

Сибирское отделение Российской академии наук
Институт теоретической и прикладной механики
им. С.А. Христиановича СО РАН
Центральный аэрогидродинамический институт
им. проф. Н.Е. Жуковского
Новосибирский национальный исследовательский
государственный университет

**ПРОБЛЕМЫ МЕХАНИКИ:
ТЕОРИЯ, ЭКСПЕРИМЕНТ
И НОВЫЕ ТЕХНОЛОГИИ**

Тезисы докладов
XIV Всероссийской школы-конференции
молодых ученых

28 февраля - 6 марта 2020 г., Новосибирск - Шерегеш

Под редакцией А.Н. Шиплюка

Новосибирск
Параллель
2020

Всероссийская школа-конференция для молодых ученых «Проблемы механики: теория, эксперимент и новые технологии» – научное мероприятие, которое проводится на базе Института теоретической и прикладной механики им. С.А. Христиановича СО РАН совместно с Центральным аэрогидродинамическим институтом им. проф. Н.Е. Жуковского и Новосибирским национальным исследовательским государственным университетом.

На конференции обсуждаются последние результаты экспериментальных исследований и численного моделирования, полученные в области механики сплошных и гетерогенных сред, гидродинамической неустойчивости, ламинарно-турбулентного перехода, газовой динамики, теории удара и высокоскоростного взаимодействия тел, аэродинамики, водородной энергетики, и возникающих при этом вычислительных проблем и методов их решения.

С заказными докладами приглашены ведущие специалисты, работающие в различных научных направлениях в институтах Российской академии наук и высшей школы, чьи доклады дадут достаточно полную картину исследований по механике жидкости и газа, а также смежным направлениям.

В настоящем сборнике в основном представлены доклады молодых ученых – участников конференции. Опубликованные здесь последние результаты представляют интерес для ученых, аспирантов и студентов, занятых вопросами механики.

АНАЛИЗ ВЛИЯНИЯ ФИЗИКО-МЕХАНИЧЕСКИХ И ФРИКЦИОННЫХ СВОЙСТВ ПОЛИМЕРНЫХ МАТЕРИАЛОВ НА ДЕФОРМАЦИОННОЕ ПОВЕДЕНИЕ УЗЛОВ ТРЕНИЯ

А.А. Адамов¹, А.А. Каменских², Ю.О. Носов²

¹*Институт механики сплошных сред УрО РАН
614013, Пермь*

²*Пермский национальный исследовательский
политехнический университет, 614990, Пермь*

В рамках работы в ИМСС УрО РАН выполнено исследование физико-механических, фрикционных и реологических свойств более чем 30 материалов [1, 2], пригодных в качестве антифрикционных покрытий и прослоек в узлах трения. Из широкого набора материалов были выбраны шесть, обладающих рядом преимуществ в рамках свойств и возможностью производства материалов в промышленном объеме: СВМПЭ наполненный углеродом (мат. 1); СВМПЭ производства России (мат. 2); СВМПЭ производства Германии (мат. 3); антифрикционный композиционный материал на основе фторопласта с дендритными и сферическими бронзовыми включениями и дисульфидом молибдена (мат. 4 и 5 соответственно); модифицированный фторопласт (мат. 6).

Исследуемые материалы проявили не линейные свойства в рамках экспериментальных исследований. Для описания деформационного поведения материалов выбрана деформационная теория упругопластичности. В таблице представлены физико-механические характеристики материалов упругого участка кривых деформирования.

Свойства современных полимерных антифрикционных материалов

№ материала п/п	E, МПа	ν	№ материала п/п	E, МПа	ν
1	1420	0,4402	4	860,52	0,4465
2	1050	0,4699	5	903	0,4468
3	706	0,4522	6	863,8	0,4610

В работе выполнено моделирование экспериментов на свободное и стесненное сжатие, а также эксперимента по определению фрикционных свойств материалов. В рамках серии численных экспериментов установлен характер зависимостей максимального уровня контактных параметров от уровня деформации образцов при постоянном и переменном коэффициенте трения.

Зависимости контактных параметров от уровня деформации при постоянном коэффициенте трения 0,4 приведены на рис. 1, *a*, *б*, и 2, *в*, *г* для случаев стесненного и свободного сжатия соответственно.

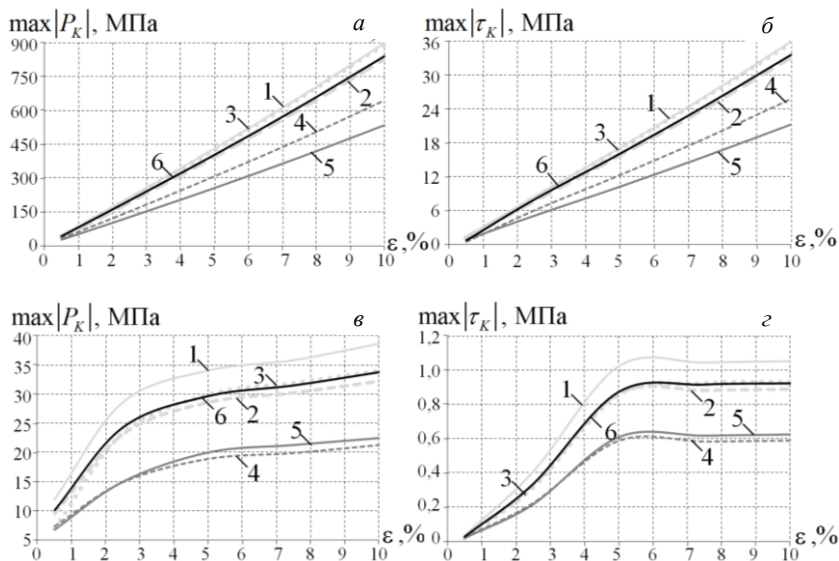


Рис. 1. Максимальные уровни параметров контакта (*a*, *б* – стесненное сжатие, *в*, *г* – свободное сжатие).

a, *в* – контактное давление, *б*, *г* – контактное касательное напряжение;
 1–6 – исследуемые материалы.

В рамках численного анализа деформационного поведения материала было установлено, что результаты численного моделирования не противоречат результатам натуральных экспериментов.

Исследование выполнено при финансовой поддержке РФФИ (грант № 18-08-00903).

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Адамов А.А. Экспериментальное изучение механического поведения и трения полимерных антифрикционных материалов при давлениях до 60 МПа // Сб. докл. XI Всероссийский съезд по фундаментальным проблемам теоретической и прикладной механики. Казань, 2015. С. 79–81.
2. Адамов А.А., Каменских А.А., Носов Ю.О. Математическое моделирование поведения современных антифрикционных полимеров // Прикладная математика и вопросы управления. 2019. № 4. С. 46–59.

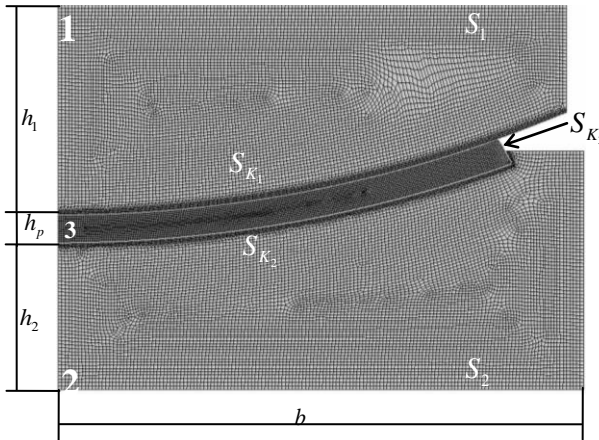
АНАЛИЗ ЗАКОНОМЕРНОСТЕЙ ВЗАИМОДЕЙСТВИЯ ЭЛЕМЕНТОВ СФЕРИЧЕСКОЙ ОПОРНОЙ ЧАСТИ С АНТИФРИКЦИОННЫМИ ПОЛИМЕРНЫМИ ПРОСЛОЙКАМИ ИЗ РАЗНЫХ МАТЕРИАЛОВ

А.А. Адамов¹, А.А. Каменских², А.П. Панькова²

¹*Институт механики сплошных сред УрО РАН
614013, Пермь*

²*Пермский национальный исследовательский
политехнический университет, 614990, Пермь*

Можно отметить ряд актуальных проблем транспортно-логистических систем связанных с геометрической конфигурацией и технологическими особенностями опорных частей мостов, деформационных швов, подъемных сооружений разводных мостов, а так же других ответственных элементов мостовых сооружений [1, 2]. Данная работа направлена на анализ двух актуальных задач механики деформированного твердого тела, связанных с мостостроением: анализ влияния свойств материалов и конструктивных особенностей на деформационное поведение элементов сферических опорных частей (см. рисунок).



Расчетная схема

Анализ деформационного поведения выполнен в рамках реализации фрикционного контактного взаимодействия верхней плиты со сферическим сегментом (1) и нижней плиты со сферическим вырезом (2) опор-

ной части через упругопластическую полимерную прослойку (3). В рамках анализа влияния геометрической конфигурации конструктивных элементов толщина антифрикционной полимерной прослойки h_p варьируется от 4 до 8 мм, максимальная высота верхней плиты, минимальная высота нижней плиты со сферическим вырезом и максимальная ширина конструкции не изменяются и равны $h_1 = 30$ мм, $h_2 = 20$ мм и $b_k = 2b = 155$ мм соответственно.

В рамках анализа влияния свойств материалов антифрикционной прослойки на напряженно-деформированное состояние в целом и параметры контакта в частности рассмотрено 6 материалов: СВМПЭ наполненный углеродом (мат. 1); СВМПЭ производства России (мат. 2); СВМПЭ производства Германии (мат. 3); антифрикционный композиционный материал на основе фторопласта с дендритными и сферическими бронзовыми включениями и дисульфидом молибдена (мат. 4 и 5 соответственно); модифицированный фторопласт (мат. 6). В рамках анализа результатов экспериментальных исследований физико-механических свойств материалов антифрикционной прослойки в качестве моделей поведения полимеров и композитов на их основе выбрана деформационная теория упругопластичности [1]. Коэффициент трения материалов взят из справочной литературы и имеет постоянное значение для всех полимеров и композитов на их основе 0,04.

В рамках работы рассмотрено влияние свойств материалов антифрикционной прослойки и ее толщины на параметры зон контакта $S_{K_1} \cup S_{K_2} \cup S_{K_3}$: контактное давление, контактное касательное напряжение, характер распределения зон контактных состояний. Рассмотрено также напряженно-деформированное состояние антифрикционной прослойки: характер и уровень интенсивности напряжений и пластических деформаций, перемещения по нормали относительно свободной поверхности контакта S_{K_3} и т.д.

Исследование выполнено за счет гранта Российского научного фонда (проект № 18-79-00147).

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Адамов А.А., Каменских А.А., Носов Ю.О.** Математическое моделирование поведения современных антифрикционных полимеров // Прикладная математика и вопросы управления. 2019. № 4. С. 46-59.
2. **Adamov A.A., Kamenskikh A.A.** Comparative analysis of the contact deformation of the spherical sliding layer of the bearing with and without taking into account the grooves with lubricant // IOP Conference Series: Materials Science and Engineering. 2019. Vol. 581. Art. 012031.

ВЫСОТНАЯ ДОЛГОВРЕМЕННАЯ ПЛАТФОРМА ИЗ ДВУХ СЦЕПЛЕННЫХ ПЛАНЕРОВ

М.А. Акимов^{1,2}, П.А. Поливанов¹

¹*Институт теоретической и прикладной механики
им. С.А. Христиановича СО РАН
630090, Новосибирск*

²*Новосибирский государственный технический университет
630073, Новосибирск*

Высотная долговременная платформа (ВДП) (англ. *High Altitude Long Endurance (HALE) platform*) предназначена для размещения полезной (коммерческой) нагрузки на высотах 15...20 км и на характерный период времени 24 ч. Если ВДП имеет тенденцию находиться в воздухе значительно более продолжительное время (дни, месяцы, годы), такой летательный аппарат следует классифицировать как атмосферный спутник (АС) (амер. *Atmospheric satellite (Atmosat)*) или псевдо-спутник (брит. *Pseudo-satellite*). В настоящей работе рассматривается концепция летательного аппарата, способного функционировать как ВДП и претендующего на роль АС.

В 2012 г. Уильямом Энгбломом (*William Engblom*) был запатентован способ полёта, позволяющий использовать ветер для создания тяги [1, 2]. Если два планера, сцепленных вместе тросом, разместить на разных высотах, то из-за разницы в поперечной составляющей ветра Δw потребуется создать одному из них угол рыскания, чтобы сохранить направление движения. Если при этом создать крен, то подъёмная сила планера даст проекцию, направленную по полёту, по сути, эффективную тягу (см. рисунок). Это позволит при некоторых значениях относительного сдвига бокового ветра по высоте лететь горизонтально или даже с набором высоты. Боковую силу на первом планере, возникшую из-за крена, компенсирует второй планер.

В настоящей работе исследованы возможные значения основных параметров ВДП из двух сцепленных планеров и соответствующие им характеристики. Также предварительно дана оценка необходимых значений относительного сдвига бокового ветра по высоте для поддержания продолжительного горизонтального полёта.

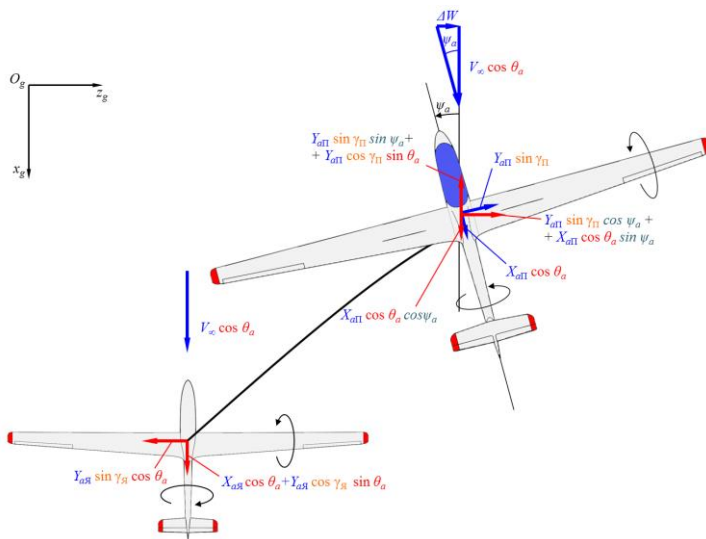


Схема сил, действующих на пару сцепленных планеров (вид сверху), при наличии бокового сдвига ветра при ненулевом угле крена и в отсутствие скольжения

В работах [3–5] авторами идеи и их коллегами выполнен ряд исследований, направленных на создание лётных прототипов. Однако в настоящей работе подходы по формированию предварительного облика и априорные оценки характеристик ВДП отличаются. В целом направление можно считать перспективным. Необходимо продолжать исследования.

«Исследование выполнено за счет гранта Российского научного фонда (проект № 20-49-08006)

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **U.S. Patent** 8,931,727, B2. Dual-Aircraft Atmospheric Platform / Engblom W.A. Date of patent Jan. 13, 2012. Application No. 13/414,451, Filed March 7, 2012. Prior. publ. data Sept. 13, 2012. URL: <http://www.freepatentsonline.com/8931727.pdf>
2. **Engblom W.** Novel Approach to High-Altitude Long-Endurance Stationkeeping: AIAA 2012-3203, 30th AIAA Applied Aerodynamics Conference, New Orleans, 2012.
3. **Engblom W.** Development of an Atmospheric Satellite Concept Based On Sailing // 52nd Aerospace Sciences Meeting, AIAA SciTech Conference, AIAA 2014-1111, 2014.
4. **Engblom W., Decker R., Moncayo H. et al.** Virtual Flight Demonstration of the Stratospheric Dual-Aircraft Platform: NIAC Phase I Final Report, 2016. DOI:10.2514/6.2016-3877
5. **Engblom W., Decker R., Moncayo H. et al.** Flight Demonstration of Novel Atmospheric Satellite Concept: NIAC Phase II Final Report, 2018. <https://ntrs.nasa.gov/search.jsp?R=20190001176> 2019-05-06T16:02:11+00:00Z

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ РАСПРОСТРАНЕНИЯ УДАРНОЙ ВОЛНЫ В ГРАНУЛИРОВАННЫХ СРЕДАХ

А.В. Альянов, И.В. Казанин, В.Н. Зиновьев, А.С. Верещагин

*Институт теоретической и прикладной механики
им. С.А. Христиановича СО РАН
630090, Новосибирск*

Распространение ударной волны и волны давления в селективно проницаемых гранулированных средах является актуальной задачей. Такие задачи возникают при проектировании установок, работающих по принципу короткоциклового адсорбции. В установках при быстром открытии запорно-регулирующей арматуры могут возникать ударные волны, которые распространяются по трубопроводам и попадают в адсорбер с сорбентом. Одной из прикладных задач, где важно учитывать параметры взаимодействия и распространения ударной волны и волны давления в гранулированных средах, является проектирование установок для извлечения гелия из гелийсодержащей смеси с использованием мембранно-сорбционного метода. Этот метод разработан в Институте теоретической и прикладной механики СО РАН и сочетает в себе мембранную технологию и короткоцикловую адсорбцию [1]. Одной из отличительных особенностей предлагаемого способа является использование в качестве мембранных элементов полых микросферических частиц силикатных материалов, стенки которых селективно проницаемы для гелия и непроницаемы для других компонентов природного газа [2].

Для изучения распространения ударной волны и волны давления в гранулированных средах была подготовлена экспериментальная установка, принципиальная схема которой приведена на рис. 1.

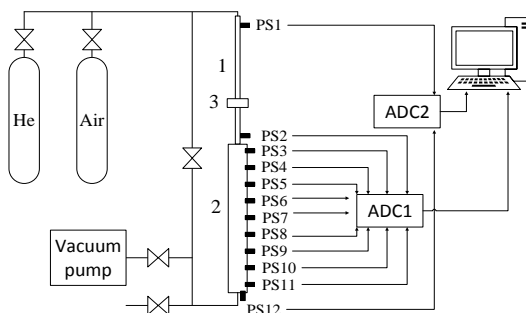


Рис. 1. Схема установки

Экспериментальная установка использует принцип ударной трубы и включает в себя камеру высокого давления 1, камеру низкого давления 2, мембранный блок 3, элементы запорной и регулирующей арматуры и датчиков давления (PS). В качестве гранулированной среды использовались два типа материалов: микросферы MS-V-2L и композитный сорбент на основе микросфер [3].

Эксперименты проводились с пустой установкой, затем с засыпкой из микросфер и композитным сорбентом. На рис. 2 показаны характерные данные датчиков давления во время экспериментов с засыпками композитного сорбента и микросфер.

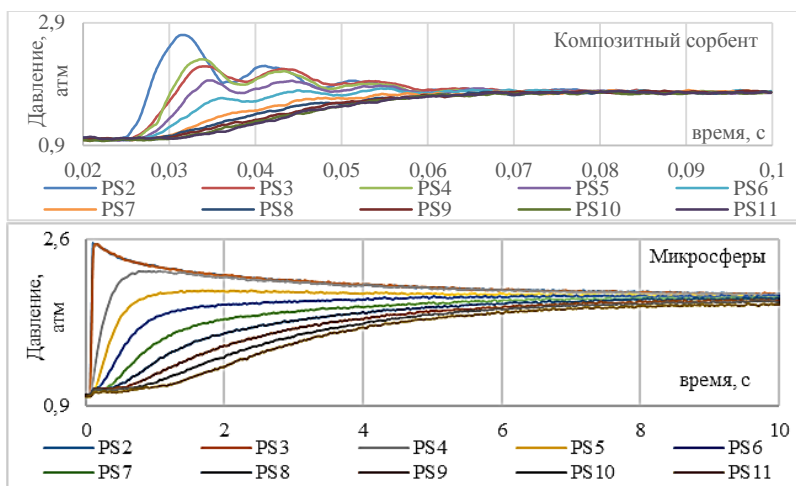


Рис. 2. Графики давления

Из полученных данных были определены скорости распространения волны давления в разных средах, оценено время заполнения трубы и коэффициент проницаемости гранулированных засыпок.

Работа выполнена при финансовой поддержке РФФИ (грант № 19-41-543007).

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Патент № 2508156. Способ разделения многокомпонентной парогазовой смеси / Фомин В.М., Зиновьев В.Н., Казанин И.В., Лебига В.А., Пак Ю.А., Верещагин А.С., Фомина А.Ф., Аншиц А.Г., Булычевский Е.А., Лавренов А.В., Опубл. 27.02.2014. Бюл. № 6
2. **Zinoyev V.N., Kazanin I.V., Pak A.Yu., Vereshchagin A.S., Lebiga V.A., Fomin V.M.** Permeability of hollow microspherical membranes to helium // Journal of Engineering Physics and Thermophysics. 2016. Vol. 89, No. 1. P. 25–37.
3. **Зиновьев В.Н., Казанин И.В., Лебига В.А., Пак А.Ю., Верещагин А.С., Фомин В.М.** О совместном выделении паров воды и гелия из природного газа // Теплофизика и аэромеханика. 2016. Т. 23, № 5. P. 771–777.

КОНЦЕПЦИЯ АКТИВНОГО ИСПОЛЬЗОВАНИЯ УПРУГОСТИ КОНСТРУКЦИИ – ПУТЬ РАДИКАЛЬНОГО УЛУЧШЕНИЯ ХАРАКТЕРИСТИК ПЕРСПЕКТИВНЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

Г.А. Амирьянц

*Центральный аэрогидродинамический институт
им. проф. Н.Е. Жуковского
140180, Жуковский, Московская область*

Одна из негативных особенностей летательных аппаратов, особенно со стреловидными, тонкими несущими поверхностями, связана с падением эффективности поперечного управления с ростом скоростного напора. Проблема реверса элеронов, актуальная и для первых самолетов, особенно обострилась с созданием гибких самолетов и ракет, предназначенных для полета с около- и сверхзвуковой скоростью вблизи земли (МиГ-15, М-50, Р-020, Ту-22, МиГ-25...). Традиционный путь решения этой проблемы – повышение жесткости крыла, необходимое для увеличения критического скоростного напора реверса элеронов, оказался тупиковым, поскольку требовал неприемлемого увеличения веса силовой конструкции. Использование дифференциального отклонения консолей стабилизатора решает проблему реверса поперечного управления, но обостряет проблему усталости и ресурса конструкции. Принципиально новым решением стала предложенная в ЦАГИ в начале 1960-х годов концепция активной аэроупругости [1–3]. Суть ее – не борьба с упругостью конструкции, а ее использование за счет применения инновационных органов управления, расположенных на конце крыла (выносных элеронов, дифференциально отклоняемых носков крыла – предэлеронов, активных законцовок крыла), эффективность которых с ростом скоростного напора может даже возрастать. Снижение жесткости (и веса силовой конструкции) не обязательно означает обострение проблем прочности и флаттера, поскольку решение этих актуальных проблем возможно с помощью перераспределения аэродинамической нагрузки по размаху крыла, снижения динамических нагрузок от полета в турбулентной атмосфере и активного подавления флаттера путем отклонения инновационных аэродинамических органов управления, реализующих концепцию активной аэроупругости.

Еще одно направление развития концепции использования упругости конструкции связано с предложенными и исследуемыми в ЦАГИ

совместно с зарубежными партнерами адаптивными селективно деформируемыми конструкциями [4].

Развитие концепции активной аэроупругости, как многообещающий путь совершенствования перспективных ЛА, базируется на важной основе – многодисциплинарном расчетно-экспериментальном подходе к решению проблем аэромеханики самолета, в частности, на предложенном в ЦАГИ в те же 1960-е годы и постоянно совершенствуемом методе многочленов [5–8], а также использовании универсальной упруго-динамически-подобной модели для исследования комплекса проблем аэроупругости и аэродинамики.

Перспективность концепции активной аэроупругости подтверждается опытом зарубежных исследований [9–11].

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Амирьянц Г.А.** Способ поперечного управления крылатыми летательными аппаратами. Авторское свидетельство на изобретение № 30002, 1964.
2. **Амирьянц Г.А.** Об эффективности предэлерона на упругом крыле // ТВФ. 1970. № 7.
3. **Kuzmina S., Amiryants G., Schweiger J., Cooper J., Amprikidis M., Sensburg O.** Review and Outlook on active and passive Aeroelastic Design Concept for future Aircraft // Proceedings of 23rd ICAS Congress, Toronto, 2002. P. 432-1–432-10. URL: https://icas.org/ICAS_ARCHIVE/ICAS2002/PAPERS/432.PDF
4. **Amiryants G.** Adaptive Selectively Deformable Structures // Proceedings of 21th ICAS Congress (13–18 September 1998, Melbourne, Australia): ICAS Paper No. A98-31695. URL: https://icas.org/ICAS_ARCHIVE/ICAS1998/PAPERS/683.PDF
5. **Амирьянц Г.А., Буньков В.Г., Набиуллин Э.Н.** Расчет на флаттер и реверс крыла малого удлинения с элеронами. Труды ЦАГИ, 1968.
6. **Амирьянц Г.А.** Теоретическое определение влияния упругости и распределения масс конструкции на некоторые аэродинамические характеристики самолета в квазиустановившемся движении // Ученые записки ЦАГИ. 1979. Т. X, №1. С. 55–63.
7. **Ishmuratov F., Chedrik V.,** ARGON code: Structural Aeroelastic Analysis and Optimization // International Forum on Aeroelasticity and Structural Dynamics (June 4–6, 2003, Amsterdam, The Netherlands). IFASD-2003 [CD-ROM], Paper Ru-1, 2003.
8. **Amiryants G.A., Ishmuratov F.Z.** Multi-Purpose Modular aerodynamic/aeroelastic model // Proceedings of the CEAS/AIAA/AIAE International Forum on Aeroelasticity and Structural Dynamics. Vol. 3. Madrid, 2001. P. 509-518.
9. **Lind R.** An H_∞ Approach to Control Synthesis with Load Minimization for F/A-18 Active Aeroelastic Wing // CEAS/AIAA/ICASE/NASA Langley International Forum on Aeroelasticity and Structural Dynamics: NASA/CP-1999-209136/PT1, 1999. 10 p.
10. **Pendleton E.W., Bessette D., Field P.B., Miller G.D., Griffin K.E.** Active Aeroelastic Wing Flight Research Program; Technical Program and Model Analytical Development // Journal of Aircraft. 2000. Vol. 37, No. 4. P. 554–561. doi:10.2514/2.2654
11. **Schweiger J., Suleman A.** The European Research Project: “Active Aeroelastic Aircraft Structures” // Proceedings of the CEAS/NVvL/AIAA International Forum on Aeroelasticity and Structural Dynamics (June 4–6, 2003, Amsterdam, the Netherlands, 2003): Paper Ge-10. Amsterdam, 2003.

МЕТОДЫ ОПРЕДЕЛЕНИЯ КОЭФФИЦИЕНТА ПОЛНОТЫ СГОРАНИЯ ТОПЛИВА В ВЫСОКОСКОРОСТНЫХ ПОТОКАХ РЕАГИРУЮЩИХ ГАЗОВ

К.Ю. Арефьев, Н.В. Кукшинов

*Центральный институт авиационного моторостроения
им. П.И. Баранова
111116, Москва*

Одним из показателей эффективности рабочего процесса в энергосиловых установках перспективных образцов аэрокосмической техники является коэффициент η_{Σ} , который определяется как отношение количества теплоты, фактически выделившееся при сгорании 1 кг горючего, к его теплотворной способности. В соответствии с ранее опубликованными работами и работами других авторов (Крайко А.Н., Щетинков Е.С., Аннушкин Ю.М., Орлик Е.В., Старов А.В., Шумский В.В., Латыпов А.Ф. и др.), экспериментально определяемый коэффициент η_{Σ} может учитывать не только эффективность смесеобразования и степень завершенности химических реакций, но и потери энергии на диссоциацию и теплоотвод в стенки. В качестве наиболее значимого показателя для анализа процессов смешения и горения в КПС можно выделить коэффициент полноты сгорания горючего η . Этот коэффициент позволяет оценивать степень завершенности физико-химического взаимодействия компонентов топливной смеси.

Работа посвящена сравнительному анализу применимости экспериментальных методов определения коэффициента полноты сгорания топлива в высокоскоростных потоках реагирующих газов. Рассмотрены следующие экспериментальные методы определения коэффициента полноты сгорания.

1. Газодинамический метод, коэффициент полноты сгорания определяется косвенно по показаниям датчика тяги с использованием различных приближений.
2. Тяговый метод, коэффициент полноты сгорания определяется косвенно по показаниям датчиков статического давления с использованием модели одномерного течения компонентов смеси с учетом трения и теплообмена.
3. Метод диодной лазерной спектроскопии, коэффициент полноты сгорания определяется напрямую по концентрациям продуктов сгорания.

