

К НЕКОТОРЫМ ВОПРОСАМ МАТЕМАТИЧЕСКОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ РАБОТЫ ЖИДКОСТНЫХ РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

Пермский национальный исследовательский политехнический университет
Роман Радикович Сафуанов - аспирант кафедры ракетно-космической техники и энергетических систем, начальник отдела ПАО "Протон-ПМ"
Александр Валерьевич Хороших - аспирант кафедры ракетно-космической техники и энергетических систем, ведущий инженер-конструктор ПАО "Протон-ПМ"
Алексей Фёдорович Сальников - д.т.н., профессор кафедры ракетно-космической техники и энергетических систем

Рассматриваются вопросы разработки математических моделей жидкостных ракетных двигателей (ЖРД), показана важность создания математической модели работы ЖРД на всех стадиях жизненного цикла двигателя для безусловного выполнения требований технического задания к его выходным характеристикам. Представлены имеющиеся результаты моделирования двигателей РД-120, RL-10. Показаны существующие проблемы в области разработки математических моделей ЖРД.

Предложены пути решения обозначенных проблем: уточнение математических моделей использованием регрессионного анализа по результатам огневых и холодных испытаний двигателя; применение методов численного моделирования нестационарных газогидродинамических процессов, реализованных в коммерческих программных продуктах таких как ANSYS, FlowVision и др.

The article deals with the development of mathematical models of liquid rocket engines (LRE), shows the importance of creating a mathematical model of the LRE at all stages of the "life cycle" of the engine to unconditionally meet the requirements of the technical specifications to its output characteristics. The modeling results of RD-120, RL-10 engines are presented.

The existing problems in the development of mathematical models of LRE are identified. The ways of solving these problems are proposed: amendment of mathematical models using re-gression analysis based on the results of fire and cold tests of the engine; application of methods of numerical simulation of nonsteady gas-hydrodynamic processes implemented in commercial soft-ware products such as ANSYS, FlowVision, etc.

Ключевые слова: жидкостной ракетный двигатель, математическое моделирование, настройка ЖРД, запуск ЖРД, газогидродинамические процессы.

Keywords: liquid rocket engine, mathematical modeling, LRE setting, LPRE firing, gas-hydrodynamic processes.

Введение

Для маршевых жидкостных ракетных двигателей (ЖРД) систем вооружений важным фактором является время выхода на номинальные тяговые характеристики, которое определяет ключевые показатели эффективности применения ракетных комплексов: дальность полёта ракеты, энергомассовая эффективность, время ухода из вероятной зоны поражения и т.д. Согласно требованиям технического задания (ТЗ) жестко регламентируются временные характеристики запуска ракетного двигателя (времена выхода на заданные уровни тяги), которые, в свою очередь, зависят от точности настройки двигателя. Наряду с этим имеет место влияние внешних факторов, которые достаточно сложно предусмотреть в реальных условиях пуска. Учёт конструктивных особенностей изготовления агрегатов и элементов конструкции ЖРД, а также влияния внешних факторов на работу этих элементов необходимо для обеспечения точной настройки двигателей [1]. Решение данной задачи обеспечивается созданием математических моделей ЖРД.

Математическое моделирование позволяет до создания реальной системы (двигателя) или возникновения реальной ситуации рассмотреть возможные режимы работы, выбрать оптимальные управляющие воздействия, составить объективный прогноз будущих состояний системы, вследствие чего значительно сокращается количество материальной части, расходуемой на этапах наземной и лётной отработки. Математическое моделирование сопровождает весь "жизненный" цикл двигателя:

- на этапе эскизного проектирования выбираются схемные решения и основные характеристики будущего двигателя;
- на этапе экспериментальной отработки уточняются требования к циклограмме работы двигателя, оптимизируются характеристики агрегатов и основные параметры двигателя, проводится верификация математической модели;
- на этапе серийного производства оцениваются влияния технологических допусков на выходные характеристики двигателя.

При этом на каждом этапе математическая модель становится всё более сложной ввиду увеличения количества воздействующих факторов и связей между единицами [2-3].

