

УДК. 621.454.2

А.И. КОЛОМЕНЦЕВ, А.Н. ХОХЛОВ*Московский авиационный институт (НИУ), Российская Федерация***ПРОГРАММНОЕ ОБЕСПЕЧЕНИЕ ДЛЯ ПОСТРОЕНИЯ РЕГРЕССИОННЫХ ЗАВИСИМОСТЕЙ ПАРАМЕТРОВ СЛОЖНЫХ ТЕХНИЧЕСКИХ СИСТЕМ**

В качестве сложной технической системы рассматриваются ракетные двигатели малой тяги, которые применяются в качестве исполнительных органов систем управления космических аппаратов и спускаемых блоков, обеспечивая ориентацию и стабилизацию объекта в пространстве, коррекцию траектории в полете, ускорение, торможение и ряд других важнейших операций при выполнении программы полета. Они также используются как генераторы высокотемпературного газа в технологических установках, предназначенных для резки металлоконструкций, нанесения окисных и металлических пленок на твердые поверхности, удаления старых лакокрасочных, смолистых и других неметаллических покрытий. Экспериментальная отработка жидкостных ракетных двигателей малых тяг (ЖРД МТ) является очень энергоемким и дорогим процессом. Чтобы сократить количество, а соответственно стоимость испытаний, применяется планирование эксперимента.

Ключевые слова: ЖРД МТ, регрессионный анализ, планирование эксперимента, огневые испытания, программное обеспечение, сложные технические системы.

Введение

Под сложной технической системой (СТС) понимается система, имеющая большое количество взаимосвязей между ее узлами и агрегатами.

Применяемые в настоящее время ракетные двигатели малой тяги (РДМТ), работающие на самовоспламеняющихся топливных композициях (горючее – монометилгидразин, несимметричный диметилгидразин, аэрозин; окислитель – азотная кислота, азотный тетраоксид или их смеси) и реализующие известные способы организации рабочего процесса, имеют достаточно высокую надежность и конструктивное совершенство. Основные составляющие рабочего процесса, такие как воспламенение, смешение, горение топлива и истечение продуктов сгорания, хорошо изучены в существующих схемах РДМТ. Подтверждением этому служат достигнутые значения основных параметров, характеризующих степень совершенства двигателей и их отдельных узлов. Так, для лучших образцов изделий коэффициент камеры сгорания составляет $\varphi_k = 0,82 \dots 0,87$ (коэффициент, оценивающий совершенство организации рабочего процесса в камере сгорания), коэффициент сопла $\varphi_c = 0,85 \dots 0,92$ (коэффициент, оценивающий степень совершенство сопла).

Основными недостатками самовоспламеняющихся топлив являются их токсичность, коррозионная активность, а также относительно невысокая энергетическая эффективность, особенно заметная при использовании импульсных режимов работы двигателей.

Дальнейшее повышение удельного импульса тяги, являющегося основным показателем совершенства рабочего процесса РДМТ, на современном этапе их развития оказывается практически невозможным без использования принципиально новых подходов к организации рабочего процесса и использования топлив с более высокими энергетическими характеристиками.

Поэтому одним из направлений в развитии ракетной техники является разработка РДМТ на самовоспламеняющихся высокоэнергетических топливах, использующих в качестве окислителя газообразный кислород, высококонцентрированную перекись водорода, а в качестве горючего – различные углеводородные соединения в жидком или газообразном виде (керосин, спирт, метан и другие).

Испытания двигателей на огневых стендах являются очень затратными. Для уменьшения количества, а соответственно стоимости испытаний используется планирование экспериментов с последующим построением регрессионных зависимостей.

1. Цель работы

Целью работы является построение регрессионных зависимостей с помощью специально разработанного программного обеспечения (ПО). Работы проводятся на кафедре «Ракетные двигатели» Московского авиационного института (национального исследовательского университета). Разработаны ЖРД МТ, работающие на топливных парах:

- газообразный кислород + керосин;

- высококонцентрированная перекись водорода (95%) + керосин;
 - газообразный кислород + газообразный метан;
 - газообразный кислород + этиловый спирт.
- По уровню тяг они делятся на:
- 50-100 Н;
 - 200 Н;
 - 500 Н.