Каждый из трех первых методов имеет определенные достоинства и

недостатки. Достоинство первого метода заключается в относительной простоте и учете всех факторов, влияющих на коэффициент полноты сгорания, недостаток – в отсутствии информации о проходящих внутрикамерных процессах. Кроме того, первый метод использует один из главных целевых и функциональных параметров любого воздушно-реактивного двигателя, а именно – силу тяги. Второй метод – единственный из представленных, который позволяет получить распределение полноты сгорания по тракту. Однако существенный недостаток метода состоит в том, что при расчете коэффициента полноты сгорания фактически по одному параметру (давлению) при сложной газодинамической структуре течения в КС, в которой могут иметь место большие отрывные зоны и система взаимодействующих скачков уплотнения, может возникать большая погрешность. Третий метод позволяет напрямую определять концентрации продуктов сгорания по поглощенному ими излучению. Метод позволяет измерять с высокой точностью параметры отдельных колебательно-вращательных линий молекулярного поглощения и, таким образом, определять относительное содержание анализируемых веществ в исследуемой газовой среде. Недостатком метода является необходимость тонкой настройки оборудования и большая чувствительность к колебаниям элементов экспериментальной установки.

Апробация методов с использованием в качестве горючего газообразного водорода проведена для двух каналов переменного сечения одинаковой длины. В одном из них реализовано дозвуковое течение, а в другом – сверхзвуковое. Для рассматриваемых каналов в диапазоне изменения коэффициента избытка воздуха $\alpha = 0,7 \dots 2$ в случае горения водорода в дозвуковом потоке получены значения $\eta = 0,7 \dots 0,9$. Для рассматриваемой конфигурации каналов с горением в сверхзвуковом потоке при $\alpha = 0,5 \dots 1$ коэффициент полноты сгорания $\eta = 0,3 \dots 0,6$.

Проведено сопоставление коэффициентов полноты сгорания, полученных различными методами. Установлено, что результаты удовлетворительно совпадают: разница между ними составляет не более 10 %.

СУПЕРГИДРОФОБНЫЙ АЭРОГЕЛЬ НА ОСНОВЕ ПОЛИТЕТРАФТОРЭТИЛЕНА И ОКСИДА ГРАФЕНА

С.А. Баскаков¹, Ю.В. Баскакова¹, Ю.М. Вольфович²,
Е.Н. Кабачков^{1,3}, Ю.М. Шульга¹

¹*Институт проблем химической физики РАН
142432, Черноголовка, Московская область*

²*Институт физической химии и электрохимии РАН
119071, Москва*

³*Научный центр РАН в Черноголовке
142432, Черноголовка, Московская область*

Впервые синтезирован аэрогель на основе политетрафторэтилена и оксида графена [1]. Варьируя параметры синтеза, были получены образцы Т60 и Т50 с содержанием политетрафторэтилена 60% и 50% соответственно. После восстановления гидразином и отжига в инертной атмосфере аэрогели стали супергидрофобными с углами смачивания водой на наружной поверхности $\theta = 166\text{--}170^\circ$ и плотностью 30 мг/см³. Согласно методам XPS и IR эти частицы содержат группы CO, CON, CN, CF₂.

Методом эталонной контактной порометрии были измерены по октану и воде кривые распределения пор по радиусам (r^*) в интервале 1–10⁵ нм. Поскольку октан практически идеально смачивает все материалы, то пересечение этих кривых означает, что имеет место супергидрофильность, когда смачиваемость водой мелких пор выше, чем октаном. То есть у частиц аэрогелей наружная поверхность супергидрофобная, а внутренняя – супергидрофильная вследствие «набухания» гидратированных групп –CO и –CON.

Доказательствами наличия гидрофильных пор в аэрогелях стали также измерения циклических вольтфарадных (ЦВФ) кривых в водном растворе: 1М Н₂SO₄.

Получены емкости: 12,5 и 7 Ф/г для Т50 и Т60 соответственно. Как известно, электровосстановление кислорода в топливных элементах осуществляется в газодиффузионном электроде, содержащем гидрофильные и гидрофобные поры [2]. Это относится и к аэрогелям Т50 и Т60.

Измерены кривые электровосстановления кислорода на платине, нанесенной на эти аэрогели, и было установлено, что предельные диф-

фузионные токи значительно выше, чем для известных электродов Е-ТЕС, это объясняется супергидрофобными свойствами поверхности данных аэрогелей.

Работа (частично) выполнена по теме Государственного задания, № государственной регистрации АААА-А19-119061890019-5.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Baskakov S.A., Baskakova Y.V., Kabachkov E.N., Dremova N.N., Shulga Y.M., Michtchenko A.** Novel Superhydrophobic Aerogel on the Base of Polytetrafluoroethylene // ACS Applied Materials & Interfaces. 2019. Vol. 11, No. 35. P. 3251–32522.
2. **Volkovich Y.M., Lobach A.S., Spitsyna N.G., Baskakov S.A., Sosenkin V.E., Rychagov A.Y., Kabachkov E.N., Sakars A., Michtchenko A., Shulga Y.M.** Hydrophilic and hydrophobic pores in reduced graphene oxide aerogel // Journal of Porous Materials. 2019. Vol. 26, No. 4. P. 1111–1119.

ДИССИПАТИВНЫЕ СВОЙСТВА ЧИСЛЕННЫХ СХЕМ, ИСПОЛЬЗУЕМЫХ ДЛЯ АППРОКСИМАЦИИ КОНВЕКТИВНЫХ ЧЛЕНОВ В УРАВНЕНИЯХ ГАЗОВОЙ ДИНАМИКИ

С. Бахнэ

*Центральный аэрогидродинамический институт
им. проф. Н.Е. Жуковского
140180, Жуковский, Московская область*

При моделировании течения в камере сгорания возникает необходимость разрешения крупномасштабной турбулентности, обусловленная сложной структурой течения: наличие ударных волн, отрывных зон, слоёв смешения. Для решения этой проблемы часто применяются методы крупных вихрей. Однако согласно [1], диссипативные свойства разностных схем играют существенную роль при использовании методов семейства LES. В случае гибридных методов [2] (DES, DDES) возникает проблема: используемые в LES центральные разности оказываются неустойчивыми в пограничных слоях в режиме RANS, а противопоточные схемы, характерные для RANS, излишне диссипативны в области LES. Они порождают избыточную схемную вязкость, которая разрушает мелкие вихри [3]. В результате точность описания турбулентного переноса может заметно упасть. Одним из решений данной проблемы является использование гибридных численных схем, которые становятся противопоточными в RANS-областях и центрально-разностными в LES. Однако не все центрально-разностные схемы дают устойчивое решение. В [1] для выбора численной схемы предлагается проводить расчёт вырождения однородной изотропной турбулентности без подсеточной модели.

Ещё одной проблемой корректного использования вихререзающих (гибридных) подходов является калибровка констант модели турбулентности (в данной работе рассматривается модель SST [4], основанная на гипотезе Буссинеска, то есть, использующая подсеточную вязкость). Калибровка констант также, как правило, производится в задаче о вырождении однородной изотропной турбулентности. При этом должна быть обеспечена правильная скорость затухания кинетической энергии турбулентности и эволюция формы энергетического спектра. Следует отметить, что оптимальные значения констант зависят от численного метода. Однако при использовании слабодиссипативных схем и «хороших» подсеточных моделей результат не должен зависеть от шага сетки, если он достаточно мал. Стоит также отметить, что значение констант

для пристенных течений может существенно отличаться, если выбрана недостаточно универсальная подсеточная модель.

В рамках данной работы были исследованы различные противоположные и центрально-разностные схемы, обладающие высоким порядком аппроксимации, на модельных задачах. Был проведён анализ устойчивости, дисперсионных и диссипативных свойств схем и сходимости решения. Новые методы были протестированы в трёхмерных задачах. Уровень ошибки по некоторым параметрам (ширина отрывной зоны перед инжекцией, разрешение мелкомасштабных вихревых структур) в случае новых методов значительно снизился по сравнению с уровнем ошибки базового метода. Кроме этого, в задаче о распаде изотропной турбулентности было исследовано влияние констант замыкающей модели SST. Установлено, что при соответствующем выборе величин параметров модели, можно нивелировать забросы в высокочастотную область турбулентного спектра.

Работа выполнена в рамках гранта Минобрнауки РФ (договор № 14.G39.31.0001 от 13.02.2017 г.).

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Гарбарук А.** Современные методы расчета турбулентных течений // Моделирование турбулентности. 2016. URL: http://cfд.spbstu.ru/agarbaruk/lecture/modern_methods
2. **Spalart P.R., Deck S., Shur M.L., Squires K.D., Strelets M.K., Travin A.** A new version of detached-eddy simulation, resistant to ambiguous grid densities // Theoretical & Computational Fluid Dynamics. 2006. Vol. 20. P. 181–195.
3. **Travin A., Shur M., Strelets M., Spalart P.R.** Physical and numerical upgrades in the detached-eddy simulation of complex trubulent flows // Fluid Mechanics and Its Applications. 2004. Vol. 65. P. 239–254.
4. **Menter F.** Two-equation eddy-viscosity turbulence models for engineering applications // AIAA-Journal. 1994. Vol. 32, No. 8. P. 269–289.

ГОРЕНИЕ ПОРИСТЫХ ЧАСТИЦ ТИТАНА В ВОЗДУХЕ

Н.С. Белоусова^{1,2}, О.Г. Глотов^{1,2}, А.В. Гуськов²

*¹Институт химической кинетики и горения
им. В.В. Воеводского СО РАН
630090, Новосибирск*

*²Новосибирский государственный технический университет
630073, Новосибирск*

Горение частиц титана в воздухе привлекает в последнее время пристальное внимание исследователей [1]. Данная работа продолжает наши работы [2–7] горения крупных (до 500 микрометров) частиц титана в свободном падении в воздухе. Частицы, рассмотренные в [2] и [3], были монодисперсными агломератами, сформированными из большого количества мелких частиц неправильной формы. В работах [5–7] мы использовали модифицированный подход, который даёт возможность получать изначально монолитные горящие частицы титана диаметром до 700 микронов. Особенность этого подхода – возможность “тонкой настройки” начального размера частиц, что позволило изучить закономерности процесса фрагментации в зависимости от размера частиц. В частности, был определён граничный диаметр частиц, разделяющий качественно различные режимы фрагментации, имеющие вид звездообразного взрыва или еловой ветки.

В данной работе впервые исследованы пористые частицы титана размерами порядка сотен микрометров. Пористые осференные частицы были получены методом механоактивации в шаровой мельнице АГО-2, и их можно рассматривать как новый вид титанового металлического горючего.

В работе представлены данные морфологического и гранулометрического анализов исходных частиц методами оптической и электронной микроскопии и результаты определения эффективной плотности частиц. Эта плотность является ключевым параметром, который позволяет вычислять начальный диаметр горящих частиц после их компактизации в результате плавления по геометрическому размеру исходных «холодных» пористых частиц. Эксперименты по горению пористых частиц проведены в той же постановке, что и в [2, 3]. Приведены результаты определения времён горения частиц в зависимости от диаметра, а также данные о фрагментации частиц и о конденсированных продуктах горения.

Исследование выполнено при финансовой поддержке Российского фонда фундаментальных исследований в рамках научного проекта № 19-03-00294.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Glotov O.G.** Ignition and combustion of titanium particles. Experimental methods and results // *Physics-Uspekhi*. 2019. Vol. 62, No. 2. P. 131–165. URL: <https://ufn.ru/en/articles/2019/2/b/>.
2. **Glotov O.G.** Combustion of spherical titanium agglomerates in air. I. Experimental approach // *Combustion, Explosion, and Shock Waves*. 2013. Vol. 49, No. 3. P. 299–306.
3. **Glotov O.G.** Combustion of spherical titanium agglomerates in air. II. Experimental results // *Combustion, Explosion, and Shock Waves*. 2013. Vol. 49, No. 3. P. 307–319.
4. **Glotov O.G., Surodin G.S., Baklanov A.M.** Combustion of spherical titanium agglomerates in air. III. Movement of agglomerates and the effect of airflow velocity on nanosized combustion products and burning time // *Combustion, Explosion and Shock Waves*. 2019. Vol. 55, No. 1. P. 43–55.
5. **Glotov O.G., Belousova N.S., Surodin G.S., Zarko V.E.** Combustion characteristics of coarse titanium particles in air // *Energetic Materials. Synthesis, Processings, Performance: [Proc.] 49th International Annual Conference of the Fraunhofer ICT (Karlsruhe, Germany, June 26–9, 2018)*. Art. P111. (14 p.)
6. **Belousova N.S., Glotov O.G., Surodin G.S.** Fragmentation and formation of condensed products upon combustion of titanium particles in air // *Energetic Materials – Past, Present and Future // 50th International Annual Conference of the Fraunhofer ICT (Karlsruhe, Germany, June 25–28, 2019)*. P. 13-1–13-14.
7. **Belousova N.S., Glotov O.G., Guskov A.V.** Study of the free falling particles trajectory at the burning monolithic titanium particles // *Journal of Physics: Conference Series*. 2019. Vol. 1214, Art. 012010. 7 p. URL: <https://iopscience.iop.org/article/10.1088/1742-6596/1214/1/012010/pdf>.

МАТЕМАТИЧЕСКОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ДВУХФАЗНОГО ТЕЧЕНИЯ В ПОРИСТОМ КОЛЛЕКТОРЕ С УЧЕТОМ РАЗЛОЖЕНИЯ ГАЗОВОГО ГИДРАТА

Д.С. Бельских^{1,2}, Н.Г. Мусакаев¹

¹*Тюменский филиал Института теоретической и прикладной
механики им. С.А. Христиановича СО РАН
625026, Тюмень*

²*Тюменский государственный университет
625003, Тюмень*

Целью работы является развитие имеющейся математической модели для исследования течения многофазного флюида в пористой среде с учетом разложения газовых гидратов [1]. Такое исследование является актуальным для решения проблемы неизотермического фильтрационного течения с учетом фазовых переходов и имеет большое значение при разработке новых и обосновании существующих методов добычи природного газа из газогидратных залежей. Из-за теплового и гидродинамического воздействия на пласт и последующего разложения газогидратов давление и температура системы могут значительно меняться, что существенным образом влияет как на характер фазовых превращений, так и на возможность отбора газа из гидратонасыщенной залежи [2–4].

Для исследования задачи в наиболее приближенном к реальности виде имеющаяся математическая модель [1] изучаемого процесса будет преобразована для плоскопараллельного случая к двумерному виду с учетом движения в пористой среде не только газа, но и воды [5].

Математическая модель течения построена в рамках подхода механики сплошной среды в виде системы нелинейных дифференциальных уравнений, возникающих при описании многофазного течения в пористой среде в двумерном случае с учетом разложения газовых гидратов. В систему уравнений входят законы сохранения масс, импульса и энергии, уравнение состояния и условие фазового равновесия, описывающие процессы тепломассопереноса в пористой среде. В математической модели также учитываются основные физические особенности изучаемого процесса: неизотермическая фильтрация газа, разложение газового гидрата, реальные свойства газа, эффекты адиабатического охлаждения и Джоуля–Томсона. При построении модели принимаются следующие допущения: гидрат является двухкомпонентной системой с постоянной массовой концентрацией газа; кровля и подошва пласта непроницаемы;

используется однотемпературная модель, когда температуры газа, жидкости, гидрата и пористой среды в каждой точке пласта совпадают; пористость пласта постоянна; скелет пористой среды и газовый гидрат несжимаемы и неподвижны [6].

В дальнейшем для двумерного приближения будет построен алгоритм решения и разработана вычислительная программа. Будет проведено численное исследование газожидкостного течения в пористой среде с учетом процесса разложения газового гидрата при наличии внешнего воздействия на гидратонасыщенный пласт; установление особенностей протекания изучаемых процессов; сравнение результатов с одномерным случаем [7], подтверждение или опровержение предыдущих выводов.

Исследование выполнено при финансовой поддержке РФФИ в рамках научного проекта № 19-31-90043.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Мусакаев Н.Г., Бородин С.Л., Бельских Д.С.** Математическая модель и алгоритм решения задачи неизотермической фильтрации газа в пласте с учетом разложения гидрата // Вестник Южно-Уральского государственного университета. Серия: Математика. Механика. Физика. 2017. Т. 9, № 2. С. 22–29. DOI: 10.14529/mmph170203
2. **Бородин С.Л., Бельских Д.С.** Современное состояние исследований, связанных с извлечением метана из гидратосодержащей пористой среды // Вестник Тюменского государственного университета. Физико-математическое моделирование. Нефть, газ, энергетика. 2018. Т. 4, № 4. С. 131–147. DOI: 10.21684/2411-7978-2018-4-4-131-147.
3. **Васильев В.И., Попов В.В., Цыпкин Г.Г.** Численное исследование разложения газовых гидратов, сосуществующих с газом в природных пластах // Известия РАН. Механика жидкости и газа. 2006. № 4. С. 127–134. DOI: 10.1007/s10697-006-0078-z
4. **Шагапов В.Ш., Чиглинцева А.С., Русинов А.А.** Теоретическое моделирование процесса извлечения газа из пористого газогидратного резервуара частично насыщенного газом с учетом теплового взаимодействия с окружающими породами // Теоретические основы химической технологии. 2016. Т. 50, № 4. С. 452–462. DOI: 10.1134/S004057951604045X
5. **Баренблатт Г.И., Лобковский Л.И., Нигматуллин Р.И.** Математическая модель истечения газа из газонасыщенного льда и газогидратов // Доклады Академии наук. 2016. Т. 470, № 4. С. 458–461. DOI: 10.7868/S0869565216280148
6. **Шагапов В.Ш., Мусакаев Н.Г.** Динамика образования и разложения гидратов в системах добычи, транспортировки и хранения газа. М.: Наука, 2016. 238 с.
7. **Мусакаев Н.Г., Хасанов М.К., Бородин С.Л., Бельских Д.С.** Численное исследование процесса разложения гидрата метана при закачке теплого газа в гидратонасыщенную залежь // Вестник Томского государственного университета. Математика и механика. 2018. № 56. С. 88–101. DOI: 10.17223/19988621/56/8

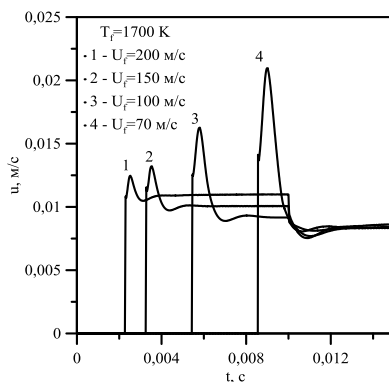
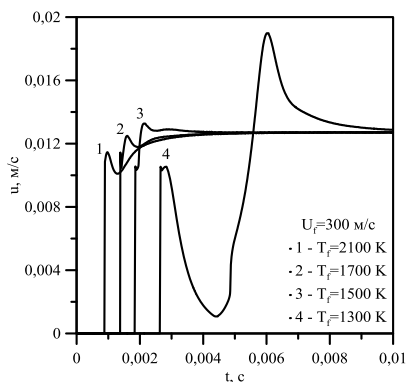
МАТЕМАТИЧЕСКОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ЗАЖИГАНИЯ МЕТАЛЛИЗИРОВАННОГО ТВЕРДОГО ТОПЛИВА КОНВЕКТИВНЫМ ВЫСОКОТЕМПЕРАТУРНЫМ ПОТОКОМ

А.А. Блохина, В.А. Порязов, А.Ю. Крайнов

*Томский государственный университет
634050, Томск*

Работа посвящена решению задачи зажигания металлизированного твердого топлива конвективным высокотемпературным потоком. В работе представлены математическая модель и методика расчета зажигания и выхода на стационарный режим горения металлизированного твердого топлива в условиях обдува. Постановка задачи учитывает эрозионные эффекты, возникающие при обдуве топлива. Модель зажигания и горения в условиях обдува металлизированных твердых топлив строится в погранслоном приближении. Обдув учитывается через турбулентный теплоперенос. Приведены результаты расчетно-теоретического анализа влияния добавок порошка металла на скорость горения металлизированных твердых топлив при обдуве. Показана зависимость скорости горения металлизированных твердых топлив от скорости обдувающего потока и дисперсности частиц металла в составе пороха.

Модель зажигания и горения в условиях обдува строится в погранслоном приближении. Обдув учитывается через турбулентный теплоперенос. На поверхности топлива учитывается газификация компонентов твердого топлива и записывается условие сохранения потоков массы и энергии компонентов. В твердой фазе, под поверхностью газификации, записывается уравнение переноса тепла и разложения топлива. Над поверхностью топлива записываются уравнения течения двухфазной реагирующей среды. Уравнения течения учитывают межфазное взаимодействие между частицами и газом. Учитывается тепловое, динамическое и химическое взаимодействие между газом и частицами. Уравнения энергии для газа и частиц учитывают конвективный и кондуктивный теплоперенос. Полагается, что коэффициенты переноса зависят от температуры и интенсивности турбулентности. Для описания характеристик динамической турбулентности в пограничном слое использовалась модель турбулентности Ван-Дриста [1]. Модель [1] обобщает результаты экспериментов и широко распространена в инженерных расчетах. Согласно [2, 3] модель [1] справедлива во всей внутренней части пограничного слоя. Модель и методика расчета скорости горения металлизированного твердого топлива при обдуве представлена в [4].



Зависимость скорости горения металлизированного твердого топлива от времени при различной температуре (а) и при различных скоростях (б) обдувающего потока.

На рисунке представлена зависимость скорости горения металлизированного твердого топлива от времени при зажигании конвективным потоком различной температуры и скорости ядра обдувающего потока.

Предложенная в работе модель позволяет проводить оценку задержки времени зажигания и выхода на стационарный режим горения при зажигании металлизированного твердого топлива высокотемпературным конвективным потоком.

Исследование выполнено при финансовой поддержке гранта РФФИ № 18-38-00533 мол_а.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Van Driest E.R.** On turbulent flow near a wall // AIAA Journal Special Supplement: Centennial of Power Flight. 1956. Vol. 23, № 11. P. 1007–1011.
2. **Bulgakov V.K., Karpov A.I., Lipanov A.M.** Numerical studies of solid propellant erosive burning // Journal of Propulsion and Power. 1993. Vol. 9, № 6. P. 812–818
3. **Шлихтинг Г.** Теория пограничного слоя. М.: Наука, 1974. 714с.
4. **Порязов В.А., Крайнов Д.А.** Математическое моделирование эрозионного горения металлизированных твердых топлив // Вестн Том. гос. ун-та. Математика и механика. 2019. № 58. С. 119–127.

О РАЗВИТИИ МЕТОДОВ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ПОЛОЖЕНИЯ ЛАМИНАРНО-ТУРБУЛЕНТНОГО ПЕРЕХОДА

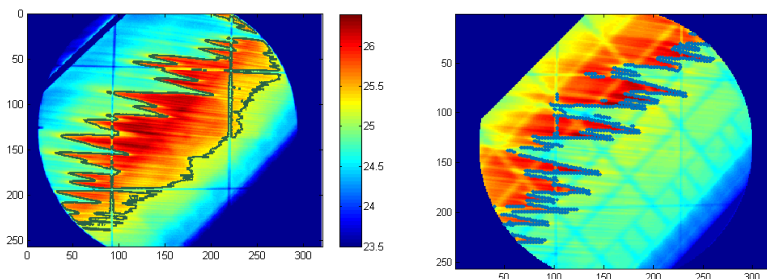
**А.В. Бойко, К.В. Демьянко, А.В. Иванов, С.В. Кириловский,
Д.А. Мищенко, Ю.М. Нечепуренко, Т.В. Поплавская**

*Институт теоретической и прикладной механики
им. С.А. Христиановича СО РАН
630090, Новоосибирск*

Рассматриваются актуальные фундаментальные и вычислительные проблемы нахождения положения ламинарно-турбулентного перехода (ЛТП) в аэродинамических течениях. Дается обзор современных методов инженерного прогноза перехода к турбулентности в условиях обтекания двумерных и трехмерных аэродинамических конфигураций на до- и трансзвуковых скоростях. Кратко описывается развиваемый авторами подход на основе $\exp(N)$ -метода [1–3], и освещаются результаты экспериментальных работ, направленных на уточнение калибровки этого метода для ряда аэродинамических течений.

Одной из главных задач проводимых экспериментальных исследований является создание экспериментальной базы для верификации методов прогноза ЛТП в рамках разрабатываемого программного комплекса расчета ЛТП. Для создания такой базы, наряду с подробной документацией параметров течения (скорости, степени турбулентности набегающего потока и т.п.) и параметров модели (геометрии, степени шероховатости, угла атаки), необходимо точно и статистически достоверно документировать положение ЛТП на поверхности экспериментальной модели. Так, в экспериментах, проведенных в малотурбулентной аэродинамической трубе Т-324 ИТПМ СО РАН на модели крыла с углом скольжения 45° для детектирования ЛТП записывались последовательности термограмм поверхности во времени. Впервые был отработан алгоритм определения линии перехода на основе анализа характера остывания поверхности крыла, ключевым элементом которого является переход от традиционного анализа одиночного кадра тепловизионной камеры к рассмотрению записанной последовательности термограмм. Сравнение результатов анализа одиночной термограммы и последовательности термограмм с целью распознавания положения ЛТП показано на рисунке, причем цвет кодирует температуру поверхности крыла. Линия с крупными зубцами в левой верхней части – линия ламинарно-турбулентного перехода, а линия, лежащая ниже и правее (на левой кар-

тинке) – артефакт, связанный с неоднородностью предварительного подогрева крыла. Видно, что при анализе последовательности термограмм количество артефактов сведено к минимуму и положение перехода успешно детектируется во всей видимой области. В данном случае линия перехода детектирована в диапазоне около 500 мм по размаху крыла, что делает экспериментальную оценку положения ЛТП статистически более точной и достоверной.



Обработка термограмм поверхности модели скользящего крыла при скорости набегающего потока 30 м/с (поток справа налево), результаты анализа: единичной термограммы (слева); последовательности термограмм во времени (справа)

Таким образом, отработана экспериментальная методика проведения масштабных параметрических измерений в различных режимах обтекания потоком в общем случае трехмерных аэродинамических течений с доминированием либо вихрей НПТ, либо волн ТШ в пограничном слое с целью статистически достоверного документирования положения ЛТП.

Работа выполнена при финансовой поддержке гранта РФФ № 18-19-00460.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Бойко А.В., Кириловский С.В., Маслов А.А., Поплавская Т.В. Инженерное моделирование ламинарно-турбулентного перехода: достижения и проблемы (обзор) // ПМТФ. 2015. Т. 56. № 5. С. 30–49.
2. Boiko A.V., Nechepurenko Yu.M., Abalakin I.V., Bobkov V.G. Numerical prediction of laminar-turbulent transition on an airfoil // Russ. J. Numer. Anal. Math. Modelling. 2014, Vol. 29, No. 4. P. 205–218.
3. Boiko A.V., Demyanko K.V., Nechepurenko Y.M. On computing the location of laminar-turbulent transition in compressible boundary layers // Russian Journal of Numerical Analysis and Mathematical Modelling. 2017. Vol. 32, No. 1. P. 1–12.

МАТЕМАТИЧЕСКОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ И ЧИСЛЕННАЯ РЕАЛИЗАЦИЯ ЗАДАЧИ ФИЛЬТРАЦИИ В ПОРИСТОЙ СРЕДЕ, ИЗНАЧАЛЬНО НАСЫЩЕННОЙ МЕТАНОМ И ЕГО ГИДРАТОМ, МЕТАНА И УГЛЕКИСЛОГО ГАЗА, С УЧЕТОМ ОБРАЗОВАНИЯ ИЛИ РАЗЛОЖЕНИЯ ГИДРАТОВ ЭТИХ ГАЗОВ

С.Л. Бородин¹, Д.С. Бельских^{1,2}

¹*Тюменский филиал Института теоретической и прикладной механики им. С.А. Христиановича СО РАН
625026, Тюмень*

²*Тюменский государственный университет
625003, Тюмень*

Согласно статистическому отчету British Petroleum 2019 года [1] мировые запасы природного газа в традиционной извлекаемой форме составляют 196,9 трлн. м³, а потребление 3,9 трлн. м³, таким образом, этого энергоносителя хватит примерно на 50 лет. Альтернативным источником природного газа (в основном метана) являются газовые гидраты, предполагаемые объемы газа в которых очень разнятся: от 1000 до 20000 трлн м³ [2], однако даже по минимальной оценке превышают традиционные запасы в 5 раз, что делает газовые гидраты перспективным источником энергоносителя на сотни лет после истощения традиционных газовых месторождений [3].

Данная работа посвящена одному из перспективных методов добычи газа из газовых гидратов – замещению метана в гидрате углекислым газом [3, 4]. При этом методе молекулы углекислого газа замещают собой молекулы метана в газовом гидрате, то есть происходит одновременное захоронение CO₂ и извлечение CH₄. В одномерной линейной постановке для случая отрицательных температур рассматривается следующая задача: с одной стороны пористой среды закачивается газообразный CO₂; с противоположной стороны происходит откачка пластового продукта (CH₄ и/или CO₂). Система уравнений математической модели построена на основе законов сохранения массы CH₄, CO₂, льда и гидрата, закона Дарси, уравнения состояния реального газа (для коэффициента сверхсжимаемости газовой фазы принято уравнение Латонова – Гуревича [5]), а также уравнения энергии с учетом неизотермических эффектов при фильтрации газа [6]. Процесс замещения достаточно сложен, и для адекватного математического описания требуются дальнейшие исследования [7], поэтому в первом приближении рассмотрим тепловую схему с возможностью полного замещения. При этом, исходя из резуль-

татов работы [8], будем считать, что разложение гидрата CH_4 происходит, когда парциальное давление CH_4 ниже равновесного давления гидратообразования чистого CH_4 , а образование гидрата CO_2 происходит, когда парциальное давление CO_2 выше, чем равновесное давление образования гидрата чистого CO_2 . Для расчета парциальных давлений чистых газов используются интерполяции [9]. Система уравнений математической модели решается численно, используются неявная схема, метод простых итераций и авторский алгоритм для расчета гидратонасыщенностей. Примеры расчетов представлены [10].