Принципы построения математических моделей ЖРД

Для создания математической модели ЖРД необходимо знать следующую информацию о двигателе: принципиальная схема двигателя, физико-химические свойства применяемых компонентов топлива и продуктов сгорания, конструктивные данные основных узловых элементов двигателя (магистралей, насосов, газогенератора, турбина, камера сгорания) их геометрические, проливочные или статистические характеристики, и ряд других данных.

При построении математической модели ЖРД широко используется принцип агрегатирования: весь двигатель разбивается на крупные контуры, каждый из которых объединяет либо использование одного компонента топлива, либо идентичность процессов, происходящих в смежных агрегатах, либо выполнение определенных функций и т.п. Это позволяет чётче понять функциональные задачи, выполняемые агрегатами двигателя.

В каждом из контуров выделяются основные агрегаты, составляются их структурные схемы и указываются основные связи между агрегатами в данном контуре.

В соответствии с агрегативным принципом построения мате-

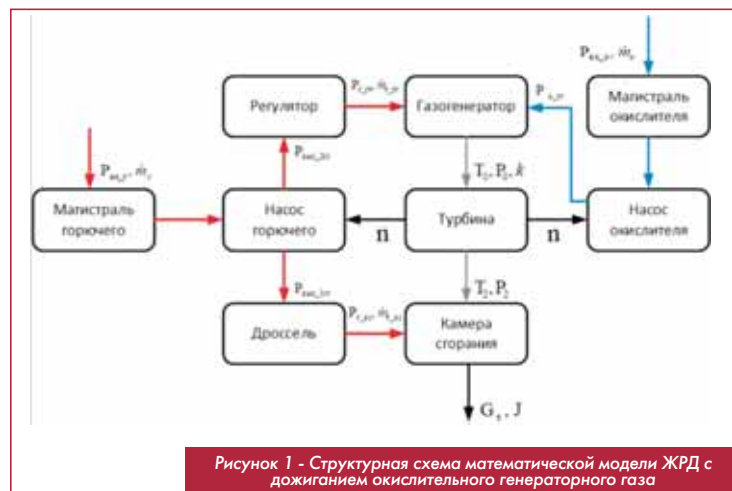


Рисунок 1 - Структурная схема математической модели ЖРД с дожиганием окислительного генераторного газа

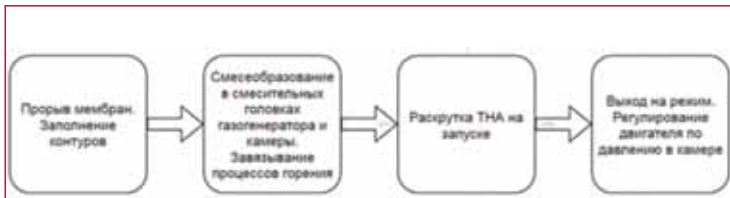


Рисунок 2 - Процессы, протекающие на запуске ракетного двигателя

математической модели для каждого агрегата, структурная схема которого определена, составляется автономная математическая модель. Совокупность математических моделей агрегатов, объединенных общей задачей, представляют математическую модель двигателя. Пример построения связей для ЖРД с дожиганием окислительного газа представлен на рисунке 1.

При исследовании запуска на моделях должны воспроизводиться все стадии процесса запуска, основные процессы, протекающие при этом, приведены на рисунке 2.

1 Прорыв мембран (открытие входных клапанов), заполнение трубопроводов и различных полостей агрегатов двигателя

Процессы, сопровождающиеся прорывом мембран (открытием входных клапанов) и заполнения трубопроводов и различных полостей агрегатов двигателя, являются наиболее сложным этапом разработки математических моделей ЖРД, так как этому переходному режиму свойственно наибольшее количество различных специфических задач, связанных с переходными газогидродинамическими, тепловыми и механическими явлениями, движением двухфазных сред для описания которых требуется индивидуальный подход применительно к каждому типу двигателей.

Данные процессы определяют следующие характеристики запуска:

- гидравлический удар в магистралях подвода;
- время поступления первых порций компонентов топлива в газогенератор и камеру сгорания;
- количество накопленных компонентов топлив в газогенераторе и камере сгорания к моменту воспламенения;
- соотношения компонентов топлива на пусковом режиме и ряд других факторов

Эти характеристики определяют надежность конструкции двигателя, скорость развития рабочих процессов в ГГ и КС на начальном участке запуска и влияют на устойчивость процесса горения.