Для огневых испытаний в атмосферных условиях модернизирован стенд [1]. В настоящий момент существует множество программ по статистической обработке результатов испытаний. Проведя аналитический обзор опубликованных работ был сделан вывод, о необходимости программного обеспечения, для построения планов испытаний.

2. Описание программы

За основу был выбран язык программирования G – LabView. Причина выбора – работа автоматизированной системы управления и измерения АСУ и АСИ стендом на аппаратном комплексе National instruments и наличие разработанного программного обеспечения на LabView.

В дальнейшем планируется внедрение регрессионных моделей в систему управления и наладки обратной связи [2].

Программа построена в режиме реального времени с подтверждением ввода данных.

Алгоритм программы в общем виде выглядит следующим образом:

- 1) выбор выходного параметра,
- 2) выбор количества входных факторов (в данный момент программа работает до 5 факторов),
- 3) назначение интервалов варьирования (возможен ввод до 5 уровней),
- 4) выбор вида уравнения регрессии (линейная, квазинелинейная, 2-го порядка, степенная, трансцендентная)
- 5) выбор типа плана (ПФЭ,ДФЭ, план Хартли),
- 6) рандомизация (введена отдельным столбцом),
- 7) построение матрицы планирования в кодовом и размерном виде (реализован кодовый вид).

Далее используется вторая часть программы статистической обработки результатов:

- 1) ввод численного значения выходного параметра (минимум 2 значения повторных опытов),
- 2) проверка на воспроизводимость и стационарность (по критерию Фишера),
- 3) расчет коэффициентов регрессии (методом наименьших квадратов),
- 4) проверка коэффициентов регрессии на значимость (по критерию Стьюдента),
- 5) проверка модели на адекватность (по критерию Фишера),
- 6) построение графической зависимости,
- 7) оценка выходного параметра требованиям ТЗ.

На рис. 1, 2 представлены общий вид программы и часть кода.

