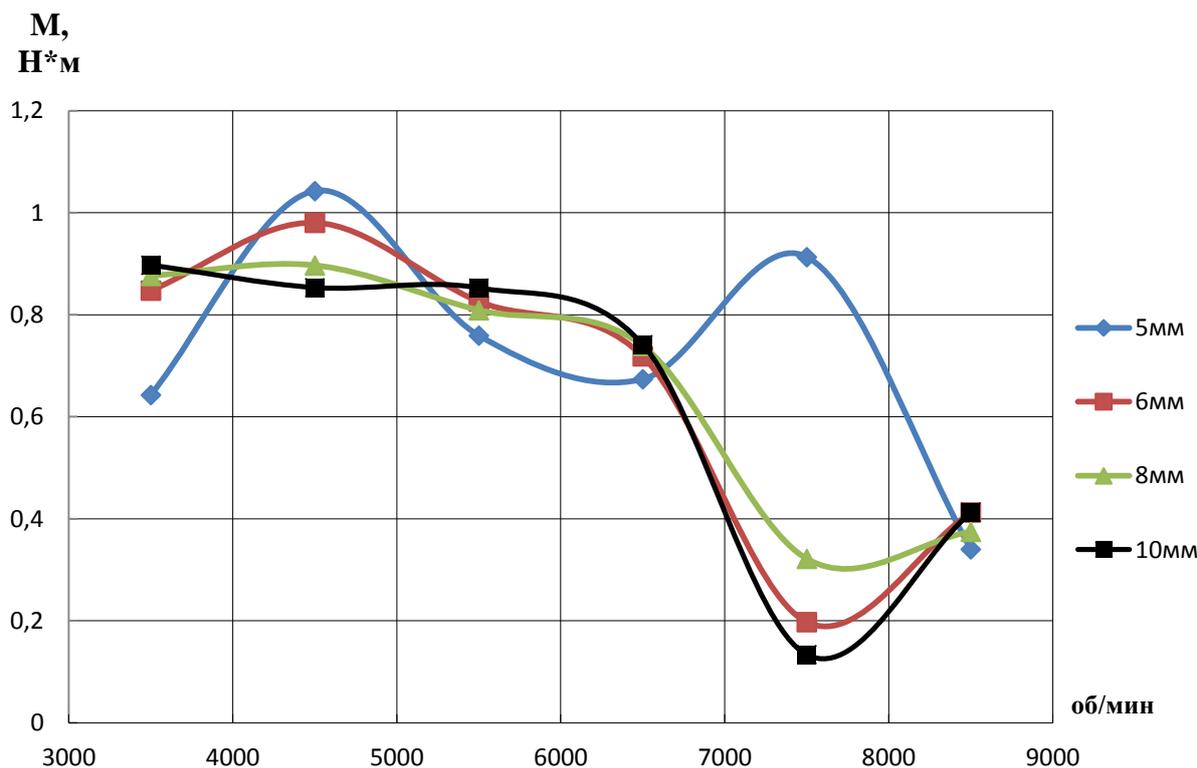


Рис. 7. Зависимость крутящего момента от частоты вращения КВ при различных положениях задвижки. Открытие дроссельной заслонки 60%.

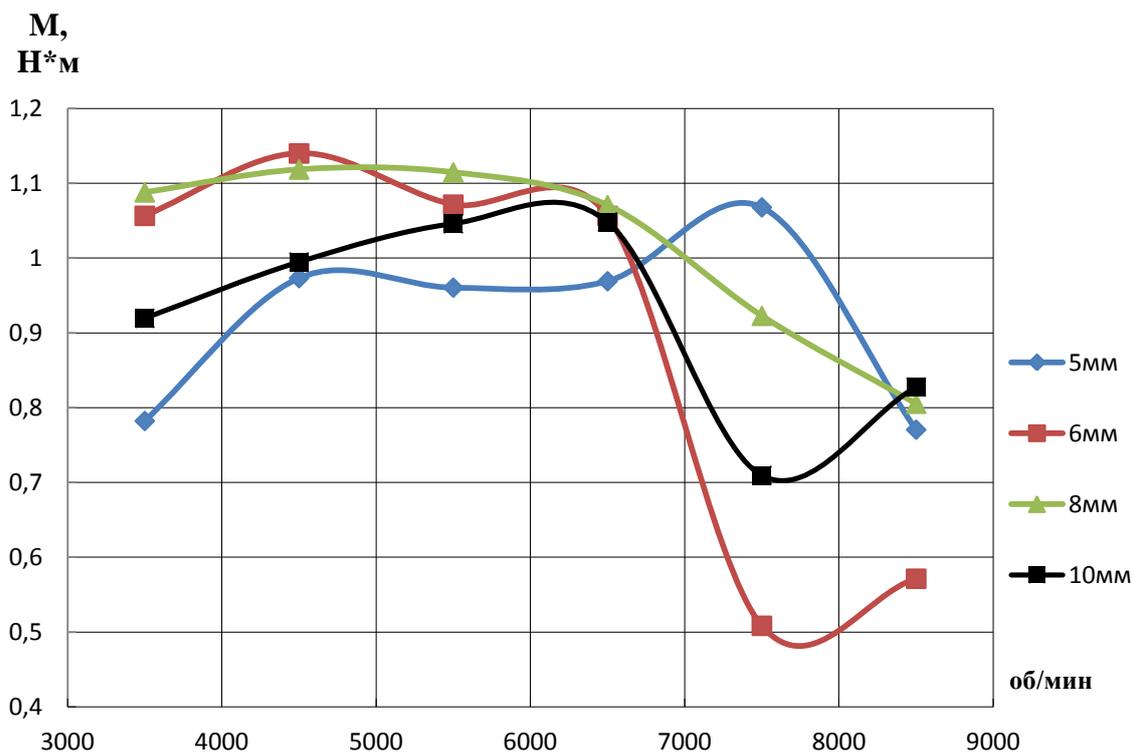


Рис. 8. Зависимость крутящего момента от частоты вращения КВ при различных положениях задвижки при полном открытии дроссельной заслонки

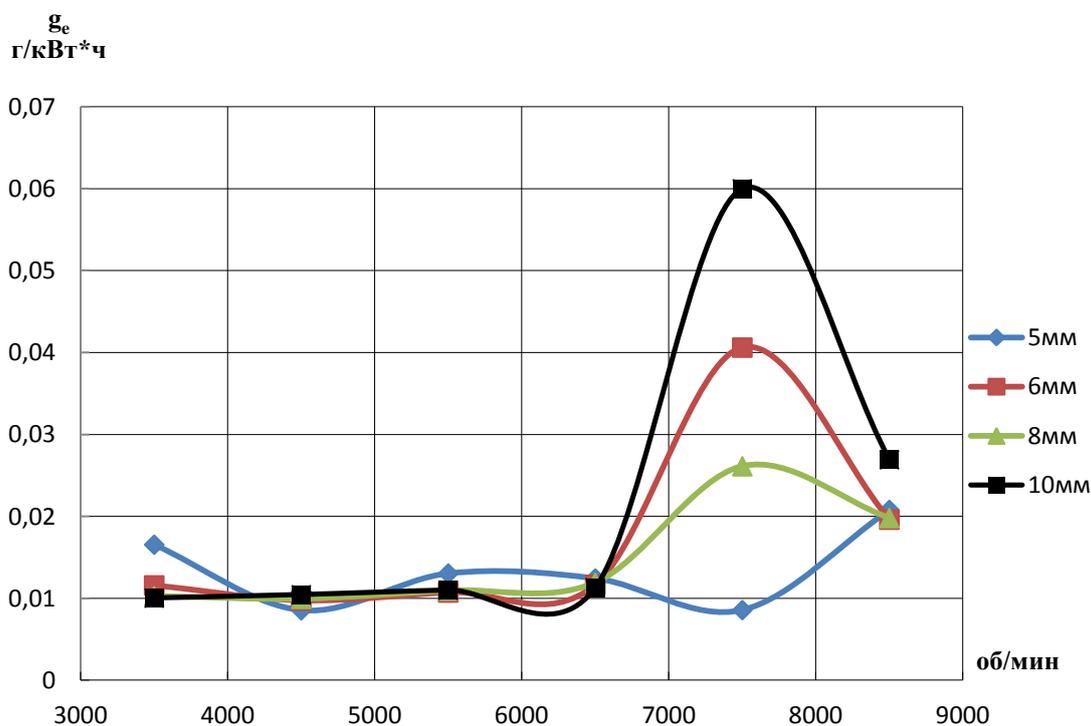


Рис. 9. Зависимость удельного расхода топлива от частоты вращения КВ при различных положениях задвижки при 60% открытии дроссельной заслонки

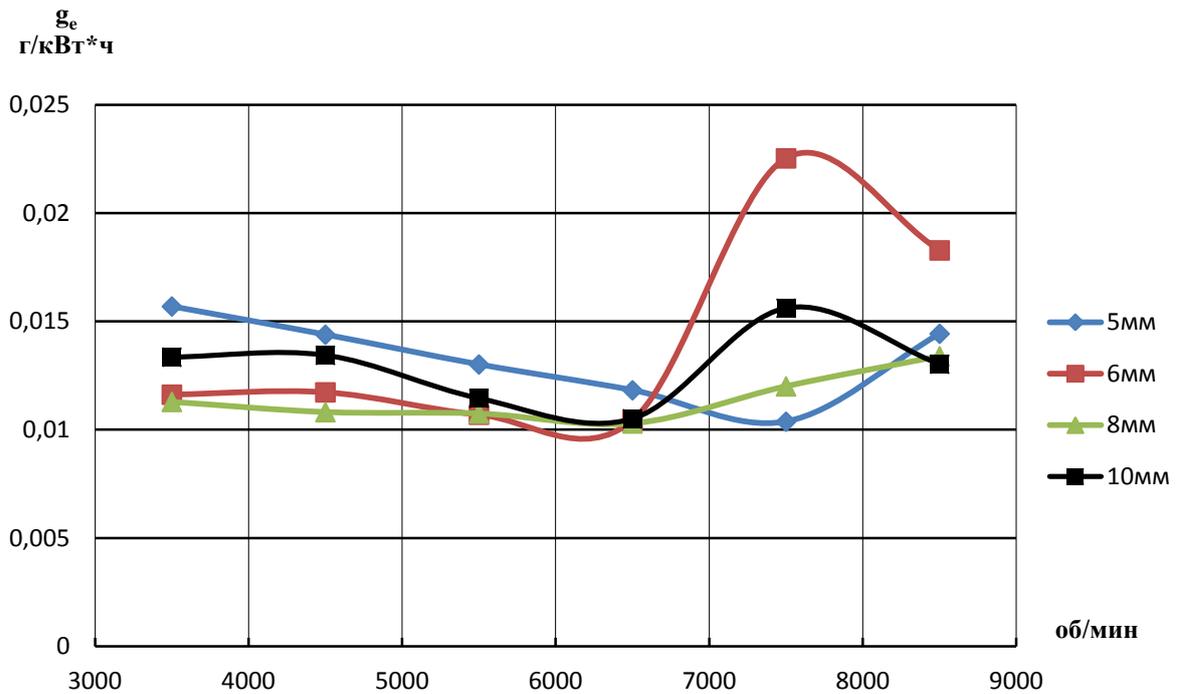


Рис. 10. Зависимость удельного расхода топлива от частоты вращения КВ при различных положениях задвижки при полном открытии дроссельной заслонки

Проанализировав полученные данные, составлена программа изменения фазы выпуска по критерию достижения максимальной величины эффективного момента двигателя (см. рис. 11). Данная программа определяет наиболее выгодное положение задвижки в зависимости от частоты вращения КВ при различных положениях дроссельной заслонки.

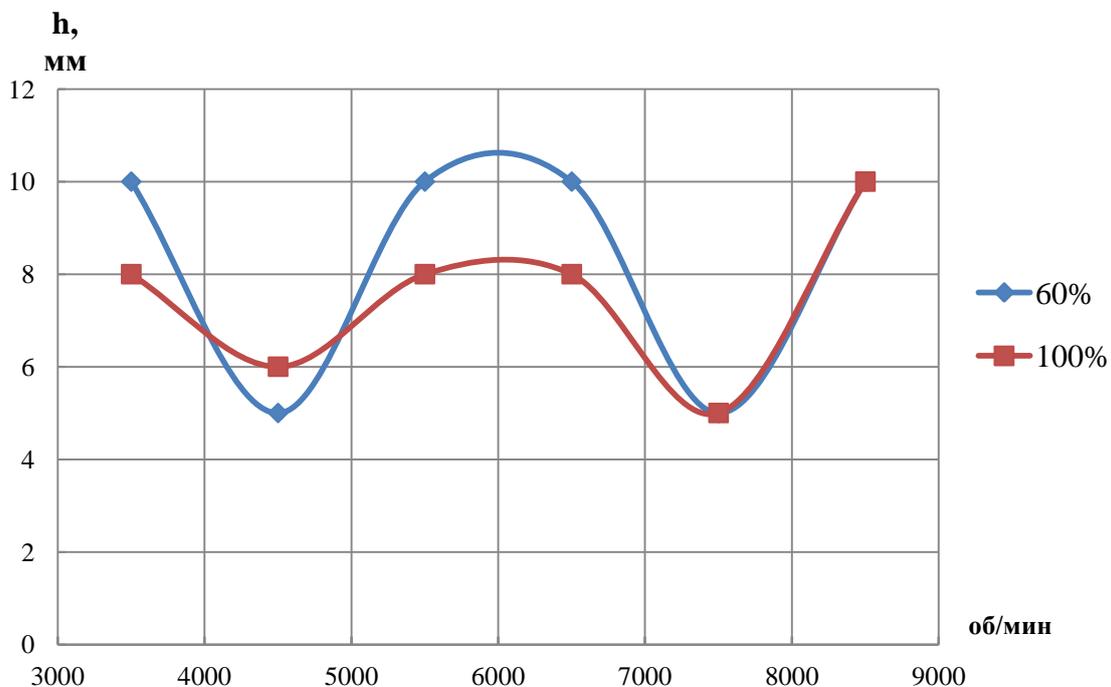


Рис. 11. Программа изменения фазы выпуска в зависимости от частоты вращения КВ

Заключение

1. По результатам анализа экспериментальных данных сформирована программа изменения фазы выпуска двухтактного двигателя с кривошипно-камерной продувкой при его работе по внешней скоростной характеристике.

2. При реализации найденной программы изменения фазы выпуска обеспечивается увеличения эффективного момента двигателя от 10 до 50 % по сравнению с серийным в зависимости от частоты вращения вала.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Рудой Б. П. Теория газообмена ДВС. Учебное пособие. – Уфа, УАИ, 1978. – 109с.
2. [Электронный ресурс] URL: <http://moto72.ru/useful/642-moshhnostnoj-klapan-v-sisteme-vypuska.html> (01.06.2013)

ОБ АВТОРАХ



Хабибуллин Даниэль Радикович, магистрант каф. ДВС УГАТУ, степень бакалавра по специальности энергомашиностроение (УГАТУ 2012). Исследования в области выпускных систем ДВС с изменяемой геометрией.

e-mail: ia_dan@mail.ru



Борисов Александр Олегович, доцент каф. ДВС УГАТУ, диплом инженера по двигателям внутреннего сгорания (УГАТУ, 1977). Кандидат технических наук по двигателям внутреннего сгорания (УГАТУ, 1981). Исследования в области обеспечения инвариантности показателей двигателей к режиму работы

e-mail: bor_ao@mail.ru



Борисов Константин Александрович, научный сотрудник каф. ДВС УГАТУ, диплом инженера по двигателям внутреннего сгорания (УГАТУ, 2000). Исследования в области регулирования двигателей.

e-mail: borisov800@yandex.ru

УДК 621.6

ИССЛЕДОВАНИЕ ПЕРЕХОДНЫХ ПРОЦЕССОВ ПЕРЕМЕЩЕНИЯ УПРАВЛЯЮЩИХ ЭЛЕМЕНТОВ ИЗОТЕРМИЧЕСКОГО ВИХРЕВОГО РЕГУЛЯТОРА ПРИ ВОЗМУЩЕНИЯХ ПО ДАВЛЕНИЯМ МАГИСТРАЛЬНОЙ И ПИТАЮЩЕЙ СЕТИ

Бакиева А. Д., Хакимова Л. Ф., Ахметов Ю. М.

Изотермический вихревой регулятор давления газа (ИВРД) предназначен для автоматического редуцирования давления с поддержанием в выходном газопроводе в заданном диапазоне и с необходимой точностью, независимо от отбора газа потребителем и колебаний давления на входе и выходе регулятора. В случае необходимости в

регуляторе предусматривается возможность отделение несанкционированной влаги при редуцировании давления на газораспределительных пунктах (ГРП) без подогрева газа.

Схема регулятора давления газа представлена на рисунке 1, где стрелками показано направление движения потока газа по проточной части регулятора. Регулятор, представляющий собой газодинамический объект управления, должен поддерживать выходное давление в заданном диапазоне. Колебания суточного потребления газа в сети потребителя приводят к колебаниям давления газа в магистралах до и после регулятора давления, что вызывает дисбаланс сил на мембране, вследствие чего она перемещается вместе с управляющим клином в сторону открытия или закрытия проходного сечения сопла, регулируя массовый расход газа и его давление.

Принцип работы регулятора заключается в следующем (рис.1).

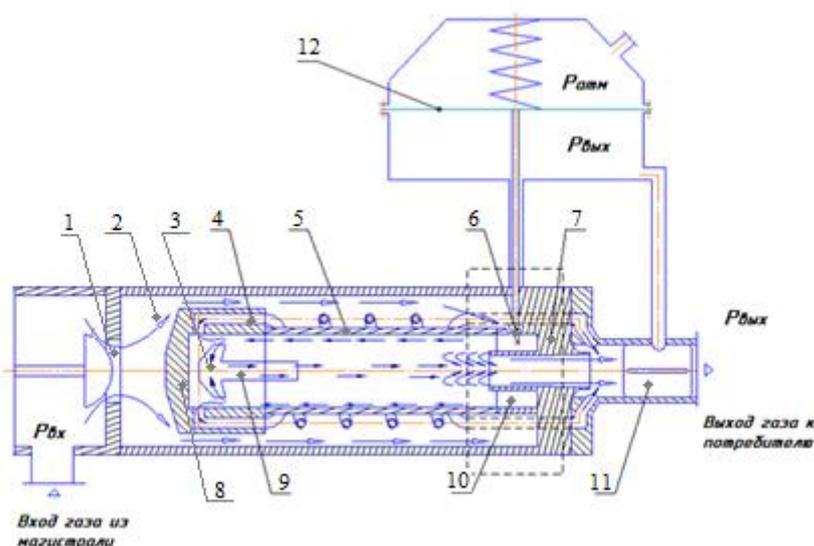


Рис. 1. Схема регулятора

- 1 – полость; 2 – полость кольцевого канала; 3 – крестовина;
 4 – каналы перепуска; 5 – вихревая труба; 6 – регулирующий клин; 7 – диафрагма;
 8 – винтовая головка; 9 – центральная трубка камеры торможения;
 10 – вихревая камера; 11 – эжекторный смеситель; 12 – мембрана

Подвод газа в полость (1) осуществляется по тангенциальному каналу, что обеспечивает предварительную закрутку потока в полости и безсрывной вход через щелевой канал в камеру (2). Газ после прохождения щелевого канала продолжает закрученное движение, обтекая четыре винтовых ребра теплопроводной головки (8). Полость кольцевого канала (2) со спиральными трубопроводами (4.1), соединенными с каналами перепуска горячего газа (4) головки (8), выполняющими роль теплообменника, образуют первый контур ИВРД.

Из кольцевого канала первого контура газ поступает в сопловой ввод конфузормого сечения, в котором разгоняется до звуковой скорости в критическом сечении и в тангенциальном направлении вводится в вихревую камеру. За срезом критического сечения возможно сверхзвуковое течение потока в области “косого” среза выходного сопла. За счет высокоскоростного окружного течения газа, в тангенциальном закручивающем устройстве с плавным переходом по криволинейной поверхности регулирующего клина (6) и наружной стенки вихревой камеры (10) выполненной по спирали Архимеда (торцевые стенки перпендикулярны оси), в вихревой камере образуется интенсивный вихрь, в котором происходит отделение жидкой фазы и образование пленочного течения на внутренней поверхности вихревой трубы (в случае установки на ИВРД системы отделения несанкционированной влаги при ее поступлении на вход в регулятор). Пленочный поток отделенной влаги, двигаясь вдоль оси по

наружной стенке вихревой трубы, попадает в щель фазоотборника (ФО, рис. 2) и в вихревую камеру сбора жидкости, откуда под действием перепада давления от действия центробежных сил (частично и от перепада газового давления в вихревой трубе над давлением в баке сбора жидкости) по специальному трубопроводу поступает в емкость для сбора конденсата и несанкционированной влаги. Металлический (медный) трубопровод отвода влаги помещен концентрично в пластмассовый трубопровод, по которому перепускается частично газ из “горячей” головки для предотвращения замерзания отводимой влаги. Из емкости сбора влаги прошедший газ по специальному трубопроводу поступает на выход регулятора. Емкость размещается под землей ниже глубины промерзания или в отапливаемом помещении.

Горячий газ, полученный после прохождения крестовины (3) из камеры торможения поступает через центральную трубку (9) в центральную зону стратифицированных потоков перед диафрагмой (7) и, смешиваясь с холодным потоком, образует смесевой поток, поступающий через диафрагму (7) за регулятор. Часть горячего газа по четырем трубкам (4.1) после отдачи части тепла входному потоку (материал трубок теплопроводный) обогревает узлы регулятора в области регулирующих клиньев (6), после чего поступает в эжекторный смеситель и смешивается с основным потоком газа после диафрагмы.

Управление перемещением регулирующего клина (6) производится от мембранного усилителя, на который (под мембрану (12)) подается давление из магистрали отвода потребителю. На мембрану с противоположной стороны действует сила затяжки пружины, величина которой определяется положением регулировочного винта, и силой атмосферного давления. Регулятор выполнен по статической схеме, то есть в эксплуатационном диапазоне расхода газа давление на выходе будет изменяться, причем величина статизма не превышает статической ошибки серийных регуляторов. Структурная схема представлена на рис. 2.