Основные уравнения, описывающие нестационарную гидродинамику газожидкостных потоков в трактах и агрегатах ЖРД, выводятся на основе законов сохранения массы, импульса и энергии и представлены в работах [3-5].

2 Смесеобразование в смесительных головках газогенератора и камеры сгорания, завязывание процессов горения

Смесеобразование в смесительных головках газогенератора и камеры сгорания и как следствие завязывание процессов горения определяют такие важные параметры запуска, как:

- заброс температуры газа в газогенераторе на запуске;
- градиенты нарастаний давлений и раскрутки ротора ТНА;
- высокочастотную устойчивость запуска двигателя.

Физико-химические процессы характеризуются определенными скоростями: испарения жидкости, диффузии газовой и жидкой фазы, смешения, химической реакции в газовой и жидкой фазах и т.д. В каждом конкретном случае эти процессы имеют свои особенности, так как в зависимости от условий проведения огневого испытания роль тех или иных процессов меняется [6-9].

3 Работа турбонасосного агрегата

Математическое описание работы высокооборотных лопаточных насосов и турбин, применительно к задаче запуска ЖРД, связано с решением комплекса гидро-газодинамических задач: определение напорных характеристик и крутящего момента насоса на неустановившихся режимах, рассмотрение универсальных статических характеристик насосов, кавитационных явлений в ус-

ловиях глубоких провалов давлений на входе в насос и больших градиентов нарастания оборотов, решение задачи баланса мощностей на режиме запуска. Основные уравнения, позволяющие моделировать работу ТНА, описаны в работах [10-11].

4 Выход двигателя на режим. Регулирование двигателя по давлению в камере

В основном, маршевые ЖРД настраиваются на так называемый режим предварительной ступени тяги (ПСТ), меньшей по величине, чем режим номинальной тяги. Данное решение применяется в целях:

- проверки работоспособности ЖРД до отрыва ракеты-носителя от стартового стола для выявления неисправного ЖРД и прерывания пуска (актуально для ракет-носителей космического назначения).
- снижения градиентов нарастания параметров, характеризующих процесс запуска ЖРД (расходы, давления, температуры, обороты), что позволяет избежать забросов параметров за допустимые пределы и разрушения двигателя (актуально для любых ЖРД большой тяги, но в особенности - для ЖРД с пушечным запуском).

Как правило, для обеспечения режима ПСТ ограничивается (дополнительно уменьшается по сравнению с номинальным) расход в газогенератор компонента с меньшим расходом. В итоге в ходе запуска уменьшаются температура газа на выходе из газогенератора и его располагаемая удельная адиабатная работа, что приводит к снижению расходов компонентов в КС и, в конечном итоге, тяги.

Уменьшение расхода компонента в газогенератор на запуске обеспечивается с помощью регулятора, управляющего подачей компонента при работе ЖРД на номинальном режиме. При достижении в камере сгорания давления, соответствующего выходу на ПСТ, срабатывает сигнализатор давления, выдающий в систему управления сигнал о переходе на основную ступень тяги.

Для уменьшения разброса величин установившихся режимов (ПСТ и номинального) относительно заданного уровня, обусловленного отклонением характеристик агрегатов из состава ЖРД от номинальных, производится индивидуальная настройка каждого ЖРД [12]. Как правило, настройка ЖРД на предварительный и номинальный режимы сводится к определению угла установки регулятора и диаметров дроссельных шайб. При этом дроссельные шайбы в основном служат для обеспечения заданного соотношения компонентов топлива в камере сгорания, а угол регулятора, определяющий расход компонента в газогенератор на запуске, отвечает за уровень настройки всего изделия в целом. В ходе огневых стендовых испытаний определяется параметр непопадания в настройку по углу регулятора, количественно характеризующий математический алгоритм настройки.

Разработка математической модели настройки изделия на режим ПСТ производится путём анализа математической модели ЖРД и выявления характеристик агрегатов, влияющих на уровень тяги. Результатом анализа является уравнение, позволяющее рассчитать массовый расход компонента, протекающего через регулятор в газогенератор, на основании отклонений характеристик агрегатов от номинальных значений. Необходимо также отметить, что в ряде случаев итоговая производящаяся по результатам огневых контрольно-технологических испытаний ЖРД.