Исследование выполнено при финансовой поддержке РФФИ в рамках научного проекта № 18-31-00069.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **BP Statistical Review of World Energy 2019**. 68th ed. Pureprint Group Limited, UK, 2019. URL: <https://www.bp.com/content/dam/bp/business-sites/en/global/corporate/pdfs/energy-economics/statistical-review/bp-stats-review-2019-full-report.pdf> (дата обращения 22.01.2019).
2. **Resources to Reserves 2013: Oil, Gas and Coal Technologies for the Energy Markets of the Future**. IEA. Paris: OECD Publishing, 2013. <https://doi.org/10.1787/9789264090705-en>
3. **Zheng Rong Chong, She Hern Bryan Yang, Ponnivalavan Babu, Praveen Linga, Xiao-Sen Li**. Review of natural gas hydrates as an energy resource: Prospects and challenges // *Applied Energy*, 2016. Vol. 162. P. 1633–1652. DOI: 10.1016/j.apenergy.2014.12.061
4. **Dong-Yeun Koh, Hyery Kang, Jong-Won Lee, Youngjune Park, Se-Joon Kim, Jaehy-oung Lee, Joo Yong Lee, Huen Lee**. Energy-efficient natural gas hydrate production using gas exchange // *Applied Energy*, 2016. Vol. 162. P. 114–130. DOI: 10.1016/j.apenergy.2015.10.082
5. **Латонов В.В., Гуревич Г.Р.** Расчёт коэффициента сжимаемости природного газа // *Газовая промышленность*. 1969. № 2. С. 7–9.
6. **Басниев К.С., Кочина И.Н., Максимов В.М.** *Подземная гидромеханика*. М.: Недра, 1993. 416 с.
7. **Sukru Merey, Riyadh I. Al-Raoush, Jongwon Jung, Khalid A. Alshibli**. Comprehensive literature review on CH_4 - CO_2 replacement in microscale porous media // *Journal of Petroleum Science and Engineering*, 2018. Vol. 171. P. 48–62. DOI: 10.1016/j.petrol.2018.07.032
8. **Chun-Gang Xu, Jing Cai, Yi-Song Yu, Ke-Feng Yan, Xiao-Sen Li**. Effect of pressure on methane recovery from natural gas hydrates by methane-carbon dioxide replacement // *Applied Energy*, 2018. Vol. 217. P. 527–539. DOI: 10.1016/j.apenergy.2018.02.109
9. **Musakaev N., Borodin S.** To the question of the interpolation of the phase equilibrium curves for the hydrates of methane and carbon dioxide // *MATEC Web of Conferences*. 2017. Vol. 115. Art. 05002 (4 p.). DOI: 10.1051/mateconf/201711505002
10. **Бородин С.Л., Бельских Д.С.** Численные эксперименты по фильтрации в пористой среде, изначально насыщенной метаном и его гидратом, метана и углекислого газа, с учетом образования или разложения гидратов этих газов // *Проблемы механики: теория, эксперимент и новые технологии: Тез. докл. XIV Всерос. школы-конф. молодых ученых (Новосибирск – Шерегеш, 28 февраля – 6 марта 2020 г.)*. Новосибирск, 2020. С. 29–30.

ЧИСЛЕННЫЕ ЭКСПЕРИМЕНТЫ ПО ФИЛЬТРАЦИИ В ПОРИСТОЙ СРЕДЕ, ИЗНАЧАЛЬНО НАСЫЩЕННОЙ МЕТАНОМ И ЕГО ГИДРАТОМ, МЕТАНА И УГЛЕКИСЛОГО ГАЗА, С УЧЕТОМ ОБРАЗОВАНИЯ ИЛИ РАЗЛОЖЕНИЯ ГИДРАТОВ ЭТИХ ГАЗОВ

С.Л. Бородин¹, Д.С. Бельских^{1,2}

¹Тюменский филиал Института теоретической и прикладной
механики им. С.А. Христиановича СО РАН
625026, Тюмень

²Тюменский государственный университет
625003, Тюмень

Работа посвящена анализу численных экспериментов следующего процесса: с одной стороны пористой среды, изначально насыщенной метаном и его гидратом, закачивается углекислый газ, с противоположной стороны откачивается метан и/или углекислый газ, при этом происходит разложение гидрата метана и образование гидрата углекислого газа. Процесс рассматривается до тех пор, пока в пористой среде не останется только углекислый газ и его гидрат. Актуальность и описание математической модели представлены в [1].

Для раскрытия математической модели рассмотрим модельный случай, в котором гидрат не разлагается и не образуется (рис. 1).

Из рис. 1,а видно, что есть область, в которой парциальные давления отличны от нуля и от общего давления p , т.е. модель учитывает, что при фильтрации газы могут перемешиваться. Рисунок 1,б показывает немонотонность температуры, так как в модели учитываются неизотермические эффекты при фильтрации реального газа, а именно – адиабатическое охлаждение и эффект Джоуля – Томсона. Фиксированная темпе-

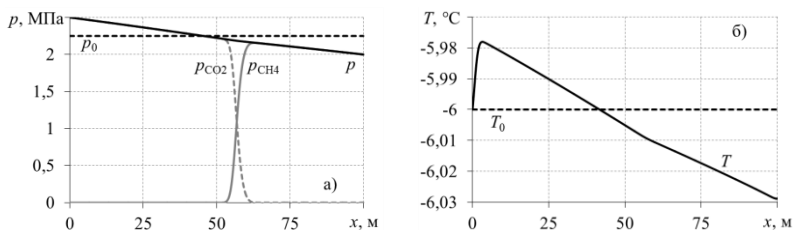


Рис. 1. Распределения по x давления (а) и температуры (б) на 10 сут.
 x – линейная координата; p – давление, p_0 – начальное давление, p_{CO_2} – парциальное давление CO_2 , p_{CH_4} – парциальное давление CH_4 ; T – температура, T_0 – начальная температура.

ратура на левой границе – температура закачиваемого CO_2 .

На рис. 2 показан случай с учетом разложения гидрата метана и образования гидрата углекислого газа.

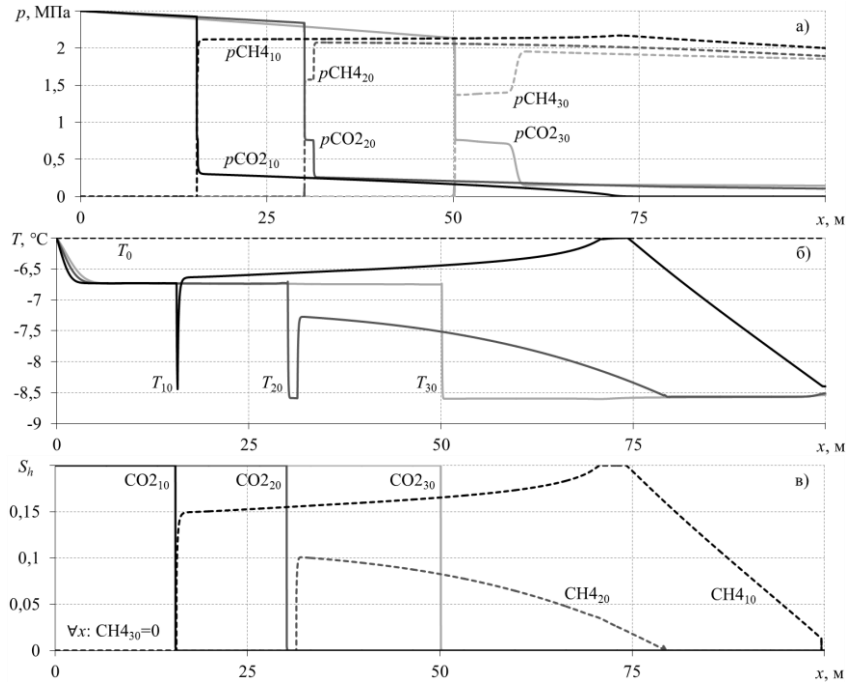


Рис. 2. Распределения по x парциальных давлений углекислого газа и метана (а), температуры (б) и насыщенностей гидратами углекислого газа и метана (в).

x – линейная координата; p – давление, $p\text{CO}_{2_{10}}$, $p\text{CO}_{2_{20}}$, $p\text{CO}_{2_{30}}$ – парциальное давление углекислого газа на 10, 20 и 30 сутки, $p\text{CH}_{4_{10}}$, $p\text{CH}_{4_{20}}$, $p\text{CH}_{4_{30}}$ – парциальное давление метана на 10, 20 и 30 сутки; T_0 , T_{10} , T_{20} , T_{30} – температура на 0, 10, 20 и 30 сутки; S_h – гидратонасыщенность, $\text{CO}_{2_{10}}$, $\text{CO}_{2_{20}}$, $\text{CO}_{2_{30}}$ – насыщенность гидратом углекислого газа на 10, 20 и 30 сутки, $\text{CH}_{4_{10}}$, $\text{CH}_{4_{20}}$, $\text{CH}_{4_{30}}$ – насыщенность гидратом метана на 10, 20 и 30 сутки.

Исследование выполнено при финансовой поддержке РФФИ в рамках научного проекта № 18-31-00069.

1. Бородин С.Л., Бельских Д.С. Математическое моделирование и численная реализация задачи фильтрации в пористой среде, изначально насыщенной метаном и его гидратом, метана и углекислого газа, с учетом образования или разложения гидратов этих газов // Проблемы механики: теория, эксперимент и новые технологии: Тез. докл. XIV Всерос. школы-конф. молодых ученых (Новосибирск – Шерегеш, 28 февраля – 6 марта 2020 г.). Новосибирск, 2020. С. 27–28.

НЕРАВНОМЕРНЫЙ НАГРЕВ ПЛЕНКИ РАСТВОРА НА ГОРИЗОНТАЛЬНОЙ ПОВЕРХНОСТИ

К.А. Бородина, А.В.Татосов

*Тюменский государственный университет
625003, Тюмень*

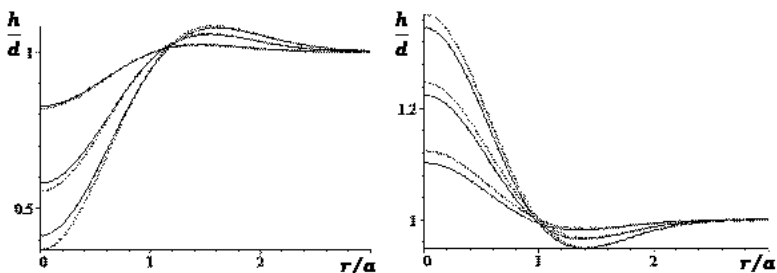
В работе исследуется нагрев тонкой пленки бинарного гомогенного раствора [1, 2]. Математическая постановка задачи соответствует [3]. Изменение температуры свободной поверхности вместе с уходом летучей компоненты приводит к двум противоположным эффектам по направленности градиента поверхностного натяжения. Показано, что в рассматриваемой нестационарной задаче деформации пленки можно выделить четыре масштаба времени, связанных с развитием полей скорости, температуры и концентрации, а также с изменением высоты слоя. В зависимости от первоначальной толщины, деформация пленки может как опережать развитие поля концентрации, так и отставать от него. Обоснована необходимость учета движения летучей компоненты над поверхностью раствора. Предложена численная схема расчета поля концентрации растворенной компоненты в пленке переменной толщины, а также получены аналитические решения.

Постановка задачи. Пусть тонкий слой однородного раствора расположен на плоской горизонтальной поверхности. Газ над свободной поверхностью пленки содержит пары летучей компоненты, находящиеся в термодинамическом равновесии с жидкостью. В некоторый момент времени подложка нагревается, что приводит к деформации пленки. Система уравнений и граничных условий соответствует [4]. В связи с малостью числа Leugis уравнение для перемещения летучей компоненты в растворе не удастся проанализировать в рамках тонкого слоя, так что возникает необходимость его полноценного анализа. Предложена замена, отображающая область пленки в фиксированный объем. Проведен анализ модельных уравнений движения; для предельных случаев (термической и диффузионной пленок) получены приближенные аналитические решения уравнения эволюции.

Результаты расчетов. На рисунке (слева) представлена деформация пленки с начальной толщиной 100 мкм. Изображены зависимости относительной толщины слоя жидкости от радиальной координаты. Кривые соответствуют трем последовательным моментам времени. Сплошная линия соответствует численному решению задачи, пунктирная – аналитическому решению. Жидкая пленка проявляет характерный термический эффект. Некоторое отставание в динамике прогиба при

численном решении от аналитического связано с учетом продольного потока летучей компоненты, поддерживающей интенсивность массообмена на некотором уровне, и как следствие, снижением температуры поверхности пленки. Также этому способствует незначительный концентрационный эффект, который имеет противоположную направленность.

На рисунке (справа) представлена деформация пленки с начальной толщиной 1 мкм. Жидкая пленка проявляет характерный концентрационный эффект. Здесь незначительный термический прогиб вниз, всегда имеющий место на начальном этапе прогрева, дает последующее отставание в динамике.



СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Андреев В.К., Захватаев В.Е., Рябицкий Е.А. Термокапиллярная неустойчивость. Новосибирск: Наука. Сибирская издательская фирма РАН, 2000. 275 с.
2. Бекежанова В.Б., Гончарова О.Н., Резанова Е.В., Шефер И.А. Устойчивость двухслойных течений жидкости с испарением на границе раздела // Известия РАН. Механика жидкости и газа. 2017. № 2. С. 23–35. DOI: 10.7868/S0568528117020062
3. Tatosova K. A., Malyuk A. Yu., Ivanova N. A. Droplet formation caused by laser-induced surface-tension-driven flows in binary liquid mixtures // Colloids and Surfaces A: Physico-chemical and Engineering Aspects. 2017. Vol. 521. P. 22–29. DOI: 10.1016/j.colsurfa.2016.07.004
4. Татосов А.В., Бородина К.А. Термокапиллярное течение пленки спиртосодержащего раствора // XII Всероссийский съезд по фундаментальным проблемам теоретической и прикладной механики. Т. 2: Механика жидкости и газа. Уфа: РИЦ БашГУ, 2019. С. 248–250. DOI: 10.22226/2410-3535-2019-congress-v2

ВИХРЕВОЙ СЛЕД ЗА САМОЛЁТОМ И НЕЙРОСЕТЕВАЯ МОДЕЛЬ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК САМОЛЁТА В ВИХРЕВОМ СЛЕДЕ

И.С. Босняков, Ю.Н. Свириденко, К.Г. Хайруллин, Д.А. Гаджиев

*Центральный аэрогидродинамический институт
им. проф. Н.Е. Жуковского
140180, Жуковский, Московская область*

Предложенная работа направлена на обеспечение безопасности полётов самолётов путём разработки моделей вихревых следов и использования их в обучении пилотов на авиационных тренажерах. В работе были получены сложная численная и быстрая аналитическая модели вихревого следа. Быстрая модель была верифицирована на сложной, а также была адаптирована к использованию на авиационном тренажере.

Для создания сложной модели вихревого следа применяются методы LES. Применение численных схем высокого порядка точности на суперкомпьютере позволяет получить результаты с высоким разрешением: воспроизводится структура вихревого течения, влияние диссипативных свойств численной схемы минимально.

Быстрая модель рассматривает линейный этап эволюции следа. С точки зрения земного наблюдателя, в фиксированном месте пространства два параллельных вихря начинают образовывать симметричные стоячие волны. Этот процесс описывается аналитически [1]. В работе формулы дополнены, чтобы учитывать затухание вихрей.

Две модели созданы при разных изначальных предположениях. Модель LES является более полной и рассматривает все характерные физические процессы, имеющие место в вихревом следе. Простая модель содержит допущения, позволяющие описать её в виде алгебраических формул. Требуется её верификация и настройка с использованием данных высокого разрешения, чтобы описание ключевого процесса развития неустойчивости производилось верно.

Попадание самолёта в вихревой след вызывает резкое изменение его аэродинамических характеристик. В работе силы и моменты, действующие на самолёт, рассчитываются на дискретном наборе пространственных координат и углов поворота самолёта относительно вихревого следа. С использованием этого набора создается непрерывная нейросетевая аппроксимация. Она вводится в программное обеспечение авиационного

тренажера. В результате появляется возможность моделировать попадание самолёта в вихревой след в реальном времени.

Результаты тестирования показали реалистичность созданной модели. Таким образом, данные высокого разрешения были успешно применены в разработке специализированной модели вихревого следа.

Работа выполнена в рамках Соглашения № 075-11-2019-081 с Министерством науки и высшего образования РФ, уникальный идентификатор проекта RFMEFI62819X0016.

1. Гайфуллин А.М. Уравнения нарастания возмущений в следе за самолетом // Изв. РАН, МЖГ. 2001. № 3. С. 122–132.

МОДЕЛИРОВАНИЕ И АНАЛИЗ ДЕФОРМИРОВАНИЯ АРМИРОВАННОГО ЛЬДА

Л.С. Брындин^{1,2}, В.А. Беляев¹, А.И. Болтаев³, А.Г. Горынин²

¹*Институт теоретической и прикладной механики
им. С.А. Христиановича СО РАН, 630090, Новосибирск*

²*Новосибирский государственный университет
630090, Новосибирск*

³*Исследовательский комплекс Центра технологического
обеспечения, 630090, Новосибирск*

Известно, что “чистый” лед используется в качестве строительного материала уже много лет. Создание ледяных композиционных материалов (ЛКМ) позволяет увеличить прочностные характеристики в 2–2,5 раза [35]. Поэтому изучение механических свойств, создание математических моделей деформирования ЛКМ – важная и актуальная задача, стоящая перед исследователями.

На основании экспериментальных данных, полученных во Всероссийском научно-исследовательском институте авиационных материалов, найден закон деформирования $\sigma = \sigma(\varepsilon)$ для льда [2]. Показано, что достаточно использовать кубическую аппроксимацию с нулевым квадратичным членом. С помощью метода наименьших квадратов определен закон деформирования арамидных нитей Русар-С. При этом была произведена обработка экспериментальных данных и устранены артефакты, связанные с нефизичным поведением материала. Проведено моделирование трехточечного изгиба ЛКМ. Обнаружено, что для ЛКМ начальный этап деформирования практически полностью определяется свойством связующего материала (льда). В модель введен параметр, учитывающий степень включения арматуры в процесс сопротивления изгибу, найдены его оптимальные значения для удовлетворительного согласования с экспериментальными данными. Показано, что введенный параметр имеет слабый разброс для испытанных образцов.

Работа поддержана Российским научным фондом (проект № 18-13-00392).

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Черепанин Р.Н., Нужный Г.А., Разомасов Н.А., Гончарова Г.Ю., Бузник В.М. Физико-механические свойства ледяных композиционных материалов, армированных волокнами Русар-С // *Материаловедение*. 2017. № 7. С. 38–44.
2. Buznik V.M., Golushko S.K., Amelina E.V., Belyaev V.A., Gorynin A.G., Bryndin L.S. Determining the law of ice deformation // [Proc.] XVI All-Russ. Sem. with int. particip. "Dynamics of Multiphase Media" (Novosibirsk, Russia, 30 September to 5 October 2019): *Journal of Physics: Conference Series*. 2019. Vol. 1404. Art. 012010. (6 p.)

© Брындин Л.С., Беляев В.А., Болтаев А.И., Горынин А.Г., 2020

ВЛИЯНИЕ ВНЕШНИХ ВОЗМУЩЕНИЙ НА ОБТЕКАНИЕ ПРЯМЫХ И СТРЕЛОВИДНЫХ КРЫЛЬЕВ

А.В. Быков, А.М. Павленко, Б.Ю. Занин, М.М. Катасонов

*Институт теоретической и прикладной механики
им. С.А. Христиановича СО РАН
630090, Новосибирск*

Попадание летательного аппарата в турбулентный след не является редкостью и может приводить к катастрофическим последствиям. В случае беспилотных летательных аппаратов (БПЛА) проблема становится более актуальной. Это связано с тем, что БПЛА, особенно малоразмерные, двигаются на низких высотах, где источников турбулентности становится в несколько раз больше.

Изучению процессов, происходящих в пограничном слое, уделяется много внимания. Например, в [1] представлено большое количество информации о влиянии различных источников возмущений на обтекание модели прямого крыла. В статье [2] описано влияние турбулентного следа от нити на обтекание модели прямого крыла.

Настоящая работа проводилась на базе ИТПМ СО РАН. В аэродинамических трубах Т-324 и МТ-324 изучалось влияние турбулентного следа на обтекание модели прямого крыла и модели БПЛА, выполненного по схеме летающее крыло. В качестве источника турбулентности использовалась нить или леска, натянутая в рабочей части трубы, перед моделью.

Ниже представлен результат визуализации обтекания модели прямого крыла при угле атаки $\alpha = 12^\circ$ и скорости набегающего потока $U = 13$ м/с (рис. 1). Полученные картины указывают на наличие полного срыва вблизи передней кромки, при обтекании крыла невозмущенным потоком (рис. 1, а). Когда на срезе сопла была установлена нить, визуализация показала, что полный срыв исчез, вместо этого образовалось присоединённое обтекание (рис. 1, б).

Исследования на модели БПЛА велись при угле атаки $\alpha = 18^\circ$ и скорости набегающего потока $U = 22,5$ м/с, результат визуализации представлен ниже (рис. 1). При обтекании модели в потоке с базовой турбулентностью наблюдается срыв потока с передней кромки и образуется возвратное течение с парой крупномасштабных вихрей (рис. 1, в). При установке нити в рабочей части трубы визуализация показала (рис. 1, г), что при попадании в турбулентный след от нити произошло значительное увеличение зоны присоединённого течения, фокусы вихрей сместились к концевым обтекателям.

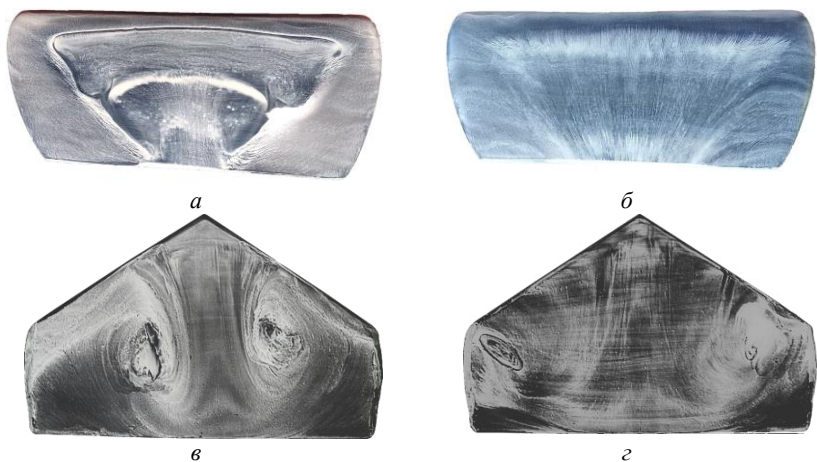


Рис. 1. Результаты визуализации обтекания модели прямого крыла и БПЛА.
а – прямое крыло в свободном потоке; *б* – прямое крыло в следе за нитью; *в* – БПЛА в свободном потоке; *г* – БПЛА в следе за нитью.

Выше были описаны лишь некоторые результаты, полученные в ходе нескольких серий экспериментов, направленных на изучение влияния турбулентного следа от различных источников (использовались нити и гладкие лески разных толщин) турбулентности на обтекание. Эксперименты проводились в различных диапазонах скоростей, углов атак и углов скольжения. В результате исследований были получены картины визуализации обтекания, а также данные термоанемометрических измерений параметров потока. Таким образом, показано существенное влияние турбулентного следа на обтекание тел.

Работа выполнена при финансовой поддержке Российского научного фонда (грант № 18-79-00189)

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Занин Б.Ю., Козлов В.В. Дозвуковые структуры в дозвуковых отрывных течениях. Новосибирск: Изд-во НГТУ, 2011. 116 с.
2. Михаэлис М.В., Занин Б.Ю., Катасонов М.М. Влияние турбулентного следа на отрыв потока на модели крыла // Вестник НГТУ. Серия: Физика. 2011. Т. 17, № 1. С. 50–59.

СИНТЕЗ И ИССЛЕДОВАНИЕ МЕХАНИЧЕСКИХ СВОЙСТВ КОМПОЗИЦИОННОГО МАТЕРИАЛА НА ОСНОВЕ АЛЮМИНИЯ, УПРОЧНЁННОГО ВОЛОКНАМИ БАЗАЛЬТА

В.Д. Валихов, Н.И. Кахидзе, А.Б. Ворожцов

*Томский государственный университет
634050, Томск*

Композиционные материалы на основе алюминия получают всё более широкое применение в авиа- и автомобилестроении. Они обладают огромным набором полезных характеристик: малый вес и высокая удельная прочность, электропроводность, износостойкость и трещиностойкость. Использование минеральных армирующих веществ, таких как нитрид алюминия, оксид алюминия, базальтовые волокна, придают композитам на алюминиевой матрице повышенную твёрдость [1–5].

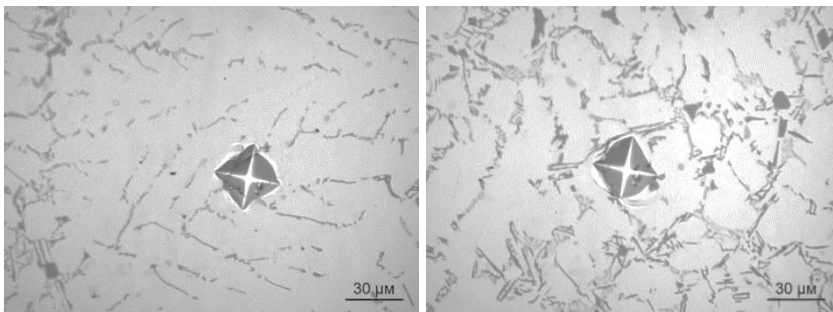
В данной работе композиционный материал был получен с использованием в качестве матрицы алюминиевого сплава АК9 (Al – 85,9–91,6%, Si – 8–11%, Mn – 0,2–0,5%, Mg – 0,2–0,4%) и базальтовых волокон. Длина волокон находилась в диапазоне от 49,6 до 83,4 мкм, а диаметр в среднем равен 12,773 мкм. Для получения композиционных материалов применялась стандартная технология литья в кокиль, а введение базальтовых волокон производилось при разливке в струю расплава с последующим механическим перемешиванием при его кристаллизации в течение 30 секунд. Содержание базальтовых волокон в полученном композиционном материале составило 1,5 мас. %.

Установлено, что введение базальтовых волокон способствует улучшению механических свойств алюминиевого сплава АК9. Испытания на твёрдость проводились двумя способами: по шкале Виккерса и по шкале Бринелля. В частности, введение волокон способствовало повышению твёрдости по шкале Бринелля, что видно из таблицы.

Твёрдость сплавов АК9 (исходного и с базальтовыми волокнами)

Сплав	Твёрдость по Бринеллю
АК9	68
АК9+базальтовые волокна (образец 1)	82
АК9+базальтовые волокна (образец 2)	79

При испытаниях по шкале Виккерса не удалось получить достоверные результаты, т.к. базальтовые волокна не позволяют получить отве-



Оптическое изображение поверхности сплава АК9-базальт после измерения твёрдости по Виккерсу.

чатки, пригодные для измерения. На рисунке можно рассмотреть след на отпечатке от наконечника, предположительно оставленный базальтовым волокном.

Исследование выполнено за счет гранта Российского научного фонда (проект № 17-13-01252).

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Zhiming Y. et al.** Investigation on mechanical properties and failure mechanisms of basalt fiber reinforced aluminum matrix composites under different loading conditions // *Journal of Composite Materials*. 2018. Т. 52, № 14. С. 1907–1914.
2. **Khalili S. M. R., Daghigh V., Eslami Farsani R.** Mechanical behavior of basalt fiber-reinforced and basalt fiber metal laminate composites under tensile and bending loads // *Journal of Reinforced Plastics and Composites*. 2011. Т. 30, № 8. С. 647–659.
3. **Akhlaghi F., Eslami-Farsani R., Sabet S.M.M.** Synthesis and characteristics of continuous basalt fiber reinforced aluminum matrix composites // *Journal of Composite Materials*. 2013. Т. 47, №. 27. С. 3379–3388.
4. **Valikhov V., Kahidze N., Khrustalyov A., Zhukov I., Vorozhtsov A.** Investigation of structure, mechanical properties and crystallization of aluminum alloys containing aluminum oxide nanoparticles // *XIV International Workshop High Energy and Special Materials: Demilitarization, Antiterrorism and Civil Application (HEMs-2018)* (Tomsk, Russia, September 3–5, 2018): [Proc.]: MATEC Web of Conferences. EDP Sciences. 2018. Т. 243. Art. 00022. (5 p.) DOI: <https://doi.org/10.1051/mateconf/201824300022>
5. **Данилов П. А., Хрусталёв А. П., Ворожцов А. Б., Жуков И. А., Промахов В.В., Хмельва М.Г., Пикущак Е.В., Кветинская А.В.** Анализ влияния внешних физических воздействий на процессы литья легких сплавов // *Вестник Томского государственного университета. Математика и механика*. 2018. № 55. С. 84–98.

МАТЕМАТИЧЕСКОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ НЕСТАЦИОНАРНЫХ ВХОДНЫХ УСЛОВИЙ СВЕРХЗВУКОВОГО ПОТОКА И СТРУИ АРГОНА В КАНАЛЕ КАМЕРЫ СГОРАНИЯ

О.С. Ванькова

*Институт теоретической и прикладной механики
им. Христиановича СО РАН
630090, Новосибирск*

В настоящее время активно исследуются двигательные установки, предназначенные для поддержки полетов на гиперзвуковых скоростях. Важным аспектом задачи является обеспечение эффективной работы сверхзвуковой камеры сгорания (КС) [1, 2]. Конструкция КС должна обеспечивать быстрое и эффективное смешивание воздуха и топлива, воспламенение и интенсивное горение. Смешение топлива и окислителя в каналах КС является серьезной проблемой для воздушно-реактивного горения из-за большой скорости потока и малого времени пребывания смеси в канале.

В настоящей работе представлены результаты трехмерного численного моделирования смешения сверхзвукового потока воздуха и струи аргона в канале камеры сгорания с учетом нестационарных входных параметров (температура и давление), являющихся типичными для условий импульсной аэродинамической установки ИТ-302М [3]. Основной целью данных исследований является анализ влияния нестационарных входных условий на структуру потока и процессы, проходящие внутри камеры сгорания.

Модель сверхзвуковой КС состоит из плоского профилированного сопла, изолятора и канала шириной 100 мм, который включает инжектирующую и расширяющую секции. В качестве стабилизатора пламени используется уступ высотой $h = 25$ мм, расположенный симметрично на верхней и нижней стенках канала. Экспериментальные исследования были проведены при полной температуре набегающего потока $T_{0\infty} = 1750$ К, полном давлении набегающего потока $P_{\infty} = 6,19$ МПа, числе Маха на входе в камеру сгорания $M_{\infty} = 3,83$. Аргон впрыскивается под углом $\alpha = 90^{\circ}$ через два круглых отверстия, расположенных перед обратным уступом на верхней и нижней стенках модели, при полной температуре $T_{0Ar} = 288$ К, полном давлении $P_{0Ar} = 4,018$ МПа и числе Маха $M = 1$. В ходе экспериментов измерялись статическое давление и тепловые потоки вдоль модели, а поток визуализировался с помощью высокоскоростной камеры. Детали экспериментальной модели, параметры потока и методы измерения можно найти в [4].

Численное моделирование было проведено с помощью коммерческого пакета ANSYS CFD Fluent на основе решения полных осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье – Стокса, дополненных $k-\omega$ SST-моделью турбулентности. Расчет проводился в 3D постановке с учетом вертикальной и горизонтальной симметрии канала. Для задания нестационарных начальных условий в расчет добавлялась пользовательская функция (UDF), которая моделировала поведение экспериментальных распределений давления и температуры на входе в камеру сгорания и давления подачи струи аргона.

В результате расчетов было получено, что среднее число Маха в ядре потока на входе в камеру сгорания составляет $M = 3,83 \pm 0,05$. На стенках канала развивается пограничный слой, толщина которого в сечении перед уступом достигает 10 – 11 мм.

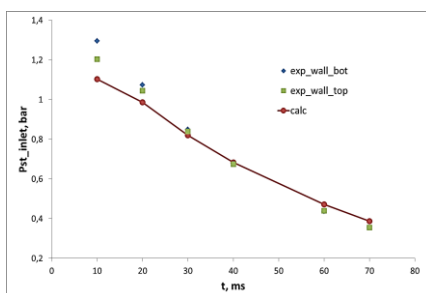


Рис. 1. Сравнение статического давления на входе в камеру сгорания

На рис. 1 представлено сравнение статического давления на входе в КС для данных эксперимента (верхняя и нижняя стенки) и расчетов. Расчетная кривая соответствует экспериментальным точкам с незначительным расхождением в численных значениях.

Работа выполнена при финансовой поддержке гранта РФФИ № 19-38-90125.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Bogdanoff D.W.** Advanced injection and mixing techniques for scramjet combustors // J. Prop. and Pow. 1994. Vol. 10, No. 2. P. 183–190.
2. **Urzay J.** Supersonic combustion in air-breathing propulsion systems for hypersonic flight // Annual Rev. of Fluid Mech. 2018. Vol. 50. P. 593–627.
3. **Пузырёв Л.Н., Ярославцев М.И.** Стабилизация параметров газа в форкамере гиперзвуковой импульсной аэродинамической трубы // Изв. СО АН СССР. Сер. техн. наук. 1990. Вып. 5. С. 135–140.
4. **Голубев М.П., Гольдфельд М.А.** Взаимодействие газовых струй со сверхзвуковым поперечным потоком в канале // Письма в журнал технической физики. 2019. Вып. 1. С. 50–53.

КОРРЕЛЯЦИОННАЯ ОЦЕНКА СТЕПЕНИ РЕГУЛЯРНОСТИ СТРУКТУРЫ АРМИРОВАНИЯ КОМПОЗИТА

А.В. Ветрова, Ю.Н. Сидоренко

*Томский государственный университет
634050, Томск*

Одной из основных задач механики композиционных материалов является оценка эффективных свойств композита на основе данных о механических свойствах его компонентов и параметрах структуры армирования. Такая задача часто решается путем исследования поведения некоторого объема материала при специальным образом заданных условиях внешнего воздействия. При этом величина изучаемого объема должна быть достаточно большой (представительной), с тем чтобы полученные результаты могли быть отнесены именно к материалу, а не к данному конкретному его объему, характеризующемуся уникальной конфигурацией образующих его элементов армирования [1, 2].

Как показано в работе [3], моделирование представительного объема композита с целью определения эффективных механических характеристик материала может быть заменено исследованием статистически представительной выборки его локальных механических свойств. Исследование выборки локальных свойств дает возможность оценивать не только средние значения тех или иных механических характеристик материала, но и их отклонения от средних значений.

Оценка локальных свойств требует определения размеров объемов материала, обладающих свойством представительности именно в отношении его локальных свойств [4]. В связи с этим представляется полезным использование наряду с понятием «представительный объем материала» понятия «локально-представительный объем материала». В данной работе обсуждается подход к выбору размеров локально-представительных объемов композита, основанный на анализе корреляционных связей между параметрами его структуры армирования [5, 6].

Решение задачи получено в двумерной постановке. Для описания структуры армирования материала используется идеализированная геометрическая модель плоского сечения представительного объема композита, которая представляет собой ограниченную плоскую фигуру, заполненную элементами, имитирующими включения. Методика оценки размеров локально-представительного размера объема композита основывается на принципе локальности, согласно которому корреляционные

связи между различными параметрами сохраняются лишь на небольших расстояниях.

Методика исследования корреляционных связей была апробирована на модельных структурах армирования с существенно разными типами размещения армирующих элементов в пределах модельного представительного объема – регулярным с ячейкой периодичности в форме квадрата и квазихаотическим. В работе исследовалась зависимость коэффициента корреляции локальных значений объемного содержания армирующих элементов в композите от величины локального объема.

Для материала с регулярным армированием корреляционная функция является периодической, причем экстремумы функции наблюдаются для объемов, размеры которых кратны размерам ячейки периодичности структуры армирования. Для квазихаотически армированного материала вид корреляционной функции меняется по мере увеличения содержания армирующих элементов в составе композита: при малом содержании армирующих элементов функция характеризуется почти монотонным убыванием с ростом размеров локальных объемов, а при увеличении содержания армирующих элементов корреляционная функция приобретает признаки периодической функции, тем более ярко выраженные, чем выше содержание включений. Изменение вида корреляционной функции может служить признаком регуляризации структуры армирования композита.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Babu K.P., Mohite P.M., Upadhyay C.S. Development of an RVE and its stiffness predictions based on mathematical homogenization theory for short fibre composites // *International Journal of Solids and Structures*. 2018. Vol. 130-131. P. 80–104. URL: <https://doi.org/10.1016/j.ijsolstr.2017.10.011>
2. Zabihyan R., Mergheim J., Javili A., Steinmann P. Aspects of computational homogenization in magneto-mechanics: Boundary conditions, RVE size and microstructure composition // *International Journal of Solids and Structures*. 2018. Vol. 130-131. P. 105–121. URL: <https://doi.org/10.1016/j.ijsolstr.2017.10.009>
3. Сидоренко Ю.Н. *Материаловедение. Конструкционные и функциональные волокнистые композиционные материалы* : учеб. пособие для вузов. Томск: Изд-во ТГУ, 2006. 107 с.
4. Колпашников А.И., Арефьев Б.А., Мануйлов В.Ф. *Деформирование композиционных материалов*: монография. М.: Металлургия, 1982. 248 с.
5. Белов Д.А., Боровков А.И. Метод "локальных гетерогенизаций" для восстановления микронапряжений в композитах // *Научно-технические ведомости СПбГПУ*. 2008. № 6. С. 44–50.
6. Советова Ю.В., Сидоренко Ю.Н., Скрипняк В.А. Многоуровневый подход к определению эффективных свойств композита с учетом повреждаемости // *Физическая мезомеханика*. 2013. Т. 16, № 5. С. 59–65.

ИССЛЕДОВАНИЕ СТРУКТУРНО-ФАЗОВОГО СОСТАВА ЛАЗЕРНЫХ СВАРНЫХ СОЕДИНЕНИЙ СПЛАВОВ АВИАЦИОННОГО НАЗНАЧЕНИЯ

И.Е. Витошкин

*Институт теоретической и прикладной механики
им. С.А. Христиановича СО РАН
630090, Новосибирск*

В настоящее время в авиа- и ракетостроении идет внедрение новых современных высокопрочных алюминиевых сплавов. Созданы новые высокопрочные термически упрочняемые, деформируемые сплавы, легированные литием. Основные алюминиево-литиевые сплавы классифицируются по следующим системам: Al- Mg- Li, Al- Cu-Mg-Li, Al-Cu-Li. Добавление лития позволяет снизить плотность сплава и сформировать новые упрочняющие фазы. Основой данных сплавов является α -твердый раствор легирующих элементов в алюминии (α -Al), с включением различных фаз: δ' (Al₃Li), S₁(Al₂MgLi), T₁(Al₂CuLi), S'(Al₂CuMg), T₁(Al₂CuLi), T₂(Al₆CuLi₃), θ' (Al₂Cu), а также когерентные фазы интерметаллидов Al₃Sc и Al₃Zr как по границам зерен, так и в твердом растворе. Данные фазы имеют характерные размеры 20–50 нм.

С целью замены заклепочного соединения и снижения тем самым веса конструкции в авиа- и ракетостроении активно разрабатываются технологии сварки данных сплавов различными способами: сварка трением с перемешиванием, лазерная сварка, лазерная сварка с присадочной проволокой, электронно-лучевая сварка, сварка плавящимся и неплавящимся электродом. Одним из перспективных способов сварки является лазерная сварка, к преимуществам которой можно отнести форму сварного шва и хорошее проникновение сфокусированного лазерного излучения за счет высокой плотности энергии, а значит, возникновение режима кинжального проплавления, высокую точность, высокую скорость сварки, низкую теплоотдачу, высокую гибкость и возможность автоматизации.

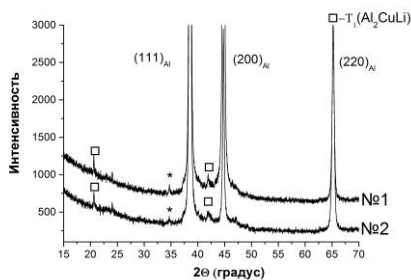
Вместе с тем сварные соединения этих сплавов, полученные сваркой плавлением, имеют низкие механические свойства. Предел прочности сварного соединения на разрыв составляет 0,6–0,85 от предела прочности основного материала. В то же время можно считать установленным, что снижение прочности сварных соединений шва термоупрочняемых алюминиевых сплавов связано с изменением структурно-фазового

состава сварного шва. Установление структурно-фазового состава является довольно сложной задачей.

В данной работе проведено исследование структурно-фазового состава лазерных сварных соединений сплавов авиационного значения.

Лазерная сварка сплавов осуществлялась на автоматизированном лазерном технологическом комплексе “Сибирь-1”, разработанном в ИТПМ СО РАН. Макро- и микроструктура сварных швов исследованы на оптическом микроскопе Olympus LEXT OLS3000. Определение химического состава сварного шва и основного сплава проводилось на сканирующем электронном микроскопе “EVO MA 15” (Carl Zeiss, Германия). Изучение фазового состава полученных образцов проводили методом порошковой рентгеновской дифракции (РФА). Регистрация дифрактограмм производилась в двух режимах: на отражение (дифрактометр D8 Advance) и на просвет (Сибирский центр синхротронного излучения (СИ) ВЭПП 3).

На рисунке представлена дифрактограмма на отражении и просвет для сварного шва системы Al-Cu-Li, полученного с помощью РФА и СИ.



Дифрактограмма сварного шва.

1 – рентгенофазовый анализ; 2 – синхротронное излучение.

Сравнивая дифрактограммы, полученные методом РФА на отражение и просвет, можно сделать вывод, что данные методы позволяют регистрировать точно упрочняющую фазу $T_1(Al_2CuLi)$, имеющую характерный размер порядка 50 нм.

Работа выполнена при финансовой поддержке РНФ, грант № 17-79-20139.

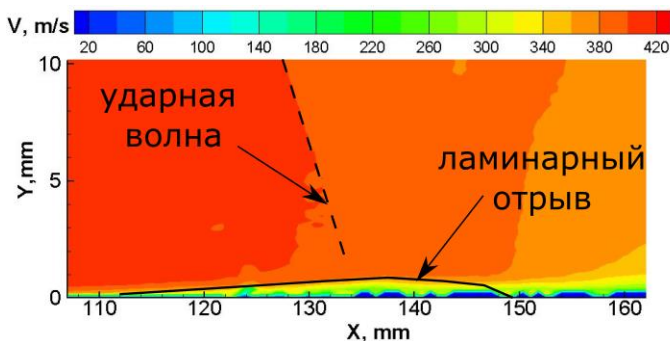
РАЗВИТИЕ ИСКУССТВЕННЫХ ВОЗМУЩЕНИЙ В ОТРЫВНОЙ ЗОНЕ ПРИ $M = 1,45$

О.И. Вишняков, П.А. Поливанов

*Институт теоретической и прикладной механики
им. С.А. Христиановича СО РАН
630090, Новосибирск*

Постоянно растущие требования к летательным аппаратам по снижению вредных выбросов и повышению топливной экономичности заставляют искать пути снижения силы сопротивления воздуха [1]. Один из таких путей – это уменьшение сопротивления трения за счет обеспечения ламинарного обтекания как можно большей части крыла и обечайки двигателя. В то же время одно из главных качеств авиационного транспорта, а именно скорость, не должно существенно снизиться, а это значит сохранение трансзвуковых режимов обтекания с образованием ударных волн на поверхностях летательного аппарата. Ударные волны генерируют значительный неблагоприятный градиент давления, что может приводить к отрыву пограничного слоя. Возникновения ламинарного отрыва в зоне взаимодействия ударной волны с пограничным слоем приводит к возникновению существенной неустойчивости, которая провоцирует смещение положения ламинарно-турбулентного перехода [2]. Точность в определении положения ламинарно-турбулентного перехода важна для корректного расчета сопротивления летательного аппарата. Для верификации расчётных методик необходимы качественные экспериментальные данные. В частности, необходимо иметь данные о развитии возмущений в пограничном слое. В настоящем исследовании рассматривается область взаимодействия ударной волны с пограничным слоем, развивающимся на плоской пластине при наличии искусственных возмущений. Эксперименты выполнены в аэродинамической трубе Т-325 ИТПМ СО РАН при числе Маха набегающего потока $M = 1,45$, давлении торможения $P_0 = 0,7$ бар и температуре торможения $T_0 = 288$ К, единичное число Рейнольдса $Re_1 = 11 \cdot 10^6$. Падающая ударная волна генерировалась клином, установленным над пластиной, угол атаки клина составлял 1° и $1^\circ 30'$, при этом координата падения ударной волны на пластину $X = 134$ мм. Для создания искусственных возмущений использовался поверхностный диэлектрический барьерный разряд с частотой 19 кГц. Диагностика течения производилась методом PIV, при этом измерения были синхронизованы относительно разряда с несколькими фазовыми задержками. Пример поля скорости, полученного в эксперименте с углом атаки клина 1° , показан на рисунке.

© Вишняков О.И., Поливанов П.А., 2020



Пример картины течения, полученной методом PIV.

Полученные в экспериментах данные показывают, что подвод энергии слабо влияет на среднее течение, наблюдается небольшое увеличение толщины пограничного слоя за отрывной областью. При этом разницы между различными фазами на полученных экспериментально полях скорости не обнаружено. Тем не менее численное моделирование данной задачи в двухмерной нестационарной постановке с симуляцией разряда в виде зоны локального энергоподвода показало, что разряд вводит в пограничный слой возмущения. Данные возмущения постепенно нарастают в пограничном слое и резко усиливаются при пересечении ударной волны. Поля скорости, полученные в расчете, согласуются с экспериментальными результатами, показывая слабую разницу между фазами разряда. В итоге, диэлектрический барьерный разряд является подходящим инструментом для дальнейших исследований влияния возмущений на зону взаимодействия ламинарного пограничного слоя с падающей ударной волной.

Работа выполнена при финансовой поддержке Российского научного фонда РФФ, грант № 18-19-00547.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Budd T., Suau-Sanchez P.** Assessing the fuel burn and CO₂ impacts of the introduction of next generation aircraft: A study of a major European low-cost carrier // *Research in Transportation Business & Management*. 2016. Т. 21. С. 68–75
2. **Поливанов П.А., Сидоренко А.А., Маслов А.А.** Влияние ламинарно-турбулентного перехода на взаимодействие ударной волны с пограничным слоем при малом сверхзвуковом числе Маха // *Письма в ЖТФ*. 2015. Т.41, No.19. С. 29–37.

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ РАЗВИТИЯ ВОЗМУЩЕНИЙ В КРУГЛОЙ СТРУЕ

Л.Р. Гареев, В.В. Веденеев, Ю.С. Зайко, В.В. Трифонов,
А.И. Решмин

*Научно-исследовательский институт механики
МГУ им. М. В. Ломоносова
119192, Москва*

Данная работа посвящена экспериментальному исследованию развития возмущений в круглой ламинарной струе, а также некоторым методам их измерения. Исследования проводились на базе лаборатории экспериментальной гидродинамики НИИ механики МГУ на устройстве, формирующем круглую затопленную ламинарную струю.

В линейной теории устойчивости сдвиговых потоков всего лишь несколько классических результатов были подтверждены экспериментально, например, пограничный слой Блазиуса [1], течение Пуазейля в круглой трубе [2], плоское течение Пуазейля [3]. Устойчивость такого вида потоков и рост возмущений в них изучены гораздо меньше из-за низких критических чисел Рейнольдса Re и разрушения свободных струй на выходе из отверстия. Недавно авторами и сотрудниками лаборатории экспериментальной гидродинамики НИИ механики МГУ был представлен метод создания ламинарных струй воздуха диаметром $D = 0,12$ м, сохраняющих слоистую структуру на расстоянии $5,5 D$ от выходного отверстия для чисел Рейнольдса $Re \sim 10000$ [4].

Была проведена серия экспериментов с визуализацией струи лазерным ножом (см. рисунок), направленная на исследование развития

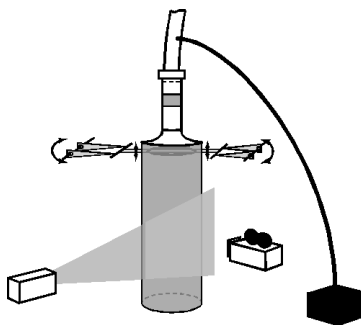


Схема экспериментальной установки

© Гареев Л.Р., Веденеев В.В., Зайко Ю.С., Трифонов В.В., Решмин А.И., 2020

возмущений, вызванных низкочастотными колебаниями металлического кольца, и последующая обработка полученных результатов. Диаметр кольца подбирался таким образом, чтобы локальные возмущения генерировались в точке перегиба профиля скорости, согласно линейной теории устойчивости. Кроме того, что одинаковые результаты были получены неоднократно, также имеет место качественное и во многом количественное подтверждение теоретических расчетов. Получены и проанализированы длины и частоты волн, видимых на боковых краях течения.

Также была проведена серия термоанемометрических измерений, результаты которых показывают соответствие развития возмущений линейной теории устойчивости. Помимо нахождения профиля скорости и пульсаций скорости, была найдена зависимость относительных пульсаций скорости от расстояния от диффузора.

Работа выполнена при финансовой поддержке РФФИ, грант № 18-38-00745.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Boiko A.V., Westin K.J.A., Klingmann B.G.B., Kozlov V.V., Alfredsson P.H.** Experiments in a boundary layer subjected to free stream turbulence. Part 2. The role of TS-waves in the transition process // *J. Fluid Mech.* 1994. Vol. 281. P. 219–245.
2. **Eckhardt B.** Introduction. Turbulence transition in pipe flow: 125th anniversary of the publication of Reynolds paper // *Phil. Trans. R. Soc. A.* 2009. Vol. 367. P. 449–455.
3. **Козлов В.В. и Рамазанов М.П.** Экспериментальное исследование устойчивости течения Пуазейля // *Изв. СО АН СССР. Сер. техн. наук.* 1981. № 8. Вып. 2. С. 45–48.
4. **Zayko J., Teplovodskii S., Chicherina A., Vedenev V., Reshmin A.** Formation of free round jets with long laminar regions at large Reynolds numbers // *Phys. Fluids.* 2018. Vol. 30, No. 4. Art. 043603.

РАСЧЕТ ТЕЧЕНИЯ ВОЗДУХА И ОСАЖДЕНИЯ ЧАСТИЦ В БРОНХИАЛЬНОМ ДЕРЕВЕ ЧЕЛОВЕКА

П.С. Гафурова^{1,2}, А.Е. Медведев^{1,2}

¹*Институт теоретической и прикладной механики
им. С. А. Христиановича СО РАН
630090, Новосибирск*

²*Новосибирский государственный университет
630090, Новосибирск*

Заболевания органов дыхания – весьма распространенная группа патологий, которой подвержены все возрастные категории людей практически круглогодично.

Для проведения расчетов необходимо построить модель бронхиального дерева человека с различными параметрами. На сегодняшний день в мире представлены различные модели, описывающие построение дерева, но при этом большая часть из них привязана к определенному пакету программ и не учитывает реальное сечение бронхов (настоящий бронх имеет в сечении далеко не окружность, он представлен звездообразной формой [1]).

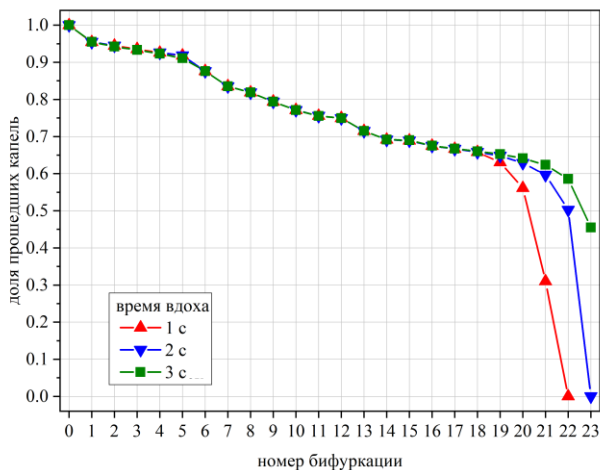
Построена аналитическая модель трехмерного бронхиального дерева [2]. Возмущающая функция позволяет параметрически задать любую степень сужения (патологии) бронхиального дерева с сохранением гладкости поверхности всего бронхиального дерева. Аналитическое представление позволяет построить бронхиальное дерево вплоть до альвеол.

Предложена нестандартная методика расчета бронхиального дерева, которая дает возможность рассчитать каждую бифуркацию бронхиального дерева и состыковать ее со следующей.

Для расчета осаждения капель аэрозоли в бронхиальном дереве человека взят для примера типичный компрессорный небулайзер (ингалятор) марки NE-C24 фирмы “Omron”. Характеристики небулайзера следующие: размер капель 3 мкм, объемный расход аэрозоля 0,3 мл/мин. Типичный расход воздуха при вдохе аэрозоля через небулайзер взят равным 50 л/мин. Продолжительность вдоха варьировалась от 1 до 3 секунд.

Результаты расчета приведены на рисунке. Видно, что с увеличением номера бифуркации (вниз по бронхиальному дереву) количество прошедших капель аэрозоля почти линейно падает. Времени вдоха первой и второй секунды не хватает для того, чтобы капли аэрозоли достигли альвеол. При вдохе длительностью 1 секунду капли аэрозоля достигают только 21-й бифуркации. При вдохе длительностью 2 секунды капли

аэрозоля достигают 22-й бифуркации. И только при длительности вдоха в третью секунду около 45% капель достигают альвеол. При расходе воздуха в 50 л/мин человек должен вдыхать каждую секунду 0,83 литра воздуха. Максимально глубокий вдох человека составляет около 2 литров.



Доля прошедших капель аэрозоля в зависимости от номера бифуркации. Показаны расчеты для трех длительностей вдоха: 1, 2 и 3 с.

Из рисунка видно, что для начальных бифуркаций характер оседания капель немонотонный. Начиная с 7-й бифуркации характер оседания носит почти линейный характер. После 21-й бифуркации капли не успевают за время вдоха долететь до альвеол. Для улучшения работы небулайзера необходимо увеличить время вдоха и/или уменьшить размер капель аэрозоля.

Исследование выполнено при финансовой поддержке РФФИ и Субъекта РФ (Новосибирская область) в рамках научного проекта № 19-41-540003 p_a.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Medvedev A.E., Gafurova P.S. Analytical design of the human bronchial tree for healthy patients and patients with obstructive pulmonary diseases // *Mathematical Biology and Bioinformatics*. 2019. Vol. 14, No. 2, P. 635–648.
2. Medvedev A.E., Fomin V.M., Gafurova P.S. Simulation of the flow in the human bronchial tree // *Proc. 19th Intern. Conf. on the Meth. of Aerophys. Research (ICMAR 2018)* (Novosibirsk, Russia, 13–19 August 2018): AIP Conference Proceedings. 2018. Vol. 2027, Iss. 1. Art. 040074. (11 p.)

УСКОРЕНИЕ ФРОНТА ПЛАМЕНИ В КАНАЛЕ С ПОРИСТЫМ ПОКРЫТИЕМ

С.В. Головастов, Г.Ю. Бивол

*Объединённый институт высоких температур РАН
125412, Москва*

Работа посвящена изучению влияния пористого покрытия, размещённого на внутренней поверхности канала, на ускорение фронта пламени в газовой среде. Такие поверхности вносят возмущения в поток горючей смеси, турбулизируют поток и ускоряют фронт пламени [1–3]. В работе изучались закономерности ускорения фронта пламени в зависимости от степени пористости, размера пор покрытия, концентрации горючего газа.

Эксперименты проводились в канале прямоугольного сечения 20×40 мм. Динамика пламени изучалась с помощью теневого прибора Z-типа ИАБ-451 (рис. 1). В качестве пористого покрытия использовался пенополиуретан с открытыми порами на верхней и нижней стенках канала, количество пор на дюйм (PPI) варьировалось в диапазоне от 10 до 80. Эксперименты проводились в водородно-воздушной, ацетилено-воздушной и метановоздушной смесях. Мольный коэффициент избытка горючего ER (equivalence ratio) горючей смеси устанавливался от 0,25 до 1,00.

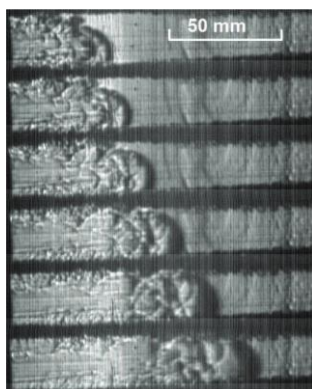


Рис. 1. Распространение пламени в водородно-воздушной смеси.
PPI = 10, ER = 0,4, 270 мкс между кадрами

Определена эволюция скорости фронта пламени вдоль оси канала для различных соотношений между горючим и воздухом (рис. 2). Для оценки возможности распространения фронта пламени внутри инертной пористой среды использовалось число Пекле [4]. Показано, что пористый материал имеет определяющее значение на распространение пламени при $Pe > 30$. Для $Pe < 30$ размер пор пористого материала практически не влияет на распространение пламени, поскольку пламя не распространяется внутри пор, и этот пористый материал действует как сплошная упругая поверхность.