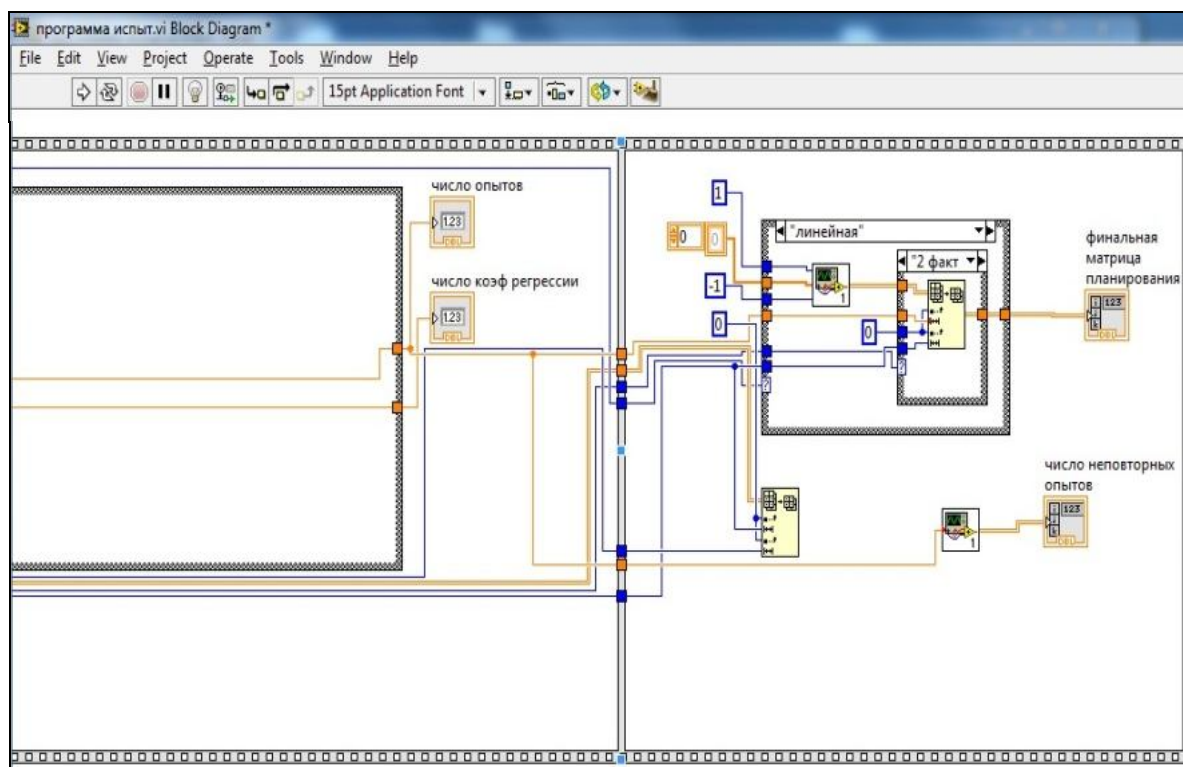


Рис. 1. Фрагмент кода программы

число повторных опытов	финальная матрица планирования			
	x1	x2	x3	x4
1	1	1	1	1
2	-1	1	-1	1
3	-1	-1	1	1
4	1	-1	-1	1
5	1	1	-1	-1
6	-1	1	1	-1
7	-1	-1	-1	-1
8	1	-1	1	-1
9	1	1	1	-1
10	-1	1	-1	-1
11	-1	-1	1	-1
12	1	-1	-1	-1
13	1	1	-1	1
14	-1	1	1	1
15	-1	-1	-1	1
16	1	-1	1	1
	0	0	0	0
	0	0	0	0

выберите факторы
4 фактора

выберите количество входных факторов
OK

Эпит
квазилинейная

выберите вид модели
OK

число опытов
16

число коэф регрессии
6

Для композиционного плана

введите число повторных опытов в центре плана
0

введите количество повторных опытов в центре плана для композиционного
OK

суммарное число опытов
0

число опытов ядра плана
0

число опытов звездных точек
0

Рис. 2. Фрагмент диалога программы с пользователем

3. Примеры использования программы

С помощью программы был построен план для построения регрессионной зависимости температуры стенки камеры жидкостного ракетного двигателя малой тяги [3]. Использовался полный факторный эксперимент.

Построенная регрессионная модель имеет следующий вид:

$$T_{ст} = 404,5 + 11,5\dot{m}_o - 30\dot{m}_r - 19\dot{m}_o\dot{m}_r, \quad (1)$$

где $\dot{m}_o$ – массовый расход окислителя; $\dot{m}_r$ – массовый расход горючего.

Графическая зависимость, при расходе окислителя 162 г/с, представлена на рис. 3.

Также с помощью данной программы была по-

строена регрессионная модель перепада давления на форсунке керосина с различной концентрацией добавки полиизобутилена, которая уменьшает потери давления за счет изменения профиля скорости в пограничном слое.

Зависимость имеет вид:

$$\Delta p = 6,670 + 4,208\dot{m} + 0,627\dot{m}^2 - 0,545C, \quad (2)$$

где Δp – перепад на форсунке; $\dot{m}$ – массовый расход горючего; C – концентрация полиизобутилена.

Использован полный факторный эксперимент.

Графические зависимости представлены на рис. 4 и 5.

Анализ результатов показал, что с увеличением добавки полиизобутилена в керосине перепад на форсунке уменьшается, что и подтверждается научными работами других авторов [4, 5].