Существующие модели

В [3, 5, 13-15] авторы приводят результаты моделирования процессов запуска

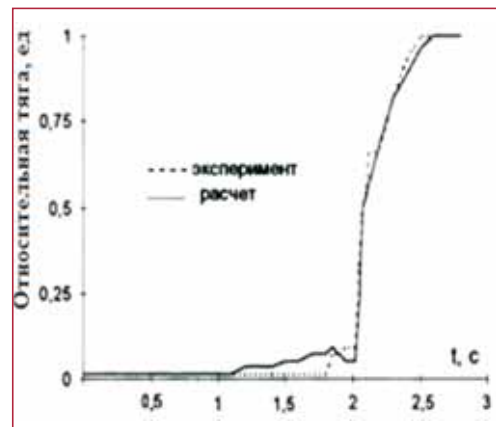


Рисунок 3 - Относительное давление в камере сгорания на запуске РД-120 [2]

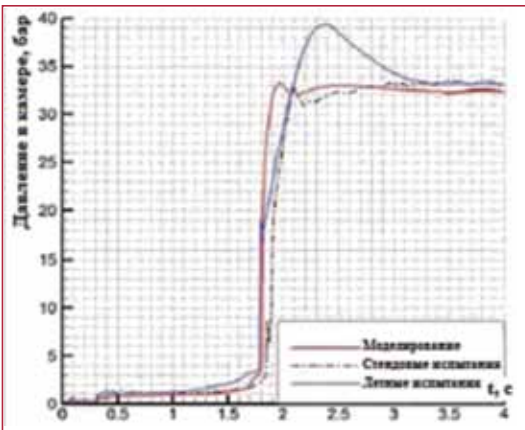


Рисунок 4 - Давление (бар) в камере сгорания на запуске двигателя RL-10 [6]

ных двигателей авторы отмечают удовлетворительную сходимость с номинальными параметрами двигателя. Математические модели позволяют моделировать маршевый режим работы двигателя, осуществлять энергетическую увязку параметров двигателя в условиях отклонения статических характеристик трубопроводов и всех его агрегатов (насосов, турбины, камеры сгорания, газогенератора, дросселей, шайб и др.) и проводить всевозможные исследования, связанные: с изменением схемы двигателя; с аномальными и аварийными ситуациями; с работой двигателя совместно со стендовыми или ракетными системами и т.п.

Существующие проблемы в области разработки математических моделей ЖРД

Вместе с тем, на сегодняшний день имеется следующий ряд проблем, не позволяющий сделать заключение о завершенности теории разработки математических моделей ЖРД:

1. Существующие математические модели не всегда адекватно и полно описывают переходные режимы, а также процессы, протекающие в газогенераторах и камерах сгорания (процессы распыла, смешения, горения компонентов, теплопереноса от газа к стенке и от стенки к жидкости). Необходимо отметить, что данные процессы оказывают как непосредственное влияние на переходные режимы работы ЖРД, так и на их высокочастотную устойчивость в процессе запуска.

2. Зачастую имеющиеся математические модели требуют уточнения входящих в их уравнения коэффициентов путём проведения значительного количества огневых стендовых испытаний (ОСИ) ЖРД, что приводит к расходованию большого количества

жидкостных ракетных двигателей КВД1, 11Д58МФ, РД-0146, РД-107, РД-120 (рисунок 3), RL-10 (рисунок 4). Достоверность описания процессов запуска можно оценить по графикам нарастания давления в камере сгорания.

При разработке математических моделей вышеприведенных

материальной части и значительным материальным затратам. Вместе с тем, определённые опытным путём коэффициенты имеют свою область применимости и, например, в случае нештатной работы и выхода ряда параметров ЖРД за допустимые пределы, уже не могут использоваться при обработке результатов ОСИ.

3. Поскольку в ряде случаев имеют место достаточно большие разбросы значений непопаданий в настройку при огневых испытаниях, а также смещение времени начала резкого роста давления в камере, возникает задача уточнения моделей настройки ЖРД на ПСТ (рисунок 5).

