УДК 533.6.011+532.526

В. И. ТИМОШЕНКО

ИССЛЕДОВАНИЯ ГАЗОВЫХ И ГАЗОДИСПЕРСНЫХ ТЕЧЕНИЙ В ОБЕСПЕЧЕНИЕ РАЗРАБОТКИ ОБЪЕКТОВ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ И ОТДЕЛЬНЫХ ТЕХНОЛОГИЧЕСКИХ ПРОЦЕССОВ

Институт технической механики
Национальной академии наук Украины и Государственного космического агентства Украины,
ул. Лешко-Попеля, 15, 49005, Днепр, Украина; e-mail: itm12@ukr.net

Наводиться інформація щодо розроблених за останні п’ять років в Інституті технічної механіки Національної академії наук України і Державного космічного агентства України математичних моделей, алгоритмічного і програмного забезпечення для числового моделювання течій газових і газодисперсних хімічно реагуючих нерівноважних сумішей. Предметна спрямованість пов’язана як з розробкою об’єктів ракетно-космічної техніки, так і з науковим супровідом окремих технологічних процесів. Що стосується ракетно-космічної техніки, то розглянуто питання створення програмно-методичного забезпечення і проведення з його використанням досліджень за наступними напрямками: аерогазодинаміка оснащених крилами і органами управління повних компоновок ракет-носіїв, витікання струменів продуктів згоряння палива ракетного двигуна з урахуванням догорання при змішуванні з повітрям і впливу підведення крапельної води на параметри струменя, течії в каналах повітрозабірних пристроїв, змішування вуглеводневого палива з супутним потоком повітря і його спалення в камерах згоряння прямоточних повітряно-реактивних двигунів, вибір і обгрунтування проектних параметрів рідинної реактивної системи верхніх ступенів ракет-носіїв, в умовах підводу палива до керуючих блоків з паливних магістралей маршового двигуна. Що стосується технологічних процесів, описано результати досліджень горіння сухих і вологонасичених частинок вугілля в гарячому потоці паливо-повітряної суміші та впливу взаємодії частинок газодисперсного потоку зі стінками каналу і між собою на формування течії суміші газу і частинок різного розміру в каналі. Актуальність робіт визначається вимогами удосконалення і створення нових елементів ракетно-космічної техніки та підвищення ефективності спалювання пилоподібного вугілля та пневмотранспортування газодисперсних сумішей в трубах.

Приводится информация о разработанных за последние пять лет в Институте технической механики Национальной академии наук Украины и Государственного космического агентства Украины математических моделях, алгоритмическом и программном обеспечении для численного моделирования течений газовых и газодисперсных химически реагирующих неравновесных смесей. Предметная направленность связана как с разработкой объектов ракетно-космической техники, так и с научным сопровождением отдельных технологических процессов. В части ракетно-космической техники рассмотрены вопросы создания программно-методического обеспечения и проведения с его использованием исследований по следующим направлениям: аэрогазодинамика оснащенных крыльями и органами управления полных компоновок ракет-носителей, истечение струй продуктов сгорания топлива ракетного двигателя с учетом догорания при смешивании с воздухом и влияния подвода капельной воды на параметры струи, течения воздуха в каналах воздухозаборных устройств, смешение углеводородного топлива со спутным потоком воздуха и его горение в камерах сгорания прямоточных воздушно-реактивных двигателей, выбор и обоснование проектных параметров жидкостной реактивной системы верхних ступеней ракет-носителей в условиях питания управляющих блоков из топливных магистралей маршевого двигателя. В части технологических процессов рассмотрены вопросы: горения сухих и влагонасыщенных частиц угля в горячем потоке топливо-воздушной смеси, влияния взаимодействия частиц газодисперсного потока со стенками канала и между собой на формирование течения смеси газа и частиц разного размера. Актуальность работ определяется требованиями усовершенствования и создания новых элементов ракетно-космической техники и повышения эффективности сжигания пылевидного угля и пневмотранспортировки газодисперсных смесей в трубах

This paper presents the mathematical models, algorithms, and programs developed in the past five years at the Institute of Technical Mechanics of the National Academy of Sciences of Ukraine and the State Space of Ukraine for numerical simulation of gas and gas-dispersed chemically reacting mixture flows. The subject matter involves both space hardware development and scientific support of the development of technological processes. As to space hardware, the paper addresses issues of the development of methods and programs and their use in investigations along the following lines: the aerogasdynamics of full launch vehicle configurations with wings and controls, rocket propellant combustion product jet efflux with account for afterburning when mixing with air and for the effect of the injection of water drops on the jet parameters, air flows in air intake channels, mixing of a hydrocarbon fuel with a cocurrent air flow and its burning in ramjet combustion chambers, and the choice and substantiation of the design parameters of the liquid-propellant jet system of launch vehicle upper stages in the case where the control blocks are fed from the sustainer engine propellant lines. As to technological processes, consideration is given to the burning of dry and moisture-saturated coal particles in a hot fuel−air mixture flow and the effect of interaction of gas-dispersed flow particles with the channel walls and with one another on the formation of a gas − variously sized particles mixture flow. The topicality of this work is due to the need for upgrading existing space hardware elements and developing new ones and for increasing the efficiency of coal dust burning and gas-dispersed mixture transportation in air tube conveyers.

***Ключевые слова**: газовые и газодисперсные течения, химически неравновесные смеси, полные компоновки ракет-носителей, сверхзвуковые ракетные струи, смешение и догорание струй, воздухозаборное устройство, прямоточный воздушно-реактивный двигатель, жидкостная реактивная система, воспламенение и горение влагонасыщенных частиц, автоколебательный режим течений, столкновения частиц со стенками канала.*

Введение. Практически во всех технических системах и устройствах в ракетно-космической технике, энергетике, металлургии в качестве рабочего тела используются химически неравновесные газовые и двухфазные смеси. При отработке таких систем и устройств необходимо проводить многопараметрические исследования. Практический интерес представляют как закономерности течений высокотемпературных газовых смесей, так и их взаимодействие с материалами ограничивающих поверхностей. Эти течения рассматриваются с учетом химических преобразований, гетерогенного взаимодействия фаз, фазовых переходов и др. Экспериментальное моделирование и отработка таких процессов являются достаточно трудоемкими. Эффективным средством таких исследований является численное моделирование. Отдельные вопросы, касающиеся формулировки соответствующих задач и результатов, которые при этом можно получить, описаны в [1].

В Институте технической механики Национальной академии наук Украины и Государственного космического агентства Украины (ИТМ НАНУ и ГКАУ) разработан ряд математических моделей, численных методов, алгоритмов и комплексов программ, эффективность которых подтверждена их практическим использованием при создании новых образцов ракетно-космической техники. Эти модели, алгоритмы и программное обеспечение используются при исследовании и определении путей совершенствования многих высокотемпературных технологий в металлургии, машиностроении, энергетике и других отраслях промышленности. Отдельные результаты приведены в [2]. Ниже приводится информация о разработанных в последнее время в ИТМ НАНУ и ГКАУ математических моделях, алгоритмическом и программном обеспечении для численного моделирования течений газовых и газодисперсных химически реагирующих неравновесных смесей и дано описание отдельных результатов конкретных исследований. Информация о полученных результатах приведена в [2].