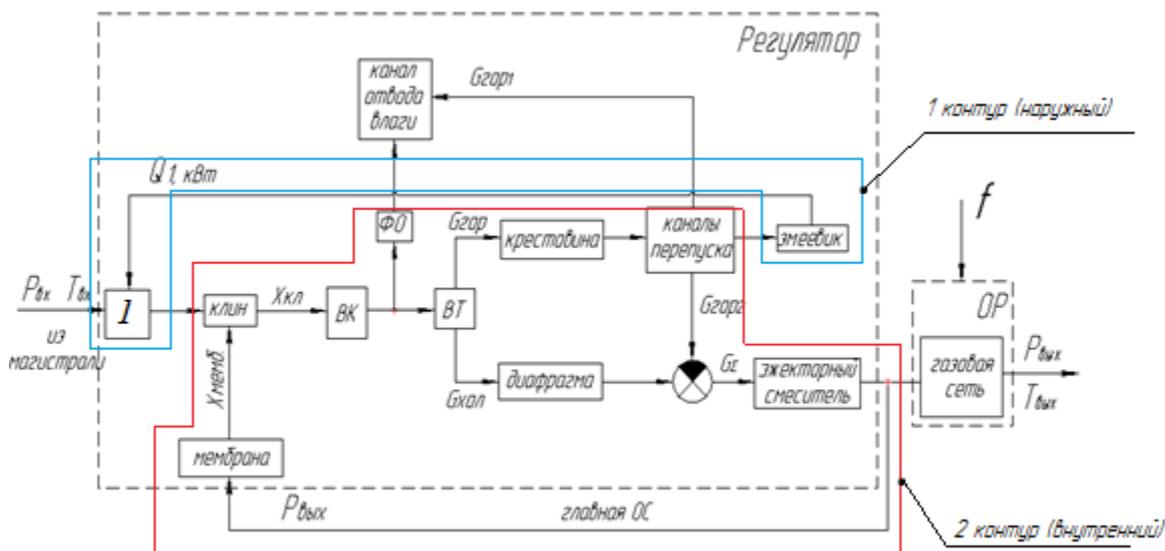


Рис. 2. Структурная схема регулятора:

1 – полость кольцевого канала; ВК – вихревая камера; ФО – фазоотделитель;
ВТ – вихревая труба

Целью расчета в данной работе является определение характеристик перемещения управляющего клина и выявление влияния изменения жесткости пружины на перемещение клина.

Для этого необходимо провести математическое моделирование переходных процессов перемещения управляющего клина в ИВРД, рассмотреть влияние изменения

характеристик рабочей жидкости и жесткости пружины на вид переходных процессов, провести анализ переходных процессов по показателям качества.

1. Исходные данные для расчета

По результатам измерений и справочным источникам приняты следующие исходные данные:

В качестве рабочего тела выступает воздух, для которого $k = 1,4$ – показатель адиабаты, $R = 287$ Дж/моль · К – газовая постоянная, $\rho_0 = 1,298$ кг/м³ – плотность при нормальных физических условиях, $C_p = 1,01 \cdot 10^3$ Дж/кг · К – удельная теплоемкость при постоянном давлении;

Абсолютные давления рабочего тела в соответствующих объемах равны: $P_1 = 4 \cdot 10^5$ Па, $P_2 = 1,03 \cdot 10^5$ Па, $P_3 = P_{атм} = 1 \cdot 10^5$ Па.

Для разработки нелинейной динамической математической модели примем следующие допущения:

- Выделением жидкой фазы пренебрегаем;
- Рабочее тело (воздух) считается совершенным газом.

Основной задачей расчета является определение динамических характеристик и основных направлений модернизации. Расчетная схема системы регулирования давления газа представлена на рис. 3.

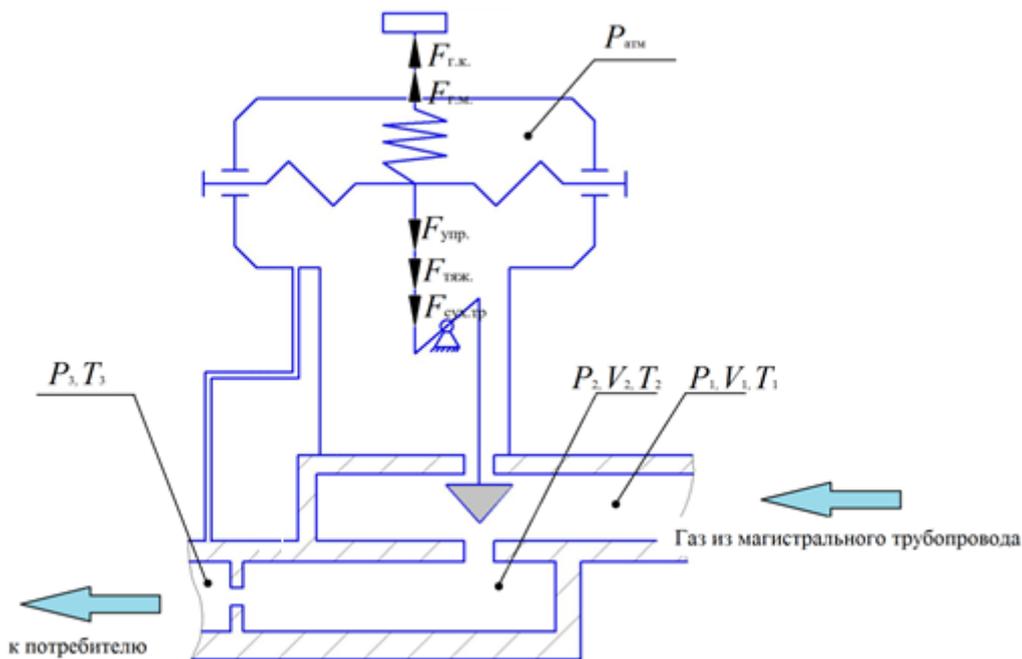


Рис. 3. Расчетная схема регулирования давления газа в регуляторе для ГРП

$F_{г.м}$ – силы давления газа на мембрану, Н;

$F_{г.к}$ – силы давления газа на клин, Н;

$F_{упр.}$ – сила упругости пружины, Н;

$F_{тяж.}$ – сила тяжести подвижных частей, Н;

$F_{сух.тр.}$ – сила сухого трения, Н.

Массовый расход газа через первый дроссель определяется уравнением Сен-Венана и Венцеля:

$$G_1 = \mu \cdot f_1 \cdot P_1 \cdot \sqrt{\frac{k}{R \cdot T_1} \cdot \left(\frac{2}{k+1}\right)^{\frac{k-1}{k}}} \quad (1)$$

где μ – коэффициент расхода через дроссель, постоянен и равен 0,71;

f_1 – проходное сечение первого дросселя;

T_1 – абсолютная термодинамическая температура, равна 280 K;

G_1 – расход газа через первый дроссель, $G_1 = G_2 = 0,12$ кг/с;

k – показатель адиабаты, равен 1,4;

R – газовая постоянная, равна 287 Дж/(моль·K).

Массовый расход газа через второй дроссель определяется уравнением Сен-Венана и Венцеля:

$$G_2 = \mu \cdot f_2 \cdot P_2 \cdot \sqrt{\frac{2 \cdot k \cdot \left(\left(\frac{P_3}{P_2} \right)^{\frac{2}{k}} - \left(\frac{P_3}{P_2} \right)^{\frac{k+1}{k}} \right)}{(k-1) \cdot R \cdot T_2}} \quad (2)$$

Расчетная схема системы регулирования представлена на рис.1. Регулятор, состоящий из чувствительного элемента (мембраны) и регулирующего клина, выполнен по статической схеме прямого действия. Усилие, создаваемое от сил давления передается от мембраны к регулирующему клину без каких-либо усилителей.

При установившейся работе системы количество газа в газовой сети остается постоянным, а приток газа равен количеству отбираемого газа, то есть его стоку. Следовательно, условием равновесия системы является равенство расходов, при этом регулируемый параметр P_2 сохраняет постоянное значение. Если равновесие притока и стока будет нарушено, например вследствие изменения режима потребления, тогда будет изменяться и регулируемое давление P_2 .

Регулятор давления будет находиться в равновесии, если алгебраическая сумма сил, действующих на клин, равна нулю.

Динамика объекта регулирования описана системой дифференциальных уравнений:

$$\begin{cases} m_{\text{клина}} \cdot \left(\frac{d^2}{dt^2} x_1(t) \right) = S \cdot P_4(t) - K_v \cdot C_{z1} \cdot \frac{d}{dt} x_1(t) - C_{z1} \cdot x_1(t), \\ \left(\mu \cdot f_1 \cdot P_1 \cdot \sqrt{\frac{2 \cdot k}{(k-1) \cdot R \cdot T_1} \cdot \left(\left(\frac{P_1}{P_2(t)} \right)^{\frac{2}{k}} - \left(\frac{P_1}{P_2(t)} \right)^{\frac{k+1}{k}} \right)} \right) = \mu \cdot f_{2\Sigma} \cdot P_4(t) \times \\ \times \sqrt{\frac{2 \cdot k}{(k-1) \cdot R \cdot T_2} \cdot \left(\left(\frac{P_4}{P_3(t)} \right)^{\frac{2}{k}} - \left(\frac{P_4}{P_3(t)} \right)^{\frac{k+1}{k}} \right)} - \frac{d}{dt} \cdot P_4(t) \cdot \frac{V_2}{R \cdot T_2}. \end{cases} \quad (3)$$

где μ – коэффициент расхода дросселей; $x_1(t)$ – перемещение клина регулятора давления газа; $f_{2\Sigma}$ – площадь дросселя потребителя; $P_1(t)$ – приращение давления в междроссельном объеме; P_1 , P_2 – соответственно, абсолютные давления на входе и в объеме, S – эффективная площадь мембраны; C_{z1} – жесткость пружины.

С использованием модели выполнен вычислительный эксперимент в программе *Maple* и построены переходные процессы системы регулирования магистрального газа.

При воздействии на систему внешнего возмущения со стороны потребителей, например, при их увеличении, регулирующий клин перемещается в сторону открытия проходного сечения регулятора и занимает новое положение. На рисунке 1 показано

перемещение управляющего клина при изменении внешнего воздействия со стороны потребителей.

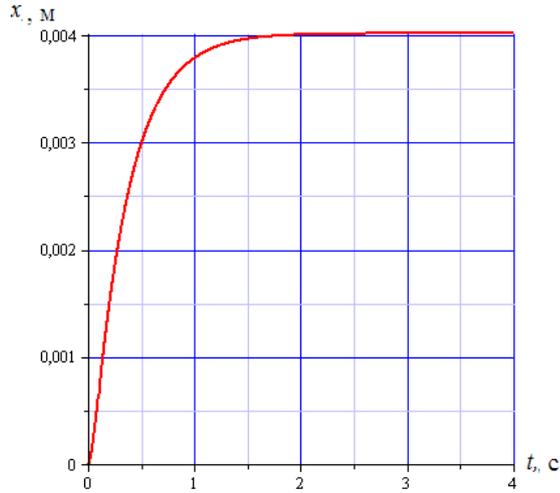


Рис. 4. Перемещение управляющего клина

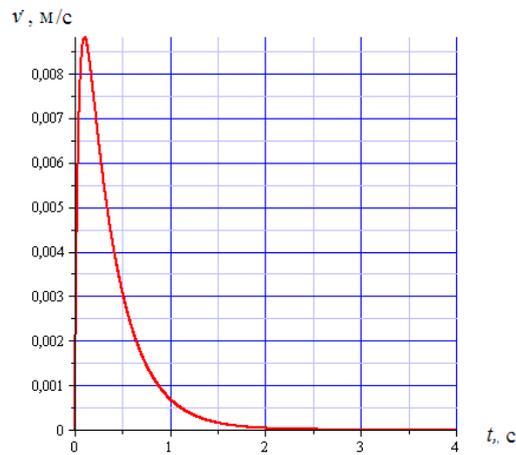


Рис. 5. Скорость перемещения управляющего клина

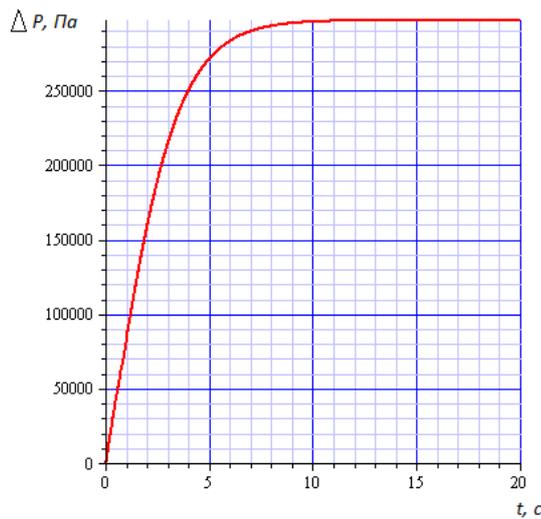


Рис. 6. Характер перепада давления на дросселе

Рассмотрено влияние коэффициента вязкого трения при изменении его численного значения на вид переходного процесса. При $K_v=0,025$ и $K_v=0,05$ в математической модели переходного процесса не учитывается влияние механического упора на $x=0,004$.

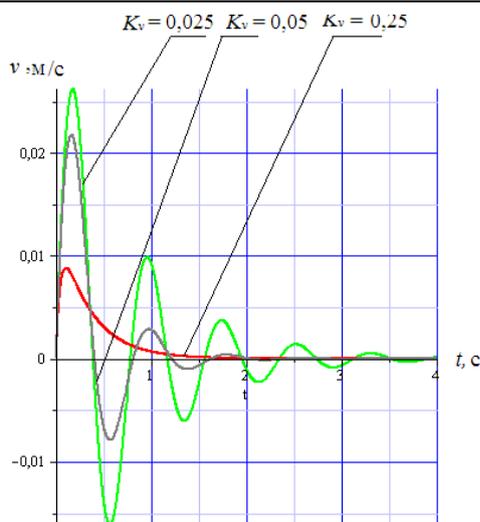


Рис. 7. Влияние коэффициента вязкого трения на скорость клина

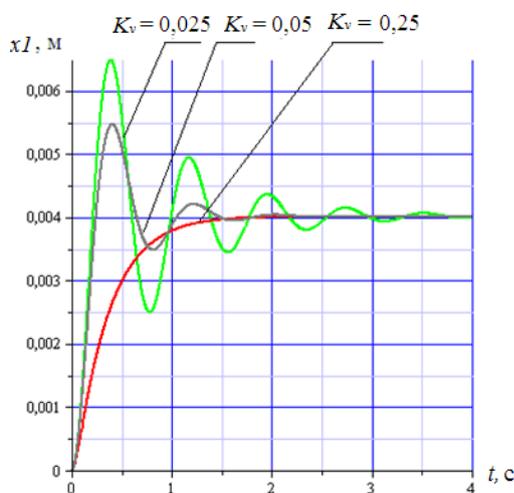


Рис. 8. Влияние коэффициента вязкого трения на величину перемещения клина

Уменьшение численного значения коэффициента вязкого трения приводит систему регулирования к колебательному процессу.

Еще один фактор, влияющий на переходный процесс перемещения управляющего клина – коэффициент упругости (жесткость) пружины C_{z1} . При вычислении уравнения получим значение жесткости пружины $C_{z1} = 200$ (Н/м). При подборе пружин с большим коэффициентом жесткости (300 и 400 Н/м) переходный процесс перемещения клина примет вид:

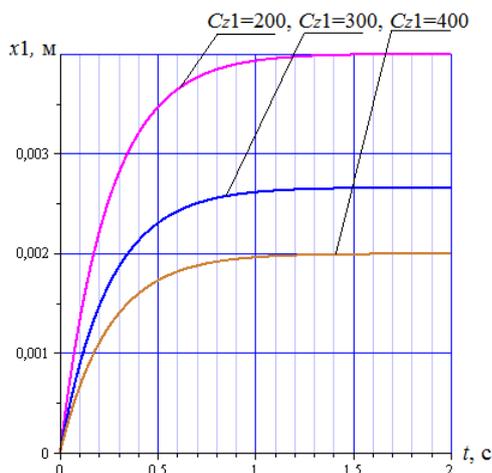


Рис. 9. Влияние жесткости пружины на величину перемещения клина

При установке пружины с большей жесткостью, чем полученной при вычислении, происходит перемещение клина на величину, меньше x_{max} потому, что силы давления, действующие на мембрану, компенсируются силами упругости пружины и силой трения (рис.8), а при увеличении жесткости пружины увеличивается сила упругости пружины.

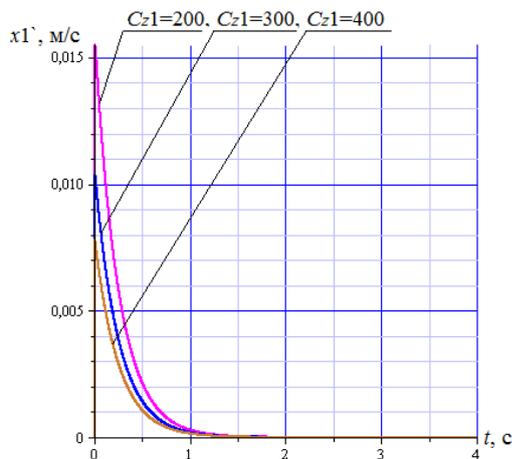


Рис. 10. Влияние жесткости пружины на скорость клина

При установке пружины с большей жесткостью, чем полученной при вычислении, скорость клина уменьшается потому, что силы давления, действующие на мембрану, компенсируются силами упругости пружины и силой трения.

Выводы

Выполненный анализ показывает, что при уменьшении коэффициента вязкого трения происходит уменьшение устойчивости системы, увеличивается перерегулирование, время регулирования и число колебаний за время регулирования. Это не соответствует требованиям, предъявляемым к регулятору давления газа по динамическим свойствам. Для уменьшения перерегулирования и числа колебаний необходимо уменьшить скорость, с которой система подходит к новому установившемуся состоянию. Это приведет к увеличению времени регулирования. При уменьшении коэффициента вязкого трения происходит увеличение значения логарифмического декремента затухания, что является следствием увеличения амплитуды и числа колебаний.

Результаты математического моделирования показывают, что при $K_v = 0,25$ переходный процесс перемещения клина имеет монотонный характер, система устойчива, колебания отсутствуют, время регулирования $t_p = 1,47$ с. При $K_v = 0,05$ переходный процесс перемещения клина имеет колебательный характер, время регулирования $t_p = 1,62$ с, число колебаний за время регулирования $n = 2$, – система неработоспособна. При $K_v = 0,025$ переходный процесс перемещения клина имеет колебательный характер, время регулирования $t_p = 3,24$ с, число колебаний за время регулирования $n = 5$, система неработоспособна. Таким образом, для нормального функционирования вихревого регулятора давления необходимо обеспечить коэффициент $K_v = 0,25$ подбором рабочей жидкости.

Еще один фактор, влияющий на переходный процесс перемещения клина – жесткость пружины. При увеличении жесткости пружины происходит уменьшение скорости выходного звена и уменьшение величины перемещения клина. Необходимо подобрать пружину, жесткость которой $C_{z1} \geq 200$ Н/м, в противном случае силы давления, действующие на мембрану, не будут уравновешены, перемещение клина будет ограничено только геометрическими параметрами регулятора, а скорость перемещения выходного звена увеличится.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Пархимович А. Ю., Соловьев А. А. Качественный анализ системы регулирования давления магистрального газа // Вестник Уфимского государственного авиационного технического университета. 2006. Т. 8. № 4. С. 7-12.
2. Русак А. М., Ахметов Ю.М., Пархимович А. Ю., Свистунов А. В., Соловьев А. А., Целищев В. А., Чиндина А. А. Исследование и применение вихревых технологий на кафедре ПГМ УГАТУ//Уфа: Вестник УГАТУ, 2012, Т.16, №4 (47). – с.151-162.

ОБ АВТОРАХ



Бакиева Александра Дмитриевна, магистрант каф. прикладной гидромехники УГАТУ



Хакимова Лия Фанильевна, магистрант каф. прикладной гидромехники УГАТУ



Ахметов Юрий Мавлютович, доц. каф. прикладной гидромехники, зам. ген. дир. НИИТ. Дипл. инж.-мех. по авиационным двигателям (УАИ, 1959). Канд. техн. наук по тепловым двигателям (МАИ, 1978). Исследования в области газогидр. течений и систем управления энергоустановок.

УДК 620.9

ДИВЕРСИФИКАЦИЯ УТИЛИЗАЦИИ ЭНЕРГИИ ДАВЛЕНИЯ ПРИБОРОДНОГО ГАЗА

**Ахметов Ю. М., Ахметшин Р. М., Бакиева А. Д., Загруддинов Р. Г.,
Калимуллин Р. Р., Свистунов А. В., Хакимова Л. Ф., Чиндина А. А.**

При транспортировке природного газа от месторождений до потребителя давление газа многократно повышается для увеличения объема перекачиваемого газа за счет увеличения его плотности и для покрытия потерь при прокачке по магистральным газопроводам. При отводе газопроводов от магистральных трасс через сеть газораспределительных станций (ГРС) производится понижение давления до

потребительского уровня, что вызывает резкое снижение температуры газа и необходимость применения специальных подогревающих устройств со сжиганием определенного количества транспортируемого газа в топочных устройствах.

Совместные исследования процессов дросселирования давления газа Баштрансгаз (БТГ), Уфимский государственный авиационный технический университет (УГАТУ) и Институт организации технологии и производства (ОАО НИИТ) показывают, что при снижении давления транспортируемого газа можно избежать общеизвестного дроссель-эффекта (со снижением температуры газа) за счет использования особенностей вихревых процессов. Вихревые течения газа могут быть получены применением вихревых труб, в которых, наряду с дросселированием давления, происходит температурная и массовая стратификация с получением охлажденного и нагретого газа (относительно входной температуры газов, как показано на рисунке 1) с определенным массовым соотношением. Проходящий через вихревую трубу (ВТ) газ разделяется на "горячий", насыщенный тяжелыми углеводородами, и "холодный" – практически осушенный газ, в котором при дальнейшем расширении не происходит выпадение гидратов. Оставшийся перепад давления "холодного" газа срабатывается в турбодетандере с получением механической (электрической) энергии. В горячем потоке конденсируется жидкая фаза – углеводородное сырье.