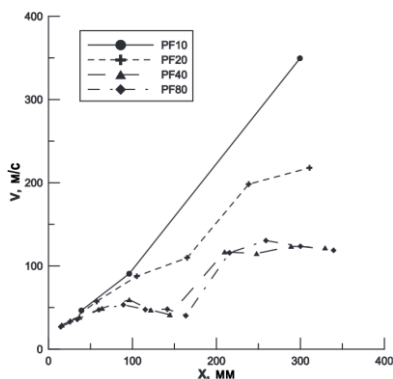


Рис. 2. Эволюция скорости пламени вдоль оси канала в водородно-воздушной смеси для нескольких различных значений PF. $ER = 0,5$

Исследование выполнено при финансовой поддержке РФФИ в рамках научного проекта № 20-31-70041.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Xiao H. et al.** Experimental and numerical investigation of premixed flame propagation with distorted tulip shape in a closed duct // *Combustion and Flame*. 2012. Vol. 159. P. 1523–1538.
2. **Johansen C., Ciccarelli G.** Combustion in a horizontal channel partially filled with a porous media // *Shock Waves*. 2008. Vol. 18. P. 97–106.
3. **Ciccarelli G., Johansen C., Kellenberger M.** High-speed flames and DDT in very rough-walled channels // *Combustion and Flame*. 2013. Vol. 160. P. 204–211.
4. **Lyamin G.A., Pinaev A.V.** Combustion regimes for gases in an inert porous material // *Combustion, Explosion, and Shock Waves*. 1986. Vol. 22. P. 553–558.

ИССЛЕДОВАНИЕ АДДИТИВНОГО ВЫРАЩИВАНИЯ МЕТАЛЛОКЕРАМИЧЕСКИХ СТРУКТУР С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ИМПУЛЬСНО-ПЕРИОДИЧЕСКОГО ИЗЛУЧЕНИЯ

А.А. Гольшев

*Институт теоретической и прикладной механики
им. С.А. Христиановича СО РАН
630090, Новосибирск*

Во всем мире получение рабочей поверхности детали, обладающей высокими эксплуатационными свойствами, является актуальной задачей. Создание новых и восстановление старых деталей методом аддитивных технологий играет важную роль для формирования высокопрочного режущего инструмента, жаропрочных конструкций, а также элементов защиты различных деталей, контактирующих с агрессивной средой [1, 2]. Однако на данный момент нет полных физических и математических моделей, позволяющих определить механические свойства наплавленных слоев по исходным параметрам. Имеющиеся экспериментальные данные, как правило, не согласованы и получены в разных условиях. Это приводит к тому, что существующие работы не позволяют вывести общих закономерностей.

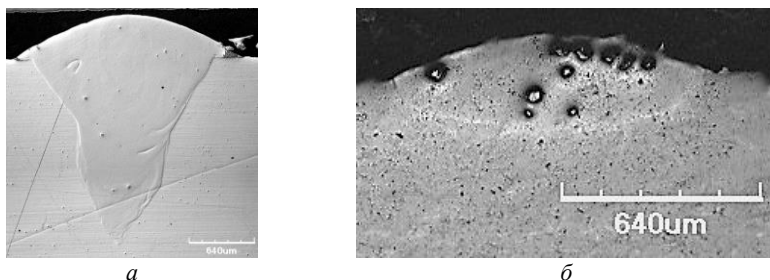
Наплавочные слои с большой концентрацией керамики характеризуются повышенной пористостью, а поверхность покрытия содержат трещины. Для решения этой проблемы предложен подход, основанный на использовании импульсно-периодического излучения CO_2 -лазера, которое ввиду высокой пиковой мощности и плотности мощности в сфокусированном пучке приводит не только к термической обработке, но и к формированию ударно-волнового воздействия.

Исследования производились на АЛТК «Сибирь-2», который включает импульсно-периодический CO_2 -лазер мощностью до 2 кВт [3, 4] и длиной волны излучения 10,6 мкм. Установка разработана в ИТПМ СО РАН. Фокусировка лазерного излучения проводилась с помощью ZnSe-линзы с фокусным расстоянием 254 мм.

В работе использовался керамический порошок карбида бора WC осколочной формы, средний размер которого $d = 40$ мкм. В качестве металлической связки использовался порошок сферической формы, средний размер которого $d = 60$ мкм.

Из рисунка видно, что для импульсно-периодического излучения отсутствует режим кинжального проплавления порошка. Кроме того,

наблюдается более слабое растворение частиц керамики, показано наличие импульсно-периодического силового воздействия с участием процессов образования плазмы



Шлиф единичного трека при $W = 1$ кВт, $V = 0,7$ м/мин, $f = -10$ мм.
 a – непрерывное излучение, b – импульсно-периодическое излучение.

Исследование выполнено при финансовой поддержке РФФИ и Новосибирской области в рамках научного проекта № 19-48-543004 р_мол_а «Разработка научных основ создания многоуровневых металло-керамических структур, используя импульсно-периодическое лазерное излучение в аддитивных технологиях»

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ.

1. **Thijs L.** Microstructure and texture of metal parts produced by selective laser melting: Dissertation / KU Leuven, Belgium. Leuven, 2014. 253 p.
2. **Фомин В.М., Гольшев А.А., Косарев В.Ф. и др.** Создание гетерогенных материалов на основе порошков В4С и Ni методом холодного газодинамического напыления с последующим послойным лазерным воздействием // Прикладная механика и техническая физика. 2017. Т. 58, № 5. С. 218–227.
3. **Киселева Т.А., Гольшев А.А., Яковлев В.И., Оришч А.М.** Влияние теплового следа от оптического пульсирующего разряда на силу аэродинамического сопротивления // Теплофизика и аэромеханика. 2018. Т. 25, № 2 (110). С. 269–276.
4. **Гольшев А.А.** Стандартизация лазерно-кислородной резки по критерию шероховатости поверхности // Обработка металлов (технология, оборудование, инструменты). 2016. № 1 (70). С. 16–21.

ОЦЕНКА ПОВРЕЖДЕННОСТИ МАТЕРИАЛА ОПТИЧЕСКИМ МЕТОДОМ ПРИ УСТАЛОСТНОМ РАЗРУШЕНИИ КОНСТРУКЦИОННЫХ СТАЛЕЙ

А.В. Гончар

*Институт проблем машиностроения РАН – филиал Федерального исследовательского центра «Институт прикладной физики РАН»
603024, Нижний Новгород*

В работе исследовалось влияние упругопластического циклического деформирования на процессы развития микропластических деформаций и формирования грубых полос скольжения на поверхности образцов, изготовленных из микролегированной низкоуглеродистой стали 15ЮТА. Микропластические деформации и характеристики полос скольжения (средняя длина, ширина и концентрация) определялись оптическим методом с помощью портативного металлографического комплекса МИКРОКОН МЕТ, позволяющего оперативно проводить исследования непосредственно на элементах конструкций (рис. 1).

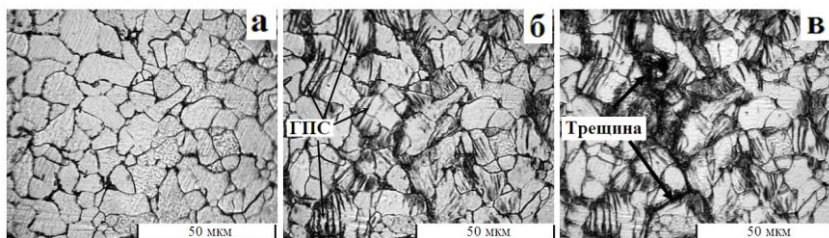


Рис. 1. Микроструктурные изменения на поверхности материала.

а – до испытаний; *б* – после 10^5 циклов; *в* – после 2×10^5 циклов.

Получено, что на начальном этапе нагружения происходит наиболее интенсивное изменение величины микропластической деформации зерен (рис. 2,а). После 30–50 тысяч циклов величина микропластической деформации зерен достигает 7%, при этом интенсивность её изменения уменьшается практически до нуля. Стабилизацию микропластических деформаций можно объяснить появлением микропор, микротрещин в полосах скольжения, способствующих релаксации микронапряжений в очагах микропластической деформации. Получено, что концентрация грубых полос скольжения чувствительна к амплитуде напряжения цикла: чем выше амплитуда, тем больше концентрация полос (рис. 2,б).

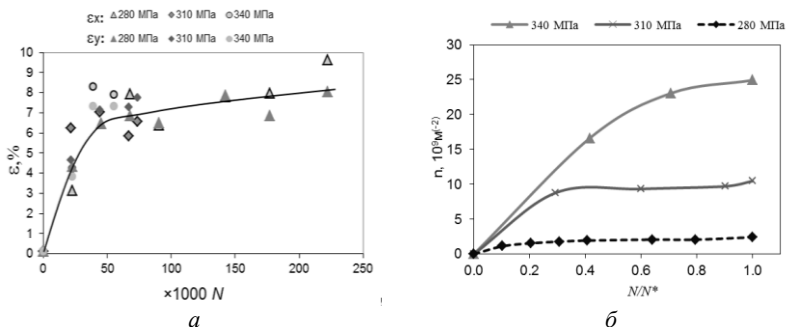


Рис. 2. Зависимость микропластической деформации от количества циклов нагружения (а) и концентрации грубых полос скольжения от наработки (б).

Зависимость величины микропластических деформаций зерен ε от концентрации грубых полос скольжения n является линейной, а угол наклона этих кривых $Q = \varepsilon/n$ имеет высокую степень корреляции с циклической долговечностью N^* . Связь поврежденности ψ с концентрацией n и величиной Q определялась в виде ряда, ограниченного членами второго порядка:

$$\psi = k_0 + k_1 Q + k_2 n + k_3 n Q + k_4 Q^2 + k_5 n^2,$$

где $k_0 = -0,203$, $k_1 = 0,476$, $k_2 = -0,026$, $k_3 = 0,118$, $k_4 = -0,132$, $k_5 = 0,001$. Корреляционное поле значений ψ , рассчитанных с помощью металлографических измерений, и значений N/N^* , полученных по данным механических испытаний, приведено на рис. 3.

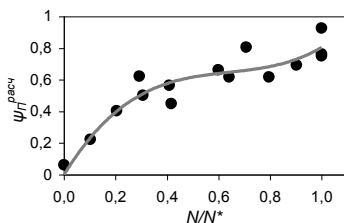


Рис. 3. Связь ψ с экспериментальными значениями N/N^* .

Таким образом, используя эту зависимость, полученную по данным металлографических исследований (см. рис. 3), можно оценить остаточный ресурс материала.

Исследование выполнено при финансовой поддержке РФФИ в рамках научного проекта № 20-38-70051.

ПРИНЦИП МОДУЛЬНОСТИ (ВАРИАТИВНОСТИ) ПРИ ПРОЕКТИРОВАНИИ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ТРУБ И УСТАНОВОК ПЕРИОДИЧЕСКОГО ДЕЙСТВИЯ

А.Р. Горбушин, Р.Г. Шаповалов

*Центральный аэрогидродинамический институт
им. проф. Н.Е. Жуковского
140180, Жуковский, Московская область*

Впервые принцип вариативности при проектировании аэромеханических (аэродинамических) труб был применен Н.А. Рынымым [1]. Для получения «наиболее сильного и наиболее равномерного потока» была разработана труба с различными элементами, комбинации которых позволяли получить трубы 9 типов. В качестве примера приведены два типа экспериментальных установок:

– труба замкнутого типа с двумя рабочими камерами (рис. 1), в первой из которых исследуемый объект устанавливается неподвижно, во второй – имеет возможность перемещаться как по потоку, так и против него (рис. 2);

– труба с открытой рабочей частью с камерой Эйфеля (рис. 2).

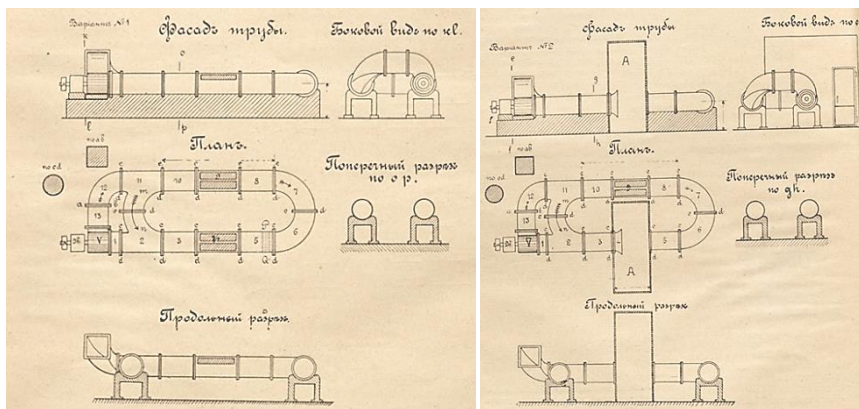


Рис. 1. Основной тип трубы

Рис. 2. Труба с открытой рабочей частью

Анализ аэродинамических труб и установок периодического действия [2], показал, что высокоскоростные аэродинамические трубы различных типов (балонные трубы с выхлопом в атмосферу с системой

эжекторов, балонные трубы с выхлопом в вакуумную ёмкость, работающие на атмосферном давлении, трубы с выхлопом в вакуумную ёмкость, [3]) могут проектироваться в соответствии с примененным Н.А. Рыниным принципом вариативности.

Трубы и установки периодического действия имеют следующие составные части (комплексы): системы измерений, технологические системы, которые можно разделить на модули:

- измерительно-вычислительный;
- вакуумирования;
- осушки воздуха;
- охлаждения воздуха;
- газовый.

При условии работы данных труб в рамках одного предприятия возможна унификация и стандартизация функциональных модулей с последующей трансформацией в мобильные системы для их применения при работе труб разных типов. Данный подход упрощает модификацию труб, необходимую для проведения экспериментов, под решение конкретных задач. При этом в соответствии с требованием п.3 ч.8 Постановления Правительства РФ от 5.03.2007 г. прохождение Государственной экспертизы проектной документации не требуется.

Предлагаемое решение позволит сократить финансовые затраты (оценочно на 30%) и срок реализации программ по техническому перевооружению, модернизации и реконструкции с 8,5 лет до 3 лет, тем самым обеспечив проведение экспериментов на высоком научном и техническом уровне.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Рынин Н.** Проект трубы универсального типа для аэромеханической лаборатории // Вестник воздухоплавания. 1911. № 5. С. 5–9.
2. **Панкхерст Р., Холстер Д.** Техника эксперимента в аэродинамических трубах. М.: Физматлит, 1955.
3. **Харитонов А.М.** Техника и методика аэрофизического эксперимента. Н.: НГТУ, 2010.

МОДЕЛИРОВАНИЕ ИЗГИБА ВЫСОКОПРОЧНЫХ УГЛЕПЛАСТИКОВ АВИАЦИОННОГО НАЗНАЧЕНИЯ НА ОСНОВЕ НАНОМОДИФИЦИРОВАННОГО ЦИАНЭФИРНОГО СВЯЗУЮЩЕГО

А.Г. Горынин¹, В.А. Беляев², Л.С. Брындин^{1,2}

¹*Новосибирский государственный университет
630090, Новосибирск*

²*Институт теоретической и прикладной механики
им. С.А. Христиановича СО РАН
630090, Новосибирск*

В настоящее время полимерные композиционные материалы (ПКМ) широко применяются в конструкциях планера ряда самолетов и вертолетов. Введение наномодифицированного цианэфирного связующего позволяет повысить климатическую стойкость материала при длительном воздействии температуры, влажности, механических нагрузок и других климатических факторов [0]. Возникает необходимость в обработке экспериментальных данных для достоверного описания механических свойств ПКМ, а также разработке математических моделей деформирования ПКМ, учитывающих нелинейный характер зависимости между напряжениями и деформациями.

В настоящей работе на основе экспериментальных данных реализована математическая модель трехточечного изгиба полимерных композитных балок. Проведена предварительная обработка данных механических испытаний, основанная на предположении о том, что в начальный момент деформирования жесткость материала максимальна. Получены математические соотношения, описывающие нелинейно-упругое поведение ПКМ. Показано, что наилучшее совпадение с экспериментом достигалось при использовании кубической зависимости в законе деформирования материала.

Исследование выполнено при финансовой поддержке РФФИ в рамках научного проекта №18-29-18029.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Старцев В.О., Валевин Е.О., Гуниева А.Г., Яковлев Н.О., Голушко С.К., Амелина Е.А. Механические характеристики и показатели влагопереноса наномодифицированного углепластика // Полимерные композиционные материалы и производственные технологии нового поколения: материалы IV Всерос. науч.-техн. конф. (Москва, 18 окт. 2019 г.). М.: Изд-во ФГУП «ВИАМ», 2019. С. 6–35.

О ВРЕМЕННОЙ УСТОЙЧИВОСТИ ТЕЧЕНИЯ ПУАЗЕЙЛЯ В ТРУБЕ С ПОДАТЛИВОЙ СТЕНКОЙ

К.В. Демьянко¹, А.В. Бойко²

**¹Институт прикладной математики им. М.В. Келдыша РАН
125047, Москва**

**²Институт теоретической и прикладной механики
им. С.А. Христиановича СО РАН
630090, Новосибирск**

Устойчивость течений над податливыми поверхностями привлекает внимание исследователей с 50-х годов прошлого века [1]. Было установлено [2], что наличие податливой обтекаемой поверхности приводит к новым конкурирующим между собой видам неустойчивости, которые по-разному зависят от вязкоупругих характеристик поверхности: например, уменьшение жесткости обтекаемой поверхности подавляет неустойчивость волн Толлмина – Шлихтинга, но в то же время может возбуждать неустойчивость, являющуюся аналогом флаттера [3]. Поэтому значительный интерес представляет разработка критериев возникновения различных видов неустойчивости и основанный на этих критериях поиск покрытий, обладающих заданными свойствами, например, вызывающих задержку ламинарно-турбулентного перехода и уменьшающих тем самым трение. Отметим, что возможность за счет использования податливых покрытий задерживать ламинарно-турбулентный переход была установлена теоретически [4] и экспериментально [5].

Учитывая высокую сложность исследования устойчивости потока жидкости над податливой поверхностью, подавляющее большинство известных результатов получено для одномерных течений на простейших конфигурациях типа пограничного слоя Блазиуса над податливой пластиной [6]. При этом, как правило, использовалась относительно простая одномерная модель гибкой пластины, опирающейся на набор пружин и демпферов [4, 6]. Устойчивость одномерных течений в каналах и трубах с податливыми стенками исследована в меньшей степени (хотя и с использованием более адекватных моделей, основанных на уравнениях сплошной среды), однако представляет особый интерес, например, в приложениях, связанных с разработкой медицинского оборудования и транспортом биологических жидкостей [7, 8]. Устойчивость двумерных течений в каналах и трубах постоянного сечения с податливыми стенками в настоящее время еще не исследована. Таким образом, исследование

устойчивости таких течений, а также разработка и численное исследование новых моделей податливых стенок очень актуальны.

В докладе обсуждаются результаты численного исследования устойчивости течения Пуазейля в трубах круглого и эллиптического сечения с однослойными и двухслойными податливыми стенками, моделируемыми на основе двумерной теории оболочек. В том числе, демонстрируются кривые нейтральной устойчивости при различных параметрах конфигурации и параметрах её стенки, таких как толщина и плотность слоев стенки, модуль Юнга, коэффициент Пуассона, коэффициенты упругости и демпфирования.

Работа выполнена за счет гранта Российского научного фонда (проект № 17-71-20149).

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Kramer M.O.** Boundary layer stabilization by distributed damping // *J. Aerosp. Sci.* 1957. Vol. 24. P. 459–460.
2. **Benjamin T.B.** Effects of a flexible boundary on hydrodynamic stability // *J. Fluid Mech.* 1960. Vol. 9. P. 513–532.
3. **Davies C., Carpenter P.W.** Instabilities in a plane channel flow between compliant walls // *J. Fluid Mech.* 1997. Vol. 352. P. 205–243.
4. **Carpenter P.W., Garrad A.D.** The hydrodynamic stability of flows over Kramer-type compliant surfaces. Part 1. Tollmien-Schlichting instabilities // *J. Fluid Mech.* 1985. Vol. 155. P. 465–510.
5. **Daniel A.P., Gaster M., Willis G.J.K.** Boundary layer stability on compliant surfaces: Final Report No. 35020, British Maritime Technology Ltd. Teddington, Great Britain, 1987.
6. **Gad-el-Hak M.** Compliant coatings for drag reduction // *Progr. Aerosp. Sci.* 2002. Vol. 38. P. 77–99.
7. **Hamadiche M., Kizilova N.** Temporal and spatial instabilities of the flow in the blood vessels as multi-layered compliant tubes // *Int. J. Dyn. Fluids.* 2005. Vol. 1. P. 1–25.
8. **Carpenter P., Pedley T.** Flow Past Highly Compliant Boundaries and in Collapsible Tubes: Proceedings of the IUTAM Symposium held at the University of Warwick, United Kingdom, 26–30 March 2001. Springer, 2003.

ДИНАМИКА РАЗВИТИЯ ТЕЧЕНИЯ, ВЫЗВАННОГО РАСПАДОМ ТЕПЛОЙ КАВЕРНЫ ИСКРОВОГО РАЗРЯДНОГО КАНАЛА

Е.В. Долгов, А.А. Фирсов, П.Н. Казанский

*Объединенный институт высоких температур РАН
125412, Москва*

Недавно возник интерес к протяженному (3–40 мм) импульсному (100 нс – 5 мкс) искровому разряду из-за его способности генерировать газодинамические возмущения, потенциально полезные для управления потоком и интенсификации смешения [2]. Ранее были представлены результаты исследований особенностей распада тепловой каверны искрового разряда: показано, что крупномасштабные струйные потоки образуются в направлении, перпендикулярном каналу [3]

Данная работа посвящена исследованию динамики распада канала искрового разряда с дальнейшим расширением тепловой каверны и возникающим при этом газодинамическим эффектам, таким как механизм подсоса холодного газа в межэлектродную область, столкновение этих струй, развитие результирующего струйного течения, и сравнению данных, полученных в ходе эксперимента с численным расчетом.

В работе рассмотрены 3 длины разряда: 3, 5 и 7 мм. Для каждой из длин варьировался энерговыход $E = 60, 100$ и 200 мДж. Длительность разряда составляла $t = 200$ нс. При этом для экспериментальных работ верхняя граница была ограничена ввиду самопроизвольного пробоя межэлектродного промежутка при более высоких значениях энерговыхода, а более низкие не давали значительного возмущения газа. Картина распада канала искрового разряда была проанализирована с хорошим временным и пространственным разрешением в эксперименте. При этом из теневых картин, полученных в ходе эксперимента, были определены скорость развития результирующего струйного течения и размеры области, охваченной возмущением, по PIV-данным вычислены скорости подсоса холодного газа в область электродов, а также проведено сравнение полученных данных с результатами численного моделирования. Основной целью работы являлось нахождение оптимальных параметров искрового разряда, необходимых для эффективного возмущения межэлектродного пространства.

Установлено, что газодинамические неустойчивости, вызванные работой разряда, развиваются быстрее всего и вносят больший вклад в смешение объема газа в случае с наименьшей длиной разряда (3 мм).

Кроме того, был зафиксирован нелинейный рост возмущения в зависимости от увеличения энергвклада (с 60 до 200 мДж приводит к увеличению высоты каверны с 3,6 до 5,5 мм), и сделан вывод об оптимальном его значении порядка 10 мДж.

Было обнаружено, что в интервале времени 80–180 мкс после разряда наблюдаются локальный максимум скорости газа из-за столкновения движущихся навстречу друг к другу струй и образования радиального струйного течения, направленного от центра искра в плоскости, перпендикулярной оси разряда. Анализ результатов показал, что область максимальной скорости смещена относительно области, имеющей максимальный импульс газа, поскольку максимальная скорость имеет место в области с низкой плотностью.

В результатах, полученных в ходе PIV-измерений, наблюдаются отличия от результатов, полученных в ходе численного моделирования, эти расхождения сейчас находятся на этапе обсуждения.

Работа выполнена при финансовой поддержке гранта РФФИ № 18-19-00740.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Shurupov M.A., Leonov S.B., Firsov A.A., Yarantsev D.A., Isaenkov Yu.I.** Gasdynamic instabilities during decay of the submicrosecond spark discharge channel // High Temperature. 2014. Vol. 52, Iss. 2. P. 169–178
2. **Leonov S.B., Isaenkov Y.I., Firsov A.A., Nothnagel S.L., Gimelshein S.F., Shneider M.N.** Jet regime of the afterspark channel decay // Phys. Plasmas. 2010. Vol. 17, Iss. 5. Art. 053505. (8 p.) doi:10.1063/1.3429675

МОДЕЛИРОВАНИЕ ДЕФОРМАЦИОННОГО ПОВЕДЕНИЯ АДДИТИВНЫХ АЛЮМИНИЕВЫХ СПЛАВОВ В РАМКАХ МИКРОМЕХАНИЧЕСКОГО ПОДХОДА

Е. Дымнич¹, Е.С. Емельянова^{1,2}

*¹Институт физики прочности и материаловедения СО РАН
634055, Томск*

*²Томский государственный университет
634050, Томск*

Создание аддитивных материалов селективным лазерным плавлением сопровождается возникновением сложной микроструктуры, характеризующейся наличием границ раздела разного типа и геометрии, механической и кристаллографической текстур. Главным образом, причиной появления иерархически-сложной структуры в материале являются быстропротекающие термические процессы в области воздействия лазерного луча. Для более глубокого понимания механизмов деформации и разрушения аддитивных материалов необходим анализ деформационных процессов на микро- и мезоуровнях и оценка их вклада в макроскопический отклик. Настоящая работа посвящена построению микромеханической модели аддитивных алюминиевых сплавов на основе физической теории пластичности кристаллов.

Первый этап в построении структурно-механической модели предполагает генерацию трехмерных микроструктур с характерными для исследуемых аддитивных материалов морфологическими и структурными особенностями. При построении модели поликристаллы рассматривались как совокупность монокристаллов с различной кристаллографической ориентацией относительно системы координат образца. Модели деформационного отклика зерен были построены на основе физической теории пластичности кристаллов, учитывающей анизотропию упруго-пластических свойств, связанную с кристаллическим строением. Поликристаллические структуры с различной геометрией зерен были сгенерированы методом пошагового заполнения. Метод подразумевает поэтапный рост микроструктуры на сетке в соответствии с заданными геометрическими законами.

Определяющие соотношения, описывающие поведение каждого зерна, были записаны в форме обобщенного закона Гука для анизотропных кристаллов кубической сингонии и формулировались относительно локальной системы координат зерен. Компоненты скоростей пластичес-

кой деформации, входящие в определяющие соотношения, определялись в рамках физической теории пластичности кристаллов как сумма пластических сдвигов по всем активным системам скольжения.

Трёхмерные поликристаллические модели и определяющие соотношения были интегрированы в конечно-элементный пакет ABAQUS с помощью процедуры пользователя VUMAT, разработанной на языке Фортран. Для оптимизации вычислительных затрат моделирование квазистатического деформирования проводилось в динамической постановке. Соответствие расчетных и экспериментальных данных, а также согласие с аналитическими оценками напряжений начала скольжения на системах с различной ориентацией, подтвердило корректность модели. Расчеты для модельных структур показали, что разработанная модель позволяет анализировать напряжённо-деформированное состояние аддитивных алюминиевых сплавов на микро- и мезомасштабах.

Авторы выражают глубокую благодарность своему научному руководителю В.А. Романовой за полезные дискуссии и ценные замечания.

Работа выполнена при финансовой поддержке РФФИ, в рамках проекта № 18-501-12020 ННИО-а.

МОДЕЛИРОВАНИЕ ВЗАИМОДЕЙСТВИЯ СКАЧКА УПЛОТНЕНИЯ С ПОГРАНИЧНЫМ СЛОЕМ НАД ДВИЖУЩЕЙСЯ СТЕНКОЙ

И.В. Егоров¹, И.М. Илюхин^{1,2}, В.Я. Нейланд¹

*Центральный аэрогидродинамический институт
им. проф. Н.Е. Жуковского
140180, Жуковский, Московская область*

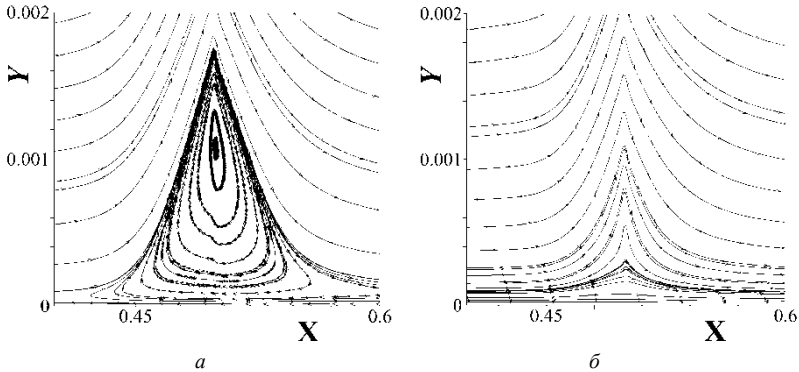
*²Московский физико-технический институт
(национальный исследовательский университет)
141701, Долгопрудный, Московская область*

Взаимодействие скачка уплотнения с пограничным слоем – распространённое явление в задачах сверхзвуковой аэродинамики. В некоторых задачах (например, при моделировании течения на входе воздухозаборников), чтобы определить основные параметры течения и нагрев поверхности, необходимо решать нестационарную задачу, в которой скачок уплотнения движется относительно стенки. При сравнительно низких скоростях движения ударной волны и ламинарном отрыве пограничного слоя данная задача аппроксимируется квазистационарным режимом: скачок покоится, а стенка проскальзывает со скоростью движения скачка уплотнения. В настоящей работе рассмотрен именно такой случай. Принятые в работе допущения аналогичны тем, что использовались в теоретических работах [1, 2].