Указанные разбросы непопадания в настройку приводят либо к выходу на режим по тяге, меньший ПСТ, либо наоборот, превышающий ПСТ. Режим меньший ПСТ чреват невыполнением параметра "время выхода на заданный уровень тяги", режим превышающий ПСТ опасен забросами параметров (температуры продуктов сгорания, оборотов ТНА) либо срывом насосов в кавитацию на запуске. Смещение времени начала резкого роста давления в камере от первой команды на запуск при использовании связи из нескольких двигателей на одной ступени, опасно появлением дополнительных разворачивающих моментов на запуске.

По мнению авторов статьи, можно предложить следующие пути решения данных проблем:

1. В настоящий момент на предприятиях ракетно-космической отрасли, в частности ПАО "Протон-ПМ", имеется значительное количество телеметрической информации, полученной в ходе ОСИ.

Условия проведения ОСИ различаются как внешними факторами (давления и температуры компонентов на входе в ЖРД), так и индивидуальными особенностями испытываемых ЖРД (гидравлические сопротивления агрегатов, напорные характеристики насосов, КПД насосов и турбин, настройка каждого двигателя на режимы запуска и номинального участка работы), а также программой проведения ОСИ (изменение в ходе ОСИ давления в КС, соотношения компонентов топлива в ПГ и КС).

Наличие богатого экспериментального материала позволит создать базу данных, которую можно будет использовать при создании математических моделей ЖРД, ещё не прошедших ОСИ, а также проводить верификацию разработанных математических моделей.

Следует отметить, что использование результатов ОСИ конкретного типа ЖРД (а при необходимости также автономных испытаний агрегатов ЖРД) позволит уточнять математические модели настройки изделия на режим ПСТ путём регрессионного анализа данных, полученных в ходе вышеуказанных испытаний.

2. Помимо привлечения для верификации математических моделей данных, полученных в ходе ОСИ, необходимо использовать данные, полученные в ходе:

- холодных гидравлических проливок агрегатов, модельных испытаний турбин;
- численного моделирования отдельных узлов и агрегатов ЖРД.

Развитие вычислительных мощностей персональных компьютеров и кластеров позволяет использовать методы численного моделирования нестационарных газогидродинамических процессов в каналах сложной формы переменного сечения, таких как метод крупных частиц, базирующийся на системе дифференциальных уравнений в частных производных гиперболического типа, записанных в форме уравнений сохранения массы, импульса, энергии, метода крупных вихрей и др. Использование моделей турбулентности Спаларта-Аллмараса, RANS, k-ε, k-ω, SST и др. Ряд данных методов уже реализован в коммерческом ПО таких как ANSYS, FlowVision и др. Тем не менее ряд процессов требует написания собственных методик и модулей расчётов.