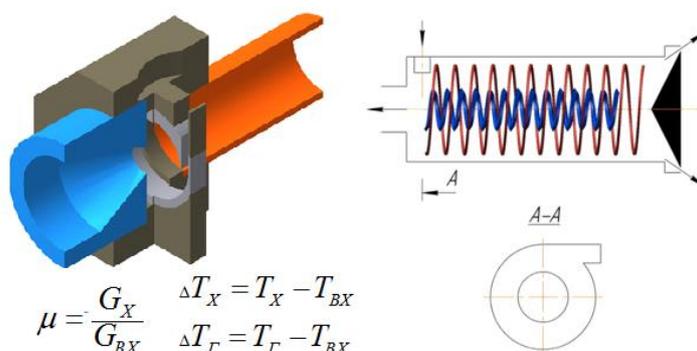


Рис. 1. Смешивание горячего и холодного задресселированного потока

При этом перемешивание задресселированных горячего и холодного потоков дает более высокую температуру смеси, и в определенных условиях может быть получен подогрев смеси газа относительно температуры газа на входе в устройство дросселирования, как показано на рисунке 2.

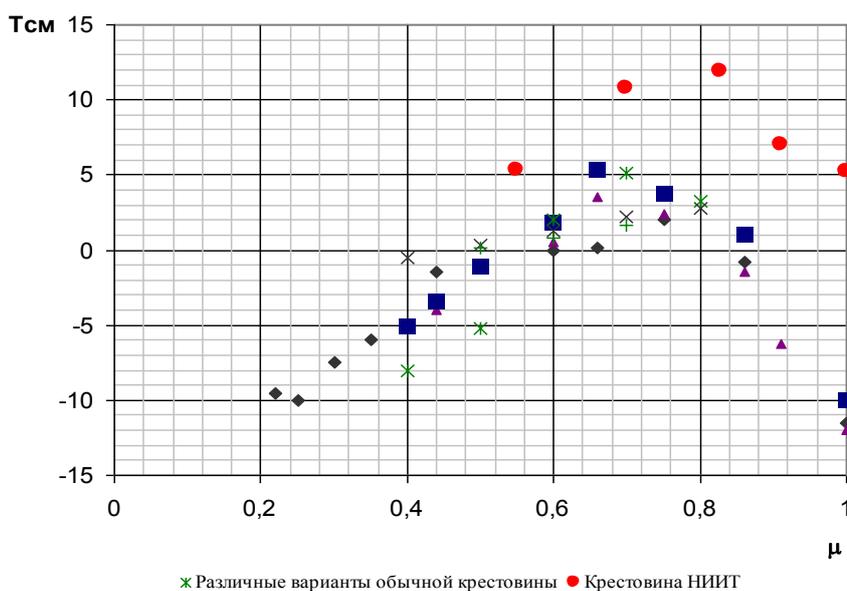


Рис. 2. Температура смеси потоков после вихревой трубы

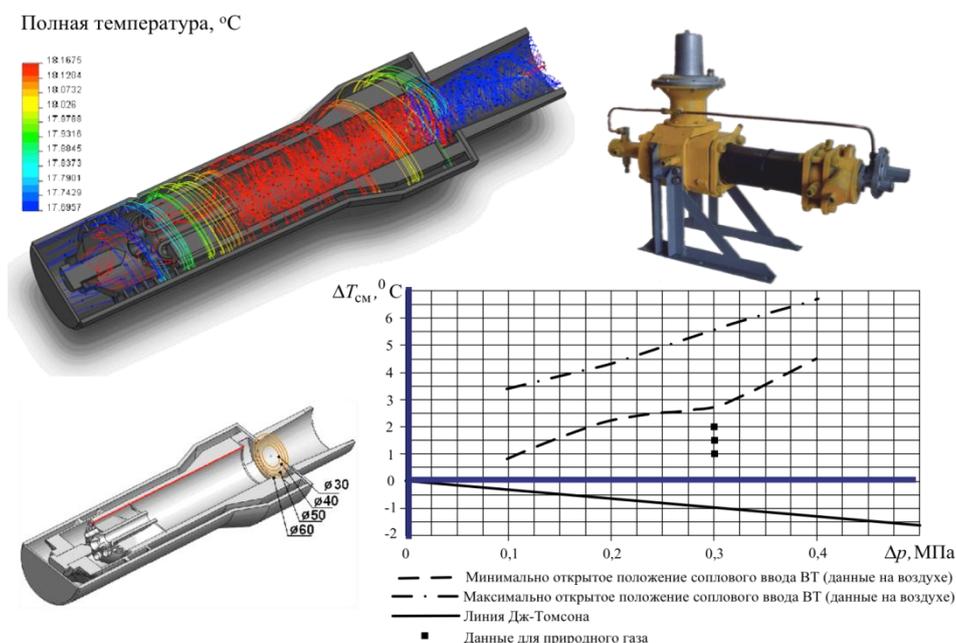


Рис. 3. Регулятор давления газа, линии тока, экспериментальные результаты

Учитывая значительную разницу условий эксплуатации различных ГРС, указанными коллективами был разработан безогневой способ подогрева газа перед дросселированием давления за счет частичного использования располагаемого перепада давления на винтовой расширительной машине, которая приводит во вращение специальный насос. Жидкость, прокачиваемая насосом, подается в жидкостный вихревой тепловой генератор (ЖВТГ), в котором, за счет гидродинамических процессов течения вихревых потоков жидкости (вода, антифриз), без подвижных механических элементов происходит повышение температуры до 90-100°С, что используется для нагрева газа в специальных теплообменниках (возможно использование существующих теплообменных агрегатов после соответствующей доработки). Возможно использование энергии вращения на привод электрогенератора, вырабатывающего электроэнергию на электропривод насоса и технологические нужды ГРС (рисунки 4,5). Эффективность жидкостного теплогенератора, кроме управляемых гидродинамических процессов, повышается за счет положительной обратной связи по тепловому контуру движения жидкости. При реализации такой схемы отбор газа на технические нужды подогрева и его сжигание исключается полностью.

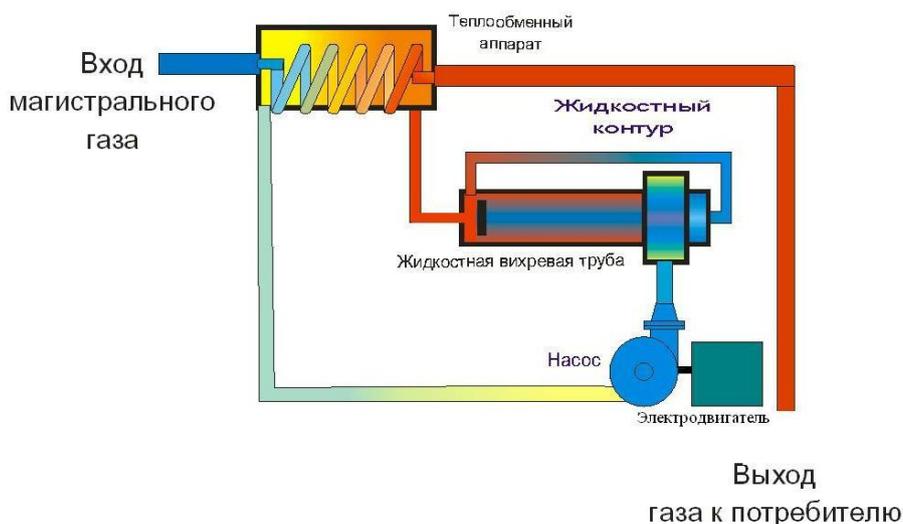


Рис. 4. Система подогрева природного газа перед редуцированием с использованием ЖВТГ

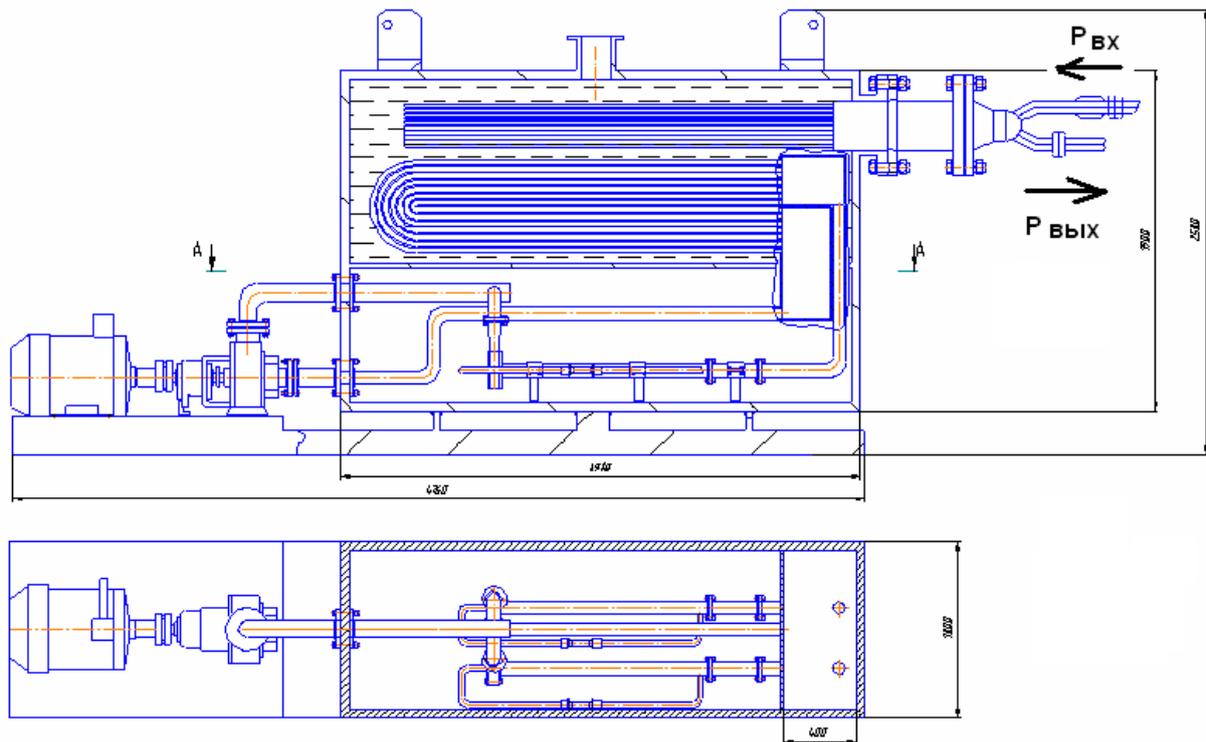


Рис. 5. Принципиальная схема подачи рабочей жидкости

На ГРС большой мощности, располагающих значительными запасами потенциальной энергии давления газа в магистральных газопроводах, наиболее целесообразной (по энергетическим характеристикам и высоко рентабельной технологии по срокам окупаемости затрат) представляется реализация разработанного принципа дросселирования давления, включающего:

- операцию вихревого отделения тяжелых фракций природного газа с повышением их концентрации в 15-20 раз (для последующего сжижения);
- операцию подачи «осушенного» газа на расширительную винтовую машину с приводом электрогенератора для выработки электроэнергии;
- использование хладоресурса после расширительной винтовой машины на охлаждение и сжижение тяжелых фракций;
- использование остаточного хладоресурса для хладопотребляющих технологий (промышленные холодильники для сельхоз и мясо продукции);
- использование хладоресурса для ледовых сооружений спортивного и культурного назначения (ледовые поля и комплексы ледовых фигур круглогодичного использования).

Винтовые турбины разработаны специально на низкие входные параметры газа (пара), свойственные для котлов, традиционно применяемых в России и странах СНГ (0,6-1,6 МПа). Ввиду массивности и уравновешенности рабочих органов (роторов) турбина нечувствительна к наличию в рабочем потоке капельной жидкости, частиц окалины, грязи, гидравлическим ударам.

При конструктивно заданных входных и выходных параметрах газа (пара) винтовые турбины применяются в газовых и отопительных производственных и коммунальных котельных.

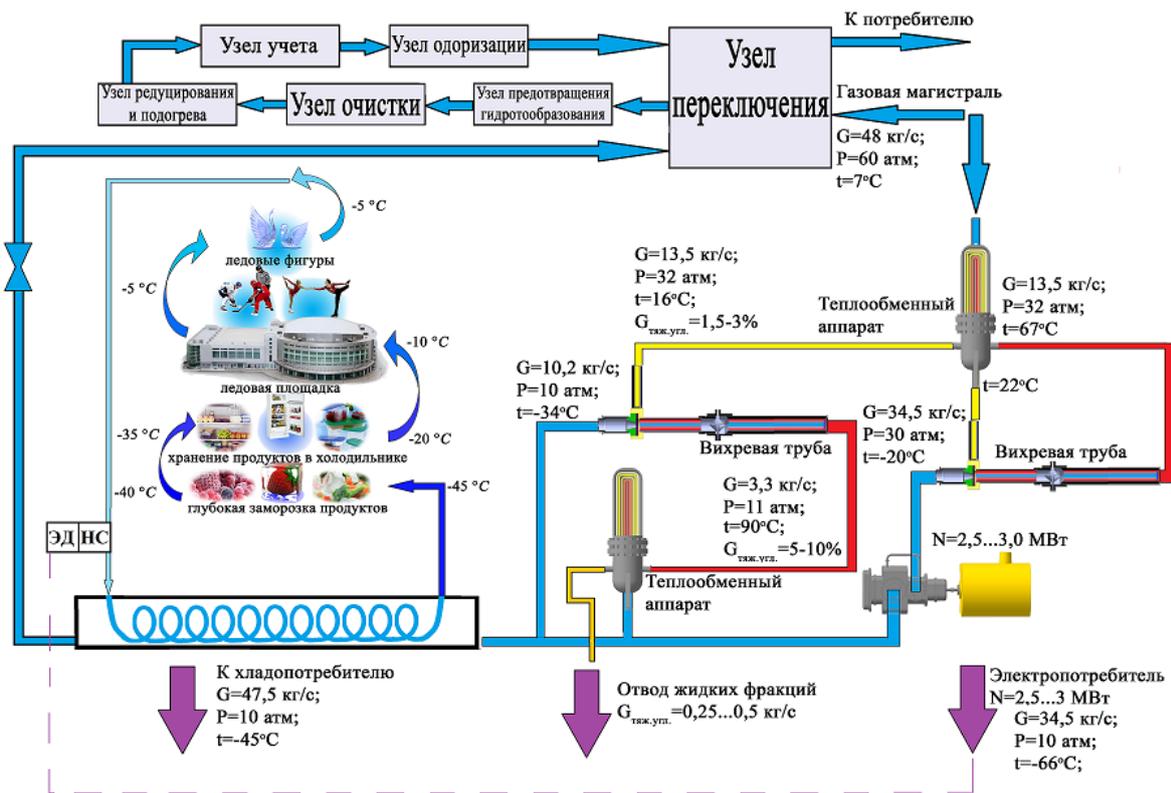


Рис. 6. Схема утилизации энергии давления транспортируемого природного газа

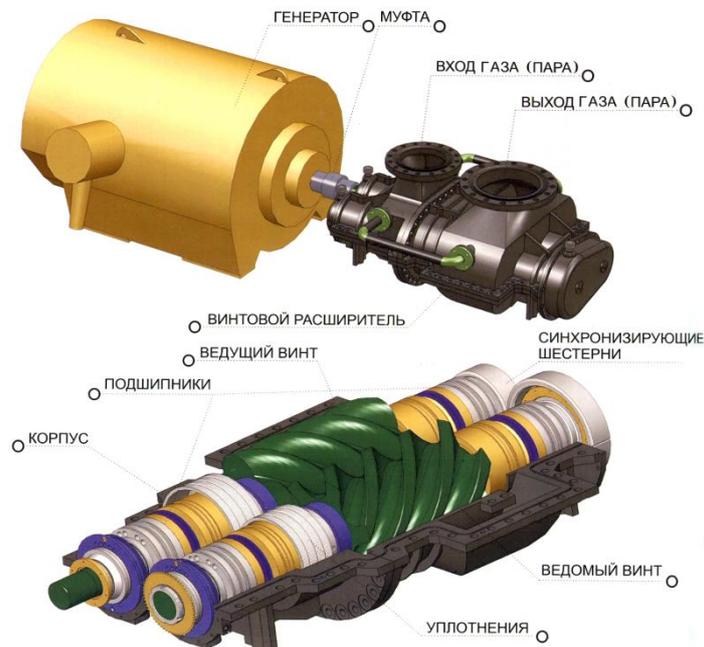


Рис. 7. Винтовая машина

Расчетная оценка эффективности проекта показывает, что его реализация только на территории РБ, где размещается более 145 ГРС, позволит дополнительно выработать в год 3-4 млрд. кВт час электроэнергии и получить 4-5 млн. Гкал хладоресурса. Кроме того, годовая выработка сжиженных тяжелых углеводородов может составить 0,5-1,5 млн. тонн.

Получаемый на выходе хладоресурс может быть использован в промышленных технологиях с большим хладопотреблением, а также для пищевой промышленности и обеспечения хранения сельхозпродукции с сооружением хладохранилищ в непосредственной близости от ГРС. Указанные хранилища могут быть использованы для

хранения овощей и фруктов, для продукции молочной и мясоперерабатывающей отраслей, причем возведение этих помещений из современных строительных конструкций высокой заводской готовности (сэндвич – панели) значительно сокращает сроки ввода и капитальные затраты.

Разработанный энергосырьевой комплекс (ЭСК), позволит получить следующие преимущества по сравнению с существующими системами редуцирования давления газа на газораспределительных станциях (ГРС):

- исключить необходимость сжигания 0,5..1,0 % газа на нужды подогрева, применяемого для исключения выпадения кристаллогидратов;
- обеспечить выделение фракций тяжелых углеводородов (без выпадения кристаллогидратов) в виде товарного продукта;
- обеспечить получение электроэнергии до 3 МВт (при расходе газа 50 кг/с);
- произвести 100% осушение редуцируемого газа;
- выработать до 3 МВт (при расходе газа 50 кг/с) дешевого холода;
- частично компенсировать сброс тепла в атмосферу на газоперекачивающих станциях.
- улучшить экологическую обстановку в районе ГРС.

Таким образом, использование потенциальной энергии давления магистрального газа позволяет разработать и внедрить проекты полностью самокупаемые и высокоэффективные с предложениями к реализации дополнительных видов энергии (электроэнергия, сжиженный газ, хладоресурс) как товарных продуктов, а также повысить экологическую культуру и рентабельность существующих технологий транспортировки.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Ахметов Ю. М., Калимуллин Р. Р., Первушин А. С., Хакимов Р. Ф.** Ресурсосберегающие технологии подогрева производственных помещений на основе вихревого теплогенератора. «Инновация, экология и ресурсосберегающие технологии на предприятиях машиностроения, авиастроения, транспорта и сельского хозяйства». Труды IX международной научно-технической конференции. Ростов н/Д.: ИЦ ДГТУ, 2010. – 1184 с.
2. **Потапов Ю. С.** Патент РФ №2045715. Теплогенератор и устройство для нагрева жидкостей. Приоритет от 26.04.1993.
3. **Калимуллин Р. Р., Свистунов А. В., Хакимов Р. Ф.** Физическое моделирование процессов течения многофазных жидкостей в вихревых теплогенераторах // Вестн. УГАТУ. - 2012. - Т.16, N 2(47). - С.189-192. - Библиогр.: 6 назв.
4. **Калимуллин Р. Р.** Методика моделирования течения двухфазной жидкости в вихревом теплогенераторе: автореф. дис. ... канд. техн. наук / УГАТУ. - Уфа, 2012. - 16 с.
5. **Ахметов Ю. М., Калимуллин Р. Р., Константинов С. Ю., Хакимов Р. Ф., Целищев Д.В.** Исследование гидродинамических и термодинамических процессов высоконапорного многофазного вихревого течения жидкости// Уфа: Вестник УГАТУ, 2012, Т.16, №4 (47). - с. 163-168.
6. **Русак А. М., Ахметов Ю. М., Пархимович А. Ю., Свистунов А. В., Соловьев А. А., Целищев В. А., Чиндина А. А.** Исследование и применение вихревых технологий на кафедре ПГМ УГАТУ// Уфа: Вестник УГАТУ, 2012, Т.16, №4 (47). - с. 151-162.

ОБ АВТОРАХ



Ахметов Юрий Мавлютович, доц. каф. прикладной гидромехники, зам. ген. дир. НИИТ. Дипл. инж.-мех. по авиационным двигателям (УАИ, 1959). Канд. техн. наук по тепловым двигателям (МАИ, 1978). Исследования в области газогидр. течений и систем управления энергоустановок.

Фото

Ахметшин Равиль Миргасимович, директор по научным вопросам ВМ «Энергия», канд. техн. наук

Фото

Бакиева Александра Дмитриевна, магистрант каф. прикладной гидромехники УГАТУ

Фото

Загрутдинов Рамиль Габдуллович, зам. директора инженерного центра ОАО «НИИТ»



Калимуллин Радик Рифкатович, ст. преподаватель каф. прикладной гидромехники УГАТУ, канд. техн. наук



Свистунов Антон Вячеславович, ст. преподаватель каф. прикладной гидромехники УГАТУ, канд. техн. наук

Фото

Хакимова Лия Фанильевна, магистрант каф. прикладной гидромехники УГАТУ

Фото

Чиндина Александра Александровна, аспирант каф. прикладной гидромехники УГАТУ

ГУМАНИТАРНЫЕ НАУКИ

УДК 314

МОДЕЛИРОВАНИЕ ТЕНДЕНЦИИ ИЗМЕНЕНИЯ ЧИСЛЕННОСТИ НАСЕЛЕНИЯ РОССИИ

Романова Г. Ф., Кульмухаметов М. Б., Воронина А. Н.

В Российской Федерации на протяжении последних двадцати лет сохраняется крайне неблагоприятная демографическая ситуация. Данное явление сопровождается беспрецедентно низким уровнем рождаемости (уровень сегодня вдвое ниже, чем в самые тяжелые годы Великой Отечественной войны), высоким уровнем смертности, относительно низкой продолжительностью жизни населения, особенно мужского, а также высоким уровнем демографического старения. Процесс депопуляции, охвативший нашу страну с 1992 г., уже привёл к сокращению численности жителей страны почти на 7 млн человек (с 148273,7 тыс. чел. в 1991 до 142865,4 в 2012 году), что составило более 1/20 всего населения (рис. 1).