С помощью пакета программ HSTFlow (подробнее в [3–5]) численно решены уравнения Навье – Стокса для сжимаемого совершенного газа для двух расчётных режимов. Первый из них использован для сравнения теоретических и экспериментальных [6] профилей давления на стенке в окрестности отрыва. При этом рассматривалась только неподвижная стенка. На втором режиме был выбран более слабый скачок, большее число Рейнольдса и число Маха. Скорость стенки варьировалась от $-0,02$ до $0,02$ от значения скорости в набегающем потоке. Линии тока в пограничном слое под местом падения скачка уплотнения при разных скоростях проскальзывания показаны на рисунке.

В докладе представлены результаты сравнения распределения по поверхности давления в окрестности точки отрыва, полученные теоретически, экспериментально и с помощью численного расчёта. Кроме этого, обсуждены критерии отрыва для отрывных течений. Установлена зависимость между минимальной скоростью в пограничном слое и скоростью проскальзывания на стенке.

© Егоров И.В., Илюхин И.М., Нейланд В.Я., 2020



Линии тока в пограничном слое на месте падения уплотнения.
 Скорость проскальзывания составляет $-0,02$ (*a*) и $0,02$ (*b*) от скорости набегающего потока

Работа выполнена при финансовой поддержке РФФИ (проект №19-01-00525).

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Ruban A.I., Araki D., Yapalarvi R., Gajjar J.S.B.** On unsteady boundary-layer separation in supersonic flow. Part 1. Upstream moving separation point // *J. Fluid. Mech.* 2011. Vol. 678. P. 124–155.
2. **Нейланд В.Я.** Асимптотическая теория зарождения отрыва пограничного слоя при взаимодействии с бегущей ударной волной // *Учёные записки ЦАГИ.* 2020. № 2.
3. **Башкин В.А., Егоров И.В.** Численное моделирование динамики вязкого совершенного газа. М.: Физматлит, 2012.
4. **Егоров И.В., Новиков А.В.** Прямое численное моделирование ламинарно-турбулентного обтекания плоской пластины при гиперзвуковых скоростях потока // *Журн. вычисл. матем. и матем. физ.* 2016. Т. 56, № 6. С. 1064–1081.
5. **Егоров И.В., Новиков А.В.** Пакет расчётных программ HSFLOW для моделирования высокоскоростных течений вязкого газа на параллельных супер-ЭВМ // *Результаты фундаментальных исследований в прикладных задачах авиастроения: Сборник статей.* М.: Российская академия наук, 2016. С. 252–263.
6. **Chapman D.R., Kuehn D.M., Larson H.K.** Investigation of separated flows in supersonic and subsonic streams with emphasis on the effect of transition: NACA Report 1356, 1957.

ЧИСЛЕННОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ РАЗМЕРА ЗЕРНА И ТЕКСТУРЫ НА ДЕФОРМАЦИОННОЕ ПОВЕДЕНИЕ ПОВЕРХНОСТНО-МОДИФИЦИРОВАННОГО ТИТАНА

Е.С. Емельянова^{1,2}, М.В. Сергеев^{1,2}

*¹Томский государственный университет
634050, Томск*

*²Институт физики прочности и материаловедения СО РАН
634055, Томск*

Титановые сплавы широко используются в авиа-, судо-, машиностроении и в производстве изделий медицинской техники. Для повышения прочностных характеристик таких сплавов применяются различные методы обработки поверхности, одним из которых является ультразвуковая обработка (УЗО). Этот метод приводит к измельчению зерен и появлению базисной текстуры в поверхностном слое. Упрочненный поверхностный слой препятствует зарождению пластических сдвигов на поверхности и их распространению вглубь образца. С другой стороны, из-за значительного различия размеров зерен на поверхности и в объеме в образце могут возникать дополнительные источники концентрации напряжений и локализации пластической деформации. Существующие экспериментальные методики не позволяют рассмотреть влияние каждого из этих факторов в отдельности на напряженно-деформированное состояние материала. Настоящая работа посвящена численному исследованию влияния микроструктуры и текстуры УЗО-модифицированного поликристаллического титана на локализацию пластической деформации, эволюцию напряженно-деформированного состояния и деформационного рельефа при варьировании размера зерен в поверхностном слое и его текстуры. Проведенное исследование позволило разделить влияние размера зерна и текстуры и сделать выводы о роли каждого из этих факторов. Полученные результаты и выводы способствуют более глубокому пониманию свойств материала и процессов, происходящих в поверхностно-модифицированных металлах и сплавах, характеризующихся гексагональной плотноупакованной решеткой.

Автор выражает глубокую благодарность своему научному руководителю В.А. Романовой за полезные дискуссии и ценные замечания.

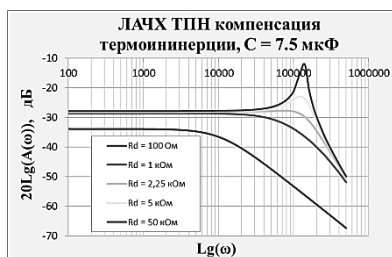
Работа выполнена в рамках государственной Программы фундаментальных научных исследований РАН на 2013-2020 гг.

РАЗРАБОТКА И ИСПЫТАНИЕ ТЕРМОАНЕМОМЕТРА ПОСТОЯННОГО НАПРЯЖЕНИЯ

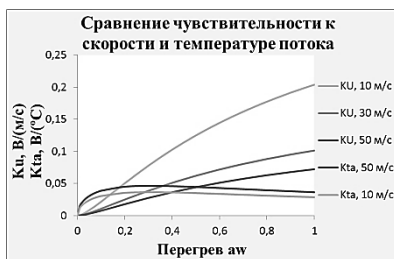
А.Д. Епихин, Ю.В. Заливако, Д.С. Сбоев, М.М. Богатырёв

*Центральный аэрогидродинамический институт
им. проф. Н.Е. Жуковского
140180, Жуковский, Московская область*

Настоящая работа посвящена созданию и испытанию термоанемометра постоянного напряжения (ТПН). Разработка проводилась на основе известной принципиальной схемы ТПН, представленной в [1]. Приведенный в работах [1, 2] подход к математическому описанию принципиальной схемы ТПН, а также модель взаимодействия проволочного датчика с окружающим потоком из работы [3] были положены в основу теоретического анализа влияния параметров дозвукового потока и компонент электрической схемы на частотные характеристики прибора, его устойчивость в заданном частотном диапазоне, чувствительность к скорости и температуре потока. На рис. 1 приведены примеры результатов теоретического расчёта. На рис. 1,а представлена логарифмическая амплитудно-частотная характеристика ТПН при различных значениях шунтирующего сопротивления R_d в цепи коррекции принципиальной схемы [1]. Ёмкость конденсатора C такова, что происходит полная компенсация термоинерции датчика. На рис. 1,б показано сравнение чувствительности ТПН к скорости потока K_U и его температуре K_{ta} в зависимости от коэффициента перегрева датчика a_w при различных скоростях потока. На основе полученных результатов были выработаны рекомендации по подбору компонентной базы будущего термоанемометра, исходя из желаемых характеристик готового оборудования.



а



б

Рис. 1. Результаты теоретического расчёта.

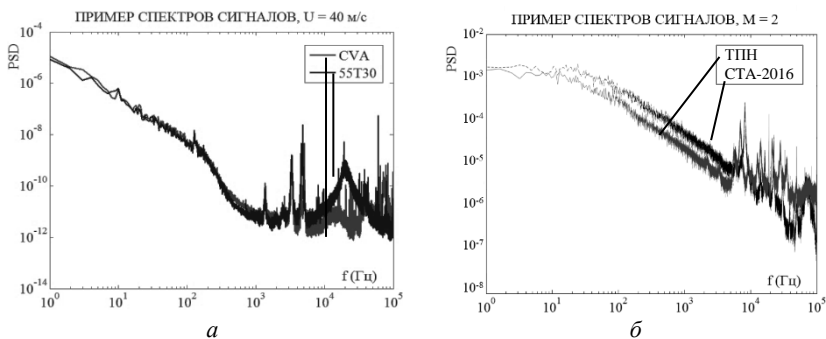


Рис. 2. Сравнение спектров сигнала макета разрабатываемого ТПН и других, широко известных термоанемометров.

a – в дозвуковом потоке; b – в сверхзвуковом потоке.

Разработанный макет ТПН представляет собой устройство с полуавтоматическим управлением на базе микроконтроллера. Отправка команд на устройство и приём данных осуществляется через программу, написанную в среде LabView. Макет прошёл испытания в дозвуковом и сверхзвуковом потоке. Методика испытаний предполагала сравнение спектров воздушного сигнала, полученного макетом ТПН и другим известным термоанемометром. В дозвуковом потоке (скорость от 0 до 50 м/с) сравнение проходило с термоанемометром постоянного сопротивления (ТПС) «Dantec 55T30» (Дания). В сверхзвуковом потоке при числе Маха $M = 2$ сравнение проводилось с ТПС «СТА-2016» (Новосибирск). На рис. 2 приведены примеры полученных спектров.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Kegerise M.A., Spina E.F. Determination of the frequency response of a constant-voltage hot-wire anemometer // 28th Fluid Dynamics Conference. (Snowmass Village, CO, USA. 29 June 1997 – 02 July 1997) <https://doi.org/10.2514/6.1997-1915>
2. Kegerise M.A., Spina E.F. A comparative study of constant-voltage and constant-temperature hot-wire anemometers // Experiments in Fluids. 2000. No. 29. P. 154–164.
3. Springer Handbook of Experimental Fluid Mechanics / Eds. C. Tropea, A.L. Yarin, J.F. Foss. Pt. B. Chap. 5.2. Thermal Anemometry. Berlin: Springer, 2007. P. 229–287. ISBN 978-3-540-25141-5.

СТАЦИОНАРНЫЕ ВТОРИЧНЫЕ ТЕЧЕНИЯ В ТУРБУЛЕНТНОМ ПОГРАНИЧНОМ СЛОЕ И В СВОБОДНЫХ СЛОЯХ

В.Б. Заметаев

*Центральный аэрогидродинамический институт
им. проф. Н.Е. Жуковского
140180, Жуковский, Московская область
Московский физико-технический институт
140180, Жуковский, Московская область*

Изучены турбулентный пограничный слой (ТПС) вязкой несжимаемой жидкости на плоской пластине (рис. 1), 2D слой смешения [1] и 2D турбулентная струя [2]. Характерное число Рейнольдса потока полагается большим, а толщина турбулентного слоя малой. Для анализа применен метод многих масштабов, который позволил найти и исследовать стационарное вязкое вторичное течение внутри турбулентных слоев. Самоиндуцированный подсос жидкости из внешнего потока является основным таким течением в ТПС и в слое смешения, который обеспечивает подачу кинетической энергии из зоны максимальной скорости в зону генерации турбулентности вблизи обтекаемой стенки для ТПС. Для двухмерной турбулентной струи возникает самоиндуцированный отток высокоэнергетической жидкости из ядра струи на периферию в зону генерации турбулентности. В турбулентных слоях обнаружен минимум давления внутри слоя. Вторичные стационарные решения были найдены аналитически для нормальной и продольной составляющих скорости. Найденные скорости сравниваются с экспериментальными осредненными профилями в слое смешения (рис. 2), в струе (рис. 3) и в турбулентном пограничном слое (рис. 4, штрихами обозначен логарифмический профиль).

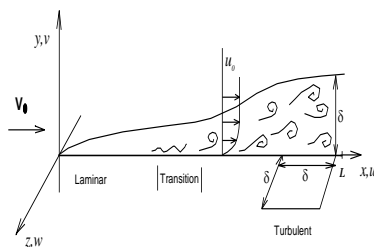


Рис. 1

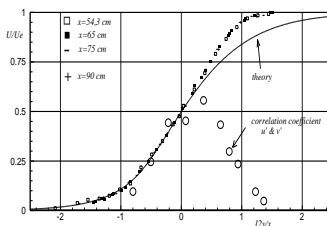


Рис. 2

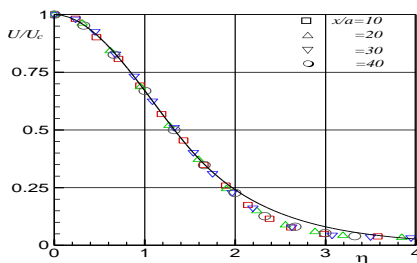


Рис. 3

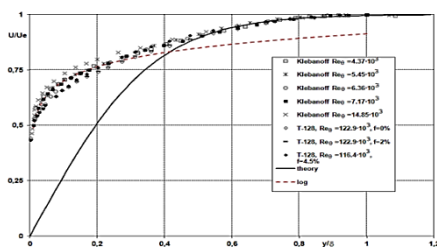


Рис. 4

Выводы. Тонкие турбулентные слои обладают свойством стационарного поперечного перетекания жидкости, которое определяет продольный поток. Стационарный поток (называемый вторичным) является вязким по всей толщине турбулентного слоя, что предполагает крупномасштабную вязкость и подтверждает хорошо известную физическую концепцию «турбулентной вязкости». Самоиндуцированное вовлечение жидкости в тонкий турбулентный слой можно рассматривать как механизм подачи кинетической энергии в зону возникновения турбулентности [3] независимо от вида генерации. Найденное стационарное решение не зависит от масштаба зоны генерации турбулентности и масштаба Колмогорова в главном приближении.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Zametaev V.B., Gorbushin A.R., Lipatov I.I. Steady secondary flow in a turbulent mixing layer // International Journal of Heat and Mass Transfer. 2019. Vol. 132. P. 655–661.
2. Горбушин А.Р., Заметаев В.Б., Липатов И.И. Стационарное вторичное течение в плоской турбулентной свободной струе // Изв. РАН. МЖТ. 2019. № 2. С. 99–111.
3. Gorbushin A.R., Zametaev V.B. Asymptotic analysis of viscous fluctuations in turbulent boundary layers // Fluid Dyn. 2018. Vol. 53, No. 1. P. 9–20.

О ВОЗНИКНОВЕНИИ ОРГАНИЗОВАННЫХ СТРУКТУР В УСТОЙЧИВО-СТРАТИФИЦИРОВАННОМ ТУРБУЛЕНТНОМ ТЕЧЕНИИ КУЭТТА

Г.В. Засько¹, А.В. Глазунов², Е.В. Мортиков³, Ю.М. Нечепуренко¹

¹*Институт прикладной математики им. М.В. Келдыша РАН
125047, Москва*

²*Институт вычислительной математики им. Г.И. Марчука РАН
119333, Москва*

³*Научно-исследовательский вычислительный центр
МГУ им. М.В. Ломоносова
119234, Москва*

Крупномасштабные организованные структуры на фоне мелкомасштабной турбулентности часто наблюдаются в геофизических пограничных слоях и вносят существенный вклад в обмен импульсом, теплом и влагой между свободной атмосферой и подстилающей поверхностью [1]. Однако во многих случаях механизм образования подобных структур остается необъясненным. Примером таких структур являются слоистые структуры в поле температуры, наблюдаемые в природе и при прямом (DNS) или вихреразрешающем (LES) численном моделировании устойчиво-стратифицированной атмосферной турбулентности [2, 3].

В работе [4] было рассмотрено устойчиво-стратифицированное турбулентное течение Куэтта, близкое по свойствам к турбулентным течениям в пограничных слоях атмосферы и океана. Установлено, что крупномасштабные структуры, наблюдаемые в данном течении на фоне мелкомасштабной турбулентности, совпадают с оптимальными возмущениями, вычисленными на основе уравнений турбулентного течения, осредненных по горизонтальным пространственным переменным и линеаризованных относительно стационарного состояния. Оптимальные возмущения линейной модели вычислялись с помощью технологии, разработанной в работах [5, 6].

Для дальнейшего исследования нами была построена динамико-стохастическая модель RANS устойчиво-стратифицированного турбулентного течения Куэтта с учетом генерации мелкомасштабной турбулентности, и проведены с ее помощью эксперименты по нелинейному развитию оптимальных возмущений. Также были получены длинные временные ряды полей скорости и температуры с последующим выделением главных ЭОФ, проявляющихся в виде организованных структур, и

временные ряды энергии крупномасштабных гармоник. В докладе обобщаются результаты этого исследования.

Работа выполнена при финансовой поддержке Российского научного фонда (проект № 17-71-20149).

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Drobinski P., Brown R., Flamant P., Pelon J.** Evidence of organized large eddies by ground-based doppler lidar, sonic anemometer and sodar // *Bound.-Layer Meteor.* 1988. Vol. 88, No. 3. P. 343–361.
2. **Sullivan P.P., Weil J.C., Patton E.G., Jonker H.J., Mironov D.V.** Turbulent winds and temperature fronts in large-eddy simulations of the stable atmospheric boundary layer // *J. Atmos. Sci.* 2016. Vol. 73, No. 4. P. 1815–1840.
3. **Glazunov A.V., Mortikov E.V., Barskov K.V., Kadantsev E.V., Zilitinkevich S.S.** Layered structure of stably stratified turbulent shear flows // *Izv. Atmos. Ocean. Phys.* 2019. Vol. 55, No. 4. P. 312–323.
4. **Zasko G.V., Glazunov A.V., Mortikov E.V., Nechepurenko Yu.M.** Large-scale structures in stratified turbulent Couette flow and optimal disturbances // *Russ. J. Numer. Anal. Math. Modelling.* 2020. Vol. 35, No. 1. P. 37–53.
5. **Boiko A.V., Nechepurenko Yu.M., Sadkane M.** Fast computation of optimal disturbances with a given accuracy for duct flows. *Comput. Math. Math. Phys.* 2010. Vol. 50, No. 11. P. 1914–1924.
6. **Nechepurenko Yu.M., Sadkane M.** A low-rank approximation for computing the matrix exponential norm // *SIAM J. Matr. Anal. Appl.* 2011. Vol. 32, No. 2. P. 349–363.

**ЛОКАЛИЗАЦИЯ ДЕФОРМАЦИИ И ФОРМИРОВАНИЕ
ОСТАТОЧНЫХ НАПРЯЖЕНИЙ
В МЕТАЛЛОКЕРАМИЧЕСКИХ КОМПОЗИТАХ
И ПОКРЫТИЯХ**

А.В. Землянов¹, М.В. Сергеев^{1,2}, Е.С. Емельянова^{1,2}

¹*Томский государственный университет
634050, Томск*

²*Институт физики прочности и материаловедения СО РАН
634055, Томск*

В работе исследуется микроструктура композиционного материала, в котором матрицей является алюминий 6061-T651, а упрочняющими частицами – карбид бора. Плотность алюминия ($2,7 \text{ г/см}^3$) примерно равна плотности карбида бора ($2,52 \text{ г/см}^3$). Двумерные задачи решались численно методом конечных элементов с помощью программного пакета Abaqus. Структура композитов учитывает сложную форму включений в явном виде. Осуществлено одноосное сжатие двумерной модели до 20% деформации. При составлении математической модели использовались допущения об изотропности модели упругопластической алюминиевой матрицы и упругих керамических включений. Остаточные напряжения возникают за счет охлаждения композита от температуры спекания (600°C) до комнатной температуры. Исследованы процессы локализации пластических деформаций в металлокерамических композитах и покрытиях при механическом нагружении и формирование остаточных напряжений в условиях охлаждения из расплава до комнатной температуры.

Проведены расчеты деформирования структур без учета остаточных напряжений при сжатии. Изучены остаточные напряжения, возникающие в металлокерамических композитах при спекании за счет разницы коэффициентов термического расширения. Выявлены места формирования локальных сжимающих и растягивающих напряжений в металлической матрице и керамических включениях в условиях, близких к всестороннему сжатию, реализуемых при охлаждении структур с включениями от температуры спекания до комнатной температуры. Проведено сравнение результатов численного моделирования с соответствующими результатами расчетов без учета остаточных напряжений. Рассмотрена модель, учитывающая нерегулярную форму включения. Рядом с границей раздела в матрице возникает концентрация

напряжений, при учете остаточных напряжений такой концентрации нет: напряжения распределены равномерно.

Авторы выражают глубокую благодарность своему научному руководителю Р.Р. Балохонову за полезные дискуссии и ценные замечания.

Работа выполнена в рамках проекта РНФ № 17-08-00643.

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ КОЛЕБАНИЙ УПРУГОГО ЦИЛИНДРА ВБЛИЗИ ТВЕРДОЙ ПЛАСТИНЫ ИЛИ ЖЁСТКОГО ЦИЛИНДРА

О.О. Иванов, А.Б. Подопросветова

*НИИ механики МГУ им. М.В. Ломоносова
119192, Москва*

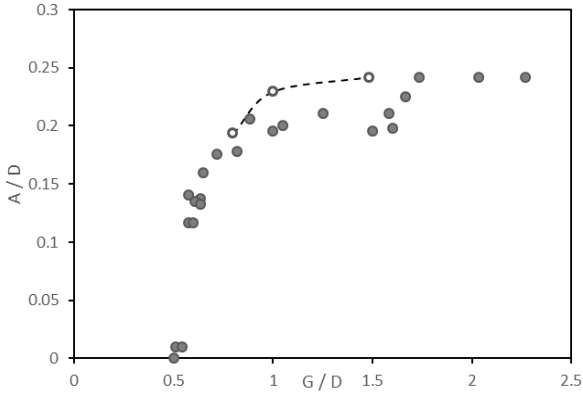
Колебания, возникающие в поперечном потоке жидкости или газа за плохо обтекаемыми телами из-за периодического срыва вихрей, являются предметом достаточно длительных исследований [1, 2]. Данное явление может приводить к неблагоприятным условиям эксплуатации различных конструкций, вплоть до их разрушения, но в то же время эти резонансные колебания можно использовать в малых устройствах, преобразующих энергию движения среды в электроэнергию, поэтому изучение этого явления имеет большую практическую значимость.

В данном исследовании рассматривается обтекание упругого цилиндра – резинового круглого шнура диаметром $D = 6$ мм, установленного в рабочей части аэродинамической трубы с поперечным сечением 500×300 мм. Крепления шнура, жестко заземляющие его концы, вынесены за рабочую часть, так что его длина составляет 568 мм. Амплитуда колебаний фиксировалась лазерным дальномером, визуализация вихревого течения производилась с помощью дыма и лазерного ножа. Скорости, на которых наблюдаются существенные резонансные колебания, имеют порядок $0,4\text{--}0,5$ м/с.

Предварительные эксперименты с одиночным шнуром показали максимальную относительную амплитуду колебаний $A/D \sim 0,26$ и качественное сходство с другими экспериментами [1], проведенными преимущественно на упруго подвешенных цилиндрах. Визуализация показала небольшую модификацию вихревой дорожки из-за осцилляции шнура. Следующие серии экспериментов проводились при поперечном относительно скорости потока расположении упругого шнура, а также жесткого цилиндра такого же диаметра и жесткой пластины, сонаправленной с потоком. Влияние зазора G между упругим шнуром и вторым объектом на амплитуду показано на рисунке. Для тандема цилиндров найдено, что при зазоре, меньшем половины, колебания отсутствуют, а для $1\text{--}1,5$ диаметров существует плато, где амплитуда колебаний приблизительно одинакова, затем оно резко переходит в зону отсутствия взаимного влияния цилиндров друг на друга. В вихревых картинах также обнаружено серьезное отличие в картинах обтекания: для неподвижного тандема, например для зазора $1,25D$, вихри сходят с меньшей частотой,

© Иванов О.О., Подопросветова А.Б., 2020

как с тела большего размера; при осцилляции шнура вихри с каждого цилиндра сходят парами с частотой, соответствующей резонансу.



Влияние зазора на амплитуду колебаний.

Полые кружки – конфигурация «шнур – пластина», закрашенные – «шнур – цилиндр».

Для пластины предварительные результаты измерений показывают монотонное возрастание амплитуды в зависимости от величины зазора.

Работа выполнена при финансовой поддержке гранта РФФИ № 18-31-20057.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Williamson C.H.K., Govardhan R.** Vortex-induced vibrations // *Annu. Rev. Fluid Mech.* 2004. Vol. 36. P. 413-455.
2. **Bearman P. W.** Circular cylinder wakes and vortex-induced vibrations // *Journal of Fluids and Structures.* 2011. Vol. 27, No. 5-6. P. 648-658.

ИССЛЕДОВАНИЕ ПРИ ПОМОЩИ СИНХРОТРОННОГО ИЗЛУЧЕНИЯ ФАЗОВОГО СОСТАВА ГЕТЕРОГЕННОГО КОМПОЗИТА, ПОЛУЧЕННОГО МЕТОДОМ АДДИТИВНОГО ВЫРАЩИВАНИЯ

А.Е. Иорх, А.А Гольшев

*Институт теоретической и прикладной механики
им. С.А. Христиановича СО РАН
630090, Новосибирск*

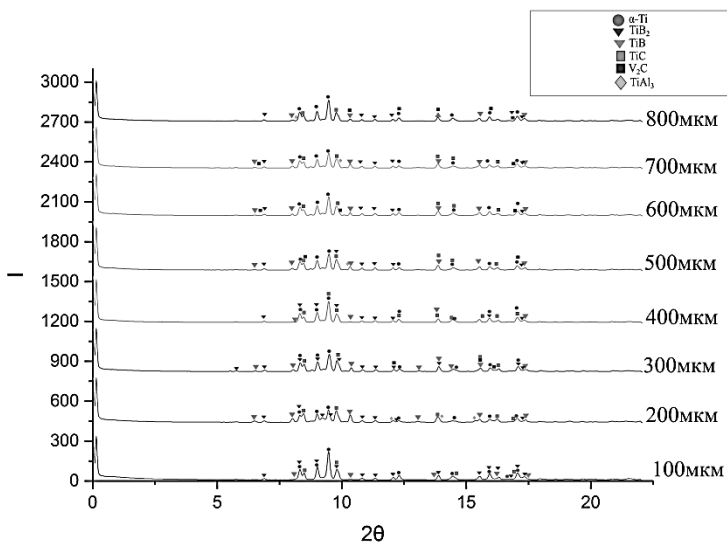
Основным объектом исследования является композит, состоящий из сплава ВТ-6 и V_4C в процентном соотношении 9:1 масс %. Образец был получен методом селективного лазерного плавления (SLM). Для защиты наплавляемого слоя использовался вспомогательный газ – аргон. В работе производилась оценка фазового состава композита, полученного при помощи синхротронного излучения (ИЯФ СО РАН).

Титан (Ti) и его сплавы характеризуются высокой удельной прочностью, хорошей усталостной стойкостью, а также коррозионной стойкостью. Вследствие этого титановые сплавы широко используют в различных отраслях промышленности: химической, авиационной, военной и т. д. Однако основной проблемой титановых сплавов является их низкая износостойкость. Введение карбидных частиц бора – одна из наиболее эффективных стратегий улучшения механических свойств, таких как твердость, прочность, усталостная прочность и износостойкость [1, 2].

Формирование композита производилось методом SLM на лазерной установке «СИБИРЬ 1», разработанной в ИТПМ СО РАН [3]. Суть метода состоит в следующем: слой порошка с заданной толщиной обрабатывается лазерным лучом, и происходит его расплавление. Затем платформа опускается на величину, соответствующую толщине слоя, и насыпается новый слой. Далее новый слой подвергается обработке излучением, что в результате приводит сплавлению с ранее нанесенным слоем. Эта процедура повторяется до тех пор, пока не будет построен образец [4].

В работе мощность излучения составила 1 кВт, а толщина слоя 400 мкм. Полученный образец исследовали по всему объему при помощи СИ с длиной волны 0,3685 Å в геометрии Дебая – Шерара. Съемка производилась последовательно по всей высоте образца в диапазоне от 0 до 22° с шагом, равным 100 мкм.

Расшифровка фазового состава производилась с помощью базы данных Pdf4. Результаты анализа фазового состава образца представлены на рисунке.



Результаты анализа колец синхротронного излучения

Выводы. Анализ полученных результатов свидетельствует об образовании новых фаз и интерметаллидов. Показано образование боридов титана (TiB и TiB_2), карбида титана (TiC) и карбида ванадия (V_2C). Образование новых фаз обусловлено высокой карбидообразующей способностью ванадия (содержание в изначальном сплаве 4%).