Сверхзвуковое обтекание ракет-носителей. В [3] приводится описание программно-методического обеспечения, которое может быть использовано при проведении оперативных проектных расчетов сверхзвукового обтекания ракет-носителей. В [4] дан ретроспективный обзор результатов численных исследований сверхзвукового обтекания тел сложной пространственной конфигурации. Эти исследования позволили выяснить основные закономерности сверхзвукового обтекания класса тел с крыльями переменной стреловидности, в том числе летательных аппаратов (ЛА) типа воздушно-космического самолета (ВКС) «Буран» при различных числах Маха и углах атаки. Результаты исследования сверхзвукового обтекания ВКС «Буран», в том числе и при наличии равновесной диссоциации воздуха, были одними из первых и докладывались в ведущих организациях: ЦАГИ, ЦНИИМАШ, НИИ Механики МГУ, НПО им. Лавочкина.

За последние годы разработан многозонный метод, на основе которого реализованы алгоритмы расчета сверхзвукового течения около компоновки ракеты-носителя с тонкими несущими поверхностями и органами управления [5]. Эти алгоритмы основаны на разбиении физической области решения на простые расчетные подобласти. Достоинством разработанного программно-методического обеспечения, в котором реализованы алгоритмы расчета на основе явных маршевых конечно-разностных схем Годунова, Колгана и Родионова, является простота включения в компоновку ракеты-носителя тонких органов управления и стабилизации, возможность детального анализа поля потока около полной компоновки и в окрестности органов и оперативность получения результатов. Созданная программа позволяет получать суммарные и распределенные характеристики на корпусе ракеты и органах управления и стабилизации и проводить параметрические расчеты в зависимости от изменения числа Маха и угла атаки при относительно небольших затратах машинного времени (до 10 минут). Эта программа позволяет проводить оперативные параметрические расчеты полей течений при разных числах Маха, углах атаки и скольжения с формированием таблиц суммарных аэродинамических характеристик для компоновки, корпуса и каждого рулевого органа в отдельности.

По созданной программе были проведены расчеты аэрогазодинамических характеристик (АДХ) оперативно-тактической ракеты «Гром» (рис. 1) при M_∞=3, результаты которых согласуются с экспериментальными данными, представленными Государственным предприятием «Конструкторское бюро «Южное» (ГП «КБ «Южное»). На рис. 2 показаны поля изобар для x-образной компоновки в поперечном сечении Z=const (Z малое), полученные при расчете течения с углом скольжения β=90°.

Рис. 1

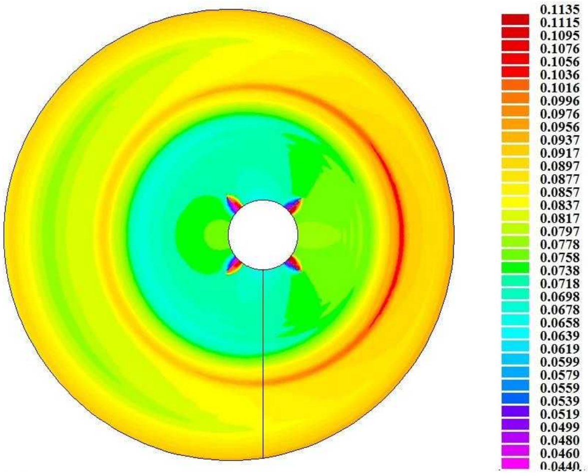


Рис. 2

Комплексные исследования струйных течений Следующий круг вопросов связан с разработкой программно-методического обеспечения и проведением исследований струйных течений, сопровождающих работу отдельных элементов ракетно-космической техники. В ИТМ НАНУ ГКАУ разработаны соответствующие методики, которые позволяют определять параметры в донной области как в случае осесимметричного течения, так и в случае пространственных течений при наличии угла атаки и отклонения сопла. Проведены исследования истечения до- и сверхзвуковых струй в спутный сверх- и/или дозвуковой поток, струйных течений при движении ракеты в пусковом контейнере стартовой установки, истечения одиночных и составных сверхзвуковых струй в окружающее пространство и взаимодействия их с поверхностью и пр. Детальный обзор алгоритмов и полученных результатов приведен в [6].

Дальнейшее развитие расчетно-методического обеспечении для струйных течений связано с истечением продуктов сгорания реактивного двигателя.

В [7] дано описание однородного маршевого алгоритма численного решения упрощенных уравнений Навье–Стокса (уравнений «вязкого слоя») для расчета турбулентного течения в сверхзвуковой струе ракетного двигателя, истекающей в затопленное пространство или спутный дозвуковой поток воздуха. В рамках этого алгоритма уравнение для радиальной составляющей импульса и уравнение неразрывности при использовании уравнения состояния рассматриваются как уравнения относительно давления и поперечной составляющей вектора скорости. Сформулирован алгоритм для решения этой группы уравнений. В сверхзвуковой области струи из этих уравнений определяются распределение давления и радиальной компоненты скорости. В области дозвукового течения принимается, что давление равно давлению в дозвуковом спутном потоке, а для определения радиальной компоненты скорости используется уравнение неразрывности. Используя этот алгоритм, можно единообразным способом провести расчет истечения сверхзвуковой струи в затопленное пространство или в спутный дозвуковой поток, начиная от полностью сверхзвукового течения на срезе сопла до сечений, в которых течение становится полностью дозвуковым. При этом могут использоваться приближения замороженного, равновесного и неравновесного термодинамического состояния с учетом смешения продуктов сгорания с воздухом окружающей среды и догорания для конечных скоростей химических реакций. В качестве иллюстрации на рис. 3 приведена картина изолиний числа Маха в струе длиной 35 радиусов сопла. Для наглядности представления результата поперечное расстояние увеличено в 3 раза.

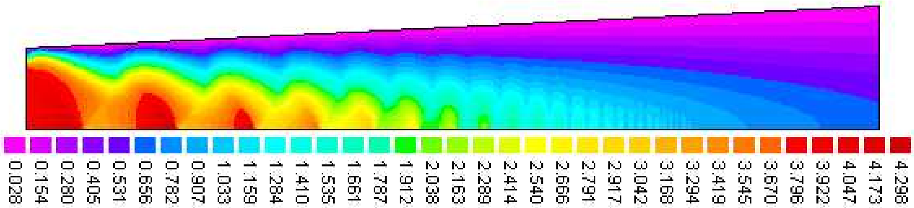


Рис. 3

При создании стартовых устройств необходимо знать силовое и тепловое воздействие струй двигательной установки на элементы стартовых устройств. В состав продуктов сгорания ракетного двигателя на срезе сопла входят продукты неполного сгорания CO и H_2, которые при смешении с кислородом воздуха могут вступать с ним в химическое взаимодействие – догорать. Для снижения влияния температурного воздействия продуктов сгорания на элементы стартового устройства в некотором поперечном сечении струи осуществляется впрыск воды. Водяная струя задается в виде облака капель воды, которые, переносясь вниз по потоку, испаряются и охлаждают продукты сгорания. Двухфазный поток описывается уравнениями, в которых учтено скоростное и тепловое взаимодействие между газовой и дисперсной фазами.