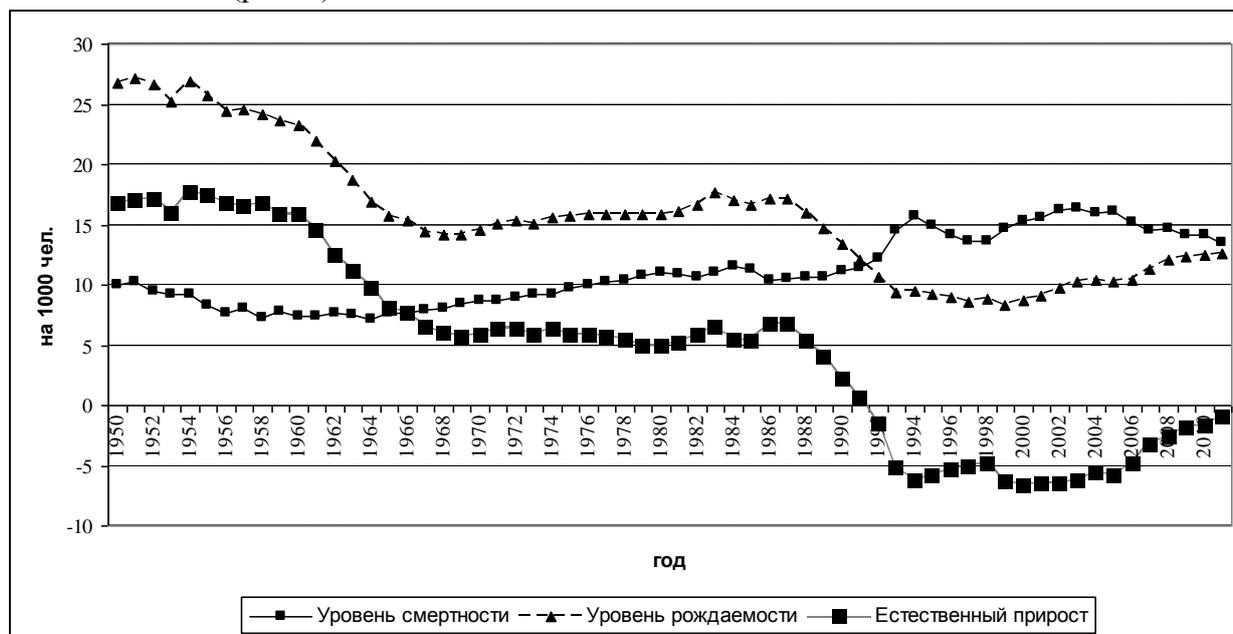


Рис. 1. Динамика естественного прироста населения России с 1950 по 2011 гг. [1]

Депопуляция проявляется в виде уменьшения численности групп населения, которые могли бы фактически или потенциально принимать участие в производстве валового внутреннего продукта, отражается на процессах трудового замещения и результативности экономической деятельности. При такой ситуации ставится под вопрос дальнейшая способность народов России развивать накопленный веками материальный, духовный и культурный потенциал. Несмотря на ряд мер, принятых Правительством России, таких, как национальный проект «Здоровье» (2006 год), материнский капитал (2007 год), распространение и доступность системы ЭКО (2012 год) и другие меры социальной поддержки семей, тенденция депопуляции сохраняется.

Протекающий процесс вымирания населения России и его интенсивность оказывает крайне негативное влияние на безопасность государства. Малая заселенность огромных территорий, высокие запасы природно-сырьевых ресурсов, неразрешенность

целого комплекса социально-экономических проблем делают Россию привлекательным объектом для соседних государств, в которых существует проблема перенаселения.

Все вышесказанное обуславливает актуальность изучения закономерностей воспроизводства населения страны, выявления ключевых факторов, способных позитивно повлиять на преодоление демографического кризиса.

Масштабные реформы советской системы, смена политического курса СССР, переход к рыночной экономике, инициированные в 1990 г. Президентом СССР М.С.Горбачевым, выступили причинами резкого снижения уровня рождаемости (с 14,5 до 10,5 ‰) и повышения уровня смертности (с 11,0 до 14,5 ‰). В результате естественный прирост населения принял отрицательное значение. Для углубленного анализа целесообразно отдельно рассмотреть динамику изменения численности населения России за период с 1991 по 2011 гг. как в целом, так и по категориям: сельское и городское население (рис. 2).

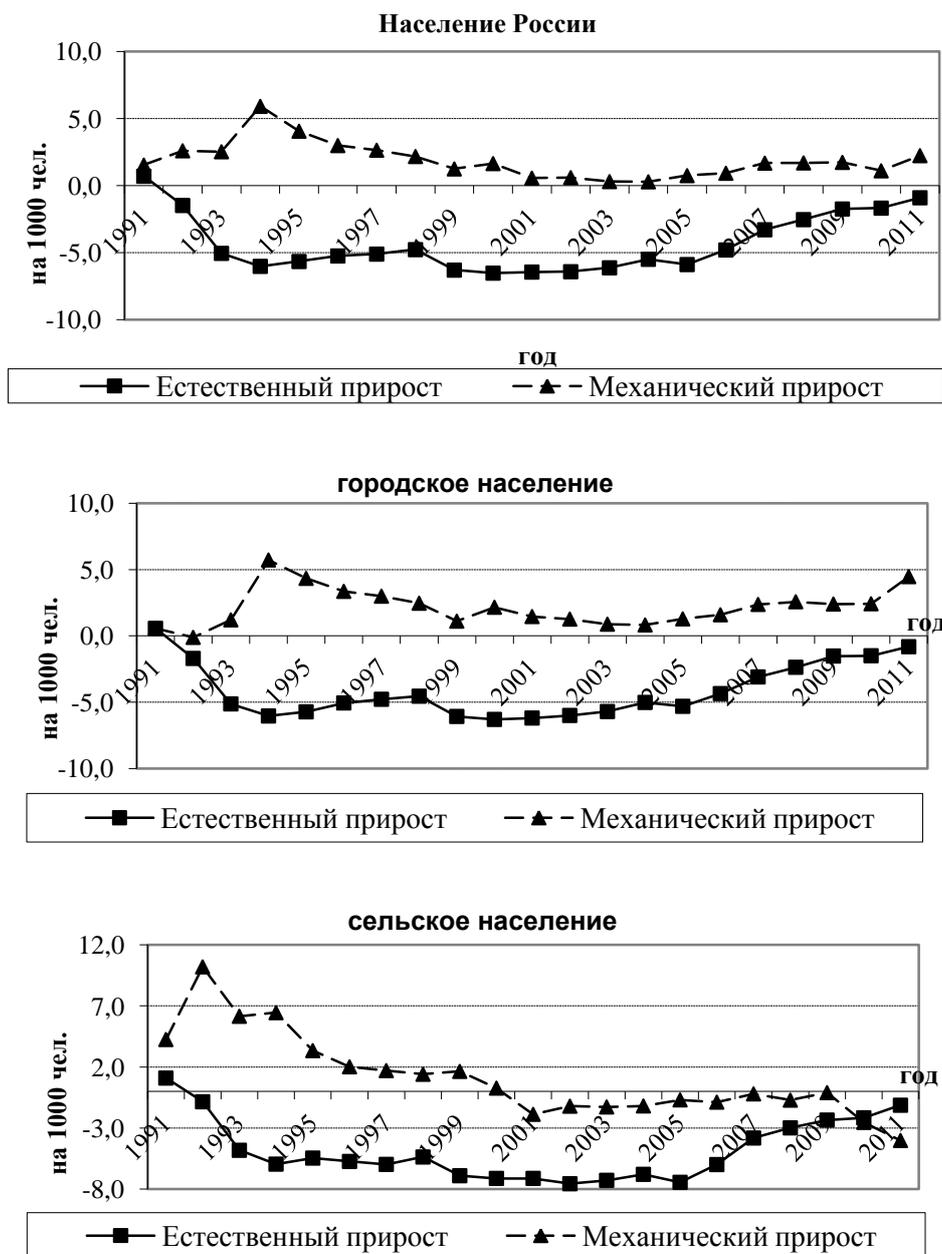


Рис. 2. Динамика естественного и механического прироста населения России за период 1991-2011 гг. [1]

Представленные диаграммы показывают, что на протяжении всего изучаемого периода изменение численности характеризуется отрицательным естественным приростом. При этом, начиная с 2007 г. наблюдается устойчивая положительная динамика, объясняемая, в первую очередь, предпринятыми правительством России мерами по увеличению рождаемости.

Анализ динамики механического прироста населения выявил существенное различие в характере миграции для городского и сельского населения. В обеспечении высоких темпов ежегодного прироста городского населения, начиная с 2006 г., играет преобразование некоторых сельских поселений в городские с изменением их функций. Огромное влияние оказывает отток в города сельской молодежи. Эта тенденция вкупе с депопуляцией привела к тому, что по данным 2010 г. число поселений, численность которых не превышает десяти человек, составила 36 % от общего числа деревень (т.е. 55 461 населённых пунктов) [2]. Депрессивное состояние множества российских сел, деревень и поселков, а также значительного количества малых городов, стало причиной следующих тенденций: исчезновение социально-аграрного и хозяйственно-культурного пространства, преобладания импортного продовольствия и промышленных товаров, тем самым усиление импортной зависимости, износ оборудования и инфраструктуры, вымирание и вырождение сельских территориальных сообществ, исчезновение народных ремесел и промыслов, народной медицины, ярмарок, праздников, преемственности многих поколений.

Очевидно, что одним из определяющих факторов сохранения популяции выступает рождаемость. На рис. 3 представлена динамика уровня рождаемости в России.



Рис. 3. Динамика уровня рождаемости в России за период 1991-2011 гг.

Наименьший уровень рождаемости в России фиксируется в 1998-2000 гг., что возможно объяснить экономическим кризисом, сопровождавшимся деминацией рубля, потерей накоплений, сильной инфляцией. Существенный рост рождаемости наблюдается, начиная с 2007 г. Данная тенденция вызвана вступившим в силу Федеральным законом «О дополнительных мерах государственной поддержки семей, имеющих детей» [3].

Необходимо отметить статистически значимые различия в поведении сельского и городского населения. Уровень рождаемости в сельской местности на протяжении всего изучаемого периода существенно выше. Данную особенность можно объяснить, в первую

очередь, особенностями быта (большей площадью частного дома по сравнению с городской квартирой, совместным проживанием семьи, что облегчает присмотр за малолетними детьми и пр.).

Все вышесказанное предопределяет выбор показателей, способных оказать влияние на изменение численности населения. В качестве факторов-предикторов были выбраны:

- показатели воспроизводства: X_1 – уровень рождаемости (%), X_2 – уровень смертности (%), X_3 – естественный прирост населения (%);
- показатели миграции: X_4 – численность прибывших в страну (чел.), X_5 – численность выбывших (чел.), X_6 – механический прирост (чел.);
- показатель экономического развития страны X_7 – внутренний валовой продукт (млн долл. в текущих ценах));
- показатели качественного состава населения: X_8 – доля лиц трудоспособного возраста (%), X_9 – доля женщин детородного возраста (%), X_{10} – средний возраст населения (лет).

Применение математического аппарата прикладной статистики позволило выявить и количественно оценить степень тесноты связи изучаемого явления (численности населения России) с рассматриваемыми факторами (табл. 1).

Таблица 1

Матрица парных коэффициентов линейной корреляции

	Y	X_1	X_2	X_3	X_4	X_5	X_6	X_7	X_8	X_9	X_{10}
Y	1,00										
X_1	-0,68	1,00									
X_2	-0,31	-0,30	1,00								
X_3	-0,27	0,84	-0,78	1,00							
X_4	0,79	-0,18	-0,61	0,23	1,00						
X_5	0,79	-0,16	-0,66	0,27	0,98	1,00					
X_6	0,54	-0,21	-0,24	0,00	0,75	0,61	1,00				
X_7	-0,82	0,84	-0,11	0,62	-0,34	-0,37	-0,15	1,00			
X_8	0,73	-0,39	-0,20	-0,15	0,56	0,61	0,22	-0,72	1,00		
X_9	0,44	-0,86	0,55	-0,89	-0,11	-0,11	-0,10	0,81	0,46	1,00	
X_{10}	-0,96	0,52	0,42	0,10	-0,85	-0,85	-0,55	0,74	-0,84	-0,32	1,00

Среди изучаемых факторов наибольшее влияние на изменение численности населения в России оказывают показатели миграции и качественного состава населения.

За счет прибывающих иммигрантов удерживается темп уменьшения численности населения. Анализируя международный миграционный прирост населения России в целом, необходимо отметить, что 97,5 % прибывающих составляют жители государств СНГ. При этом наибольшее число иммигрантов прибывает из Киргизии (38,0 %), Азербайджана (22,8 %), Узбекистана (16,9 %), государств Закавказья (16,2 %) [4]. Имеющее место наводнение российского рынка дешевой и низкоквалифицированной рабочей силой отрицательно сказывается на благосостоянии местного населения.

Самую тесную связь с рассматриваемым процессом депопуляции обнаруживают показатели качественного состава населения: доля лиц трудоспособного возраста и средний возраст населения. За рассматриваемый период население постарело на четыре года, и эта тенденция имеет устойчивый характер, на который не влияет повышение рождаемости. Вычисление частных коэффициентов корреляции показало, что старение населения на 65 % объясняет вариацию изменения численности населения в общей совокупности факторов.

На сегодняшний день на процесс воспроизводства не оказывают существенного влияния ни уровень рождаемости в стране, ни уровень смертности, ни уровень экономического развития.

Рассматривая скорость уменьшения численности населения, возможно отметить, что данный процесс почти остановлен. Замедление процесса депопуляции объясняется характером изменения рождаемости и, как следствие, изменением в положительную сторону естественного прироста населения.

Структура зависимостей, представленная в табл. 1, предопределяет выбор математических моделей, позволяющих построить прогноз изменения численности населения на ближайшие годы. В качестве таких моделей выбраны: модель линейной регрессии и адаптивная модель Брауна экспоненциального сглаживания временного ряда.

Рассматривая динамику численности населения в качестве временного ряда, оценим параметры модели Брауна:

$$\hat{Y} = 142859,673 + 22,872 \cdot k,$$

где k – период упреждения.

Результаты аппроксимации, точечный и интервальный прогноз с применением модели Брауна, отражены на рис. 4.

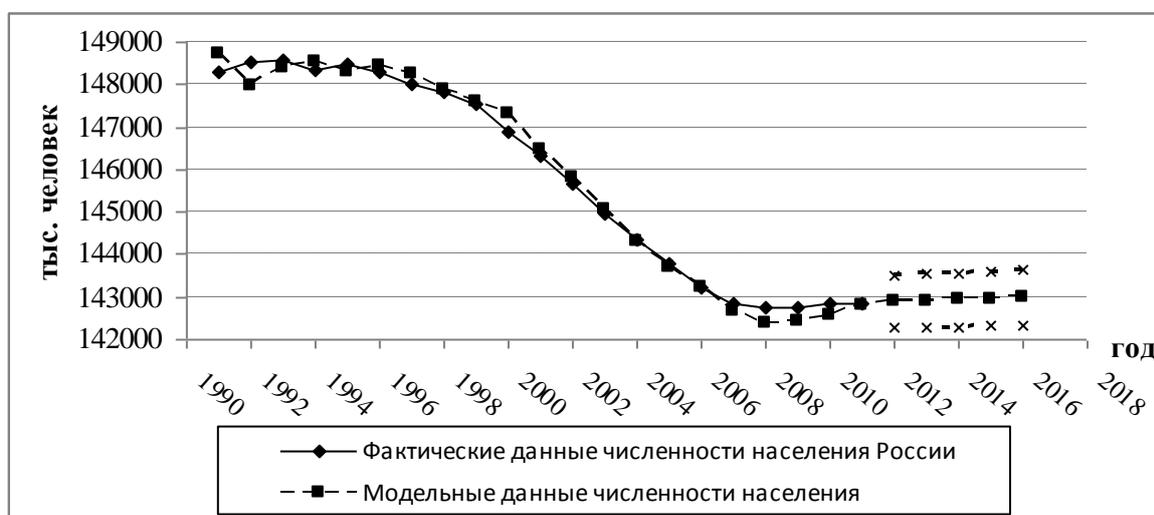


Рис. 4. Аппроксимация и прогноз изменения численности населения России с помощью адаптивной модели Брауна

Данные моделирования, представленные на рис. 4, отвечают наметившейся тенденции увеличения численности населения России. Прогноз на последующие годы с вероятностью 0,95 показывает, что в ближайшие три года численность населения будет составлять около 143 млн чел. с отклонением, не превышающим 0,3 млн чел.

Построенная модель временного ряда описывает изменение процесса во времени, основываясь на данных предыдущих лет, но при этом не учитывает влияние социально-экономических факторов. Для анализа динамики изучаемого явления в зависимости от перечисленных признаков-факторов, воспользуемся методом регрессионного анализа. Выполнение требования отсутствия мультиколлинеарности обусловило выбор фактора X_{10} , отражающего средний возраст населения. Отметим, что информативными также являются факторы, характеризующие уровень иммиграции и механического прироста. Однако, одним из ключевых аспектов сохранения и увеличения популяции России представляется вопрос сохранения самобытной культуры, творческого потенциала, что в первую очередь зависит от воспроизведения численности коренного российского населения, без учета прибывающих жителей иностранных государств, являющихся носителями чужеродной, зачастую, агрессивной, культуры.

Модель линейной регрессии имеет вид:

$$\hat{Y} = 211640 - 1766,26 \cdot X_{10}.$$

Модель является статистически значимой с величиной коэффициента детерминации 0,92. Коэффициент регрессии показывает, что увеличение среднего возраста населения России на 1 год, приведет к уменьшению численности 1766 тыс. человек.

На рис. 5 представлен прогноз изменения численности России в зависимости от динамики среднего возраста населения.

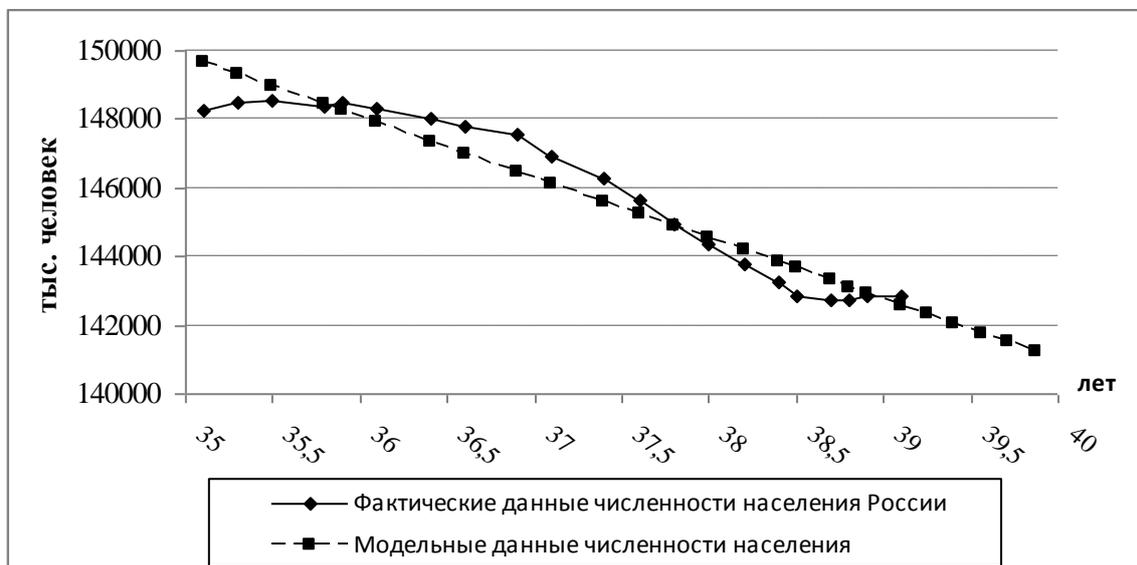


Рис. 5. Аппроксимация и прогноз изменения численности населения России с помощью адаптивной модели Брауна

Проведенный анализ позволяет сделать вывод, что на сегодняшний день демографическая ситуация несколько стабилизировалась. Это достигается посредством влияния двух основных факторов: стабильной величиной притока иммигрантов и ростом рождаемости в стране. Однако, как показал корреляционный анализ, уровень рождаемости на сегодняшний день, позволяет лишь замедлить скорость уменьшения численности, но не влияет на процесс старения населения. Сохранение устойчивой тенденции увеличения среднего возраста населения ежегодно ведет к уменьшению численности коренного российского населения на 350 тыс. чел.

В свою очередь, достижение роста численности за счет притока иммигрантов возможно трактовать как неблагоприятный аспект, поскольку данное явление может негативно сказаться на сохранении и развитии российской субкультуры.

Развал СССР, глубокий экономический кризис, охвативший страну, отрицание идеологии коммунистической партии и основ воспитания молодежи, повлекшее разрушение основ семьи и брака, привели к появлению целого поколения, отвергающего моральные и нравственные устои. В силу вышесказанного, очевидно, что одной из первоочередных задач, стоящих перед Правительством России, выступает задача формирования новой идеологии, позволяющей привить молодежи чувство патриотизма и основы нравственности. Возрождение духовной составляющей общественного самосознания российского народа представляется единственно возможным способом преодоления демографического кризиса и сохранения национальной культуры.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Официальный сайт информационно-аналитической системы Демоскоп Weekly. [Электронный ресурс] <http://demoscope.ru/weekly/ias/new.php>. Яз. рус. Режим доступа свободный.
2. Улумбекова Г.Э., Нигматуллин Б.И. Демография и показатели здоровья населения. Москва. 2011.

3. Федеральный закон Российской Федерации от 29.12.2006 г. № 256 ФЗ «О дополнительных мерах государственной поддержки семей, имеющих детей» \ \ Российская газета № 4263 от 31.12.2006 г.

4. Показатели миграционной активности. Официальный сайт Федеральной службы государственной статистики. [Электронный ресурс] http://www.gks.ru/bgd/free/b10_00/IssWWW.exe/Stg/d01/7-0.htm. Яз. рус. Режим доступа свободный.