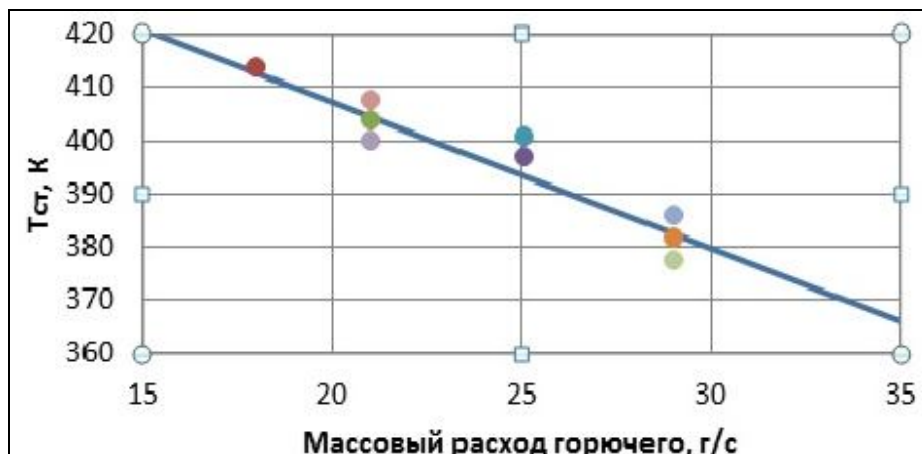


Рис. 3. Зависимость температуры стенки от массового расхода горючего (— уравнение (1), • — экспериментальные значения)



Рис. 4. Значение перепада давления от массового расхода керосина (— — уравнение регрессии (2), • — экспериментальные данные)

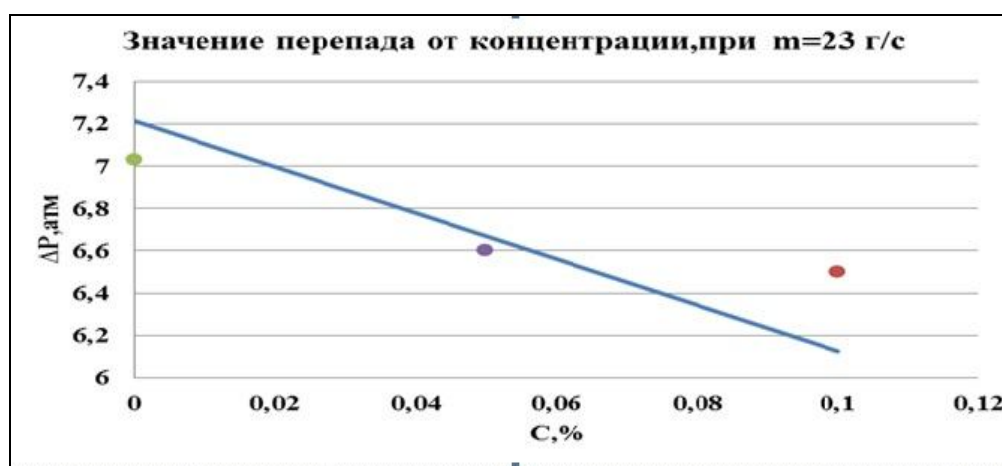


Рис. 5. Значение перепада давления от концентрации добавки в керосине (— — уравнение регрессии (2), • — экспериментальные данные)

Заключение

Разработано программное обеспечение, позволяющее, в режиме реального времени с подтверждением ввода данных, проводить планирование испытаний сложных технических систем и статистическую обработку результатов их испытаний.

Эффективность программы подтверждена при построении регрессионных зависимостей для параметров ЖРД МТ.

Данная программа в дальнейшем будет совершенствоваться, база данных пополняться.

С помощью нее будет возможно построение регрессионных зависимостей любых выходных параметров двигателей и других сложных технических систем.

Литература

1. Модернизация испытательного огневого стенда для исследования рабочих процессов в жидкостных ракетных двигателях малых тяг на экологически чистых компонентах топлива [Текст] / А.Г. Воробьев, И.Н. Боровик, А.Н. Хохлов и др. // Вестник МАИ. — Т. 17. — №1. — 2010. — С. 97–102.
2. Разработка экспериментально-расчетной системы исследования эффективности завесного охлаждения жидкостного ракетного двигателя малой тяги [Электронный ресурс] / А.Г. Воробьев, И.Н. Боровик, А.Н. Хохлов, Д.Ю. Богачева // Электронный журнал «Труды МАИ». — 2012. — № 52. — Режим доступа: www.mai.ru/science/trudy. — 25.04.2012 г.
3. Хохлов, А.Н. Регрессионная модель температуры стенки камеры сгорания жидкостного

ракетного двигателя малой тяги [Текст] / А.Н. Хохлов, А.И. Коломенцев // Молодежь. Техника. Космос: труды IV Общероссийской молодежной научн.-техн. конф./ Балт. гос. техн. ун-т, 14 – 16 марта 2012 г. – СПб., 2012. – С. 52 – 54.