В [7, 8] сформулированы элементы алгоритма численного моделирования термогазодинамических параметров вязкой двухфазной неравновесной химически реагирующей неизобарической струи продуктов сгорания ракетного двигателя в рамках двухскоростной и двухтемпературной модели сплошной среды на основе уравнений «вязкого слоя». На основе численного расчета выявлены основные закономерности влияния подачи воды, смешения струи с воздухом и догорания высокотемпературной струи ракетного двигателя в кислороде воздуха на структуру течения, термогазодинамические и теплофизические параметры струи. Эффекты догорания и смешивания струи с каплями воды показаны на рис. 4. На этом рисунке приведен общий вид струи и распределение температуры (а) и скорости (б) на оси струи. При догорании углерода и водорода вдоль струи без капель воды температура повышается почти на 300^0.

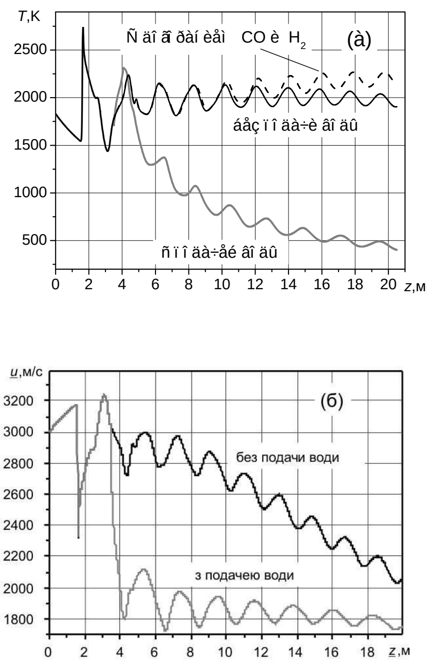


Рис. 4

Подача воды приводит сначала к резкому, а затем более плавному уменьшению скорости продуктов сгорания. Температура струи на участке прогрева капель меняется медленнее, чем после начала испарения воды. Подвод воды может приводить к снижению в 1,5 – 2 раза температуры и скорости в конечном сечении струи. На начальном участке после сечения подачи воды число Маха уменьшается и становится существенно меньше, чем в струе без воды. Здесь уменьшение скорости происходит более быстро, чем уменьшение скорости звука. Затем число Маха в струе с каплями становится больше, чем в струе без воды, что определяется более интенсивным уменьшением скорости звука по сравнению с уменьшением скорости струи. Наличие паров воды в струе приводит к снижению скорости горения водорода в продуктах сгорания, в результате чего догорание водорода практически не приводит к повышению температуры струи.

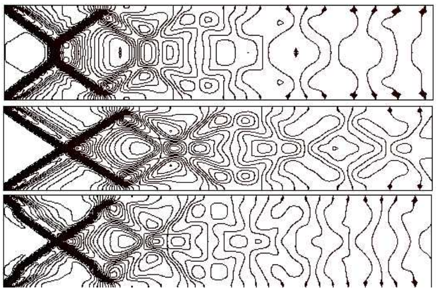
Сверхзвуковые течения в каналах переменного сечения. Следующий цикл работ связан с определением параметров течений газа в каналах переменного сечения. В [9] дается обзор полученных раннее результатов исследования течений газов и газодисперсных смесей при наличии газофазных и гетерогенных химических реакций и фазовых переходов. Рассмотрены как вопросы формулировки математических моделей и алгоритмов, так и результаты исследований конкретных течений в струях и каналах.

В последние годы эти исследования развивались и конкретизировались. Выполнен цикл работ по определению торможения сверхзвукового потока в каналах переменного поперечного сечения, применительно к вопросам проектирования и исследования воздухозаборных устройств, сгорания углеводородов в камерах сгорания прямоточных воздушно-реактивных двигателей, сгорания частиц угля в каналах топочных устройств и др.

В [10 – 12] выяснены особенности влияния различных воздействий на торможение сверхзвукового потока в каналах постоянного и переменного поперечного сечения. В качестве этих воздействий рассмотрены следующие: изменение длины канала, давления в выходном сечении, разные способы вдува струй, изменение площади поперечного сечения канала. Результаты получены на основе численного решения двумерной системы уравнений Навье–Стокса методом установления по времени с использованием неявной конечно-разностной схемы Бима–Уорминга с расщеплением векторов конвективных потоков по Стегеру.

В [10] рассмотрено влияние изменения давления и числа Маха вдоль каналов различной длины в зависимости от числа Рейнольдса и величины противодавления на выходе из канала. Показано, что уменьшение числа Рейнольдса и противодавления может приводить к качественной перестройке течения в канале относительно небольшой длины. Возможны режимы течения с практически звуковой скоростью в его центральной части. Такие режимы течения могут иметь место как при уменьшении числа Рейнольдса, так и при увеличении противодавления. Управляя противодавлением на выходе канала, можно сохранить характер течения в канале при изменении числа Рейнольдса, или, что то же самое, скорости и высоты полета аппарата.

Управлять торможением сверхзвукового потока в канале можно вдувом. В [11] исследовано влияние различных способов подачи струй в воздушный сверхзвуковой поток на перемешивание и торможение потока в канале. Рассматривается торможение сверхзвукового потока воздуха в плоском канале при подводе спутных газовых струй. Вдуваемая струя может быть размещена произвольным образом во входном сечении канала. Управляя параметрами и местоположением вдуваемых струй, можно существенно уменьшить неравномерность потока. Влияние подвода струй на «выглаживание» давления в поле потока иллюстрируется на рис. 5. На этом рисунке показаны поля изобар при свободном вытекании (без дросселирования) без подвода струй (а), при вдуве центральной струи (б) и двух пристеночных струй (в). Из этого рисунка видно, что при подводе струй существенно уменьшаются изменения давления в поперечных сечениях выходной части канала. Причем вдув пристеночных струй приводит к большему эффекту. Эти особенности важны для формирования равномерного заторможенного потока на выходе из канала перед входом в камеру сгорания. В качестве вдуваемых струй при этом целесообразно использовать струи горючих компонентов, предназначенных для сжигания в камере сгорания.