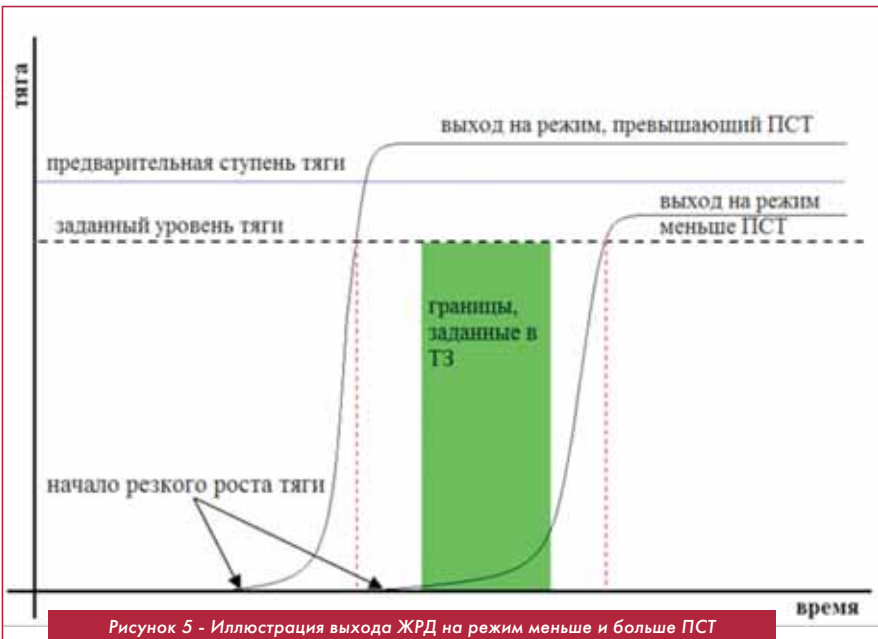


Рисунок 5 - Иллюстрация выхода ЖРД на режим меньше и больше ПСТ

Заклучение

В настоящей статье рассмотрены вопросы, касающиеся актуальности разработки математических моделей ЖРД, в том числе ЖРД, применяемых в составе боевых ракетных комплексов; основные принципы разработки математических моделей, позволяющих моделировать процессы запуска ЖРД; основные процессы, протекающие в ЖРД в ходе их запуска и их влияние на ход запуска. В статье обозначены основные проблемы, стоящие в настоящий момент перед разработчиками математических моделей и предложены следующие пути их решения:

- использование имеющихся результатов огневых и модельных испытаний двигателей в ходе разработки новых математических моделей ЖРД;
- широкое применение результатов численного моделирования отдельных агрегатов ЖРД

Необходимо отметить, что внедрение вышеуказанных предложений позволит увеличить точность настройки ЖРД на предварительный и номинальный режимы работы, сократит количество аварийных исходов огневых испытаний, а в конечном итоге приведёт к сокращению количества материальной части, задействованной в ходе экспериментальной отработки ЖРД и выяснения причин аварии.

ЛИТЕРАТУРА

1. Построение математической модели ЖРД замкнутой схемы с целью повышения точности настройки на предварительный и номинальные режимы / Р. Р. Сафуанов, А. В. Хороших, А. Ф. Сальников // Ракетно-космические двигательные установки : материалы Всерос. науч.-техн. конф. (Москва, 18-19 окт. 2018 г.) : К 70-летию со дня основания каф. Ракет. двигатели МГТУ им. Н. Э. Баумана. / М-во образования и науки Рос. Федерации, Моск. гос. техн. ун-т им. Н. Э. Баумана (нац. исслед. ун-т). - Москва : ИИУ МГОУ, 2018. - С. 19-20.
2. Чуян Р.К., Методы математического моделирования двигателей летательных аппаратов. Учеб. пособие для студентов авиационно-ракетостроительных специальностей вузов. - М.: Машиностроение, 1988. - 288с.: ил.
3. Беляев Е.Н., Чванов В.К., Черваков В.В. Математическое моделирование рабочего процесса жидкостных ракетных двигателей: Учебник. / Под ред. В.К. Чванова. - М.: Изд-во МАИ, 1999.-228 с.: ил.
4. Теория автоматического управления ракетными двигателями. А.А. Шевяков, В.М. Калинин, Н.В. Науменкова, В.Г. Дятлов; Под ред. д-ра техн. наук, проф. А.А. Шевякова. - М.: Машиностроение, 1978 - 288 с, ил.

5. Компьютерные модели жидкостных ракетных двигателей / Е.В. Лебединский, С.В. Мосолов, Г.П. Калмыков и др.; под ред. академика А.С. Коротаева. М.: Машиностроение, 2009. 376 с.: ил. ISBN 978-5-217-03449-9.

6. Zhen-Guo Wang Internal combustion processes of liquid rocket engines. Modeling and numerical simulations. National University of Defense Technology, Changsha, China, 2016, 352 p.

7. Рабочие процессы в жидкостном ракетном двигателе и их моделирование / Е.В. Лебединский, Г.П. Калмыков, С.В. Мосолов и др.; под ред. академика РАН А.С. Коротаева. М.: Машиностроение, 2008. 512 с.: ил., [12] с. цв. вкл. - ISBN 978-5-217-03433-8.

8. Основы теории и расчёта жидкостных ракетных двигателей. В 2 кн. Кн. 1. Учеб. для авиац. спец. вузов/А.П. Васильев, В.М. Кудрявцев, В.А. Кузнецов и др.; Под ред. В.М. Кудрявцева. - 4-е изд., перераб. и доп. - М.: Высш. шк., 1993 - 383 с.: ил. ISBN 5-06-002562-4.