ОБ АВТОРАХ



Романова Гульнара Фанисовна, студентка 5 курса общенаучного факультета УГАТУ по специальности прикладная математика и информатика. Исследования в области моделирования и прогнозирования социально-экономических процессов.

e-mail: gulnara.romanova.2011@mail.ru



Кульмухаметов Мурат Булатович, студент 5 курса общенаучного факультета УГАТУ по специальности прикладная математика и информатика. Исследования в области моделирования и прогнозирования социально-экономических процессов.

e-mail: murat.kulmuhametov@gmail.com



Воронина Анжела Николаевна, ст. преподаватель каф. математики, к. экон. наук по управлению инновациями (УГАТУ, 2011). Исследования в области моделирования и прогнозирования социально-экономических процессов.

УДК 929

РОЛЬ ЖЕНЩИНЫ В ИСТОРИИ АВИАЦИИ

Алиева Е. В.

Сегодня мы являемся свидетелями процесса изменений, происходящих в исторической науке. Отечественная историческая парадигма являет процессы переосмысления традиционных направлений исследований, определяются новые сферы исследовательских интересов социума. Одна из них – история женщин. Эмансипация привела к феминистскому движению, а в настоящее время к гендерным методологиям.

Объектом и предметом современных исследований стала женщина, и ее место в историческом процессе, ее влияние на социальные, культурные, политические и экономические сферы жизнедеятельности общества.

Прошедший XX век можно назвать по-разному: атомным, космическим, компьютерным. Но это также и век авиации. Конечно же, первыми пилотами стали мужчины, и эта профессия считалась исключительно мужской. Правда, очень недолго. Женщины начали интересоваться авиацией почти сразу же, как только она появилась. Пытливый женский ум, желание летать и целеустремленность дам начала XX века, сделали из них первых авиатрисс.

Все истории прихода женщин в авиацию уникальны и интересны, каждая из девушек прокладывала свой путь к заветной мечте. Цель реферата – изучить историю и роль женщин в развитии отечественной авиации. В работе мы лишь немного коснемся зарубежной истории освоения женщинами авиации, рассмотрим более подробно историю российских летчиц. Отдельную часть исследования посвятим особой странице истории Родины – участия женщин-авиаторов в Великой Отечественной войне.

Бурное развитие авиации в 30-х годах XX века привело в авиацию девушек. Когда началась Великая Отечественная война, девушки, имевшие летную специальность, стремились на фронт. В самое напряженное время битвы за Москву, по инициативе прославленной летчицы Марины Михайловны Расковой, было сформировано три женских авиационных полка. Женский авиационный полк – необычное явление в Военно-Воздушных силах России. За годы Великой Отечественной войны его летчицы совершили множество боевых вылетов, покрыв знамя полка неуязвимой воинской славой. Ирина Вячеславовна Ракобольская, начальник штаба 46 ГАПНБ вспоминала: "В годы Великой Отечественной войны был такой необыкновенный полк – 46-й гвардейский, Таманский, дважды орденоносный полк ночных бомбардировщиков, летавший на самолетах По-2. В этом полку мужчин не было. От техника до командира полка — одни только женщины. В основном девочки от 17 до 22 лет. За три года боев сумел сделать 24 тысячи боевых вылетов...Полк, в котором 25 летчикам и штурманам было присвоено звание Героя Советского Союза и Героя России. Полк, в котором одновременно с боевыми действиями непрерывно обучали и вводили в строй новых летчиков и штурманов. Летчики, которые в него пришли, были яркими личностями, с высоким мастерством пилотирования. Ведь для того чтобы женщина окончила летную школу или аэроклуб, она должна была обладать подлинной влюбленностью в небо, страстью к полетам. Тогда она могла стать инструктором аэроклуба, командиром отряда, пилотом пассажирского лайнера. А штурманами у них стали в основном студентки вузов. Они быстро освоили новую специальность и внесли в полк особую атмосферу: в краткие перерывы между боями проводились конференции, выпускались литературные журналы, писались стихи... И всех нас объединяли особый азарт, взаимное уважение и стремление доказать, что девушки могут быть в бою не хуже мужчин... Немецкие солдаты говорили, что летчиц на По-2 трудно сбить, потому что они «ночные ведьмы». Зато пехотинцы называли этот самолет старшиной фронта, а девушек, летавших на нем, — небесными созданиями».

Полк комплектовался и проходил подготовку на одномоторном легком бомбардировщике Су-2, в июне 1942 года приступил к освоению нового самолета Пе-2, 1 декабря 1942 года убыл на Северо-Западный фронт. В январе 1943 года погибла М.Раскова и командиром женского 588-го авиаполка ночных бомбардировщиков на самолетах У-2 (в последствии По-2) была назначена Евдокия Бершанская, начальником штаба полка — Ирина Ракобольская, комиссаром — батальонный комиссар Евдокия Рачкевич. За три года непрерывных боевых действий на фронтах Великой Отечественной войны 46-й Гвардейский Таманский авиационный орденов Красного Знамени и Суворова III степени полк сделал 24 тысячи боевых вылетов, сбросил 3 миллиона килограммов бомб. Все девушки неоднократно награждались орденами и

медалями, а 23 из них получили звание Героя Советского Союза. Полк прошел с боями от Донбасса, через Сальские степи и предгорья Кавказа при отступлении Южного фронта, через Кубань и Крым с наступающими фронтами, Белоруссию и Польшу, дошел до Восточной Пруссии, Германии и окончил войну севернее Берлина.

С самого начала своего существования и до конца войны женский полк представлял собой единый, крепко спаянный коллектив, в котором всегда присутствовал дух боевой дружбы, здорового соревнования и горячего патриотизма. Через несколько месяцев после окончания войны женский полк был расформирован, девушки вернулись к мирной жизни, многие продолжили прерванную учебу. Но их фронтовая дружба живет до сих пор. Ежегодно 2-го мая и 8-го ноября они встречаются в сквере Большого театра в Москве — так решили на последнем собрании полка. Во время этих встреч бывшие гвардейцы рассказывают друг другу о своей жизни, об успехах и трудностях в работе. Вспоминают и боевых подруг, и дни своей тревожной военной юности. В интернете есть блог легендарных героинь и множество сайтов, посвященных им.

«КРЫЛАТАЯ МАДОННА» ИЗ БАШКИРИИ

Магуба (Марта) Гусейновна Сыртланова, (1912-1971) - заместитель командира эскадрильи 46-го гвардейского Таманского женского авиационного полка ночных бомбардировщиков 325-й ночной бомбардировочной авиационной дивизии 4-й воздушной армии 2-го Белорусского фронта, гвардии старший лейтенант.

Магуба Сыртланова родилась 15 июля 1912 года в Белебее, окончила семилетнюю татаро-башкирскую школу. Здесь же она посмотрела на небо как на свою судьбу. Каждый ее шаг, где бы она ни жила и ни работала, вел к мечте. Магуба уезжает в Узбекистан, работает в изыскательской партии по определению будущих воздушных линий, оборудованию земных ориентиров для самолетов. Пусть земная работа, но все-таки связана с небом. В 1932 году Магуба поступает в Балашовскую летную школу, не было в ней курсанта старательнее Сыртлановой. Усвоена материальная часть знаменитого У-2, получены теоретические знания, даже удалось чуточку полетать – два круга над аэродромом. Магуба поняла: ее зовет небо, оно – ее стихия и смысл жизни. Но поступил приказ, повелевающий отчислить из школы девушек. Что же, мечта рухнула? Только не для Магубы! Она поехала в г. Тбилиси и окончила там курсы аэроклуба, поступила в военно-авиационную школу. Сыртлановой присваивают звание младшего лейтенанта и назначают в школе командиром звена. Магуба Гусейновна показала себя с наилучшей стороны. Начальник штаба Тбилисского отряда специальных применений (санитарная эскадрилья) Ю. Курочкина дала ей блестящую характеристику, в которой отмечают высокий профессионализм, заслуженный авторитет, организаторские способности, ответственность за порученное дело. Хорошо служила младший лейтенант, но на душе у нее было неспокойно. Началась Великая Отечественная война, Магуба рвалась на фронт и добилась своего! Она знала о создании полка ночных бомбардировщиков под командованием подполковника Е. Бершанской. Настойчивая летчица добилась приема у командующего 4-й армией генерал-полковника К. А. Вершинина. 46-й полк дислоцировался в станице Ассиновская. М. Г. Сыртланова прибыла туда сразу же оказалась в атмосфере военных будней, героических дел. Летчицы уже имели боевой опыт, Магубе нужно было адаптироваться к обстановке. И начались они, дни и ночи, ночи и дни далеко не женской работы. Нужно было изучить тактико-технические характеристики самолета. Полк летал на ПО-2, приспособленных к военным условиям самолетов У-2. Летать на ПО-2 было большим искусством. Бомбардировщик был небольшим, фанерным, с двумя открытыми кабинами – для летчика и штурмана. Рации и связи с землей не было, экипаж переговаривался живым голосом – через примитивное устройство. Днем на ПО-2 летать было опасно, летали ночью. Ориентировались или по местности при лунном свете, или по компасу и звездам. Бомбометание производилось

вручную, осветительные бомбы выбрасывали руками. Если подобьют – верная смерть, в первый период войны летали без парашютов. Каждый вылет летчиц был подвигом.

Подобные полеты были еженощно. Пока летчица и штурман минут 5-6 сидели в кабинах после прилета на базу или выходили, чтобы размяться, аэродромная команда подвешивала бомбы, и вновь в ночное небо. ПО-2 мог брать за один полет до 200–250 кг бомб, с весны 1944 года на него грузили еще столько же. Как справлялся с таким весом скромный труженик войны – загадка. Или тоже героизм? Не все ПО-2 возвращались домой. С пробоинами и ранениями – чаще. Немцы поначалу иронически относились к самолетам ПО-2 и называли их «русфанер», да и наши солдаты острили: «жукурузник», «кофейная мельница», «огородник». Наши бойцы говорили ласково, с любовью, уж они-то хорошо знали, какие чудеса выделявали эти «этажерки»... Немцы вскоре тоже перестали острить. За каждый сбитый ПО-2 им давали по железному кресту, а в боях под Таманью против женского авиаполка немцы бросили эскадрилью своих асов. Трудно выделить какой-либо ночной вылет экипажа нашей землячки. Может быть, ночь на 10 февраля 1943 года при выбивании немцев из станиц Поповичевская и Ангелинская? Летали шесть раз, создали три мощных очага пожара со взрывами! Может быть, 13 февраля, когда летали в окрестности станицы Славянской и бомбили живую силу и технику? Может быть, ночь на 12 сентября, когда эскадрилья М. Г. Сыртлановой громила мотомехчасти фашистов под Новороссийском? Итог боевой работы на фронтах Великой Отечественной войны гвардии лейтенанта Сыртлановой подвела и записала в летную книжку начальник штаба авиаполка Ирина Ракабольская: «Общий налет - 9098 часов 15 минут, дневной налет - 1816 часов 15 минут, ночной налет - 1282 часа 40 минут, боевой налет — 955 часов 20 минут, сбросила — 97050 авиабомб, разбросала в тылу врага — 197 пачек листовок». Весьма красноречив наградной лист М. Г. Сыртлановой: «...В результате точных бомбовых ударов в стане врага было вызвано 128 сильных взрывов, 85 очагов пожара, уничтожено и повреждено 2 переправы противника, 2 ж/д эшелона, взорван склад с горючим, уничтожено 3 арт. батареи, два прожектора и 4 автомашины с горючим...Ее боевая работа служит образцом для всего личного состава полка...».

15 мая 1946 года Указом Президиума Верховного Совета СССР М. Г. Сыртлановой присвоено высокое звание Героя Советского Союза. После увольнения из армии Магуба Гусейновна жила в Казани, скромно, мало рассказывала о своих боевых делах, больше говорила о подругах, об их ночных полетах. М. Г. Сыртланова ушла из жизни 1 октября 1971г. Ее имя носит улица в Белебее и музей в средней школе.

За годы Великой Отечественной войны на защиту Родины отправились 16 тысяч моих земляков - стерлитамаковцев. За мужество и героизм тысячи горожан награждены орденами и медалями. Стерлитамакский аэроклуб на второй день после начала войны получил указание перестроиться на военный лад. Требовалось увеличить состав курсантов летного отделения, ускорить подготовку пилотов для фронта. В сентябре 1941 года в Стерлитамак прибыл Георгий Семенович Шеренос со специальным предписанием - создать при аэроклубе парашютное отделение и начать подготовку парашютистов для десантных войск. За год своего существования оно подготовило сотни бойцов воздушной пехоты, многие потом служили воздушными стрелками на штурмовиках Ил-2. В ноябре 1941 года в связи с угрозой захвата Москвы немецко-фашистскими войсками в Стерлитамак переведена часть летно-технического состава подмосковного Фрунзенского аэроклуба, началась совместная работа. По архивным данным, к началу 1942 года Стерлитамакский аэроклуб передал Военно-Воздушным силам РККА семь пилотов и одиннадцать парашютистов, периодически направлял на аэродромы прифронтовой полосы мотористов, техников. Четверым выпускникам Стерлитамакского аэроклуба присвоено звание Героя Советского Союза. Это истребитель Анатолий Пантелькин, штурмовики Иван Кочетов, Анатолий Горин и Владимир Секин. Их именами названы улицы моего города, памятники героям установлены в сквере Победы им. Г.К.Жукова. Владимир Алексеевич Секин после увольнения в запас в 1971 году вернулся в авиацию,

возглавил Стерлитамакский аэроклуб, был Почетным жителем Стерлитамака. Стерлитамакский аэроклуб воспитал не только уже названных Героев Советского Союза, но еще целую когорту воинов, отличившихся в боях, вместе с мужчинами сражались и женщины. В числе 80 летчиц 46-го таманского полка ночных бомбардировщиков, среди этих легендарных женщин, которых называл «ночными ведьмами» была и жительница Стерлитамака.

«СЕСТРА ИКАРА» ИЗ УАИ

Кошкина Галина Петровна, (2.05.1962г.) полковник авиации, выпускница Уфимского авиационного института.

И в наши дни женщины-авиаторы отличаются целеустремленностью. Такова судьба выпускницы УГАТУ (Уфимского авиационного института) Галины Петровны Кошкиной. Она - первая в России женщина-летчица, которая освоила почти все типы вертолетов. Еще детстве девочка из башкирской деревни прочитала книгу легендарной летчицы Марины Попович и загорелась мечтой о небе. На ее пути к профессии летчика было много трудностей. После окончания школы, узнав о том, что в Оренбургское вертолетное училище ее не примут Галина поступает в УАИ, изучает авиационные двигатели. Занимается в Уфимском авиаспортклубе ДОСААФ, мечтая научиться управлять самолетом, чтобы ее туда приняли пришлось упорно потрудиться. Во-первых, в авиаклубе было только два отделения: вертолетное и парашютное. Во-вторых, надо было иметь за плечами восемнадцать лет от роду. А в-третьих, Галя со своими 159 сантиметрами роста не вписывалась в жесткие рамки авиационных требований – рост от 165 до 185 сантиметров. За год на брусьях и перекладине вытянула себя на три сантиметра и ее зачислили во вновь сформированную группу будущих пилотов. Галя отлично сдала экзамены по всем вертолетным дисциплинам и стала курсантом-летчиком, совершала самостоятельные полеты. Уделяя много внимания полетам в аэроклубе, Галина не забывала об учебе в институте. Сначала она училась на вечернем отделении, а потом перешла на дневное. Совмещая работу, теперь уже уборщицей в агентстве «Аэрофлота», учебу в институте и занятия в спортклубе, девушка не оставляла мысль найти своего кумира – Марину Попович. Она отправилась в Москву и течение полутора суток с фантастическим упорством ходила около КПП Звездного городка, пока дежурный офицер не согласился позвонить Марине Лаврентьевне. Выписали пропуск. Галина не шла, а летела над землей по дорожке, по которой ходили космонавты: Гагарин, Терешкова, Савицкая... Марина Лаврентьевна поразила Галю своей красотой и неожиданной для «звезды» легкостью в общении – они не могли наговориться, как будто знали друг друга всю жизнь. С Мариной Попович с тех пор они поддерживают постоянную связь. Желание быть похожей на Попович привело Кошкину на военную кафедру института. Это тоже оказалось не просто. Настойчивой студентке пошли навстречу – в виде исключения впервые в истории института женщине открыли дорогу к лейтенантским звездочкам. Ее упорство достигло цели - она выполнила норматив кандидата в мастера спорта на вертолете Ка-26. В 1986-м окончила факультет АД УАИ, получив специальность инженера-механика. Заканчивает Волчанское летное училище в спецгруппе девушек-вертолетчиц и служит в армии на летной должности. В 1989 году ее назначили преподавателем в Уфимское высшее авиационное училище летчиков. Непростым был ее путь в училище – сначала техником на кафедре вертолетовождения, затем в должности летающего преподавателя: она обучала динамике полета и практической аэродинамике вертолета. Ее любили и уважали как грамотного специалиста и наставника, направили в академию им. Ю.А. Гагарина, где Кошкина служила в отделе армейской авиации, летала на вертолете «Ка-50» - «Черная акула». Тема ее диссертации "Подготовка летчиков военной авиации".

Заметной вехой в судьбе Галины является межконтинентальный 111 часовой перелет по маршруту Москва - Майами в 1992 году, к 500-летию открытия Америки Колумбом. Экипаж вертолета состоял только из женщин.

В настоящее время подполковник Галина Петровна Кошкина (Скробова) старший инспектор-летчик Центра авиации МВД России. Ее целеустремленность и бойцовский характер, которому могут позавидовать многие мужчины просто поражает! Жизненный путь Г.Кошкиной можно без преувеличения назвать героическим и достойным подражания.

Сегодня в УГАТУ учится много девушек, им, бесспорно, можно гордиться своей знаменитой однокашницей и брать пример упорства и целеустремленности.

Стремление женщин занять кресло пилота, это не эмансипация, не борьба за равенство и не всегда желание что-то доказать. В нашей работе мы попытались осветить роль женщин в развитии Отечественной авиации, исследовать их вклад в историю родины и научно-технического прогресса, развития общества. Каковы же сейчас возможности, которые открываются перед девушками в современной авиации? Несмотря на то, что женщины начали пилотировать летательные аппараты почти сразу же после их появления, на сегодняшнем соотношении полов в авиации это никак не сказалось. Во многих странах есть женщины, управляющие авиалайнерами или даже боевыми самолетами покруче мужчин. Есть они и в России, но их мало и как их вовлечь в процесс, этот вопрос требует решения сегодня. Сложности освоения летной профессии в России начинаются с получения образования. Формально ограничений по половому признаку в этой профессии нет. Согласно Воздушному Кодексу РФ "Командиром воздушного судна является лицо, имеющее действующий сертификат пилота, а также подготовку и опыт, необходимые для самостоятельного управления воздушным судном определенного типа". Но в России лицо это в основном - мужское. Ничем, кроме сложившейся исторической традиции, не объясняется отсутствие женщин за штурвалом самолётов. К сожалению, поступление в учебное заведение и получение летной лицензии становится первой преградой для девушек. Только в конце 60-х, с помощью Валентины Степановны Гризодубовой, был сформирован первый женский набор в Кременчугское летное училище гражданской авиации. Первый выпуск был в 1973 году (40 человек), второй - в 1977 году (30 человек). Сегодня в России всего три учебных заведения, которые готовят пилотов военной и гражданской авиации, куда могут «пробиться» девушки. Это Курганский пограничный институт, Сасовское летное училище гражданской авиации и Санкт-Петербургская академия гражданской авиации. В другие летные академии и училища для девушек закрыт вход. А «пробиваться» в буквальном смысле прекрасному полу приходится именно потому, что зачисление одной девушки на курс вместе с 270 парнями – это действительно победа! Пройти все тяготы обучения и налетать нужное количество часов - это еще далеко не все, что требуется от влюбленного в небо. Стальная выдержка и невероятная психологическая устойчивость – это те качества, без которых летчице будет трудно закончить обучение и работать. Хотя женщины - пилоты многократно доказывали и продолжают доказывать свою профпригодность, к ним все так же относятся с недоверием и опаской. Немалую роль играет и проявление мужского шовинизма - управление самолетом до сих пор считается мужским занятием. Сложности обучения и работы заключаются именно в этом - в отсутствии поддержки со стороны, в недоверии окружающих. Путь в эту профессию заключается в преодолении стереотипов, которыми пропитано наше общество. Авиакомпании неохотно берут женщин-пилотов, еще менее охотно повышают их до командиров. Если так недоверчиво относятся к женщинам в рядах гражданской авиации, то представьте себе отношение мужчин к женщинам в авиации военной. На интернет-просторах эта тема вызывает много негативных отзывов. Кто-то одобряет присутствие женщин в гражданской авиации, но все однозначно не принимают женщин военных летчиков. Решительное непринятие желания женщин наравне с мужчинами работать, летать и воевать, очень ярко проявляется в нашем обществе. За границей число женщин, управляющих военными и пассажирскими самолетами, гораздо больше чем в России и СНГ. До 2011 В России была только одна женщина-командир "Боинга" - Татьяна Рыманова из "S7 Airlines". В конце 2011 года

авиакомпания «Россия» впервые приняла женщину на должность командира воздушного судна - Татьяна Казачкова свидетельство пилота получила по гранту в США, после окончания обучения в Санкт-Петербургской Академии Гражданской Авиации. Ещё женщина - КВС Ольга Грачёва есть в ОАО "Аэрофлот". А всего в российской гражданской авиации 15 женщин-пилотов. На сегодняшний день в Сасовском летном училище учатся две девушки-курсантки, с одной из которых уже заключила контракт компания "Трансаэро". И есть надежда, что в ближайшие годы в гражданской авиации России появление женщины-командира воздушного судна уже не будет экзотической новостью. И так же, как в Европе и Америке, пассажиры российских авиакомпаний всё чаще будут слышать женский командирский голос.

Хоть путь женщин в авиации непрост сих пор, сегодня существует множество организаций готовых поддержать молодых летчиц. 20 лет действует Межрегиональная общественная организация Союз женщин летных специальностей «Авиатрисса», ее членами стали 450 женщин и их число постоянно растет, но масштабы довоенных времен, когда таких женщин насчитывались тысячи, пока недостижимы. Союз активно сотрудничает с другими летными и авиационными организациями России и зарубежья, проводит конференции и форумы, где женщины летных профессий могут встретиться, поддержать друг друга и, самое главное, пробудить у молодого поколения интерес к авиации.