а)

б)

в)

Рис. 5

В [12] рассматривается задача о влиянии противодавления на структуру сверхзвукового потока при его торможении в расширяющемся составном канале: цилиндр – конус – цилиндр. При увеличении противодавления при его определенных значениях в коническом участке формируется пристеночная зона рециркуляционного течения, и течение в составном канале становится подобным течению через цилиндрический канал при нулевом трении.

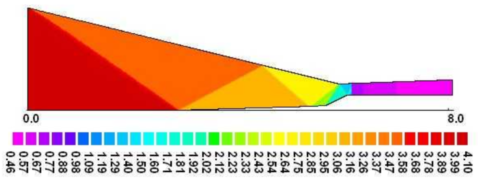
В [13] рассмотрено влияние вязкости на торможение сверхзвукового потока в канале изменяемой геометрии при разных углах атаки набегающего потока. Показано, что во входной части канала влияние вязкости мало сказывается на параметрах торможения как при ламинарном, так и при турбулентном режимах течения. В узкой части канала учет вязкости приводит к значительному росту давления и торможению потока. Увеличение угла атаки приводит к увеличению торможения сверхзвукового потока вплоть до дозвуковых скоростей. Использование маршевых методов расчета позволяет проводить оперативные инженерные расчеты параметров течения в сужающихся каналах при наличии ограниченных дозвуковых областей с учетом влияния пограничного слоя на параметры течения и проводить оценки влияния вязкости на формирование ударно-волновой структуры течения.

Прикладная направленность описанных выше задач определяется вопросами выбора рациональных параметров воздухозаборных устройств (ВЗУ) прямоточных воздушно-реактивных двигателей (ПВРД). Расширяющийся канал – диффузор – является неотъемлемой частью проточной части нерегулируемого ПВРД. Его назначением является выравнивание поля потока после воздухозаборника перед входом в камеру сгорания.

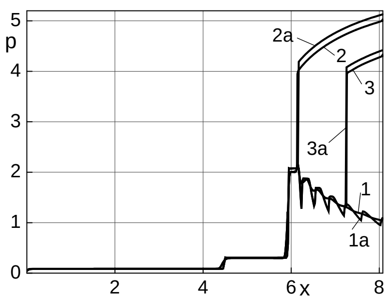
В [14] дана формулировка алгоритма оперативного расчета торможения сверхзвукового потока в канале воздухозаборного устройства на этапе его предпроектной отработки. Сформулированы методические положения использования маршевого алгоритма численного решения уравнений газовой динамики для определения параметров в сверхзвуковом воздухозаборном устройстве при заданном значении коэффициента скорости в выходном сечении. Рассмотрены вопросы расчета течений в каналах ВЗУ с противодавлением методом установления по времени и маршевым методом с использованием при расчете дозвукового течения в выходной части канала квазиодномерного подхода. Положение прямого скачка уплотнения в узкой части ВЗУ определяется из условия реализации требуемого значения коэффициента скорости потока в выходном сечении канала.

Из сравнения результатов расчетов, полученных при использовании маршевого алгоритма и метода установления, следует, что затраты на проведение расчетов маршевым методом составляют несколько минут, методом установления – до десяти и более часов. Поэтому на этапе предпроектной отработки формы ВЗУ следует использовать алгоритм оперативного расчета маршевым методом. Метод установления следует применять для окончательной доводки определенной на основании расчетов маршевым алгоритмом формы ВЗУ или для нерасчетных режимов течения с конечными отрывными зонами уже для выбранной на начальной стадии проектирования формы ВЗУ.

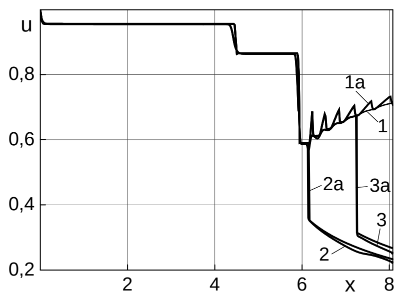
В качестве иллюстрации на рис. 6 приведены результаты, полученные при расчете дозвукового течения в выходной части канала квазиодномерным приближением и методом установления по времени. Результаты получены для ВЗУ типичной формы, показанной на рисунке, с изолиниями чисел Маха для условий полета на высоте H=30 км при числе Маха M_∞=4,1. Приведены сравнения распределения давления и скорости вдоль верхней стенки канала ВЗУ, полученные для свободного вытекания (линии 1) и вытекания с формированием скачка в канале (линии 2, 3) при заданном коэффициенте скорости a_e на выходе из ВЗУ. Линии 2 соответствуют результатам расчетов для положения прямого скачка X_{shock}=6,14, а линии 3 – для X_{shock}=7,26, которые соответствуют разным значениям a_e. Линии, обозначенные цифрой с буквой «а», относятся к результатам маршевого расчета, а без буквы – к методу установления. Результаты расчетов, полученные обоими методами, хорошо согласуются не только в области сверхзвукового течения, но и в дозвуковой области за прямым скачком, хотя в маршевом методе при использовании квазиодномерного алгоритма расчета параметры потока постоянны в поперечном сечении, а в методе установления учитывается изменение параметров по ширине канала ВЗУ.



шкала чисел Маха



давление



скорость

Рис. 6

Процессы в камере сгорания. Следующий цикл работ связан с изучением и выбором рациональных параметров при организации процессов в камере сгорания прямоточных воздушно-реактивных двигателей. Характерным для процессов в камере сгорания ПВРД является относительно большая по сравнению с температурой подаваемого в камеру углеводородного топлива статическая температура сверхзвукового потока воздуха, прошедшего через воздухозаборник. Целью исследований является определение рационального массового состава воздушно-водородной струи для уменьшения длины области смешения и выгорания водорода, а также получения максимального тепловыделения и полноты сгорания топлива при численном моделировании турбулентного неравновесного течения в канале в рамках модели вязкого слоя с использованием маршевого алгоритма.

Вопросы смешения, воспламенения и горения вдуваемого углеводородного горючего в спутном потоке воздуха в каналах постоянного и переменного поперечного сечения рассмотрены в работах [15 – 18].

В [15] в рамках стационарных уравнений вязкого слоя с использованием маршевого алгоритма проведено численное моделирование неравновесного истечения сверхзвуковой воздушно-водородной струи в спутный сверхзвуковой поток воздуха в осесимметричном канале. Температура струи намного меньше температуры спутного потока. Механизм окисления водорода в воздухе моделируется при помощи кинетической модели, включающей 9 химических реакций. Численно исследовано влияние массового состава струи на развитие и протяженность области горения. Определен оптимальный состав струи для заданных параметров течения.

В [16] исследуется возможность сокращения области воспламенения и горения топлива путем выбора рационального массового состава воздушно-водородной струи. На конкретном примере показано, что рациональное задание состава струи с избытком горючего позволяет организовать режим горения, оптимальный с точки зрения максимального тепловыделения, полноты сгорания топлива и уменьшения длины области выгорания.