Работа выполнена при финансовой поддержке гранта Российского научного фонда № 18-79-00052.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Ferdenini E., Ghasemi A., Elbesawi M.** Selective laser melting of hybrid ex-situ/in-situ reinforced titanium matrix composites: Laser/powder interaction, reinforcement formation mechanism, and non-equilibrium microstructural evolutions // *Materials & Design*. 2019. Vol. 18.4 P. 1–14
2. **Гольшев А.А., Оришч А.М., Филиппов А.А.** Законы подобия лазерной наплавки металлокерамических покрытий // *Прикладная механика и техническая физика*. 2019. Т. 60. № 4 (356). С. 194-205.
3. **Фомин В.М., Гольшев А.А., Косарев В.Ф., Маликов А.Г., Оришч А.М., Филиппов А.А.** Создание металлокерамических структур на основе Ti, Ni, WC и B4C с применением технологии лазерной наплавки и холодного газодинамического напыления // *Физическая мезомеханика*. 2019. Т. 22. № 4. С. 5–15.
4. **Debroj T., Wei H.L., Zuback J.S. et al.** Additive manufacturing of metallic components—process, structure and properties // *Progress in Materials Science*. 2018. Vol. 92. P. 112–224. <https://doi.org/10.1016/j.pmatsci.2017.10.001>

ИЗУЧЕНИЕ РАЗВИТИЯ ТЕЧЕНИЯ ЗА ТРЕХМЕРНЫМ ЭЛЕМЕНТОМ ШЕРОХОВАТОСТИ НА МОДЕЛИ ЛЕТАЮЩЕГО КРЫЛА

В.С. Каприлевская, А.М. Павленко

*Институт теоретической и прикладной механики
им. С.А. Христиановича СО РАН,
630090, Новосибирск*

Экспериментальные исследования по изучению развития стационарных возмущений за трехмерным элементом шероховатости были проведены в аэродинамической трубе АТ-324 ИТПМ СО РАН. Элементы шероховатости располагались на передней кромке модели летающего крыла. Методика жидкокристаллической термографии была использована для получения картин визуализации структуры течения, формирующегося на поверхности модели крыла. Количественные данные были получены с помощью термоанемометрии.

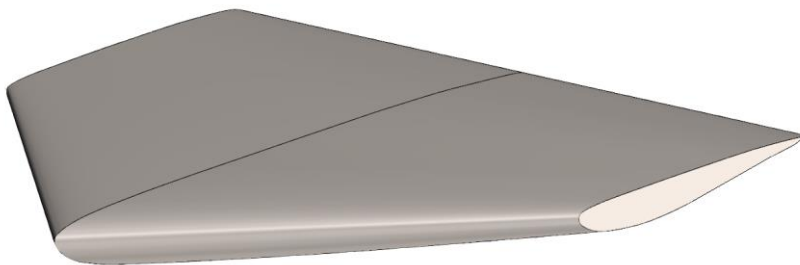


Рис. 1. Модель летающего крыла

В эксперименте использовалась модель летающего крыла, изготовленная из дерева и покрытая лаком (рис. 1). Во время проведения исследований скорость набегающего потока изменялась в пределах от 7,2 до 20 м/с. Все измерения проводились на наветренной стороне крыла, в области благоприятного градиента давления, который формировался благодаря установке крыла под отрицательным углом атаки -5° .

В результате проведенных измерений, были получены картины визуализации структуры течения при наличии и отсутствии элементов шероховатости на передней кромке летающего крыла. Даже в отсутствии элементов шероховатости на передней кромке крыла происходит формирование продольных структур. На рис. 2 представлена визуализация течения над поверхностью крыла.

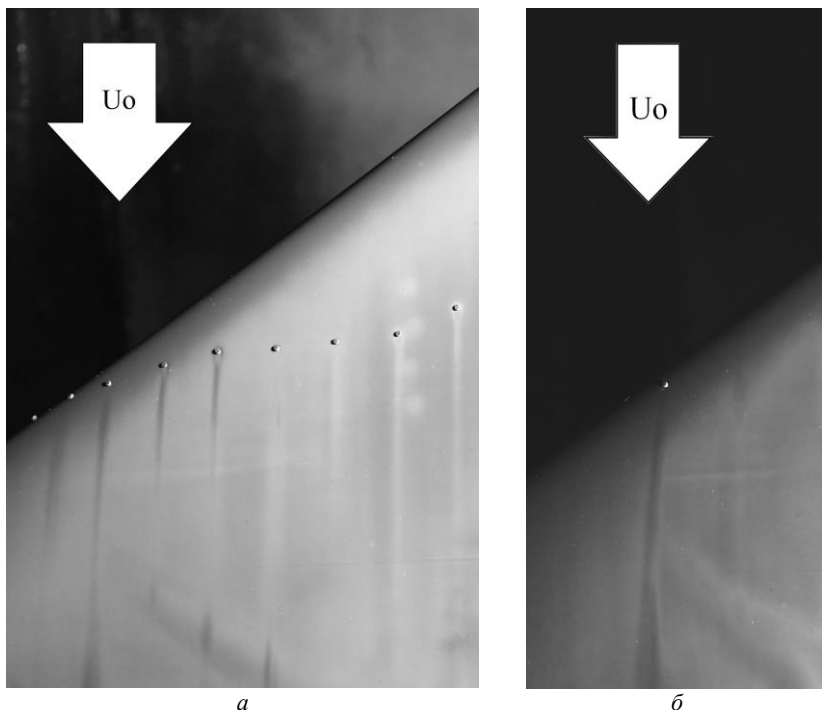


Рис. 2. Визуализация пристенного течения в случае поиска области максимальной восприимчивости (*а*) и при наличии элемента шероховатости высотой 0,98 мм (*б*). $U_0 = 10,2$ м/с

В ходе данного эксперимента была найдена высота трехмерного элемента шероховатости, способствующего формированию наиболее выраженных продольных возмущений, равная 0.98 мм. Также была найдена область максимальных возмущений (рис. 2,*а*). Установка трехмерного элемента шероховатости в данной области (рис. 2,*б*) привела к появлению искривленной продольной структуры. На всех режимах течения такое искривление сохранялось, что может говорить о S-образности данной структуры.

Исследование выполнено при финансовой поддержке РФФИ в рамках научного проекта № 19-31-90018.

ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ СПОСОБА ОБРАБОТКИ СТРОИТЕЛЬНЫХ МАТЕРИАЛОВ ОГНЕЗАЩИТОЙ НА ПРОЦЕССЫ ВОСПЛАМЕНЕНИЯ И ГОРЕНИЯ

Д.П. Касымов^{1,2}, М.В. Агафонцев^{1,2}, В.В. Рейно², А.А. Герасимова¹

*¹Томский государственный университет
634050, Томск*

*²Институт оптики атмосферы имени В.Е. Зуева СО РАН
634055, Томск*

Наиболее значительные успехи в области огнезащиты древесины достигнуты в работах отечественных исследователей: Р.М. Асеевой, А.А. Леоновича, Е.Н. Покровской, И.Г. Романенкова, Б.Б. Серкова, О.Н. Короленко. За рубежом наиболее значимые результаты получены M. Fontana, V. Vabrauskas, L. Bisby, R. Hull, L. Lowden и др. В работах этих ученых детально исследован механизм огнезащиты древесины, разработаны способы снижения ее воспламеняемости и горючести, предложены огнезащитные составы для снижения пожарной опасности. Исследованы особенности пиролиза и термоокислительного разложения древесины, определены теплофизические характеристики, получены значения скоростей обугливания при различных температурных режимах. На основе этих данных в настоящее время можно судить о показателях огнестойкости деревянных конструкций, однако большинство методов, применяемых для оценки пожарной опасности древесины, относятся к классу контактных (микротермопарная техника, метод молекулярно-пучковой зондовой масс-спектрометрии, методы термического анализа и т.д.).

Наиболее перспективным способом повышения свойств древесины, в том числе долговечности, прочности, огнестойкости, и т.д., является ее пропитка различными веществами. В настоящей работе экспериментально проанализировано влияние различных огнезащитных составов (огне- и биозащитная пропитка для древесины «ФУКАМ», огнезащитная пропитка с антисептическим эффектом для древесины «Pirilax»-Classic», средство защитное для древесины «СЕНЕЖ ОГНЕБИО ПРОФ», а также огнезащитный состав «МИГ-09») на пожароопасные свойства образцов древесных строительных материалов (ориентированно-стружечная панель, фанера, древесно-стружечная панель, а также хвойные сорта древесины) в зависимости от способа обработки.

В качестве способа пропитки использовалась вакуумная пропитка древесины, а также поверхностная обработка с помощью кисти.

© Касымов Д.П., Агафонцев М.В., Рейно В.В., Герасимова А.А., 2020

Принципиально новым подходом является применение высокоточных инфракрасных камер научного класса при оценке пожароопасности строительных материалов из древесины в условиях пожара. Его перспективность заключается в высоком пространственном и временном разрешении при одновременном повышении оперативности получаемых данных.

В данной работе проведено экспериментальное исследование влияния мощности теплового потока на характеристики воспламенения и обугливания древесных строительных материалов с применением бесконтактных методов ИК-диагностики в узких спектральных диапазонах инфракрасных длин волн.

Схема проведения эксперимента, а также подробное описание методики представлено в работах [1, 2].

Определены скорости обугливания, а также величина глубины обугливания образцов в зависимости от сорта древесины, а также типа применяемого огнезащитного состава. Сравнительный анализ показывает, что в зависимости от типа древесины наилучшие свойства проявляют разные огнезащитные составы, и это может быть связано с влагоемкостью и другими физико-химическими свойствами образцов, а также химическим составом используемой пропитки. Вакуумная обработка древесины, при выбранных параметрах эксперимента, обеспечивает высокую огнестойкость материала, что выражается в уменьшении глубины обугливания более чем в два раза по сравнению с аналогичным материалом с поверхностной обработкой. Было установлено, что при нанесении на материал огнезащиты происходил сдвиг границы температурного интервала стадии активного пиролиза без появления пламенного горения, что повлияло на время зажигания.

Полученные результаты могут служить в качестве дополнительных рекомендаций при разработке методов испытаний строительных материалов и огнезащитных составов на пожарную опасность.

Исследование выполнено за счет гранта Российского научного фонда (проект № 18-79-00232).

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Касымов Д.П., Агафонцев М.В., Перминов В.В., Рейно В.В., Мартынов П.С.** Исследование влияния мощности теплового потока на характеристики воспламенения и обугливания древесных строительных материалов с применением методов ИК-диагностики // Вестник Томского государственного университета. Математика и механика. 2019. № 59. С. 65–78. DOI: 10.17223/19988621/59/7.
2. **Zima V.P., Kasymov D.P.** Investigation of the effect of the combustion site on wood specimens with the use of IR diagnostics // Journal of Engineering Physics and Thermophysics. 2016. T. 89, № 2. С. 466–470.

ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ МОДИФИКАТОРА TiB₂ НА СТРУКТУРУ И ФИЗИКО-МЕХАНИЧЕСКИЕ СВОЙСТВА СПЛАВА СИСТЕМЫ АЛЮМИНИЙ – МАГНИЙ

Н.И. Кахидзе, М.Г. Хмелева, А.П. Хрусталёв, И.А. Жуков

*Томский государственный университет
634050, Томск*

В настоящее время модификация лёгких сплавов дисперсным упрочнителем является актуальной задачей [1]. В качестве матрицы выгодно применять сплавы алюминия благодаря низкой стоимости, высокой удельной прочности, стойкости к коррозии и хорошим литейным свойствам.

В работе использовался сплав системы алюминий-магний АМг5. Для упрочнения сплава применялись три вида лигатур заданного состава, содержащие тугоплавкие частицы диборида титана TiB₂ с бимодальным распределением в достаточном количестве нано- и микроразмерного диапазона. Для решения проблем агломерации и флотации модификаторов проводилась ультразвуковая обработка (УЗО) [2].

Из порошков титана, алюминия и бора были получены лигатуры № 1, № 2, № 3 методом самораспространяющегося высокотемпературного синтеза (СВС) [3]. В результате образуется диборид титана TiB₂ и интерметаллидная матрица фаз Ti–Al. Полученный продукт подлежал размолу, классификации по размерам и дальнейшему прессованию.

Сплавы были получены методом литья в кокиль. В расплав при температуре 780 °С вводились лигатуры с одновременной ультразвуковой обработкой 2 мин, после чего расплав был помещён в печь на 30 мин. Затем была повторная обработка ультразвуком и литьё при температуре 730 °С. В качестве эталонов были получены два сплава: с ультразвуковой обработкой без лигатуры, и с лигатурой № 1, но без влияния ультразвука. Результаты исследований сплавов приведены в таблице.

Свойства дисперсно-упрочнённых сплавов на основе АМг5

Сплавы	ρ , г/см ³	размер зерна, мкм	твёрдость, НВ	$\sigma_{0,2}$, МПа	σ_b , МПа	δ , %
АМг5 + УЗО	2,65	205 ± 30	64,34	57 ± 4	155 ± 11	11,5 ± 0,8
АМг5 + №1	2,59	250 ± 17	58,78	52 ± 4	155 ± 8	12,8 ± 0,3
АМг5 + №1 УЗО	2,65	164 ± 12	64,96	74 ± 7	192 ± 14	14,5 ± 0,4
АМг5 + №2 УЗО	2,65	163 ± 18	59	71 ± 6	201 ± 12	18,8 ± 0,6
АМг5 + №3 УЗО	2,65	158 ± 8	64,30	69 ± 8	200 ± 10	17,8 ± 0,5

Плотность определялась методом гидростатического взвешивания. Средний размер зерна рассчитывался методом случайных секущих с использованием оптического микроскопа Olympus GX71. Твёрдость определялась по методу Бринелля, растяжение плоских образцов проводилось на испытательной машине Instron 3369 при скорости 0,2 мм/мин.

Ультразвуковая обработка позволила корректно ввести частицы и сохранить исходную плотность 2,65 г/см³ (табл. 2). Эффективнее других измельчило зерно введение лигатуры № 3 с 205 до 158 мкм (рис. 1).

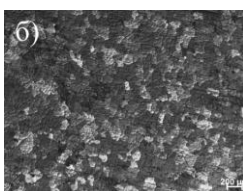
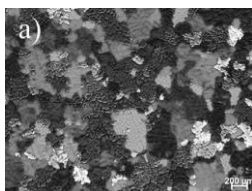


Рис. 1. Микроструктура сплавов.
а – АМг5 + У3О; б – АМг5 + №3 У3О.

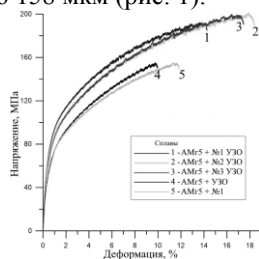


Рис. 2. Диаграммы растяжения.

По результатам растяжения (рис. 2): предел текучести, предел прочности и пластичность сплава АМг5 составили 57 МПа, 155 МПа, 11,5 % соответственно. Самые высокие показатели увеличения механических характеристик при введении лигатуры № 2: предел текучести, предел прочности и пластичность до 71 МПа, 201 МПа и 18,8 % соответственно. Как и ожидалось, введение лигатуры № 1 в сплав без ультразвука не приводит к увеличению механических характеристик.

Таким образом, введение нано- и микрочастиц диборида титана позволяет измельчать структуру литого сплава АМг5 и повышать его механические характеристики. Наибольший эффект измельчения структуры достигается при использовании лигатуры, содержащей микрочастицы диборида титана, размером 1 мкм.

Работа выполнена при финансовой поддержке Гранта Президента Российской Федерации (МК-506.2019.8).

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Данилов П.А., Хрусталёв А.П., Ворожцов А.Б., Жуков И.А., Промахов В.В., Хмелёва М.Г., Пикущак Е.В., Кветинская А.В. Анализ влияния внешних физ. воздействий на процессы литья легких сплавов // Вестник ТГУ. Математика и механика. 2018. № 55. С. 84–98.
2. Кудряшова О.Б., Эскин Д.Г., Хрусталёв А.П., Ворожцов С.А. Влияние ультразвука на процент проникновения металлического расплава в субмикронные частицы и их агломераты // Изв. вузов. Порошковая металлургия и функциональные покрытия. 2016. № 3. С. 43–50.
3. Жуков И.А., Знатдинов М.Х., Ворожцов А.Б., Жуков А.С., Ворожцов С.А., Промахов В.В. Самораспространяющийся высокотемпературный синтез боридов Al и Ti // Известия высших учебных заведений. Физика. 2016. № 8. С. 177–178.

РАСЧЕТНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ АЭРОУПРУГОЙ УСТОЙЧИВОСТИ ПРОЛЕТНОГО СТРОЕНИЯ МОСТА МЕТОДОМ ЧИСЛЕННОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ

А.А. Климова, С.Э. Парышев, А.В. Козичев, К.С. Стрелков

*Центральный аэрогидродинамический институт
им. проф. Н.Е. Жуковского
140180, Жуковский, Московская область*

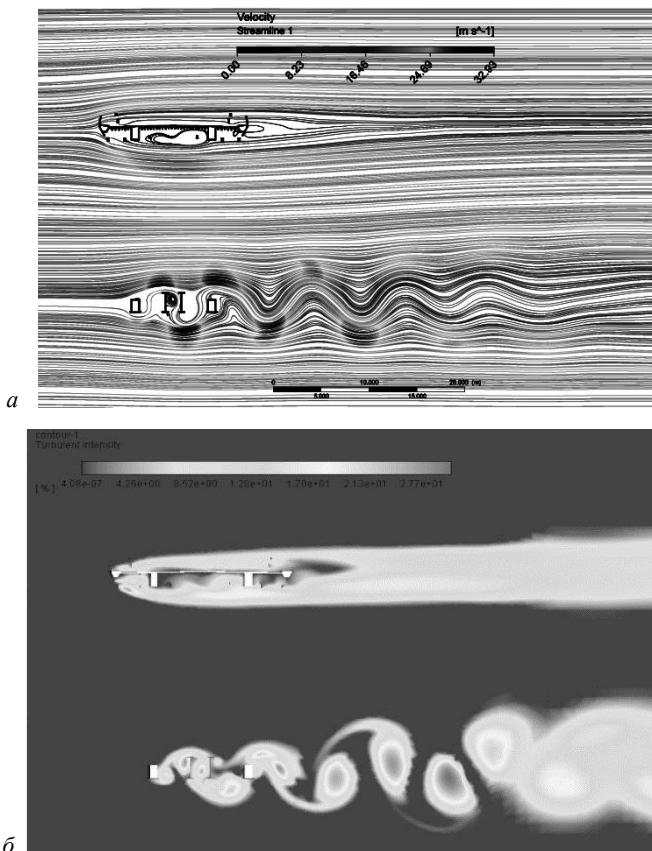
В настоящее время возникает большая потребность в строительстве мостовых сооружений большой протяженности для развития регионов России. С целью усиления экономического развития Ямало-Ненецкого автономного округа принято решение о строительстве совмещенного автодорожно-железнодорожного моста через реку Обь. Для определения границ аэроупругой устойчивости пролётного строения проведены расчетные исследования методом численного моделирования обтекания конструкции. В работе исследованы такие виды аэроупругой неустойчивости, как явления вихревого возбуждения, дивергенции и галопирования.

Динамическая неустойчивость типа вихревого возбуждения обусловлена периодическим сходом вихрей с поверхности плохообтекаемого тела [1]. Это проявляется в случае совпадения или близости собственных частот колебаний упругой конструкции с частотами схода вихрей с плохообтекаемого тела. В результате такой синхронизации наблюдается интенсивное нарастание амплитуды аэроупругих колебаний конструкции поперек потока. Обтекание конструкции является нестационарным процессом, поэтому значения действующих аэродинамических сил рассматриваются во временной области. Исследованию подлежит амплитудный спектр на основе установившегося спектра частот подъемной силы и крутящего момента, действующих на отсек пролетного строения [2]. В результате расчетов получены динамические значения аэродинамических коэффициентов лобового сопротивления C_x , подъемной силы C_y и крутящего момента M_z , и на основе этих значений проведена оценка возможности возникновения явления аэродинамической неустойчивости типа галопирования и дивергенции [3, 4].

При численном моделировании обтекания ветровым потоком отсечной модели моста получены картины линий тока вблизи поверхности и визуализация интенсивности турбулентности (см. рисунок).

Результаты расчетных исследований позволили оценить влияние воздушного потока на пролетное строение и определить границы аэроупругой устойчивости.

© Климова А.А., Парышев С.Э., Козичев А.В., Стрелков К.С., 2020



Линии тока (а) и интенсивность турбулентности (б) около отсечной модели моста при $V = 20$ м/с, $\alpha = 0^\circ$.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Фершинг Г.В. Основы аэроупругости. М.: Машиностроение, 1984.
2. Стрелков С.П. Введение в теорию колебаний. М.: Наука, 1964.
3. Дмитриев В.Г., Чижов В.М. Основы прочности и проектирование силовой конструкции летательных аппаратов. М., 2005.
4. Казакевич М.И. Ветровая безопасность конструкций. Теория и практика. М., 2015. 287 с.

ДИНАМИКА ПАРОГАЗОВЫХ ПУЗЫРЬКОВ ВБЛИЗИ ТВЕРДЫХ ПОВЕРХНОСТЕЙ В СОЛЕВЫХ РАСТВОРАХ ПРИ ДЕГАЗАЦИИ

М.В. Козлов, К.А. Рыбкин, О.О. Фатталов, Т.П. Любимова

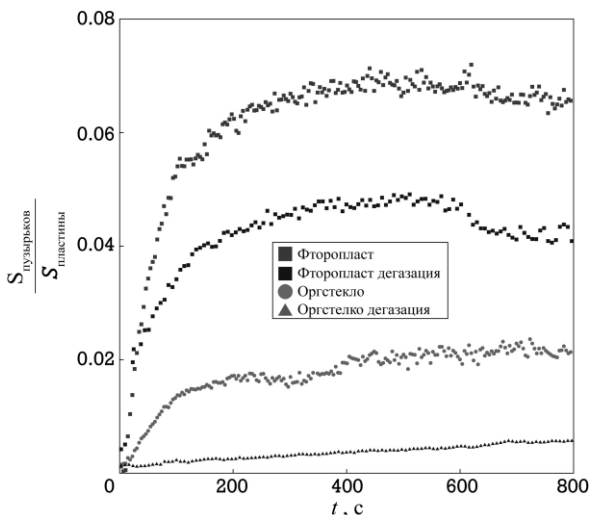
*Пермский государственный национальный
исследовательский университет
614990, Пермь*

*Институт механики сплошных сред УрО РАН
614990, Пермь*

В настоящей работе экспериментально исследована динамика парогазовых пузырьков, возникающих в дистиллированной воде при действии ультразвука (УЗ), вблизи и на поверхности твердых пластин с различными поверхностными свойствами [1].

Для проведения экспериментов использовались пластины, изготовленные из тефлона, органического стекла и аморфного кварца, с различными свойствами гидрофобности (значениями угла смачивания). Эксперименты показали значительное влияние свойств поверхности на динамику пузырьков, осциллирующих вблизи и на твердой поверхности, под действием УЗ. В случае гидрофобной поверхности фторопласта (тефлон) наблюдается устойчивое прикрепление пузырьков, площадь поверхности, покрытой пузырьками, растет по закону, близкому к линейному, а затем выходит на плато. Для менее гидрофобных поверхностей наблюдается активный дрейф и всплытие пузырьков вдоль пластин, в результате чего площадь, покрытая пузырьками, со временем растёт менее интенсивно. После отключения ультразвука пузырьки, прикрепившиеся к поверхности с менее выраженными гидрофобными свойствами, с большей вероятностью отрываются от поверхности и, увлекая за собой другие пузырьки, всплывают. Такое поведение пузырьков ограничивает как их максимально возможный диаметр, так и максимальную площадь твердой поверхности, которую они способны заполнить. Еще одним аспектом, влияющим на динамику парогазовых и кавитационных пузырьков вблизи твердых поверхностей, является концентрация газа, растворенного в жидкости. В работе [2] распределение интенсивности ультразвукового поля в резервуаре с водой измерялось с помощью гидрофона. После анализа и визуализации с помощью программного обеспечения MATLAB было обнаружено, что интенсивность кавитации в водопроводной воде была намного выше, чем в дегазированной воде. Дальнейшие исследования подтвердили, что процесс дегазации оказывает суще-

ственное влияние на кавитацию. Кроме того, эксперименты показали значительное влияние концентрации растворенного в жидкости газа на процесс формирования пузырьков: снижение концентрации газа приводило к качественному изменению зависимости площади поверхности, занимаемой пузырьками, от времени; в случае длительной дегазации воды с помощью УЗ образование протяжённых пузырьковых кластеров на всех твердых поверхностях оказывается невозможным.



Зависимость площади твердой поверхности с прикрепившимися пузырьками от времени при воздействии УЗ в дистиллированной воде: к поверхности фторопласта и к поверхности оргстекла в зависимости от степени дегазации воды.

Исследование выполнено при финансовой поддержке РФФИ в рамках научного проекта № 19-31-90138.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Bremond N. et al.** Controlled multibubble surface cavitation // *Physical Review Letters*. 2006. Vol. 96, Iss. 22. Art. 224501. (4 p.)
2. **Liu L. et al.** The influence of air content in water on ultrasonic cavitation field // *Ultrasonics Sonochemistry*. 2014. Vol. 21, No. 2. P. 566–571.

АНАЛИЗ ТРАЕКТОРИИ СПУСКА ВОЗДУШНО-КОСМИЧЕСКОГО САМОЛЁТА

А.А. Королёв^{1,2}, А.В. Кашковский²

¹*Новосибирский государственный технический университет
630073, Новосибирск*

²*Институт теоретической и прикладной механики
им. С. А. Христиановича СО РАН
630090, Новосибирск*

Целью данной работы является расчёт параметров и траектории спуска воздушно-космического самолёта (ВКС) с помощью специально разработанной программы.

Для того, чтобы попасть в космос, достаточно пересечь линию Кармана: условную границу Земной атмосферы, проходящей на высоте 100 км. Поэтому одним из способов космического туризма является суборбитальный полёт. Туристический аппарат с помощью ракетных двигателей доставляется на высоту более 100 км и спускается на землю. Спуск является наиболее важным этапом полета. При баллистическом спуске из-за торможения в атмосфере возникают большие перегрузки до 10g [1, 2]. Использование подъёмной силы крыла позволяет перевести ВКС в горизонтальный полёт с меньшими перегрузками. Но и переход в горизонтальный полёт на сверхзвуковой скорости тоже может привести к большим перегрузкам и поэтому требует поиска оптимальной траектории [3].

В данной работе расчёты проводились для модели ВКС с возможностью отклонения рулевых поверхностей (рис. 1). Для расчёта траектории использовались уравнения движения и вращения, которые решались методом Рунге – Кутты 4 порядка с автоматическим изменением шага по времени [4, 5]. Для ускорения вычислений использовались табулированные значения аэродинамических характеристик ВКС. Было проведено по 4 расчёта: для двух значений начального угла атаки α_0 (0 и 90°) и двух значений высоты начала выхода в горизонтальный полет H_1 (65 и 95 км).

На рис. 2 показано изменение угла атаки по времени. В стадии перехода в горизонтальный полет реализуется наибольшая амплитуда колебаний. Далее все изменения угла атаки связаны с изменением положения руля. При угле атаки $\alpha_0 = 0^\circ$ и отклонении рулей в самом начале движения обеспечивается наименьшая продолжительность и величина колебаний.

В качестве основных результатов работы можно выделить следующие.

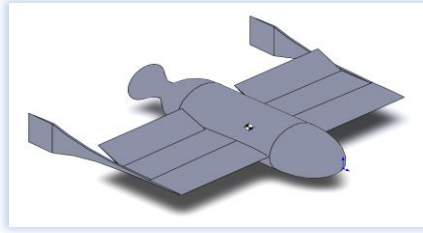


Рис. 1. Модель ВКС с отклонёнными рулями высоты

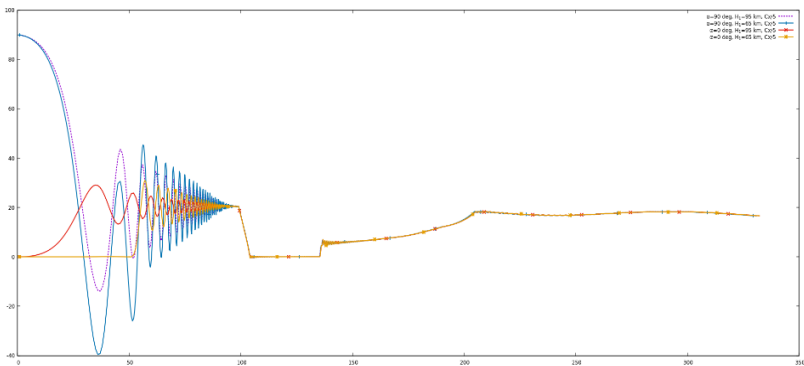


Рис. 2. Изменение угла атаки при разных α_0 и H_1

- Наиболее оптимальный вариант начального положения ВКС соответствует углу атаки $\alpha_0 = 0^\circ$ и установки положения руля высоты на выход в горизонтальный полет на максимальной высоте полёта. При данном варианте реализуется наименьшая амплитуда колебаний ВКС.
- Управление рулём высоты позволяет уменьшить перегрузки до приемлемых величин.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Яворский Б.М., Детлаф А.А.** Справочник по физике. 3-е изд., испр. М.: Наука. Гл. ред. физ.-мат. лит., 1990. 624 с.
2. **Чепурных И.В.** Динамика полёта самолётов: учеб. пособие. Комсомольск-на-Амуре: ФГБОУ ВПО «КНАГТУ», 2014. 112 с.
3. **Бочкарёв А.Ф., Андреевский В.В., Белоконов В.М. и др.** Аэромеханика самолёта: Динамика полёта: учебник для авиационных вузов / под ред. А.Ф. Бочкарёва, В.В. Андреевского. 2-е изд., перераб. и доп. М.: Машиностроение, 1985. 360 с.
4. **Заусаев А.Ф.** Разностные методы решения обыкновенных дифференциальных уравнений: Учебное пособие. Самарский гос. техн. ун-т. Самара, 2010. 100 с.
5. **Iserles A.A** First Course in the Numerical Analysis of Differential Equations. Cambridge: Cambridge University Press, 1996. 459 p.