В последнее время авиакомпании столкнулись с острой нехваткой летных кадров. Все прекрасно понимают, что летный состав потихоньку «стареет» да и популяция пилотов постоянно сокращается. Может быть, именно женщины способны в очередной раз спасти ситуацию? В тот момент, когда люди откажутся от стереотипов и будут всячески поддерживать новичков – словами, комментариями, личной благодарностью, – тогда авиакомпании начнут охотно принимать на работу женщин-пилотов, и в нашей авиации наступит весна, и подует ветер нового времени!

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Дрягина, И. В. Записки летчицы У-2. [Текст] / И.В. Дрягина. — М: Центрполиграф, 2007. – 97с.
2. Женщины-авиаторы на фронтах Второй мировой войны [Электронный ресурс] // Женщины в истории. - URL: <http://viromiro.livejournal.com/438663.html>. - 2.11.2012
3. Клава Серебрякова[Электронный ресурс]-URL: <http://sasha-p.livejournal.com/183318.html>.-14.09.2010г.
4. Куликова, М. Сестра Икара из УАИ / М. Куликова // Авиатор УГАТУ. - URL: <http://www.ugatu.ac.ru/aviator>. - 8.09.2012 г.
5. Латыпова, Ф. От Уфы до Берлина [Текст] / Ф. Латыпова // Бельские просторы. – 2004. - №4. – С. 22-49.
6. Ракобольская, И.В. Нас называли ночными ведьмами. Так воевал женский 46-й гвардейский полк ночных бомбардировщиков [Текст] / И.В. Ракобольская, Н.М. Кравцова. – М: Изд-во МГУ, 2005. – 153с.
7. Стремиться делать невозможное [Электронный ресурс] // Авиатор УГАТУ. - URL: <http://www.ugatu.ac.ru/aviator>. - 8.09.2012 г.
8. Чечнева, М.П. Боевые подруги мои [Текст] / М.П. Чечнева. — М.: ДОСААФ, 1975. – 122 с.



Алиева Елена Викторовна, студентка 2 курса специальности «Применение и эксплуатация автоматизированных систем специального назначения» каф. АСУ УГАТУ,.

e-mail: elenka-1994@mail.ru

УДК 005.334.2+347.91(470)

АНАЛИЗ ПРОБЛЕМ ПРИМЕНЕНИЯ ИНСТИТУТА КОММЕРЧЕСКОЙ МЕДИАЦИИ В РОССИИ

Мансурова Ю. Т., Очерднюк Е. К.

Предпринимательская деятельность по своей сути зачастую связана с юридическими спорами, ведь при ее осуществлении сталкиваются интересы предпринимателей, потребителей, государства. В России большая часть из них разрешается в судебном порядке. Однако юридический спор – лишь проекция конфликта в какой-либо его ограниченной части.

Актуальность данной темы обусловлена, прежде всего, развитием «культурных» рыночных отношений в России, а так же разработкой нового гражданско-процессуального законодательства; попыткой «разгрузить» арбитражные суды в РФ.

Институт медиации появился в России относительно недавно: первый интерес к нему возник в 90-е годы прошлого столетия, а законодательно он был урегулирован вступившим в силу с 1 января 2011 г. Федеральным законом Российской Федерации от 27 июля 2010 г. N 193-ФЗ "Об альтернативной процедуре урегулирования споров с участием посредника (процедуре медиации)".

Родиной же института медиации являются США, именно там возникла концепция гарвардских переговоров, которая и была положена в основу медиации и получила известность в практике разрешения споров в западных странах. [3]

По своей сути медиация – это альтернативное, внесудебное урегулирование споров с помощью посредника – медиатора. Медиатор не берет на себя ответственность за принятое сторонами решение, а только организует процесс переговоров. В этом отличие медиации от таких методов как суд или арбитраж, где решение, в конечном счете, принимается судом или арбитром. Необходимо отметить, что медиатор не обладает властными полномочиями, предоставляемыми государством суду, т.е. он не может обязать стороны выполнить достигнутое по делу соглашение.

Российское законодательство, а именно, вышеупомянутый Федеральный Закон, определяет процедуру медиации как способ урегулирования споров при содействии медиатора на основе добровольного согласия сторон в целях достижения ими взаимоприемлемого решения.

На сегодняшний день институт медиации наиболее развит в США, Европе. В странах, где существует медиация, с ее помощью удается решить до 85% всех возникающих споров, с добровольным исполнением договоренности в 91% случаев. Для сравнения: судебные решения добровольно исполняются в США в 35% случаев, а в России – примерно в 20%. [6]

Сфера предпринимательских отношений традиционно рассматривается как одна из наиболее благоприятных для применения процедуры медиации. В России осуществление процедуры медиации в предпринимательской сфере возможно при:

- разрешении споров с другими коммерческими организациями;
- сопровождении проектов, реализация которых затрагивает множество сторон;
- рассмотрении споров в страховой и банковской сфере;
- при возникновении споров, связанных с авторским правом и по поводу результатов интеллектуальной деятельности.
- трудовых спорах (за исключением коллективных);
- разделе организации и выходе из нее;
- возникновении разногласий между акционерами;
- конфликтных ситуациях между персоналом.

Отметим, что по замечаниям практиков-медиаторов, весьма востребованной медиация является при рассмотрении споров между иностранными и российскими компаниями. Зарубежные коллеги считают систему российского судопроизводства крайне запутанной, коррумпированной и не эффективной в целом, поэтому предпочитают альтернативные способы рассмотрения возникающих разногласий.

Преимущества медиации для коммерческих организаций в сравнении с судебным порядком урегулирования спора очевидны. Наиболее важным принципом медиации является добровольность исполняемого решения, т.е. с психологической точки зрения медиация направлена, прежде всего, на сотрудничество сторон. Законодатель же в качестве одного из основных принципов арбитражного и гражданского судопроизводства объявляет состязательность.

Помимо этого, существенной положительной стороной медиации являются ее сроки проведения, стоимость осуществления процедуры и гибкость процесса. Не смотря на то, что российское судопроизводство ограничивает сроки рассмотрения дела для каждого вида судопроизводства, фактически рассмотрения дела может затягиваться до бесконечности (не зря во все процессуальные кодексы была введена статья, определяющая «разумный срок судопроизводства» как один из базовых принципов).

Согласно ФЗ N 193-ФЗ, медиацию рекомендуется проводить в срок не более 60 дней, что взято из западной практики. Стоимость процедуры медиации же в разы ниже, чем расходы, которые несут стороны во время рассмотрения дела. Не требуется производить уплату госпошлин, вознаграждений адвокатам, компенсаций свидетелям, экспертам, переводчикам, специалистам и т.д.

Помимо этого, базовым принципом медиации является конфиденциальность. Любая компания создавать и поддерживать определенную «положительную» репутацию: надежного поставщика, клиента, выгодного покупателя, и т.д. Конфиденциальность помогает сохранить существующий спор в тайне, не вынося его на всеобщее обозрение.

Этот же принцип позволяет сохранять хорошие отношения между сторонами, что особо важно при разногласиях с постоянными и значимыми деловыми партнерами, т.е. когда стороны заинтересованы в продолжении сотрудничества. Так же это важно когда медиатором разбираются внутрикорпоративные споры, в которых существенную роль играют личные отношения сторон конфликта.

Еще одним основополагающим принципом медиации является добровольность участия и исполнения решения, о чем говорилось выше. Добавим, что судебный процесс – это принудительный способ разрешения спора, т.е. он возбуждается по заявлению истца и не зависит от воли ответчика. Судья назначается (что в рамках существующей судебной системы безусловный плюс), а медиатор – выбирается сторонами из числа лиц, которым они доверяют.

Так же отсутствие строгой регламентации позволяет принимать решения, альтернативные прописанные в соответствующем материальном праве.

Существенным плюсом данной процедуры является отсутствие коррупционной составляющей. Как говорилось выше, в ныне действующем законодательстве нет норма, которая могла бы в принудительном порядке заставить исполнить медиативное соглашение.

Однако на практике развитие института коммерческой медиации сталкивается в российских реалиях с рядом проблем. Это определяет не развитость института в целом, хотя согласно статистическим данным, реальное применение медиации имеет место в большинстве экономически развитых субъектах Российской Федерации.

Первая из проблем – это отсутствие соответствующей нормативно-правовой базы.

Действующий федеральный закон определяет лишь основные, наиболее общие направления деятельности медиаторов. Такой подход был выработан в США, придерживающихся системы прецедентного права. В странах же с континентальной системой права, как правило, со временем выработался Кодекс Медиатора, в котором детально прописывается деятельность посредников. Согласно же вышеупомянутому ФЗ, разработка такой правовой баз в России предоставляется «саморегулирующейся организации медиаторов». С одной стороны, предоставление самостоятельности законодателем в решении юридических тонкостей самим медиаторам можно оценить как крайне благоприятное. С другой стороны – можно ли ожидать в существующих условиях активности в данном вопросе от самих медиаторов? На наш взгляд, это маловероятно.

Помимо этого, прослеживается непонимание самим законодателем основополагающим принципов медиации. Например, бывший президент страны предложил сделать прохождение медиации обязательным условием принятия заявления судом к рассмотрению, установив тем самым условную подведомственность. Данное предложение нарушает принцип добровольности, как саму суть процедуры медиации. [3]

Неопределенность в нормативно-правовой базе порождает в свою очередь вторую проблему – нежелание населения пользоваться процедурой медиации.

Не понимая, что фактически собой представляет данный вид внесудебного способа урегулирования конфликтов, люди предпочитают обращаться в суды различного уровня и компетенции.

По данным Справки о практике применения Федерального закона «Об альтернативной процедуре урегулирования споров с участием посредника (процедуре медиации)», утвержденной Президиумом Верховного Суда Российской Федерации от 6 июня 2012 года, материалы проведенного обобщения свидетельствуют о том, что стороны редко самостоятельно принимают решение об обращении к процедуре медиации. Как правило, указанные лица заключают соглашение о применении медиации только после разъяснения судьей существа этого института, порядка и условий его проведения, а также преимуществ урегулирования спора с использованием данной примирительной процедуры.

Отметим, что предприниматели, в частности, обращаются в арбитражные суды, которые, по мнению ряда крупных специалистов в области юриспруденции, являются наиболее состоявшейся ветвью судебной системы Российской Федерации. Помимо этого, заметным становится общая юридическая неграмотность населения. Зачастую, люди даже не знают значения слова «медиация».

Третьим существенным затруднением является, в подавляющей своей массе, отсутствие грамотных специалистов среди медиаторов. Осуществлением посреднической деятельности в коммерческих организациях требует довольно глубоких знаний в трех довольно далеких друг от друга сферах: психологии, юриспруденции и экономике. Однако законодателем установлено в качестве обязательного условия в рамках образования – наличие диплом о высшем образовании и прохождении специальных курсов в аккредитованных учреждениях. В большинстве случаев курсы эти не могут предоставить соответствующих знаний. На практике получается, что специалистам, которые уже имеют опыт и могут работать медиаторами, такие курсы не дают ничего

нового, и нужны лишь для «галочки». Тем же, кто только начинает обучаться профессии медиатора курсы дают лишь наиболее общее представление о процедуре.

До введения Болонской системы высшего образования, в нашей стране существовало 5 ВУЗов, готовящих специалистов-конфликтологов, наиболее близких к медиаторам. Сейчас же это лишь направление магистратуры.

Возникает вопрос: нужно ли вообще тогда далее развивать и способствовать становлению института медиации в России?

По данным вышеуказанной Справки, судебные постановления (определения о прекращении производства по делу, определения об оставлении заявления без рассмотрения), вынесенные после процедуры медиации, в суд вышестоящей инстанции сторонами не обжаловались. Кроме того, судами отмечалось, что лица, участвующие в процедуре медиации, не обращались с жалобами на неисполнение или ненадлежащее исполнение медиативного соглашения. Суды это объясняют тем, что в результате процедуры медиации стороны урегулировали возникший конфликт самостоятельно, выработали приемлемые для них условия медиативного соглашения, что и способствовало его добровольному исполнению. Таким образом, по мнению судов, процедура медиации уменьшила нагрузку на суды, в том числе и на суды вышестоящих инстанций. [1] И именно эта цель преследовалась законодателем при принятии ФЗ N 193-ФЗ. [2]

Так же РСПП Ростовской области был проведен опрос, среди предпринимателей, воспользовавшихся услугами медиатора. Его результаты представлены на рисунке 1.

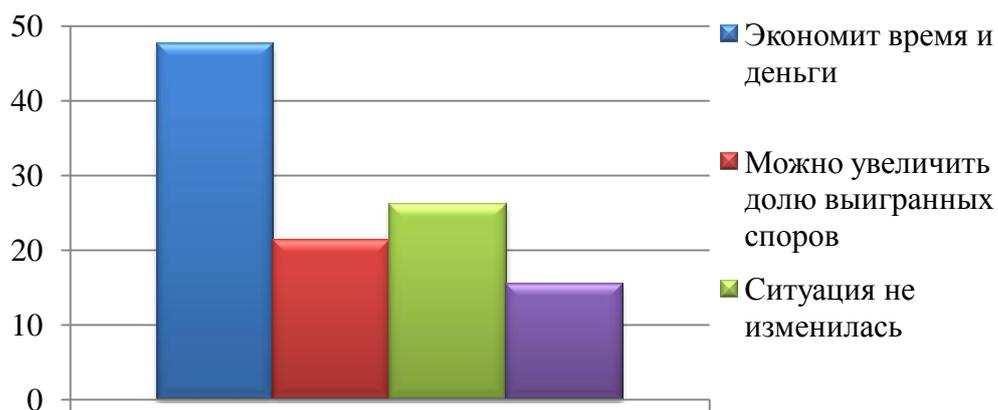


Рис.1. Данные опроса, проведенного РСПП Ростовской области среди предпринимателей, воспользовавшихся услугами медиации

Подводя итог проведенному исследованию, необходимо сделать вывод о том, что развитие услуги медиации в России могут весьма благоприятно сказаться на осуществлении правосудия в целом, а так же улучшить общий фон сферы предпринимательства в России.

Огромное количество юридических споров, возникающих при ведении деятельности предприятием, могут разрешаться более быстро, качественно (данный фактор оценивается по процентному исполнению принятых решений), что часто не менее важно – конфиденциально.

В качестве основных направлений решения существующих сложностей при реализации института медиации на практике, можно предложить следующее:

- создание применимой нормативно-правовой базы в целом;
- регламентирование процедуры подготовки специалистов;
- создание контролирующей организации;
- осуществление просветительской компании среди населения и предпринимателей в частности.

В рамках последнего направления можно разработать комплекс маркетингового обеспечения, направленного на конкретную целевую аудиторию – предпринимателей.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Федеральный закон Российской Федерации от 27 июля 2010 г. N 193-ФЗ "Об альтернативной процедуре урегулирования споров с участием посредника (процедуре медиации)"**, опубликован 30 июля 2010 г. в "Российской газете" - Федеральный выпуск № 5247.

2. **Справка о практике применения Федерального закона «Об альтернативной процедуре урегулирования споров с участием посредника (процедуре медиации)»**, утверждена Президиумом Верховного Суда Российской Федерации от 6 июня 2012 года / Официальный сайт Верховного Суда Российской Федерации [Электронный ресурс]. Режим доступа: <http://www.supcourt.ru/> (дата обращения 10.11.2013).

3. **Аболонин В.О. Коммерческая медиация в России: особый вектор развития / В.О. Аболонин // Закон. - 2012. - № 3. - С. 57-67.**

4. **Посредничество по урегулированию экономических споров, Д.Л. Давыденко // Москва, Секрет фирмы, 2006.**

5. **Практика коммерческой медиации в России: некоторые примеры и проблемы правового регулирования, Д.Л. Давыденко // В кн.: Коммерческая медиация: теория и практика, стр. 190-213, М. Инфотропик, 2012.**

ОБ АВТОРАХ



Мансурова Юлия Талгатовна, доцент кафедры «Финансы, денежное обращение и экономическая безопасность» ФИРТ УГАТУ, дипл. экономист-математик (УГНТУ, 2002). Кандид. эконом. наук (Санкт-Петербургский государственный университет экономики и финансов, 2005). Исследования в области математического обеспечения решения экономических задач.

e-mail: Mansurova.j@mail.com



Очереднюк Елена Константиновна, студентка 4 курса группы ФДО-407 кафедры «Финансы, денежное обращение и экономическая безопасность» ФИРТ УГАТУ

e-mail: MusaElenaO@gmail.com

УДК 314

АНАЛИЗ ФАКТОРОВ, ОКАЗЫВАЮЩИХ ВЛИЯНИЕ НА РОЖДАЕМОСТЬ

Воронина А. Н., Сираева Д. Т., Шаяхметова Р. Ф.

На сегодняшний день одной из острейших проблем современной России выступает проблема устойчивого снижения численности населения. Демографический кризис, охвативший страну с 1992 г., влечет за собой экономические, социальные, культурные и политические последствия. Очевидно, с уменьшением численности населения снижается

численность экономически-активного населения, что отрицательно влияет на процесс замещения трудовых ресурсов и увеличивает нагрузку на бюджет страны в части пенсионного обеспечения, поскольку пенсионные выплаты работающих не покрывают расходы на выплату пенсий. Активно происходит процесс вымирания мелких деревень и городов, что приводит к упадку сельского хозяйства, опустению больших территорий и утрате культурных традиций. Низкая плотность населения России не может не вызывать пристальный интерес со стороны граничащих государств, где остро стоит обратная проблема перенаселения.

Известно, что рождаемость является самым существенным и стратегическим элементом изменения численности населения, влияющим на уровень естественного прироста и снижение среднего возраста. Следовательно, целесообразно выявление факторов, объясняющих вариацию уровня рождаемости. Определение указанных показателей и оценка их взаимосвязи позволит объяснить наблюдаемые тенденции и найти пути выхода из сложившейся демографической ситуации.

К числу непосредственных факторов, оказывающих влияние на уровень рождаемости, можно отнести демографические, медико-биологические, социально-экономические и культурно-психологические:

- демографические факторы включают в себя показатели старения российского населения, количество и долю лиц трудоспособного возраста, численность женщин и мужчин в детородном возрасте, количество и долю городского и сельского населения и др.;

- к медико-биологическим факторам можно отнести высокий уровень смертности, в том числе младенческой, количество аборт, рост наследственных заболеваний, существенное увеличение различного вида аллергических заболеваний, характерных для городского населения и др.;

- социально-экономические факторы проявляются в уровне доходов и социальных гарантий, жилищных условиях, занятости женщин в общественном производстве и пр.;

- культурно-психологические факторы формируются уровнем образования населения, этнически-религиозными традициями и пр.

Необходимо отметить, что уровень рождаемости во многом определяется соответствующими установками, принятыми в обществе. В частности, характерной особенностью стран, вступивших в стадию демографической зрелости, в том числе и России, является переход к модели малодетности, преимущественно однодетности. Хотя, как свидетельствуют репрезентативные выборочные опросы, двухдетная модель семьи, как и прежде, рассматривается в виде эталона и желанной целевой доминанты для основного количества народонаселения [1]. Чтобы стимулировать людей к рождению второго ребёнка, с 1 января 2007 года вступил в силу Федеральный закон №256-ФЗ от 29.12.2006 "О дополнительных мерах государственной поддержки семей, имеющих детей". Этот нормативный акт устанавливает право на получение материнского капитала для семей, в которых с 1 января 2007 года появился второй ребенок [2].

Информационной базой данной работы выступают данные Федеральной службы государственной статистики [3] по регионам Российской Федерации. В качестве факторов-предикторов были выбраны:

- демографические факторы: средний возраст женщин, плотность населения, доля городского населения, уровень детской смертности, количество аборт;

- социально-экономические факторы: число браков, количество детей, родившихся вне брака, число выданных материнских капиталов, уровень занятости, площадь жилых помещений, величина прожиточного минимума, величина среднедушевого дохода.

Анализ данных позволил выявить регионы с наибольшим уровнем рождаемости -

Ингушетия, Дагестан, Чеченская республика (Северо-Кавказский федеральный округ). В указанных регионах средний возраст женщин значительно меньше в сравнении с другими округами РФ, а уровень рождаемости самый высокий по стране (рис. 1). Очевидно, это связано с жизненным укладом и традициями народов этих республик.

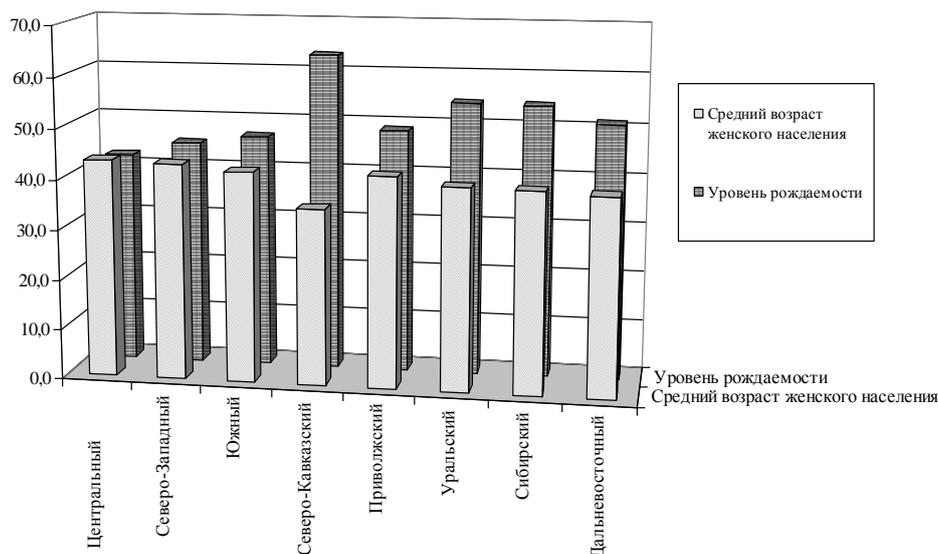


Рис. 1. Соотношение среднего возраста женщин и уровня рождаемости в регионах РФ

Наиболее низкий уровень рождаемости наблюдается в Центральном федеральном округе, что очевидно, обусловлено наибольшим средним возрастом проживающего в округе населения. Этот факт также можно объяснить тем, что Центральный округ характеризуется большой долей городского населения (рис. 2).