В [17] рассмотрена задача о кинетическом горении струи пропана, истекающей в спутный дозвуковой поток воздуха в осесимметричном канале. Для описания течения используется модель «узкого канала» и дифференциальная однопараметрическая модель турбулентности «$\nu_t - 90$». Кинетика горения пропана в воздухе описывается одностадийной стехиометрической брутто-реакцией. Исследовано влияние начальной турбулентности и положения сечения искусственного воспламенения на режимы и интенсификацию процесса горения турбулентной вязкой дозвуковой струи пропана в спутном потоке воздуха в осесимметричном канале постоянной ширины. Установлено, что в зависимости от начальной турбулентной вязкости и положения сечения искусственного воспламенения могут реализовываться различные режимы горения: от диффузионного до кинетического. Рациональный выбор сечения искусственного воспламенения и начальной турбулентности позволяет влиять на интенсивность и протяженность области горения.

В [18] обсуждаются результаты численных исследований, проведенных на базе уравнений Навье–Стокса, торможения сверхзвукового потока в канале. Анализируется влияние вдува струи в центре канала, распределенного подвода массы через его стенки на интенсификацию смешения углеводородных смесей со спутным сверхзвуковым потоком при его торможении в канале и влияние способов и параметров подвода массы на протяженность зоны свободного торможения и при дросселировании.

С использованием программно-методического обеспечения для исследования термо-газодинамических и физико-химических процессов в элементах прямоточного воздушно реактивного двигателя проведены комплексные исследования. В качестве иллюстрации полученных результатов на рис. 7 приведены распределения температуры и давления в элементах воздушно-прямоточного двигателя

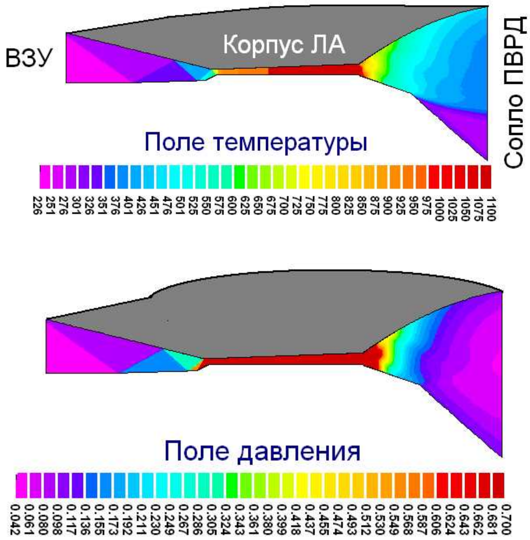


Рис. 7

Газодинамика двигателей малой тяги. Актуальность темы связана с изучением работы жидкостной реактивной системы (ЖРС) верхних ступеней ракет при питании управляющих двигателей малой тяги (управляющих блоков) от магистральных линий окислителя и горючего маршевого двигателя. В ЖРС с традиционной пневмогидравлической схемой питание управляющих блоков осуществляется из автономных баков при подаче компонентов топлива к управляющим блокам с помощью газовытеснительной системы с давлением от 10 бар до 20 бар. Использование питания ЖРС напрямую из топливных магистралей маршевого двигателя обеспечивает уменьшение массы ступени, что позволяет увеличить массу выводимого на орбиту полезного груза. При этом имеет место более полная выработка гарантийных остатков топлива из баков маршевого двигателя, возрастает энергоэффективность ЖРС.

Формулировки задач и описание вопросов, возникающих при отказе от автономного питания управляющих двигателей, приведены в [19 – 21].

В этих работах анализируются проблемные вопросы, возникающие при переходе от автономного питания ЖРС управления полетом последней ступени ракеты-носителя к питанию из магистралей маршевого двигателя и дается информация о методах наземной стендовой отработки таких систем. На основании этого формулируются основные положения расчетно-методического обеспечения.

Основные особенности работы ЖРС при питании из топливных магистралей маршевого двигателя иллюстрируются результатами расчетного обоснования и стендовой отработки системы ЖРС ракеты космического назначения «Циклон-4». Показано, что возмущения в работе ЖРС, обусловленные гидроударами и провалами давления в топливных магистралях, проявляются в виде бросков или провалов давлений в камерах сгорания управляющих блоков. В результате значительно меньшего, чем при автономном питании, давления в магистралях маршевого двигателя могут иметь место два режима: режим газовыделения с образованием мелкопузырьковой газожидкостной среды и с формированием в жидкости газовых пробок. Первый режим имеет место при переходных режимах работы ЖРС и проявляется в более медленном установлении параметров работы управляющих блоков. Переход ко второму режиму связан с длительным снижением давлений в топливных магистралях. Это создает опасность задержек запуска отдельных управляющих блоков или их преждевременного выключения, что может снизить эффектив-

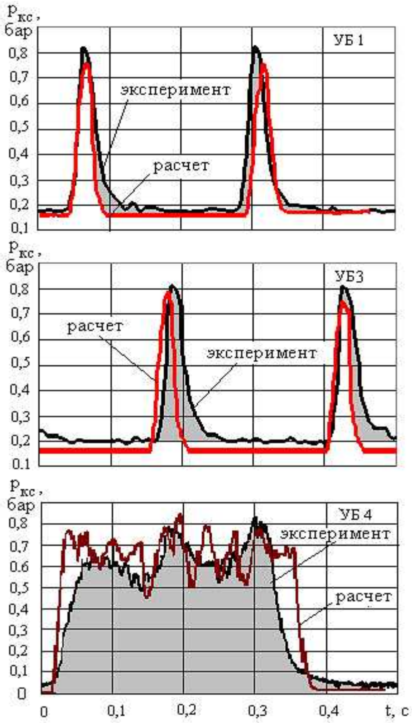


Рис. 8

ность работы системы управления полетом. По результатам расчетов установлена в целом достаточность моделирования полетных условий при стендовой совместной отработке ЖРС и маршевого двигателя, хотя на участках циклограммы, соответствующих провалам давления на входах в ЖРС при запусках маршевого двигателя, гидравлические параметры топливных магистралей на стенде несколько отличаются от полетных условий.

В качестве иллюстрации применения разработанного расчетно-методического обеспечения на рис. 8 представлены результаты сопоставления расчетных и экспериментальных значений давления $P_{кс}$ для конкретных управляющих блоков (УБ1, УБ3, УБ4). Как следует из приведенных данных, сходимость расчетных и опытных данных удовлетворительная. Некоторое различие в амплитудах давлений вызвано нестабильностью давления в вакуумной камере, обусловленной работой вакуумных насосов при переменном поступлении продуктов сгорания от изменяющегося количества работающих управляющих блоков.

Полученные результаты и программно-методическое обеспечение могут быть использованы при отработке системы управления второй ступени ракетного комплекса «Циклон-4М», создание стартового комплекса для которого планируется в Канаде.