9. Алемасов В.Е., Дрегалин А.Ф., Тишин А.П. Худяков В.А. Термодинамические и теплофизические свойства продуктов сгорания: справочник. -Москва, 1971. - 267 с.

10. Овсянников Б.В., Боровский Б.И. Теория и расчёт агрегатов питания жидкостных ракетных двигателей. - 3-е изд., перераб. и доп. - М.: Машиностроение, 1986. - 376 с., ил.

11. Добровольский М.В. Жидкостные ракетные двигатели. Основы проектирования : учебник для высших учебных заведений / М.В. Добровольский ; под ред. Д.А. Ягодникова - 3-е изд., доп. - Москва : Издательство МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2016. - 461, [3] с. : ил.

12. Волков Е.Б., Сырицын Т.А., Мазинг Г.Ю. Статика и динамика ракетных двигательных установок. Книга 1. Статика. М., "Машиностроение", 1978, 224 с.

13. Беляев Е.Н., Воробьев А.Г., Гнесин Е.М. Разработка нелинейной математической модели жидкостного ракетного двигателя, работающего на стационарном режиме [электронный ресурс] // Труды МАИ. - 2014. - № 73. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=48537> (дата обращения: 15.11.2018).

14. Гарбер С.Н., Демьяненко Ю.В., Лобов С.Д., Малахова Е.В., Рачук В.С., Чембарцов С.В. Математическое моделирование жидкостных ракетных двигателей на основе криогенных компонентов топлива // Космонавтика и ракетостроение - 2014 - № 75. - С. 96-102.

15. Transient simulation of the RL-10SA-3-3A rocket engine / F. Di Matteo, M. De Rosa, M. Onofri. Space Propulsion Conference. 2012.

Связь с авторами: romansr91@mail.ru,
horoshih@protonpm.ru,
Af_salnikov1@mail.ru

ИНФОРМАЦИЯ

С 16 по 18 мая в Москве пройдёт XII Международная выставка вертолётной индустрии HeliRussia 2019. Мероприятие организовано Минпромторгом России по инициативе и при поддержке Ассоциации Вертолётной Индустрии. Сегодня HeliRussia стала крупнейшей отраслевой выставкой в Европе и Северной Азии, а также одним из самых авторитетных событий в вертолётной индустрии.

Выставка собрала представительную экспозицию: в выставке принимает 234 компании-участников из 19 стран мира. Ежегодно HeliRussia развивает международную кооперацию, даёт всеобъемлющее представление о российском вертолётном рынке и укрепляет имидж России как одного из мировых лидеров вертолётостроения.

На HeliRussia 2019 будет представлена экспозиция вертолетов российского и зарубежного производства. Среди наиболее интересных новинок - противопожарная модификация вертолета "Ансат" разработки и

производства "Казанского вертолётного завода" (входит в холдинг "Вертолеты России") с оборудованием Simplex. На выставке можно будет увидеть новый бестселлер американской компании Bell - модель Bell 505 Jet Ranger X в VIP-комплектации. Европейский концерн Airbus Helicopters покажет многоцелевой вертолёт H135 с комплексом авионики Helionix.

В сегменте малой авиации будет продемонстрирован сверхлёгкий вертолёт с соосной схемой несущих винтов R-34, созданный ОКБ "Ротор" по техническому заданию компании "Аэроэлектромаш". Холдинг "Вертолеты России" впервые представит проект модернизации вертолетов типа Ка-32.

Традиционно широкой станет демонстрация авиационного и вспомогательного оборудования. Достижения ряда французских компаний, производящих авиационные ком-



поненты, будут вновь представлены на объединённом национальном стенде Франции.

HeliRussia вновь продемонстрирует новейшие разработки для санитарной авиации. Компания SCHILLER (Швейцария), представит новейшую разработку - устройство для проведения непрямого массажа сердца EASY PULSE, которое является оптимальным решением для ограниченных кабин медико-эвакуационных вертолетов.

Кроме того, на HeliRussia пройдет наглядная демонстрация новых разработок из области беспилотной авиации.

Информация Ассоциация Вертолётной Индустрии России