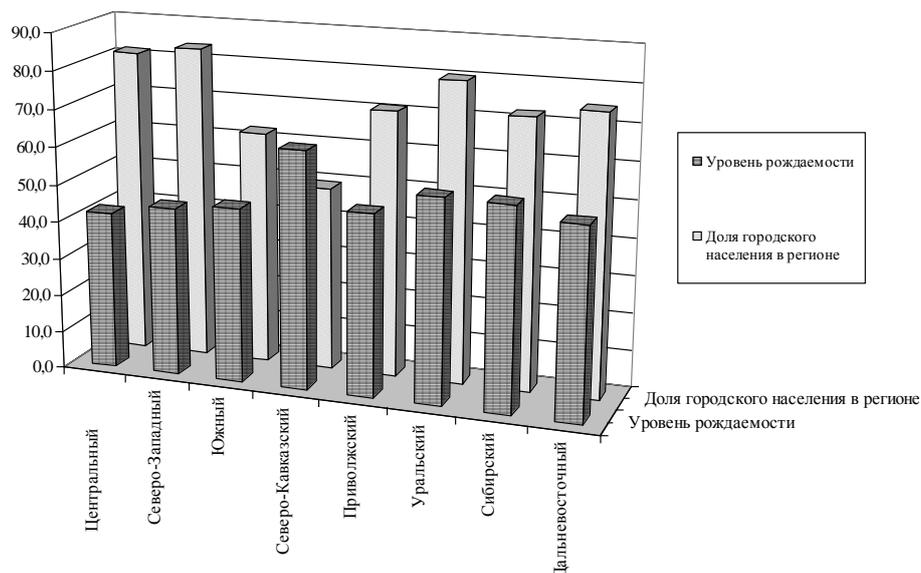


Рис. 2. Соотношение доли городского населения и уровня рождаемости в регионах РФ

По рис. 2 можно сделать вывод о существовании обратной зависимости доли городского населения и уровня рождаемости в регионе, то есть, чем больше доля городских жителей, тем меньше люди склонны к деторождению. Действительно, рождаемость у горожан примерно в полтора раза ниже, чем в сельских районах [4]. Объясняется это тем, что на селе менее агрессивная среда, семья локализована в одном месте, более развита коммуникация, которая обуславливается наличием большого количества родственников на ограниченной территории. Все это упрощает процесс воспитания детей. Так, в России некоторые народы менее урбанизированы и имеют более высокую рождаемость. Следует отметить, что вышеуказанные Ингушетия, Дагестан, Чеченская республика имеют самые низкие показатели по доле городского населения.

Количественная оценка степени тесноты зависимости изучаемых показателей осуществлена с помощью корреляционного анализа. Расчет выборочных коэффициентов парной корреляции, представленных в табл. 1, позволил отобрать факторы, наиболее сильно влияющие на уровень рождаемости.

Таблица 1

Матрица выборочных коэффициентов парной корреляции

	Уровень рождаемости, ‰	Средний возраст женского населения, лет	Доля рожениц, получивших материнский капитал, %	Доля городского населения в регионе, %
Уровень рождаемости, ‰	1	-0,822	0,803	-0,545
Средний возраст женского населения, лет	-0,822	1	-0,798	0,415
Доля рожениц, получивших материнский капитал, %	0,803	-0,798	1	-0,425
Доля городского населения в регионе, %	-0,545	0,415	-0,425	1

Анализируя данные о корреляции, можно сделать следующие выводы. Главный демографический феномен в развитых и многих развивающихся странах - старение населения [5]. Так, в России высокий средний возраст женщин (41 год), что негативно сказывается на рождаемости. Об этом свидетельствует коэффициент парной корреляции, равный -0,822.

При исследовании данных было выявлено, что, вопреки устойчивой точке зрения, низкое благосостояние граждан, число браков и разводов не влияют на рождаемость. Это подтверждают эксперты из Института демографии НИУ ВШЭ, считая, что многие традиционные стимулы появления детей в современном обществе уже не работают [6, 7]. Можно сделать вывод о том, что институт семьи перестал выполнять важнейшую из своих функций - деторождение.

Из табл. 1 видно, что на рождаемость также оказала существенное влияние выдача материнского капитала. Рождаемость с 2007 года увеличилась с 1,6 млн человек до 1,8 млн [8].

Также корреляционный анализ показал наличие связи между числом аборт и количеством детей, рожденных вне брака. Вероятно, чаще прерывают беременность женщины, не состоящие в браке, так как они не могут позволить себе иметь ребенка по причине отсутствия надежной семейной опоры и в силу экономической незащищенности.

В табл. 2 представлены выборочные коэффициенты частной корреляции.

Таблица 2

Матрица выборочных коэффициентов частной корреляции

	Уровень рождаемости, ‰	Средний возраст женского населения, лет	Доля рожениц, получивших материнский капитал, %	Доля городского населения в регионе, %
Уровень рождаемости, ‰	-1	-0,492	0,398	-0,360
Средний возраст женского населения, лет	-0,492	-1	-0,407	-0,065
Доля рожениц, получивших материнский капитал, %	0,398	-0,407	-1	-0,004
Доля городского населения в регионе, %	-0,360	-0,065	-0,004	-1

Из табл. 2 следует, что старение женщин на 25 % обуславливает снижение уровня рождаемости в совокупности всех остальных факторов, принятие закона о выдаче материнского капитала определяет изменение рождаемости на 16 %.

Для построения модели изменения рождаемости в России воспользуемся методом регрессионного анализа. Введем следующие обозначения: y – коэффициент рождаемости (на 1000 женщин), x_1 – средний возраст женского населения, x_2 – доля получивших материнский капитал, x_3 – доля городского населения. Для описания вариации результирующего признака воспользуемся классическим уравнением линейной модели множественной регрессии вида:

$$y = a_0 + a_1x_1 + a_2x_2 + a_3x_3 + \varepsilon(x),$$

где a_0, a_1, a_2, a_3 – параметры уравнения регрессии, подлежащие оценке, $\varepsilon(x)$ – случайная компонента.

С помощью метода наименьших квадратов получили оценку параметров трехфакторной модели регрессии:

$$y = 114,496 - 1,479 \cdot x_1 + 1,882 \cdot x_2 - 0,195 \cdot x_3.$$

Параметры коэффициентов регрессии показывают, что при уменьшении доли сельского населения на 1 %, рождаемость снижается на 0,2 %, при увеличении среднего возраста женщин на 1 год, рождаемость уменьшается на 1,48 %. Результаты моделирования представлены на рис. 3.



Рис. 3. Результаты аппроксимации уровня рождаемости с помощью линейной модели трехфакторной регрессии

Построенная модель характеризуется величиной коэффициента детерминации $R^2=0,762$, то есть объясняет 76,2 % вариации уровня рождаемости за счет факторов, учтенных в модели. Статистическая значимость модели подтверждается расчетным значением критерия Фишера $F=83,8$. Средняя относительная ошибка отклонения модельных данных от фактических значений рождаемости составляет 7,1 %, что свидетельствует о достаточной точности модели для прогнозирования.

В результате проделанной работы, можно предложить следующие рекомендации для повышения рождаемости. Прежде всего, необходимо укреплять институт семьи, осуществлять пропаганду многодетных семей, возродить духовно-нравственные традиции, семейные ценности, изменить менталитет современной молодежи – будущих родителей.

Негативное влияние урбанизации на уровень рождаемости, подтверждаемое статистическими расчетами, позволяет сделать вывод о насущной необходимости развития инфраструктуры сельской местности, создания рабочих мест. Это замедлит отток молодежи в крупные города, где отсутствие жилплощади затрудняет создание семей и, как следствие, делает невозможным рождение детей.

Также необходимо продолжать финансово поддерживать семьи, имеющие двух и более детей. По закону вышеупомянутый Закон о материнском капитале завершает свое действие 31 декабря 2016 года [2]. Премьер-министр РФ Дмитрий Медведев выступил за продление программы материнского капитала после 2016 г. "Мы этой программой очень многое сделали, ее нельзя останавливать, ее нужно продлить. Моя позиция - поддержать продление материнского капитала", - заявил он на встрече с руководством Совета Федерации [9].

По данным на 2011 г. на каждых двух рожденных детей приходится в среднем один аборт. Так, следует уделить внимание профилактике абортов, ведь после них могут возникнуть осложнения, и женщине будет трудно родить одного ребенка, не говоря уже о двоих, троих детях. Нужно рассказывать женщинам и молодым девушкам, которые решились на этот шаг, о возможных негативных последствиях.

В заключение можно сделать вывод о том, что закрепление успеха последних лет требует последовательного развития государственной семейной политики и ее совершенствования с учетом экономических, социальных и демографических реалий, ставших намного более сложными и многообразными, чем прежде.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Пальян З.О. **Статистическая оценка факторов динамики рождаемости в Украине** \ \ Сборник трудов конференции [Электронный ресурс] regconf.hse.ru. Яз. русск.
2. **Федеральный закон от 29 декабря 2006 года № 256-ФЗ «О дополнительных мерах государственной поддержки семей, имеющих детей»** [Электронный ресурс]. Официальный сайт пенсионного фонда Российской Федерации. http://www.pfrf.ru/mother_fam_capital/726.html. Яз. русск.
3. **Официальный сайт Федеральной службы государственной статистики РФ** [Электронный ресурс]. <http://www.gks.ru>. Яз. русск.
4. Миронин С., Козырева О. **Причины второго демографического перехода** [Электронный ресурс]. Официальный сайт фонда «Кризисные исследования и антикризисные разработки» <http://rus-crisis.ru>. Яз. русск.
5. Денисенко М. **Население России до 2025 года** \ \ Pro et Contra, Т. 16, № 4-5, июль-октябрь 2012, с. 153-170.
6. Озерова Ю. **Разводы не влияют на уровень рождаемости** [Электронный ресурс] <http://deti.mail.ru/news/razvody-ne-vliyaют-na-uroven-rozhdaemosti>. Яз. русск.
7. Доклад «**Россия перед лицом демографических вызовов**» Вишневецкий А. Г., Захаров С. В. и другие. 2009, 208 с.
8. **Демографический ежегодник России. 2012.** Гл. 4 Рождаемость, с. 126.
9. **Выступление премьер-министра РФ Д. А. Медведева** [Электронный ресурс] <http://www.itar-tass.com/c95/886236.html>. Яз. русск.

ОБ АВТОРАХ



Воронина Анжела Николаевна, ст. преподаватель каф. математики, к. экон. наук по управлению инновациями (УГАТУ, 2011). Исследования в области моделирования и прогнозирования социально-экономических процессов.



Сираева Дилара Тахировна, студент 5 курса общенаучного факультета УГАТУ, кафедра математики, специальность «Прикладная математика и информатика». Исследования в области моделирования и прогнозирования социально-экономических процессов.

e-mail: sirdilara@gmail.com



Шаяхметова Рената Фуатовна, студент 5 курса общенаучного факультета УГАТУ, кафедра математики, специальность «Прикладная математика и информатика». Исследования в области моделирования и прогнозирования социально-экономических процессов.

e-mail: shayakhmetova.renata@gmail.com

УДК 332.025

МИРОВОЙ ОПЫТ РАЗВИТИЯ СВОБОДНЫХ ЭКОНОМИЧЕСКИХ ЗОН И ЕГО ИСПОЛЬЗОВАНИЕ В РОССИИ

Ганеев Д. Д.

Одним из уже достаточно давно известных векторов стимулирования роста доходов и экспортного производства, импорт новых технологий и сырья, а также улучшения экономики государства в целом является создание свободных экономических зон (СЭЗ).

Весомый вклад в мировое хозяйство, в международные экономические отношения в целом в XX-XXI вв. внесли свободные, или специальные экономические зоны (СЭЗ). В системе мировых хозяйственных связей СЭЗ предстают как фактор ускоренного экономического роста благодаря стимуляции внешней торговли, обмена технологиями, мобилизации инвестиций и информацией.

В 1973г. Киотской конвенции, которая предопределила свободную зону как своеобразный внешнеторговый анклав, в котором все товары считаются находящимися за пределами таможенной территории, свободные экономические зоны получили огромное распространение во многих странах.

СЭЗ представляют собой своеобразную часть национального экономического пространства, в которой используется особая система стимулов и льгот, не применяемая в остальных частях страны. Как правило, СЭЗ – это в той или иной степени географически обособленная территория.

Во многих странах применяются так называемые экономические правила, специальные административные нормативно-правовые акты, которые не освобождают от определенного правового и хозяйственного режима – они лишь облегчают его, предоставляют преимущества, стимулирующие предпринимательство в стране. Фактически государство в СЭЗ лишь ограничивает свое вмешательство в множество экономических процессов.

Цели создания свободных экономических зон зависят от уровня социально-экономического развития стран, в которых они создаются. Поэтому причины и цели создания СЭЗ в каждом конкретном случае могут различаться. К примеру, в промышленно развитых странах, таких как Франция, США, СЭЗ часто создавались для активизации внешнеэкономических связей реализации региональной политики,

направленной на рост малого и среднего бизнеса в районах, подверженных экономическому спаду, для выравнивания межрегиональных различий. В этих целях такой категории предпринимателей предоставлялась огромная, нежели в других районах страны, свобода деятельности и значительные финансовые льготы.

С похожей целью создавались СЭЗ и в ряде развивающихся государств. Но в отличие от развитых стран, в этих государствах при создании свободных экономических зон упор делается на привлечение иностранного капитала, технологий, а также на модернизацию промышленности, иногда на повышение квалификации рабочей силы.

Кроме названных целей и причин создания СЭЗ можно отнести еще три задачи:

- стимулирование экспорта в промышленности и торговли, как следствие получение на этой основе валютных средств;
- рост занятости населения;
- превращение зон в территории по тестированию новых методов хозяйствования плюс рост национального хозяйства.

Создание СЭЗ, их функционирование связывается с либерализацией и активацией внешнеэкономической деятельности. Экономика СЭЗ имеет более высокую степень открытости внешнему миру, а таможенный, налоговый и инвестиционный режим благоприятен для внешних и внутренних инвестиций. [3]

В то же время образование таких зон может означать то, что страна не желает пускать в свою экономику иностранный капитал или повсеместно использовать особый инвестиционный климат, и как следствие, использует локальную открытость в виде специальных зон. В последние десятилетия в мировой экономике развернулась конкуренция между странами в области налоговых и иных льгот, предоставляемых для привлечения всё большего капитала из других стран. Действия разного рода по формированию налоговых льгот, зафиксированных национальными законодательствами, получили название «налоговая революция».

Из всего вышесказанного можно заключить, что создание свободных экономических зон необходимо, но именно для решения какой задачи и ведения какой политики каждая страна выбирает самостоятельно.

В России свободные экономические зоны стали создавать в конце восьмидесятых годов, и к середине девяностых официально утвержденных СЭЗ было уже более полутора десятка. Среди них есть и более узкоспециализированные зоны различных типов (превалируют зоны свободной торговли), и комплексные. Однако далеко не все СЭЗ Российской Федерации выдержали испытание временем, к тому же государственная политика по отношению к ним изменялась с каждым годом.

Страны с развитой рыночной экономикой выделялись особым подходом к реализации программ на создание свободных экономических зон, которые впоследствии оказались успешными. Тем не менее, удручающая история развития других стран (страны с переходной экономикой и развивающиеся) и их свойственность, проявляющаяся не в столь гибкой и экономике, и политике, повлияла на функционирование СЭЗ в этих регионах и областях.

Свободные экономические зоны по сути своей являются программными регионами, которые территориально не всегда совпадают с административными границами. Обеспечение специального экономического режима на территории должно осуществляться на основе административного управления, что не может не создать особые проблемы организации механизма функционирования зоны. СЭЗ является территорией с особым статусом, поэтому выбор модели административно-хозяйственного управления зоной зависит от размера и типа территории, от особенностей государственного устройства страны, развитости в ней частного сектора и т.п.

Главным моментом является расположение обособленной системы управления в свободной экономической зоне, ввиду локальности социально-экономической системы,

иными словами, она находится вне компетенции отраслевых ведомств и министерств, курирующих различные сферы экономики в данной стране.

Данная специфика управления зоной создает почву для конфликтов, которые могут возникать на любом уровне: как на межведомственном уровне, так и между зоной и различными государственными ведомствами.

Опыт создания свободных экономических зон в разных странах показал, что они могут существенным образом повлиять на рост региона, однако эффект открытия СЭЗ достигается по истечении многих лет и исключительно при наличии указанных выше условий, коренным образом определяющих успешность зоны.

Организация особого экономического режима в зоне и применение различных прерогатив в налогообложении приводит к тому, что прибыль в зоне оказывается много выше, чем в соседствующих с ней регионах и национальной экономике в целом, что позволяет привлеченному в зону капиталу получать сверхприбыль. Благоприятный экономический климат в зоне может привести к сокращению сроков окупаемости капитальных вложений.

Формирование льготного режима в зоне предопределяет существенное влияние на ведение бизнеса на территории страны в целом, т.к. весь бизнес попадает в среду жесткой конкуренции с неравными стартовыми возможностями (отсутствие начального капитала, низкий уровень производства, как следствие высокая себестоимость продукции, коммуникативный потенциал в виде слабо развитых отношений с поставщиками и заказчиками и т.п.), поэтому в СЭЗ не исключено резкое падение местного производства и снижение инициативности местных предпринимателей.

Кроме того, образование свободных экономических зон сопряжено, как правило, со значительными вливаниями финансов и дальнейшими существенными усилиями государства по их развитию. При отсутствии конкретной методики, определенной централизованной поддержки – они фактически нежизнеспособны. Таким образом, необходимо осуществить методику расчета эффективности организации и функционирования СЭЗ. При неконкретных целях и задачах будет осуществляться «непонятная» методика.

Процесс создания СЭЗ должен стать механизмом модернизации экономики, ведение инновационной деятельности государства и привлечения в страну иностранных инвестиций, а не способом скрытого субсидирования отдельных группировок, чьи интересы были пролоббированы, и возможностью первоначального накопления капиталов, впоследствии утекающих за рубеж.

Анализ мирового опыта свидетельствует о том, что при существенных различиях в динамике и формах, методах и эффективности функционирования СЭЗ в различных странах эффект будет неоднозначен.

В промышленно развитых странах СЭЗ в первую очередь ориентированы на стимулирование предпринимательства в отсталых регионах, рост занятости населения путем развития экспортного производства. В развивающихся странах создание СЭЗ имеет целью развитие экспортного производства в зонах-анклавах, как правило, слабо связанных с экономикой страны. Результаты функционирования СЭЗ в развивающихся странах можно считать спорными. Наибольший экономический эффект от СЭЗ был получен в тех развивающихся странах, которые отличались ситуацией общего экономического подъема (Китай). Деятельность СЭЗ в таких государствах способствовала структурному преобразованию и модернизации экономики в целом, а также превращению этих стран в крупных поставщиков на мировой рынок современной и качественной продукции.

Очевидно, что СЭЗ является катализатором в развитии региональной и соответственно в мировой экономике.

Однако на деле всегда создание СЭЗ сопровождалось противоречием подходов и методик государственных ведомств, отвечающих за организацию свободных

экономических зон. Данная проблема, в том или ином виде, проявляется во всех государствах, в том числе и в развитых странах с рыночной экономикой.

Поэтому вопросы принципиальных и концептуальных подходов к созданию и функционированию свободных экономических зон, их значимости в экономике отдельных стран и в системе мирохозяйственных связей, конкретные решения по обеспечению эффективной деятельности такого рода зон приобретают огромное как теоретическое, так и практическое значение.

«Non est regula quin fallat», - нет правила без исключения, так и не без проблем обойдется всякое развитие. Бесспорно одно: свободные экономические зоны – это не что иное как «ветвь» в глобализации, и тенденции «специальных зон» будут, однозначно, прогрессивными, как и сама глобализация.

Опыт функционирования различных видов свободных экономических зон в странах с различным уровнем экономического развития интересен для анализа возможностей развития подобных зон в России. К сожалению, до сих пор выгоды, предоставляемые отдельными территориями путем создания зон экономического благоприятствования, реализуются у нас в стране далеко не полностью.

В 1990-1991 гг. по России (СССР) прокатилась настоящая волна создания всевозможных СЭЗ. За один год появилось более десяти зон действия режима экономических стимулов. Кроме зон, которые получили название свободных экономических зон, были созданы в Ленинграде (ныне Санкт-Петербург), Выборге Ленинградской области, а также технополис в Зеленограде, а также экологическая и экономическая зона «Горный Алтай» в Республике Алтай. Основной причиной организации СЭЗ в начале девяностых годов во многом являлось лобби областных интересов. Например, для СЭЗ предусматривались первоочередность осуществления государственной программы приватизации, а также льготные условия предоставления бюджетных кредитов для финансирования развития региональной инфраструктуры.

Впоследствии было создано еще 10 свободных экономических зон. Они значительно различались не только самим механизмом действия льготного экономического режима, но и высокооднородностью по характеристикам занимаемой территории.

В конце 1991 российское руководство приняло курс широкого открытия экономики в целях ее стабилизации. И хотя действовавшие в зонах статусные положения формально никто не отменял, налоговые службы истолковали их как утратившие силу, т.е. все льготы в реальности были отменены – никаких преимуществ для организаций в СЭЗ не предусматривалось.

Такого порядка неопределенность в законодательно-правовом положении СЭЗ вызвало беспокойство иностранных инвесторов, расценивших сложившуюся ситуацию как принципиальное уклонение правительства от курса на создание зон.

Период 1992-1994 гг. можно описать одним словом «хаос». В это время издаются указы Президента, предпринимаются различные меры по улучшению льгот в зональных территориях, однако позже все эти предоставленные льготы (в том числе и таможенные) в буквальном смысле слова «списываются» и утрачивают свое влияние.

Бесперспективное развитие событий (урезание льгот и налоговых преференций) привело к тому, что ряд регионов, не дожидаясь законодательных решений, начал свою интенсивную работу по реализации проектов таможенных зон. Первая по такому пути пошла СЭЗ «Находка». Начиная с 1990 года было создано более 100 предприятий, более половины из всех образованных на Дальнем Востоке с иностранным капиталом. В пределах данной зоны действовал льготный и таможенный, налоговый режим, а также упростились экспортно-импортные отношения с другими государствами. Увы, в 2006 году свободная экономическая зона «Находка» утратила силу.[1]

К числу успешной реализации СЭЗ нельзя отметить ни одну зону, т.к. таких не существует, потому что с 2005г. началась новая эра «особых экономических зон». К их числу следует отнести СЭЗ «Сахалин».