Газо- и термодинамические процессы в газодисперсных течениях. При описании газодисперсных течений для определения параметров несущей фазы используются уравнения газовой динамики, дополненные слагаемыми, учитывающими изменение массы, количества движения и энергии в единице объема несущей фазы вследствие ее взаимодействия с частицами дисперсной фазы. Для дисперсной фазы используется континуальная модель, в рамках которой вводится понятие среднеобъемной плотности (масса частиц в единице объема области течения) и скорости дисперсной фазы [1].

При межфазном взаимодействии на некотором участке траектории частиц в результате обмена импульсом и энергией частиц и газа скорости, а в некоторых случаях и температура частиц и газа принимают одинаковые значения. В этом случае вместо двух связанных систем уравнений, описывающих течение газа и движение частиц, можно получить одну систему уравнений, описывающую движение некоторой сплошной среды, являющейся смесью газа и частиц – гомогенная модель. Однако в общем случае при наличии химических реакций (как газофазных, так и гетерогенных) или фазовых переходов (конденсация, испарение материала частиц) температуры газа и частиц не совпадают. Кроме того, меняются компонентный состав газовой фазы, относительная масса частиц в единице объема и их размеры. Для описания течений, в которых скорости газа и частиц совпадают, а температуры отличаются, в [22] введено понятие квазигомогеннай модели газодисперсной смеси. В этой же работе в рамках модели квазигомогенной среды рассмотрен и более общий случай, когда в газодисперсной смеси присутствуют мелкие и относительно крупные (далее «крупные») частицы дисперсной фазы, для которых длина скоростной релаксации соизмерима с характерным линейным размером рассматриваемого течения. Мелкие частицы рассматриваются в рамках гомогенной модели. «Крупные» частицы нужно рассматривать в рамках двухскоростной двухтемпературной сплошной среды. Частицы и мелкой и «крупной» фракций могут испаряться или вступать в химическое взаимодействие с несущим газом.

При исследовании конкретных газодисперсных течений рассмотрен комплекс вопросов, связанных с выбором рациональных режимов сжигания пылевидного угольного топлива в спутном потоке воздуха. Формулировка задач и результаты описаны в работах [1, 23, 24]. Газовая фаза представляет собой химически равновесную смесь продуктов сгорания, состоящую из семи компонентов: O_2, CO, CO_2, H_2, H_2O, N_2. В качестве дисперсной фазы рассматривается влагонасыщенная угольная пыль. Особенностью воспламенения и горения влагонасыщенных частиц является параллельное прохождение процессов прогрева частиц, испарения воды, горения углерода на поверхности частиц. Практически во всех посвященных изучению газодисперсных течений работах принимается, что можно пренебречь изменением температуры в пределах частицы при её нагреве горячим газовым потоком – изотермическая частица. Однако при большом коэффициенте теплоотдачи, малой теплопроводности материала частиц и, особенно, при испарении влаги из материала водонасыщенных частиц приближение «изотермическая частица» может привести к существенной погрешности в определении времени прогрева и воспламенения частицы. Это показано в [2, 23]. В этих работах рассмотрен вопрос определения параметров частиц в объеме горячего воздуха. Сформулирована математическая модель газодиспесной смеси, которая учитывает влияние неравномерного нагрева сухих и влагонасыщенных частиц угля на время и особенности их прогрева и воспламенения. Используются кинетические модели гетерогенных реакций на поверхности частиц и равновесные модели реакций в газовой фазе. При рассмотрении влагонасыщенных частиц вводятся две области, разделенные поверхностью испарения. Положение этой поверхности определяется при численном решении уравнения теплопроводности исходя из баланса тепловых потоков и теплоты и температуры фазового перехода.

В [24] рассмотрены особенности изменения параметров частиц при их переносе спутным потоком горячего воздуха. Внимание акцентируется на вопросах движения, прогрева, воспламенения и сгорания сухих и влагонасыщенных частиц угля. Показано, что учет изменения температуры внутри частицы при относительно небольшой начальной температуре подаваемого воздуха может приводить к уменьшению (в два и более раз) расстояния от входного сечения прогрева и воспламенения влагосодержащей частицы по сравнению с изотермической частицей. При увеличении начальной температуры воздуха степень влияния изменения температуры внутри частиц уменьшается.

Влияние изменения температуры внутри сухих и влажных частиц иллюстрируется данными, приведенными на рис. 9, а) и 9, б). На этих рисунках линиями 2 и 2а показано изменение температуры на поверхности и в центре частицы, линия 1 – температура газа. Сплошная линия – расчет с учетом переменности температуры в объеме частицы, пунктир – среднеобъемная модель частицы. Для сухой частицы учет переменности температуры внутри частицы слабо влияет на характер ее прогрева и воспламенения (рис. 9, а)). Наличие влаги в частице приводит к существенным изменениям в характере изменения параметров. Имеет место нагрев поверхности частицы и повышение ее температуры (линия 2) до значений, при которых начинается горение углерода и, как следствие, более интенсивное повышение температуры поверхности частицы. Температура в центре частицы в течение некоторого времени остается постоянной (линия 2а). Испарение влаги происходи внутри частицы. Воспламенение углерода на поверхности частицы до полного испарения влаги, которое не может быть учтено в модели изотермической частицы, приводит к более интенсивному протеканию процессов испарения, прогрева частиц и их горения. Температура частиц и продуктов сгорания принимает пиковые значения на более коротком расстоянии от входного сечения.

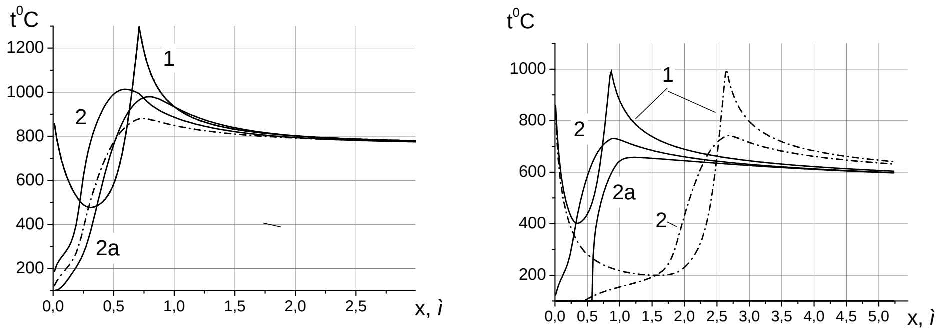


Рис. 9

Течения газодисперсных смесей в каналах. При рассмотрении таких течений рассмотрены вопросы возникновения автоколебательных режимов течения и вопросы влияния столкновения частиц дисперсной фазы со стенками канала.