4. The Investigation of Influence Polyisobutylene Additions to Kerosene at the Efficiency of Combustion [Текст] / V.K. Chvanov, I.Y. Fatuev, I.N. Borovik, A.G. Vorobiev, A.A. Kozlov, I.A. Lepeshinsky, Istomin

E.A., V.A Reshetnikov // InTech – Heat Analysis and Thermodynamic Effects – ISBN: 978–953–307–585–3. – 2011. – № 14. – P. 295 – 312.

5. Экспериментальное исследование течения керосина с полимерной присадкой полиизобутилена в модельных трактах регенеративного охлаждения камер ЖРД [Текст] / Сб. научн. тр. «Труды НПО Энергомаш» №28; под ред. В.К. Чванова и др. – 2011. – 394 с.

Поступила в редакцию 31.05.2012

Рецензент: д-р техн. наук, проф., заведующий кафедрой «Ракетные двигатели» Д.А. Ягодников, Московский государственный технический университет им. Н.Э.Баумана, Москва, Российская Федерация.

ПРОГРАМНЕ ЗАБЕЗПЕЧЕННЯ ДЛЯ ПОБУДОВИ РЕГРЕСІЙНОЇ ЗАЛЕЖНОСТІ ПАРАМЕТРІВ СКЛАДНИХ ТЕХНІЧНИХ СИСТЕМ

О.І. Коломенцев, О.М. Хохлов

В якості складної технічної системи розглядаються ракетні двигуни малої тяги, які застосовуються як виконавчі органи систем управління космічних апаратів і блоків, спускаються, забезпечуючи орієнтацію і стабілізацію об'єкта в просторі, корекцію траєкторії в польоті, прискорення, гальмування і ряд інших найважливіших операцій при виконанні програми польоту. Вони також використовуються як генератори високотемпературного газу в технологічних установках, призначених для різання металокопункцій, нанесення окисних і металевих плівок на тверді поверхні, видалення старих лакофарбових, смолистих та інших неметалевих покриттів. Експериментальне відпрацювання рідинних ракетних двигунів малих тяг (РРД МТ) є дуже енергоємним і коштовним процесом. Щоб скоротити кількість, а відповідно і вартість випробувань, застосовується планування експерименту.

Ключові слова: РРД МТ, регресійний аналіз, планування експерименту, вогневі випробування, програмне забезпечення, складні технічні системи.

SOFTWARE FOR BUILDING REGRESSION RELATIONSHIPS PARAMETERS OF COMPLEX TECHNICAL SYSTEMS

A.I. Kolometsev, A.N. Khokhlov

As a complex technical systems are considered rocket thrusters, which are used as an executive control system of spacecraft and landing units, providing orientation and stabilization of an object in space, the correction of the trajectory in flight, acceleration, braking and other critical operations when the mission . They are also used as a generator of high-temperature gas processing plants, designed for cutting metal, and metal oxide deposition films on solid surfaces, remove old paint, tar and other nonmetal-metallic coatings. Experimental verification of liquid rocket engine of small thrust (LRE of small thrust) is a very energy-intensive and expensive process. To reduce the number and cost of trials, respectively, applied design of experiments (DOE).

Key words: LRE of small thrust, regression analysis, design of experiments, fire tests, software, complex technical systems.

Коломенцев Александр Иванович – канд. техн. наук, доцент, профессор кафедры «Ракетные двигатели» Московского авиационного института (НИУ), Москва, Российская Федерация, e-mail: a.i.kolomentsev@yandex.ru.

Хохлов Алексей Николаевич – аспирант, м.н.с. кафедры «Ракетные двигатели» Московского авиационного института (НИУ), Москва, Российская Федерация, e-mail: alexey.hohlov.86@gmail.com.