Согласно предварительным проработкам Института макроэкономических исследований при Министерстве экономики Российской Федерации, потребность в инвестициях на создание СЭЗ «Сахалин» составляла 3,8 трлн. рублей. Из них только 43% требовалось на развитие инфраструктуры. К сожалению, такими финансами правительство не располагало – как итог: оно просто взяло курс на «замораживание» создания СЭЗ.

Известным примером особой экономической зоны является Калининградская область: распределены полномочия, утверждены льготы и привилегии. Но всё это так запутано и сложно в связи с тем, что несколько ранее там была еще и СЭЗ «Янтарь».[2]

Главная ее особенность, непосредственно установленная самим законом, режим свободной таможенной зоны, другими словами, все любые товары, ввозимые в область, не облагаются таможенными пошлинами, к тому же все товары, которые произвелись в области, также вывозятся без взимания каких-либо пошлин.

Другие важные привилегии ОЭЗ нормативно-правовыми актами декларированы и нуждаются в принятии дополнительных решений государственными органами власти. В первую очередь это касается льготного режима инвестиций и предпринимательской деятельности, о которых говорится в законе. Так предполагаются налоговые привилегии российским и иностранным предпринимателям, а также инвесторам. Но условия предоставления льгот не перечислены, да и размеры льгот не установлены. Они должны быть определены дополнительно в соответствии с налоговым законодательством Калининградской области.

Столь неэффективная работа со спецзонами обуславливается несколькими причинами:

Иностранные предприниматели и инвесторы, как правило, приглашаются в зону после того, как там уже создана благоприятная инфраструктура для ведения бизнеса. Большая часть капиталовложений именно вкладывается в инфраструктуру территории, а затем по истечении времени окупается. В России же государство надеется покрыть основные первоначальные затраты за счет иностранных источников – данный факт зарубежным предпринимателям представляется непонятным и нерациональным.

Второй ошибкой является то, что российские предприниматели рассчитывают на большую рентабельность в СЭЗ уже после трех-четырёх лет их функционирования. За столь короткий период нельзя рассчитывать на какую-либо прибыль, т.к. пуск в эксплуатацию необходимого оборудования, завоевание внешнего рынка – это годы эффективной работы. Необходимо в значительной степени отмежеваться от наивного заблуждения, что чем дальше от Москвы, тем быстрее и проще можно решить все проблемы.

Во многом правы те экономисты, которые утверждают, что имеющийся в России опыт создания СЭЗ в границах целых областей и краев ничего, кроме разочарований не принес. За организацию СЭЗ взялись неграмотно, государство было одержимо только одним желанием: получить иностранный капитал, или на худой конец, инвестиции из федерального бюджета. При этом совершенно не приняли во внимание, что целая область или край должны быть практически исключены из единого таможенного пространства Российской Федерации [9].

Взглянув на опыт Китая, который предопределил вектор развития на привлечение иностранного капитала через конституцию, ныне организовано пять крупных СЭЗ: Хайвань, Чжухай, Шеньжень, Шаньтоу и Сямэнь. Акцентируя внимание на экспортном производстве, импортируя сырье и технологии, отличающимися налоговыми льготами в разных провинциях, в настоящее время суммарный объём внешней торговли этих пяти зон составляет более 100 млрд. долл., около 20% всего внешнего товарооборота КНР.

Благодаря взятому курсу с 1979 года, объем внешней торговли свободных экономических зон Китая составляет 10% [7].

К проблемам применения зарубежного опыта по созданию СЭЗ также можно отнести коррупцию на местах. По мере исследования структуры и функционирования СЭЗ в других странах, не было выявлено столь масштабной коррупции, как в России. К примеру, неофициально зону «Сколково» можно определить как особая экономическая зона: ОАО «ОЭЗ» заключил с ней договор о сотрудничестве – приток капиталовложений, а также множество изменений в Налоговом Кодексе Российской Федерации – всё это свидетельствует о формировании специального налогового режима на данной территории. Недавно в СМИ распространилась информация о хищении более 4 млрд. долл. США при создании данного центра, что еще раз доказывает, что коррупция имеет место быть.

Таким образом, в России существует множество проблем по реализации свободных экономических зон.

Первостепенным делом для создания успешной в перспективе СЭЗ является анализ будущей зональной территории. Необходимо корректно и основательно утвердить: площадь территории для зоны, форму самой свободной экономической зоны, формы стимулов и льгот, применяемых в будущей зоне и др. Далее всё подробно изложить в законодательно-правовых актах, предоставить конкретным ведомствам полномочия по функционированию будущей СЭЗ. Как было сказано, необходимы огромные капиталовложения в создание СЭЗ и необходимы большие сроки окупаемости – порядка 10-20 лет, а то и более. И самое главное, нужны жесткие меры по ликвидации коррупции для успешного функционирования СЭЗ в будущем [5].

И только тогда применение зарубежного опыта будет рационально, и как показал мировой опыт: зональная территория станет катализатором в развитии самого государства.

Следует отметить о строящейся особой экономической зоне «Титановая долина». Ее создание началось с 2010 года и продолжается по сей день. Интересными фактами являются особенности организации данной зоны:

- четко определенный вектор развития (аэрокосмическая отрасль, производство средств производства) благодаря кадрам – Уральский регион славится династиями технических специалистов;

- инвестирование благоприятной инфраструктуры:

- на данный момент большое количество зарегистрированных предприятий;

- весомые преимущества (отсутствие таможенных пошлин, низкая ставка на прибыль, обеспечение жильем специалистов и др.);

- наличие уже обеспеченной инфраструктуры – железнодорожная ветка, автомобильная трасса, аэродром Салка и др. [11].

Перспектива проекта – в руках государства, в частности, в финансировании проекта.

Подытожив всё вышесказанное, можно определить, что основными причинами неудачного опыта создания и организации свободных экономических зон являются определенные просчеты, которые были допущены еще на стадии проектирования. К самым распространенным недостаткам и просчетам можно отнести:

- недостаточное внимание к базовой инфраструктуре: отсутствие должного финансирования;

- неудачный выбор территории зоны;

- слабые институциональные связи между государственными ведомствами, под чьей ответственностью организация СЭЗ, и администрацией зоны.

Любая страна, которая «бралась за дело с умом», т.е. ставила перед собой реальные задачи и реальные сроки, оставалась в выигрыше.

Приведённый выше анализ позволяет сделать заключение, что и в современных условиях Российской Федерации создание СЭЗ может являться действенным механизмом роста экономики, служить активизации экономических процессов.

Однако организационная структура всего процесса «от и до», который включает в себя создание проектов, предоставление крупных финансов, делегирование полномочий сформулирована отнюдь не наилучшим образом.

Среди проблем различного характера, встающих на пути их создания и функционирования нет действительно неразрешимых. Тем не менее, необходимо наличие политической воли у государственной власти, и, как уже упоминалось выше, определенных федеральных законов.

Временные неудачи организации СЭЗ следует рассматривать в контексте общих неудач экономических реформ, которые состоят в основном в игнорировании международного опыта, некоторой некомпетентности государственной власти. И выход из сложившейся ситуации видится, в первую очередь, в стабилизации политической ситуации в стране, в смене экономических приоритетов. В конечном счете, главной целью государственной политики является повышение благосостояния народа, а, следовательно, и построение концепций свободных экономических зон должно быть подчинено в первую очередь этой цели.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Таможенный кодекс Российской Федерации: утв. ГД РФ 01.07.2010.
2. Федеральный закон «Об особой экономической зоне в Калининградской области»: вступает в силу с 22 января 1996г.
3. Федеральный закон «Об иностранных инвестициях в Российской Федерации»: вступает в силу с 9 июля 1999г.
4. Авдокушин Е. Ф. Международные экономические отношения / Е. Ф. Авдокушин; Юристъ, Москва, 1999. – 365с.
5. Григорян Е. Г. Проблемы использования зарубежного опыта деятельности свободных экономических зон в российской практике/ Е. Г. Григорян // Экономические науки. - 2007. - №11. - С.40-44.
6. Зименков Р. Опыт создания и функционирования свободных экономических зон в Западной Европе / Рудольф Зименков // Инвестиции в России. - 2006. - №4. - С. 3-10.
7. Павлов П. В. Роль различных типов свободных экономических зон в развитии мировой экономики/ П. В. Павлов // Региональная экономика: теория и практика. - 2006. - №9. - С. 54-61.
8. Петрунин В. В. Особенности создания и налогообложения свободных экономических зон в России / В. В. Петрунин // Финансовые и бухгалтерские консультации.–2007.–№7. – С. 9-15.
9. Ашимбаева А. А. Мировой опыт СЭЗ и технопарков / Анна Ашимбаева – 2007. – [Электронный ресурс]. – Режим доступа: <http://www.centrasia.ru/newsA.php?st=1189500060>.
10. Динес И. Нужны ли России свободные экономические зоны? / Игорь Динес // Экономика России XXI век. – 2001. [Электронный ресурс]. – Режим доступа: http://ruseconomy.ru/nomer4_200110/ec08.html.
11. Материал из Википедии Титановая долина [Электронный ресурс]. – Режим доступа: http://ru.wikipedia.org/wiki/%D2%E8%F2%E0%ED%E2%E0%FF_%E4%E2%E0%ED%E0

ОБ АВТОРЕ



Ганеев Дамир Дарвинович, студент 5 курса УГАТУ, кафедра Менеджмента и Маркетинга. (УГАТУ, 2014)

e-mail: ganeyev2005@mail.ru

ЕСТЕСТВЕННЫЕ НАУКИ

УДК 314

ВЫЯВЛЕНИЕ ЗАВИСИМОСТИ УПЛАТЫ НАЛОГОВ В БЮДЖЕТ РОССИЙСКОЙ ФЕДЕРАЦИИ ОТ РАЗЛИЧНЫХ ПОКАЗАТЕЛЕЙ

Блонский А. В., Ротовский А. А.

Актуальность проблемы

В настоящее время в России остро стоит проблема диспропорции социально-экономического развития регионов страны и формирования их налогового потенциала. Наибольшая доля налоговых доходов приходится на наиболее развитые регионы России: г. Москва, Московская область, Санкт-Петербург, Ханты-Мансийский автономный округ (табл. 1).

Таблица 1

Пример используемых входных данных

Регион	Сумма налоговых платежей	Площадь региона кв. км	Численность экономически активного населения	Удельный вес налоговых доходов регионе в общем по стране, %
Город Москва	1 732 406 005	2511	6226,3	19,445
Ханты-Мансийский АО - Югра	1 625 657 427	534801	904,1	18,247
Ямало-Ненецкий АО	562 406 740	769250	331,6	6,313
Московская область	386 341 496	44379	3857,2	4,336
Город Санкт-Петербург	325 698 646	1399	2675,8	3,656
Республика Калмыкия	3 191 480	74731	149,1	0,036
Республика Алтай	2 626 885	92903	104,5	0,029
Еврейская автономная область	1 798 344	36266	92	0,020
Республика Ингушетия	1 116 694	3628	252,2	0,013
Республика Тыва	790 547	168604	127	0,009

В связи с этим возникает задача выявления факторов, обуславливающих уровень налоговых поступлений. В качестве данных факторов можно назвать сумму налогооблагаемой прибыли, полученной всеми зарегистрированными предприятиями региона, объемом доходов физических лиц, стоимостью, добавленной в процессе производства, наличием тех или иных природных ресурсов и т.д. Поиск и определение названных факторов позволит выявить пути увеличения налоговых поступлений в субъектах РФ.

Цель работы

Целью данной статьи является выявление зависимости уплаты налогов в бюджет РФ по регионам от различных показателей при помощи корреляционного и регрессионного анализа.

Реализация

В качестве начальных параметров, от которых зависят уплаченные в бюджет налоги (обозначим как Y), возьмем следующие показатели: налог на прибыль организаций, налог на доходы физических лиц, налог на добавленную стоимость, налоги и сборы за пользование природными ресурсами, площадь регионов, численность экономически активного населения, средний размер заработной платы. В качестве показателя равномерности экономического развития регионов введем в рассмотрение

усредненные величины: удельная величина уплаченного налога на прибыль в расчете на единицу площади региона, отношение налога на добавленную стоимость к численности экономически активного населения.

В контексте изложенного введем следующие обозначения:

X_1 - налог на прибыль организаций, тыс. руб.;

X_2 - налог на доходы физических лиц, тыс. руб.;

X_3 - налог на добавленную стоимость, тыс. руб.;

X_4 - налоги и сборы за пользование природными ресурсами, тыс. руб.;

X_5 - площадь регионов, км²;

X_6 - численность экономически активного населения, тыс. чел.;

X_7 - усредненный параметр, рассчитанный как отношение X_1/X_5 , тыс.руб./км²;

X_8 - усредненный параметр, рассчитанный как отношение X_2/X_6 , руб./чел.;

X_9 – средний размер заработной платы в регионе, руб.

Информационной базой исследования выступают данные официальной статистики Федеральной налоговой службы Российской Федерации [2].

Анализ исходной информации показал, что выборочная совокупность не является однородной, то есть возможно указать регионы, которые существенным образом отличаются от средних значений совокупности. Такими регионами являются г. Москва и Ханты-Мансийский АО – Югра. Значения рассматриваемых показателей, соответствующие названным регионам следует удалить из анализируемой совокупности, так как они могут значительно исказить общую картину.

Для обеспечения предупредительности, очевидно, следует обратиться к математическому моделированию [4], и, в частности, к корреляционному анализу. Корреляционный анализ, как известно, непосредственно не выявляет причинных связей между параметрами, но позволяет получить количественную оценку тесноты связи. Для количественной оценки силы взаимосвязи между факторами, отобранными для построения модели, вычислены выборочные коэффициенты линейной корреляции. Матрица коэффициентов корреляции представлена в табл. 2.

Таблица 2

Матрица парных выборочных коэффициентов линейной корреляции

	Y	X_1	X_2	X_3	X_4	X_5	X_6	X_7	X_8	X_9
Y	1,000	0,816	0,774	0,874	0,678	0,074	0,604	0,685	0,449	0,442
X_1	0,816	1,000	0,982	0,975	0,139	0,029	0,776	0,954	0,371	0,324
X_2	0,774	0,982	1,000	0,963	0,068	-0,008	0,844	0,946	0,338	0,262
X_3	0,874	0,975	0,963	1,000	0,249	-0,038	0,746	0,914	0,388	0,315
X_4	0,678	0,139	0,068	0,249	1,000	0,149	0,008	-0,028	0,316	0,393
X_5	0,074	0,029	-0,008	-0,038	0,149	1,000	-0,016	-0,067	0,264	0,406
X_6	0,604	0,776	0,844	0,746	0,008	-0,016	1,000	0,678	0,092	0,073
X_7	0,685	0,954	0,946	0,914	-0,028	-0,067	0,678	1,000	0,317	0,225
X_8	0,449	0,371	0,338	0,388	0,316	0,264	0,092	0,317	1,000	0,873
X_9	0,442	0,324	0,262	0,315	0,393	0,406	0,073	0,225	0,873	1,000

По данным табл. 2 можно сделать вывод, что уплаченные в бюджет налоги наиболее тесно связаны с такими показателями, как налог на прибыль организаций, налог на доходы физических лиц, налог на добавленную стоимость, налоги и сборы за пользование природными ресурсами, численность экономически активного населения, отношение налога на прибыль организации к площади региона. Связь между показателями прямая, т.е. чем выше показатели, X_1 , X_2 , X_3 , X_4 , X_6 , X_7 тем большее количество уплаченных налогов в бюджет.

В результате данного анализа было выявлено, что общая сумма налогов Y не зависит от переменных X_5 , X_7 , X_8 , X_9 . Результат получился совершенно логичный: сумма налогов не зависит от площади региона – верно. В качестве примера можно взять г.

Санкт - Петербург и Волгоградскую область. (табл. 3).

Таблица 3.

Данные показывающие независимость количества уплаченных налогов от площади региона

Регион	Начислено к уплате	Площадь региона, км ²
г. Санкт-Петербург	325698646	1399
Волгоградская область	75000927	112877

Однако, все данные факторы включить в модель не представляется возможным, поскольку присутствует очень сильная интеркорреляция (в частности, $r_{x_1x_7} = 0.954$ $r_{x_2x_7} = 0.946$, $r_{x_3x_1} = 0.783$ $r_{x_3x_2} = 0.820$), что может привести, к неадекватности построенной модели. Поскольку признак-фактор X_1 более тесно связан с результирующим признаком, то отберем его для включения в модель, а факторы X_2 , X_3 исключим из рассмотрения.

В результате для построения модели возьмем показатели: налог на прибыль организаций (X_1), налоги и сборы за пользование природными ресурсами (X_4), численность экономически активного населения (X_6).

В качестве аппроксимирующего уравнения, воспользуемся классическим уравнением множественной регрессии линейного вида с нулевой константой:

$$\hat{y} = \sum_{j=1}^m a_j x_j$$

где a_0, a_1, \dots, a_m - параметры линейного уравнения множественной регрессии.

Была получена модель множественной регрессии линейного вида:

$$y = 2.153 \cdot x_1 + 1.0489 \cdot x_4 + 17879 \cdot x_6$$

Оценим качество модели регрессии с помощью коэффициента детерминации и средней ошибки аппроксимации. Статистическую достоверность модели оценим с помощью критерия Фишера. Коэффициент детерминации равен $R^2 = 0.9596$, следовательно, построенная модель регрессии учитывает вариацию результирующего признака на 96% за счет влияния включенных в модель факторов. Таким образом, доля влияния прочих факторов, не учтенных в данной модели, составляет менее 5%.

Оценку статистической значимости модели в целом проведем по критерию Фишера. Расчетное значение критерия $F = 617.716$, т.е. уравнение регрессии статистически значимо на 99.9%, следовательно, может применяться на практике.

В результате проделанной работы были сделаны следующие практические выводы:

1) Начисление налогов в бюджет Российской Федерации на 96% зависят от трех параметров:

- а) налог на прибыль организаций
- б) налоги и сборы за пользование природными ресурсами
- в) численность экономически активного населения.

2) Из того что начисление налогов зависит от налогов и сборов за пользование природными ресурсами можно сделать вывод о том, что наша страна во многом зависит от полезных ископаемых. Это полностью отражает экономическое состояние нашей страны на данный момент времени, т.к. основная деятельность нашего государства это добыча, переработка и экспорт сырья. То есть приведенные исходные данные, и проведенное исследование не противоречат фактам.

3) Установлено, что прирост численности экономически активного населения РФ (миграция) на одну единицу, принесет бюджету страны 17879 рублей в год.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Налоговый потенциал региона и его развитие: Автореферат дисс-и на соискание уч. ст. к.э.н. / Толстая О.В. – Москва. 2010.
2. Официальный сайт Федеральной налоговой службы Российской Федерации www.nalog.ru [электронный ресурс.]. Режим доступа - свободный. Яз. русск.
3. Толкачева Н.А. Налоговый потенциал: подходы к трактовке и структура // Российское предпринимательство. — 2010. — № 12 Вып. 1 (173). — с. 172-177. — <http://www.creativeconomy.ru/articles/11227/>
4. Миронов А.А. Подходы и методы оценки налогового потенциала региона // Вопросы экономики и права. 2011. № 4.

ОБ АВТОРАХ



Блонский Артём Вадимович, студент 5 курса УГАТУ г. УФА.

e-mail: artemblonskii@gmail.com



Ротовский Артемий Александрович, студент 5 курса УГАТУ г. УФА.

e-mail: artemirotovskii@gmail.com

ОСНОВНЫЕ НАПРАВЛЕНИЯ ДЕЯТЕЛЬНОСТИ НИЛ САПР-Д УГАТУ

Информационная поддержка проектирования, доводки и эксплуатации газотурбинных двигателей и установок (для ГПА и ЭУ) на основе ИПИ/CALS и ИЛП-технологий

Параметрическая диагностика технического состояния АД и ГТУ

Моделирование двигателей и ЭУ, их узлов, рабочих процессов в них

Управление и автоматизация испытаний ГТД и ГТУ

Интегрированная логистическая поддержка (ИЛП) технической эксплуатации АД и газотурбинных приводов (ГТП) газоперекачивающих агрегатов (ГПА) и энергоустановок

Адрес: 450000, Уфа, ул.К.Маркса, 12, корпус 2, к.603а
научный руководитель: Кривошеев Игорь Александрович (4732710435)
Email: Krivosh@mail.suara.ru

Методы и средства проектирования компрессоров авиационных ГТД

Система COMPRESSOR

Центробежный компрессор

- Расчет по среднему
- Расчет по высоте
- Проточная часть
- Треугольники скоростей

Осевой компрессор

- Расчет по среднему
- Расчет по высоте
- Проточная часть
- Треугольники скоростей
- Профили

Система COMPRESSOR_2D

- Расчет характеристики (2D)
- Расчет распределения параметров по радиусу (2D)
- Интеграция с 3D CFD

Система COMPRESSOR_S

- Расчет характеристики (1D)
- Получение границы устойчивой работы (1D)
- Интеграция с математической моделью двигателя (0D)

450000, г.Уфа, К. Маркса, 12, корпус 2, комната 505
Науч. рук. Кривошеев Игорь Александрович
Михайлова Александра Борисовна
e-mail: mukhailova.ugatu@gmail.com



«Точка отрыва - Уфа»

- Радиоуправляемые модели самолётов, вертолётов, авто
- Вело-трофи
- Фристайл
- Прыжки с парашютом

Фестиваль технических видов спорта

.Точка отрыва



takeOFFpoint.ru

Фестиваль
технических
видов спорта



www.takeOFFpoint.ru
www.vk.com/clubtakeOFFpoint



Молодежный Вестник УГАТУ

Ежемесячный научный журнал

№ 1 (10) / 2014

Материалы публикуются в авторской редакции.

Подписано в печать 14.01.2014. Формат 1/8
Бумага офсетная. Печать плоская. ГарнитураTimesNewRoman.
Усл. печ. л.20,8. Уч.-изд. л 20,7.
Тираж 100 экз.

Отпечатано в Редакционно-издательском комплексе УГАТУ
450000, Уфа, ул.К.Маркса, 12.