Вопросы возникновения автоколебательных режимов рассмотрены при истечении газодисперсной смеси через канал из емкости (ресивера) с заданными полным давлением и температурой в среду с заданным давлением. Раннее в [25] расчетным путем была выявлена принципиальная возможность возникновения автоколебательных режимов истечения совершенного газа при распределенном по длине канала подводе тепла к вытекающему из ресивера газу. Было показано, что при заданном давлении на выходе из канала скорость во входном сечении канала стремится к нулю при увеличении количества подведенного тепла, то есть при заданном перепаде давления в ресивере и окружающей среде прекращается истечение газа из ресивера. Этот парадокс разрешается переходом от стационарного течения к нестационарному автоколебательному течению. В [26] исследованы особенности влияния подвода тепла на возникновение автоколебательных режимов истечения газа и газодисперсной смеси в условиях дополнительного подвода газа, горения, ускорения газом частиц и испарения капель воды. Показано, что распределенный подвод массы и тепла к дозвуковому потоку газа и газодисперсной смеси, истекающих из ресивера через канал в среду с заданным давлением, так же подводит к переходу от стационарного к автоколебательному режиму истечения. Подвод массы вдоль канала приводит к уменьшению количества тепла, необходимого для перехода от стационарного к автоколебательному режиму истечения. Воспламенение подводимого газа приводит к сдвигу области автоколебаний в сторону меньшей интенсивности распределенного подвода массы. При истечении паровоздушно-капельной смеси переход к автоколебательному режиму истечения может иметь место только при количестве подведенного тепла, обеспечивающем полное испарение капель. При этом в некотором диапазоне массовых долей капель автоколебания паровоздушно-капельной смеси возникают при меньшем количестве подводимого тепла, чем при истечении воздуха.

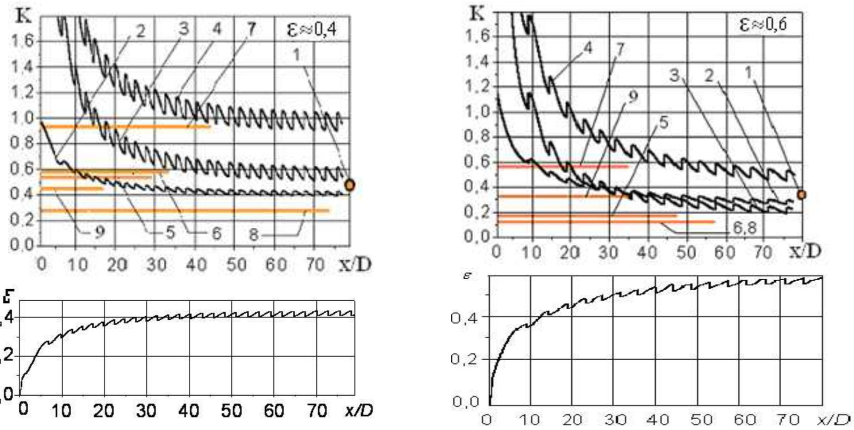
Все описанные выше газодисперсные течения рассматривались в рамках двухскоростной и двухтемпературной сплошной среды в предположении, что попадающие на обтекаемые поверхности частицы прилипают к поверхности и выводятся из газодисперсного потока. Такой подход может быть применен для относительно коротких каналов, в которых можно пренебречь количеством частиц, оседающих на стенках. Для длинных каналов соударение частиц со стенками является определяющим.

Результаты исследования влияния соударения частиц со стенками канала и между собой на их параметры представлены в [27, 28].

В [27] проведен анализ взаимодействия частиц газодисперсного потока со стенками канала. Показано, что возникающие ударные силовые факторы оказывают существенное влияние на характер аэродинамического обтекания и систему сил, действующих на частицу, что определяет траекторные параметры движущихся частиц. Для крупнодисперсных частиц скачкообразный характер их движения в канале является ярко выраженным, что связанно с однозначным определением силовых факторов при ударном взаимодействии со стенками канала. Для мелкодисперсных частиц при взаимодействии со стенками канала определяющее влияние на характер их движения играет сила Магнуса, направление действия которой зависит от знака скорости скольжения и направления вращения частицы, которые нестабильны в области пограничного слоя. Это приводит к тому, что траектории движения частицы вблизи стенок канала характеризуются многократными подскоками небольшой амплитуды, а продольная скорость частицы после выхода на стационарный режим колеблется с амплитудой (15 – 20) %. Представленный механизм взаимодействия частиц со стенками канала использован в качестве одного из элементов математических моделей для расчета интегральных характеристик газодисперсных потоков, включая взаимное влияние частиц на параметры несущего газа.

В [28] получено соотношение для определения гидравлического сопротивления в форме Гастерштадта на основе допущения о балансе энергии несущего газа и энергии частиц. Для нахождения величин аэродинамического сопротивления частиц и их относительной скорости, входящих в соотношение Гастерштадта, используется разработанная в ИТМ НАНУ и ГКАУ методика, основанная на численном определении параметров траектории частиц. При этом считается, что мощность газового потока, несущего твердые частицы, равна сумме мощности, затрачиваемой на обеспечение движения чистого газа в условиях двухфазного потока, и мощности, затрачиваемой на разгон частиц по длине трубопровода после соударения со стенками канала и между собой.

Проведен анализ результатов конкретных расчетов влияния межчастичных столкновений на величину коэффициента Гастерштадта. В результате показано, что для абсолютно упругих и гладких частиц влияние межчастичных столкновений проявляется только на этапе их разгона, повышая относительную скорость частиц. При переходе к установившемуся вдоль канала движению значение коэффициента Гастерштадта асимптотически стремится к величине, полученной без учета межчастичных столкновений.



а) б)

Рис. 10

Результаты верификации полученных результатов на данных экспериментов и известных эмпирических зависимостях показали их удовлетворительную сходимость. В качестве примера на рис. 10 приведено изменение коэффициента Гастерштадта при движении частиц вдоль канала. Результаты получены при средних скоростях несущего газа U =12,8 м/с (рис. 10, а)) и U =27,3 м/с (рис. 10, б)). Кривая 2 получена для коэффициента Гастерштата, вычисленного по разработанной в ИТМ НАНУ и ГКАУ методике без привлечения экспериментальных данных. Значения относительных скоростей частиц ε, приведенные на нижних рисунках, получены без учета межчастичных соударений в процессе численного интегрирования движения частиц. Колебательный характер расчетных кривых связан со скачкообразным движением частиц в горизонтальном канале, обусловленным соударениями со стенками канала. Для сравнения на этом рисунке приведены результаты, полученные по эмпирическим зависимостям разных авторов (линии 5 – 9), справедливым для установившихся вдоль канала режимов течения. Экспериментальные значения коэффициента Гастерштадта нанесены точкой (позиция 1).

Заключение. Имеющееся в ИТМ НАНУ и ГКАУ программно-методическое обеспечение позволяет решать задачи, связанные с определением параметров и выяснением особенностей широкого круга термогазодинамических процессов. Получаемые с использованием этого программно-методического обеспечения результаты использовались при решении широкого круга задач, возникающих при создании и эксплуатации различных технических объектов.

1. *Тимошенко В. И.* Теоретические основы технической газовой динамики. Киев: Наукова думка, 2013. 426 с.
2. *Тимошенко В. И.* Комп’ютерне моделювання аеротермогазодинамічних процесів у технічних об’єктах (ракетно-космічна техніка,енергетика, металургія). Вісник. НАН України. 2017. № 3. С. 24–37.
3. *Галинский В. П., Тимошенко В. И.* Проблемы создания научно-методического обеспечения по аэрогазодинамике ракет-носителей. Космическая наука и технология. 1998. Т. 4. № 2/3. С. 64–72.
4. *Тимошенко В. И., Галинский В. П.* О численных исследованиях в ИТМ НАНУ и НКАУ сверхзвукового обтекания тел с крыльями переменной стреловидности. Техническая механика. 2011. № 3. С. 11–22.

5. *Тимошенко В. И., Галинский В. П.* Численное моделирование сверхзвукового обтекания ракет-носителей, оснащенных тонкими органами управления и стабилизации. Космічна наука і технологія. 2017. Т. 23. №5. С. 54–59.
6. *Тимошенко В. И., Белоцерковец И. С.* Численное моделирование струйных течений для объектов ракетно-космической техники. Космическая наука и технологии. 1999. Т. 5. № 1. С. 78–89.
7. *Тимошенко В. И.* Однородный алгоритм расчета истечения вязкой сверхзвуковой струи продуктов сгорания реактивного двигателя в затопленное пространство при подаче воды в тело струи. «Компьютерная гидромеханика». Материалы 4-ой международной научно-практической конференции ИГМ НАНУ. Киев. 29–30 сентября 2016. С. 62–63.
8. *Тимошенко В. И., Дешко А. Е.* Численное моделирование истечения сверхзвуковой многокомпонентной химически-реагирующей струи продуктов сгорания ракетного двигателя. Космічна наука і технологія. 2017. Т. 23, № 6. С. 3–11.
9. *Тимошенко В. И.* Математическое моделирование турбулентных химически-реагирующих течений газовых и двухфазных смесей в струях и каналах. Техническая механика. 2013. № 4. С. 123–135.
10. *Тимошенко В. И., Галинский В. П.* Торможение ламинарного сверхзвукового потока в плоском канале при наличии противодавления. Техническая механика. 2013. № 2. С. 56–63.
11. *Тимошенко В. И., Галинский В. П.* Влияние вдува струй на торможение воздушного сверхзвукового потока в канале. Техническая механика. 2013. № 3. С. 3–9.
12. *Тимошенко В. И., Галинский В. П.* Торможение сверхзвукового потока в осесимметричном канале переменной формы. Техническая механика. 2014. № 1. С. 11–15.
13. *Тимошенко В. И., Дешко А. Е.* Особенности торможения сверхзвукового потока в канале переменного сечения. Техническая механика. 2016. № 1. С. 3–10.
14. *Тимошенко В. И., Галинский В. П.* Особенности алгоритмов расчета течения в канале воздухозаборного устройства с противодавлением. Техническая механика. 2017. № 3. С. 16–22.
15. *Тимошенко В. И., Дешко А. Е.* Влияние массового состава воздушно-водородной струи на ее воспламенение и горение в спутном сверхзвуковом потоке воздуха. Модели и методы аэродинамики. Материалы 14 ой Международной школы-семинара. М.: МЦНМО, 2014. С. 138–140.
16. *Тимошенко В. И., Дешко А. Е.* О влиянии массового состава неравновесной воздушно-водородной струи на интенсификацию процесса горения в спутном сверхзвуковом потоке воздуха. Авиационно-космическая техника и технология. 2014. Т. 110. № 35. С. 52–57.
17. *Тимошенко В. И., Дешко А. Е.* К вопросу о рациональной организации процессов смешения и горения в камере сгорания ПВРД. Авиационно-космическая техника и технология. 2015. Т. 125, № 8. С. 75–81.
18. *Тимошенко В. И., Галинский В. П.* Влияние способов подачи смеси горючих компонентов в воздушный сверхзвуковой поток на характеристики течения при его торможении в канале.Модели и методы аэродинамики. Материалы 13-ой Международной школы-семинара. М.: МЦНМО, 2013. С. 201–202.
19. *Тимошенко В. И., Кнышенко Ю. В., Дураченко В. М., Анищенко В. М., Корельский А. В.* Особенности совместной работы управляющих двигателей малой тяги и маршевого двигателя III ступени РН «Циклон-4». IV Международная конференция «Космические технологии: настоящее и будущее», Тезисы докладов. Днепропетровск, 2013. С. 237–238.
20. *Тимошенко В. И., Кнышенко Ю. В., Дураченко В. М., Анищенко В. М.* Вопросы отработки управляющей жидкостной реактивной системы с питанием из магистралей маршевого двигателя последней ступени ракеты-носителя. Космічна наука і технологія. 2016. Т. 22. № 1. С. 20–35.
21. *Тимошенко В. И., Кнышенко Ю. В., Дураченко В. М., Анищенко В. М., Корельский А. В.* Расчетно-методическое обеспечение наземной отработки жидкостной реактивной системы управления движением III ступени РКН «Циклон-4». Космическая техника. Ракетное вооружение. 2015. Вып. 3 (110). С. 3–14.
22. *Тимошенко В. И.* Квазигомогенная модель газодисперсных течений с химическими реакциями и фазовыми переходами. Доповіді НАН України. 2018. № 2. С. 34–42.
23. *Тимошенко В. И.* Влияние объемного распределения температуры в угольных частицах на их прогрев и воспламенение в газодисперсном потоке. Инженерно-физический журнал. 2014. Т.87. № 4. С. 767–771.
24. *Тимошенко В. И.* Влияние объемного распределения температуры в угольных частицах на их прогрев и воспламенение в газодисперсном потоке. Прикладная гидродинамика. 2015. Т. 17. № 2. С. 64–72.
25. *Тимошенко В. И., Галинский В. П.* Истечение газа из емкости в среду с противодавлением в условиях интенсивного подвода тепла. Инженерно-физический журнал. 2008. Т. 77. № 3. С. 530–537.
26. *Тимошенко В. И., Галинский В. П.* О возникновении автоколебательного режима истечения газа и газокапельной смеси из емкости в среду с противодавлением. Инженерно-физический журнал. 2013. Т. 86. № 1. С. 116–125.
27. *Тимошенко В. И., Кнышенко Ю. В., Щербаков В. И.* Методика расчетного определения гидравлического сопротивления газодисперсного потока. Техническая механика. 2017. № 4. С. 24–34.
28. *Тимошенко В. И., Кнышенко Ю. В., Щербаков В. И.* Особенности влияние размера частиц газодисперсного потока на их взаимодействия со стенками канала. Техническая механика. 2016. № 3. С. 24–34.

Получено 10.09.2018,
в окончательном варианте 01.10.2018