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ТЕПЛОПЕРЕДАЧИ В ПОГРАНИЧНОМ СЛОЕ ПЛОСКОЙ ПЛАСТИНЫ ПОД ВОЗДЕЙСТВИЕМ СЛАБЫХ УДАРНЫХ ВОЛН НА ПЕРЕДНЮЮ КРОМКУ

В.Л. Кочарин¹, А.А. Яцких^{1,2}, Д.С. Прищепова^{1,2},
А.Д. Косинов^{1,2}, Н.В. Семенов¹

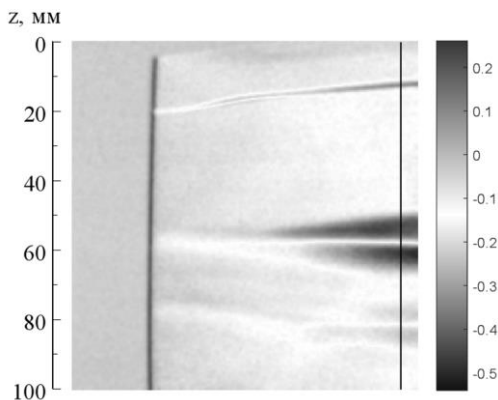
*¹Институт теоретической и прикладной механики
им. С.А. Христиановича СО РАН
630090, Новосибирск*

*²Новосибирский государственный университет
630090, Новосибирск*

При сверхзвуковых скоростях на процесс обтекания моделей, установленных в аэродинамических трубах, могут воздействовать квазистационарные возмущения в виде слабых ударных волн, генерируемые неровностями поверхностей рабочей части трубы. Экспериментальные исследования с помощью термоанемометра постоянного сопротивления [1–4] показали, что взаимодействие слабых ударных волн с передней кромкой модели приводит к порождению вихрей в пограничном слое. Такие вихри способны приводить к изменению процесса теплообмена в пограничном слое. В данной работе приводятся результаты экспериментального исследования теплопередачи в пограничном слое плоской пластины под воздействием слабых ударных волн на переднюю кромку.

Эксперименты выполнены в сверхзвуковой малотурбулентной аэродинамической трубе Т-325 Института теоретической и прикладной механики им. Христиановича СО РАН при числе Маха 2 и единичном числе Рейнольдса $Re_1 = (8 \pm 0,1) 10^6 \text{ м}^{-1}$. Для введения в поток слабых ударных волн использовалась неровность на нижней сопловой вставке рабочей части трубы. В экспериментах использовалась модель плоской пластины из теплопроводящего материала, радиус притупления передней кромки составляет $r = 2,5 \text{ мм}$. Эксперименты по визуализации тепловых потоков были проведены при помощи инфракрасной камеры Flir серии SC7300m.

В результате экспериментов получены данные об особенностях теплообмена на поверхности плоской пластины. На рисунке приведены изменения температуры поверхности в Кельвинах, зарегистрированные за интервал времени 6,3 с и визуализирующие распределение теплового потока на поверхности. Наблюдается двойная продольная структура в



Визуализация распределения теплового потока на плоской пластине.

виде дефекта изменения температуры, вызванная взаимодействием двух вихрей с поверхностью модели плоской пластины.

В работе приводятся сравнения полученных распределений разницы температур поверхности в поперечном сечении пластины с измерениями с использованием насадка полного давления и термоанемометра постоянного сопротивления.

Работа выполнена в рамках Программы фундаментальных научных исследований государственных академий наук на 2013–2020 годы (проект АААА-А17-117030610125-7). Эксперименты выполнены на базе ЦКП «Механика».

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Косинов А.Д., Семенов Н.В., Яцких А.А., Ермолаев Ю.Г., Питеримова М.В. Экспериментальное исследование взаимодействия слабых ударных волн со сверхзвуковым пограничным слоем плоской затупленной пластины при числе Маха 2 // Сибирский физический журнал. 2018. Т. 13, № 3. С. 16–23.
2. Ермолаев Ю.Г., Косинов А.Д., Кочарин В.Л., Семенов Н.В., Яцких А.А. Об экспериментальном исследовании воздействия слабых ударных волн на пограничный слой плоской притупленной пластины при числе Маха 2.5 // Изв. РАН. МЖГ. 2019. № 2. С. 112–118.
3. Кочарин В.Л., Яцких А.А., Косинов А.Д., Ермолаев Ю.Г., Семёнов Н.В. Экспериментальное исследование воздействия волны сжатия на течение в сверхзвуковом пограничном слое при числе Маха 2,5 // Сибирский физический журнал. 2019. Т. 14, № 2. С. 46–55.
4. Кочарин В.Л., Косинов А.Д., Яцких А.А., Ермолаев Ю.Г., Семенов Н.В., Питеримова М.В., Шевельков С.Г., Минин О.П. К воздействию слабых ударных волн на течение в пограничном слое плоской пластины с изменяемым углом скольжения передней кромки // Теплофизика и аэромеханика. 2019. Т. 26, № 6. С. 855–861.

РЕАЛИЗАЦИЯ, МОДИФИКАЦИЯ И АПРОБАЦИЯ АЛГОРИТМОВ ТОПОЛОГИЧЕСКОЙ ОПТИМИЗАЦИИ

А.А. Кротких, П.В. Максимов

*Пермский национальный исследовательский
политехнический университет
614990, Пермь*

В работе рассматривается топологическая оптимизация в применении к задачам механики твёрдого деформируемого тела. Известной задачей для такой области является определение топологии, обеспечивающей минимальную податливость тела, что означает максимальную жёсткость моделируемого объекта [1]. На текущий момент существует достаточно большое разнообразие методов и алгоритмов топологической оптимизации. В работе основное внимание уделено так называемому методу SIMP, который относится к гомогенизационным методам [1], и Level-set-методу [2, 3] и его применению в области топологической оптимизации. Рассмотрены реализации SIMP-метода в двумерной постановке с использованием различных конечных элементов и различных методов поиска минимума функции, SIMP-метод с использованием воксельной геометрии, Level-set-метод в двумерной и трёхмерной постановках с использованием воксельной геометрии. Предложены и реализованы модификации всех указанных выше методов, и оценено качество улучшения алгоритма и результатов в сравнении с исходными реализациями.

Основные результаты заключаются в следующем:

1. Реализованы SIMP- и Level-set-методы в стандартной форме в виде программных алгоритмов для задач в 2D и 3D постановках. Описание работоспособного алгоритма для 3D Level-set-метода ранее не встречалось в открытых источниках.

2. Предложены новые варианты модификации алгоритма оптимизации целевой функции, это позволило избежать необходимости подбора коэффициента Лагранжа вручную.

3. Для SIMP-метода был опробован вариант замены алгоритма оптимизации с метода штрафных коэффициентов Лагранжа на метод внутренней точки. Эта замена показала свою эффективность, обнаружено, что при использовании элементов второго порядка проблема «шахматной доски» отсутствует.

4. Реализованы генетические алгоритмы решения задачи топологической оптимизации в применении к МДТТ. Апробация алгоритмов про-

ведена на примере задачи максимизации первой собственной частоты конструкции.

5. В случае Level-set-метода замена метода штрафных коэффициентов на адаптивный алгоритм позволила ускорить получение решения и улучшила сходимость метода.

Исследования проведены в рамках выполнения государственного задания по теме "Исследование закономерностей формирования макро- и микроструктурных изменений поверхностей изделий и механического поведения материалов, подвергнутых комплексному физико-техническому воздействию в условиях работы динамических и кинематических систем, подтема "Разработка и развитие методов и алгоритмов топологической оптимизации, применяемых для проектирования и моделирования изделий из материалов с переменной структурой и свойствами с учетом широкого перечня критериев работоспособности".

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Bendsøe M. P., Sigmund O.** Topology Optimization: Theory, Methods, and Applications. Berlin; Heidelberg; GmbH: Springer-Verlag, 2003.
2. **Allaire G., de Gournay F., Jouve F., Toader A.-M.** Structural optimization using topological and shape sensitivity via a level set method. 2005. Vol. 34, No. 1. P. 59–80
3. **Van Dijk N.P., Maute K., Langelaar M., Van Keulen F.** Level-set methods for structural topology optimization: A review // Struct. Multidiscip. Optim. 2013. Vol. 48, No. 3. P. 437–472.

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ДИНАМИКИ КАВИТАЦИОННЫХ ПУЗЫРЬКОВ В ВОДНЫХ РАСТВОРАХ NaCl и KCl ВБЛИЗИ ТВЕРДЫХ ПОВЕРХНОСТЕЙ

А.А. Кугаевская, К.А. Рыбкин, О.О. Фатталов, М.О. Кучинский

*Пермский государственный национальный
исследовательский университет
614990, Пермь*

В настоящей работе экспериментально исследована динамика парогазовых пузырьков, возникающих в воде и водно-солевых растворах в результате коалесценции кавитационных пузырьков, образующихся под действием ультразвука (УЗ), вблизи твердых поверхностей [1] с различными свойствами.

В экспериментах использовалась кювета, имеющая форму параллелепипеда, с размерами 110×116×160 мм (рис. 1). Кювета была изготовлена из оргстекла толщиной 3 мм. В центральной части кюветы строго вертикально закреплялись пластины, изготовленные из стекла, фторопласта, оргстекла. Для визуализации пузырьков использовался лазерный нож, создаваемый цилиндрической линзой и зеленым лазером KLM 532. Для регистрации динамики пузырьков использовалась высокоскоростная камера Basler A504кс и зеркальная камера Nikon D7200.

Эксперименты показали значительное влияние концентрации соли в воде и свойств твердой поверхности на поведение пузырьков как при действии УЗ [2], так и после его отключения. В 20%-м водном растворе

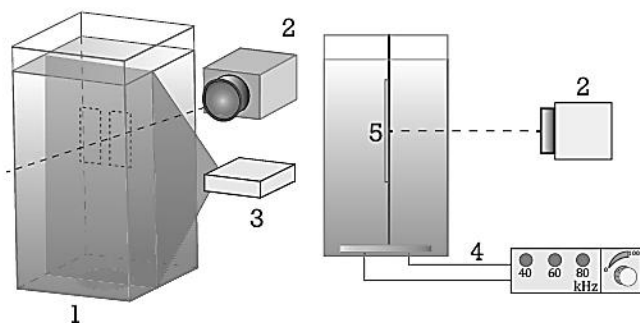


Рис. 1. Лабораторная установка.

1 – кювета 110×116×160 мм³; 2 – высокоскоростная камера, 3 – лазер, 532 нм; 4 – источник ультразвука, $f = 40$ кГц, $P = 100$ Вт; 5 – исследуемые пластины.

© Кугаевская А.А., Рыбкин К.А., Фатталов О.О., Кучинский М.О., 2020

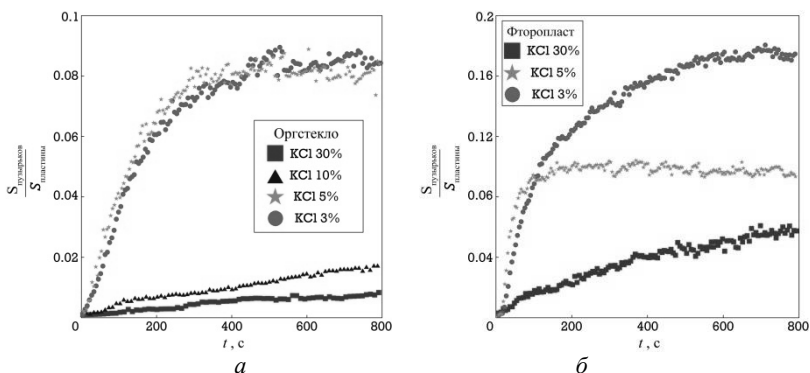


Рис. 2. Зависимость относительной площади поверхности, покрытой пузырьками от времени, при различной концентрации солей

a – оргстекло, b – фторопласт.

NaCl при действии УЗ на гидрофильную поверхность стекла пузырьки оставались неподвижными, а в момент отключения УЗ всплывала лишь незначительная их часть. При аналогичных условиях на гидрофобной поверхности фторопласта наблюдаются подвижные пузырьки [3], всплывающие при отключении УЗ. Эксперименты показали, что в случае гидрофильной поверхности, при концентрации соли в растворах около 3%, суммарная площадь пузырьков, прикрепившихся к твердой поверхности, растет со временем нелинейно. В случае гидрофобной поверхности линейный рост наблюдается лишь при 30% концентрации KCl (рис. 2).

Исследование выполнено при финансовой поддержке РФФИ в рамках научного проекта № 19-31-90138.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Bremond N. et al. Interaction of cavitation bubbles on a wall // *Physics of Fluids*. 2006. Vol. 18. № 12. Art. 121505. <https://aip.scitation.org/doi/full/10.1063/1.2396922>
2. Lyubimov D.V., Klimentko L.S., Lyubimova T.P., Filippov L.O. The interaction of a rising bubble and a particle in oscillating fluid // *Journal of Fluid Mechanics*. 2016. Vol. 807. P. 205–220.
3. Belova V., Gorin D.A., Shchukin D.G., Möhwald H. Controlled effect of ultrasonic cavitation on hydrophobic/hydrophilic surfaces // *ACS Applied Materials & Interfaces*. 2011. Vol. 3, No. 2. P. 417–425. DOI:10.1021/am101006x
4. Würz W., Sartorius D., Wagner S., Borodulin V.I., Kachanov Y.S. Experimental study of weakly nonlinear interactions of instability waves in a non self-similar boundary layer on an airfoil. Part I. Base flow and initially tuned resonances // *Intern. Conf. on the Methods of Aerophysical Research: Proc. Pt II. Novosibirsk, 2004*. P. 201–206.

ОСОБЕННОСТИ ТЕПЛООБМЕНА И ДИНАМИКИ ПАРООБРАЗОВАНИЯ НА СТРУКТУРИРОВАННЫХ КАПИЛЛЯРНО-ПОРИСТЫХ ПОКРЫТИЯХ ПРИ КИПЕНИИ ЖИДКОГО АЗОТА

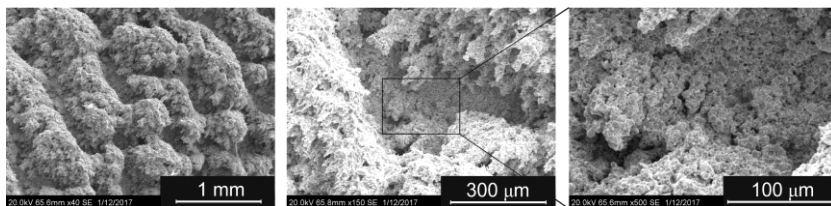
Д.В. Кузнецов¹, А.А. Радюк², А.Н. Чернявский¹

¹*Институт теплофизики им. С.С. Кутателадзе СО РАН
630090, Новосибирск*

²*Институт металлургии и материаловедения
им. А.А. Байкова РАН
119334, Москва*

Как известно на сегодняшний день популярными и эффективными способами интенсификации теплообмена при кипении являются методы, связанные с модификацией теплообменных поверхностей – создание различных структур и покрытий на исходной поверхности. Авторами работы [1] был предложен метод направленного плазменного напыления для создания капиллярно-пористых покрытий на поверхностях различной геометрии. Данный метод позволяет получать уникальные поверхности, которые одновременно сочетают в себе высокопористое покрытие и структурированность в виде квазипорядоченных гребней и каналов (см. рисунок). Целью настоящей работы является экспериментальное исследование теплообмена и динамики парообразования на покрытиях, полученных данным методом, при кипении жидкого азота в условиях свободной конвекции.

В качестве рабочих участков использовались трубчатые нагреватели из нержавеющей стали с внешним диаметром 3 мм, а также медные трубки диаметром 16 мм. Для получения покрытий с различными микроструктурными параметрами (толщина покрытия, ширина каналов, пористость) использовался порошок бронзы, содержащий 9% алюминия и 2% марганца.



SEM-фотографии покрытия.

Как показали результаты экспериментов, наличие структурированного капиллярно-пористого покрытия на поверхности нагревателя приводит к существенной интенсификации теплообмена по сравнению с гладким рабочим участком при кипении жидкого азота, особенно в области малых тепловых потоков. В то же время наблюдалась тенденция уменьшения степени интенсификации теплообмена по мере увеличения плотности теплового потока. Подробное описание полученных ранее результатов для трубок малого диаметра с покрытиями, полученными вышеописанным методом, представлено в работах [2, 3].

Проведена высокоскоростная видеосъемка процесса кипения для всех исследованных образцов. Из анализа визуальных данных следует, что плотность центров парообразования, отрывные диаметры пузырей и частота отрыва на нагревателях с покрытиями малой толщины и ширины каналов сравнима с аналогичными данными для гладкого нагревателя. Выдвинуто предположение о влиянии непрерывной парогенерации в микропорах таких покрытий на интенсификацию теплообмена по сравнению с гладким нагревателем. Для образцов с шириной каналов больше отрывных диаметров пузырей гладкого участка, на которых наблюдалась максимальная интенсификация теплообмена, обнаружена задержка пузырей в крупных каналах покрытия с их последующим слиянием в паровые конгломераты. Формирование крупных паровых образований в каналах покрытия до их отрыва от теплоотдающей поверхности может приводить к значительному увеличению доли тепла, передаваемого за счёт интенсивного испарения тонких менисков жидкости между покрытием и паром, что является дополнительным механизмом интенсификации теплообмена.

Исследование выполнено при финансовой поддержке РФФИ в рамках научного проекта № 18-38-00726.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Kalita V.I., Komlev D.I., Komlev V.S., Radyuk A.A. The shear strength of three-dimensional capillary-porous titanium coatings for intraosseous implants // *Materials Science and Engineering*: C. 2016. V. 60. P. 255–259.
2. Surtaev A.S., Pavlenko A.N., Kuznetsov D.V., Kalita V.I., Komlev D.I., Ivannikov A.Y., Radyuk A.A. Heat transfer and crisis phenomena at pool boiling of liquid nitrogen on the surfaces with capillary-porous coatings // *Intern. Journal of Heat and Mass Transfer*. 2017. V. 108. P. 146–155.
3. Surtaev A., Kuznetsov D., Serdyukov V., Pavlenko A., Kalita V., Komlev D., Ivannikov A., Radyuk A. Structured capillary-porous coatings for enhancement of heat transfer at pool boiling // *Applied Thermal Engineering*. 2018. V. 133, №25. P. 532–542.

**РАСЧЕТНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ ВЛИЯНИЯ ПОЛОЖЕНИЯ
ДВИГАТЕЛЕЙ НА АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ
ХАРАКТЕРИСТИКИ И ПАРАМЕТРЫ ПОТОКА
ВБЛИЗИ МАГИСТРАЛЬНОГО САМОЛЕТА
НА НАЧАЛЬНОМ ЭТАПЕ ВЗЛЕТА**

В.Б. Курилов, А.И. Сахарова, С.И. Скоморохов

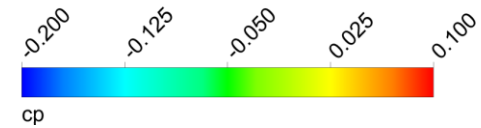
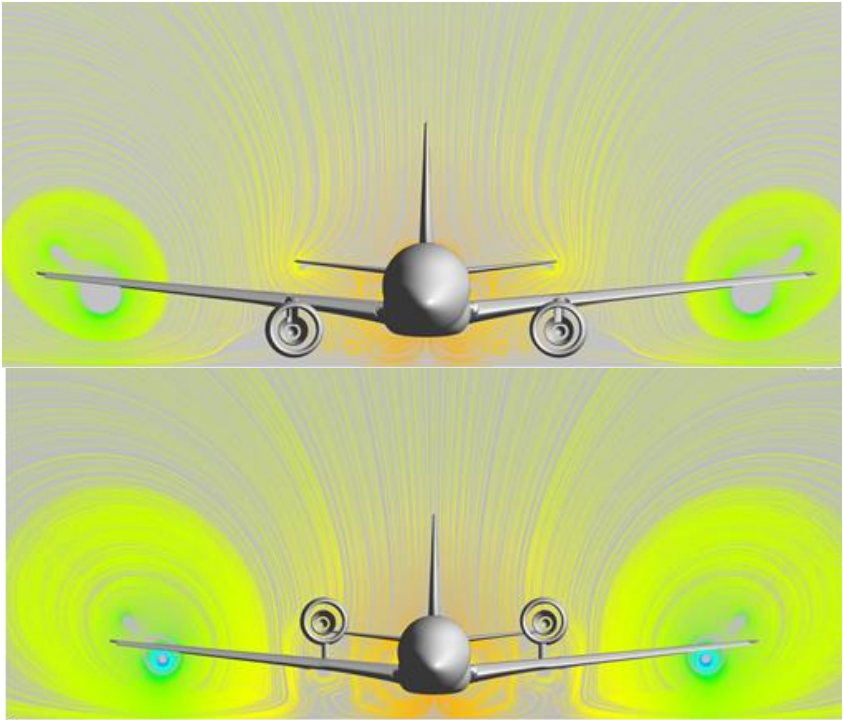
*Центральный аэрогидродинамический институт
им. проф. Н.Е. Жуковского
140180, Жуковский, Московская область*

Согласно прогнозам снижение шума реактивных самолетов должно составить к 2025–2030 гг. около 25–30 ЕPNдБ относительно стандарта Главы 14 ИКАО. Уровень технологий снижения шума двигателя и планера пока позволяет решать эту проблему в рамках самолетов обычной схемы. Однако для выполнения перспективных требований необходимы более авангардные технические решения. Одним из решений по снижению шума на местности магистральных самолетов является экранирование шума двигателей крылом путем переноса двухконтурного турбореактивного двигателя ТРДД на верхнюю поверхность крыла. Для ослабления вредной интерференции на крейсерских режимах полета, gondолы ТРДД, расположенные на верхней поверхности крыла целесообразно располагать вблизи его задней кромки.

В данной работе проведены расчетные исследования перспективного магистрального самолета с gondолами ТРДД, расположенными как на верхней, так и на нижней поверхности крыла, на начальном этапе взлета.

Показано, что расположение gondол ТРДД на верхней поверхности не ухудшает характеристики потока на входе в воздухозаборник и не оказывает отрицательного влияния на обтекание верхней поверхности крыла на начальном этапе взлета.

Расчетные исследования показали, что наличие работающего ТРДД на верхней поверхности приводит к увеличению разряжения на всех элементах механизации крыла и повышению несущих свойств самолета. При удалении самолета от поверхности ВПП эффект повышения коэффициента подъемной силы ослабевает.



Вихревая структура за крылом самолета

ИССЛЕДОВАНИЕ ДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК СЖИМАЕМОГО ЛАМИНАРНОГО ОТРЫВНОГО ТЕЧЕНИЯ

А.И. Кутепова, П.А. Поливанов, А.А. Сидоренко

*Институт теоретической и прикладной механики
им. С.А. Христиановича СО РАН
630090, Новосибирск*

Использование ламинарного трансзвукового аэродинамического профиля предполагает существенное повышение энергоэффективности летательных аппаратов следующего поколения. Взаимодействие ударной волны с ламинарным пограничным слоем (SWBLI) может приводить к отрыву течения на ламинаризованных профилях. Особенностью этих отрывных течений является турбулизация пограничного слоя в зоне SWBLI. Положение точки ламинарно-турбулентного перехода (ЛТП) в зоне взаимодействия оказывает существенное влияние на характер потока SWBLI. Поэтому для правильного прогнозирования характеристик естественного ламинарного трансзвукового профиля важно правильно предсказать положение перехода. Эта проблема особенно важна для нестационарных явлений (например, трансзвуковой бафтинг). Целью данной работы является попытка предсказать положение ЛТП в зоне SWBLI для нестационарных условий. В работе используется два подхода для моделирования турбулизации пограничного слоя. В первом подходе точка ЛТП определяется на основе e^N метода. Во втором случае положение перехода моделировалось на основе использования RANS-модели Ментера [1].

Для исследования данной проблемы было решено изучить взаимодействие падающей косою ударной волны с ламинарным пограничным слоем, развивающимся на пластине. Ударная волна генерировалась с помощью клина, расположенного под некоторым углом над пластиной. Число Маха в набегающем течении составляло 1,43, что близко к локальному числу Маха в области перед ударной волной на ламинаризованных профилях. Давление и температура торможения составили 70 кПа и 293 К соответственно. Подробное описание параметров установившегося течения можно найти в [2]. В качестве начальных условий принималось развитое течение ламинарного пограничного слоя на пластине, на который в момент времени $t = 0$ падает косою ударная волна, создаваемая резким отклонением генератора ударной волны (клином). После чего рассчитывалась нестационарная задача эволюции области взаимодействия. В задаче были рассмотрены разные углы атаки клина.

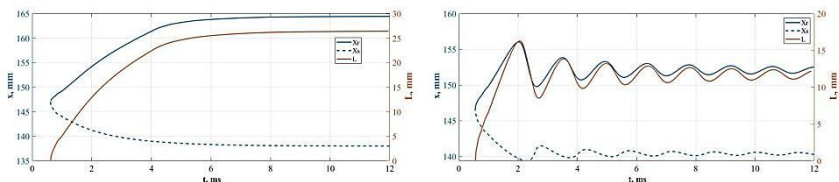


Рис. 1. Угол атаки клина $\beta = 1$
a – ламинарная модель; *б* – модель Ментера

Для выполнения расчетов была построена структурированная блочная расчетная сетка. Общее количество ячеек области составило 113000. Моделирование выполнялось с помощью пакета ANSYS Fluent. Расчеты производились с использованием модели турбулентности Ментера, учитывающей ламинарно-турбулентный переход, и ламинарной модели.

На рис. 1 показано изменение положения точек отрыва и присоединения потока для случая со слабым отклонением клина. Для полностью ламинарного потока течение выходит на стационарный режим приблизительно за 5 мс, при этом длина отрыва составляет примерно 27 мм. Для RANS-модели, учитывающей ламинарно-турбулентный переход (рис. 1,б), положение перехода находится вблизи точки пересечения ударной волны с пластиной. Можно заметить, что учет турбулизации потока уменьшает длину отрыва в два раза по сравнению с ламинарным случаем. Обнаруженные периодические осцилляции точек отрыва и присоединения затухают во времени. Для выяснения природы их возникновения необходимы дальнейшие исследования применимости модели Ментера в данной задаче.

Работа выполнена при финансовой поддержке РФФ (грант 18-19-00547).

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Menter F. R., Langtry R. B., Likki S. R., Suzen Y. B., Huang P. G., Völker S. A correlation-based transition model using local variables. Part I: Model Formulation // *J. Turbomach.* 2004. Vol. 128, No. 3. P. 413–422.
2. Polivanov P. A., Sidorenko A. A., Maslov A. A. Transition effect on shock wave/boundary layer interaction at $M = 1.47$ // 53rd AIAA Aerospace Sciences Meeting 2015 (Kissimmee, Florida, USA, 5–9 Jan., 2015) : Conference Paper. Vol. 18, No. AIAA 2015- 1974. S.1., 2015. P. 15299–5309.

ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ РАСПРОСТРАНЕНИЯ ГЕТЕРОГЕННОЙ ДЕТОНАЦИИ В ПЛОСКОМ КАНАЛЕ В НЕОДНОРОДНЫХ И СЛОЕВЫХ СМЕСЯХ

С.А. Лаврук

*Институт теоретической и прикладной механики
им. С.А. Христиановича СО РАН, 630090, Новосибирск*

Проблемы подъема, воспламенения и детонации реагирующей пыли остаются актуальными ввиду продолжающихся взрывов на промышленных предприятиях и угольных шахтах [1, 2]. Ранее в работах рассматривались стехиометрические смеси для описания горения частиц алюминия. В работах [3, 4] предложена модель для описания нестехиометрических смесей частиц алюминия. Модель приведенной кинетики построена на основе экспериментальных данных и данных термодинамических расчетов, показывающих увеличение скорости детонации при уменьшении концентрации частиц в смеси. Таким образом, получена зависимость интегрального тепловыделения от концентрации частиц. Для сверхстехиометрических смесей учитывается увеличение доли несгоревших частиц.

В данной работе исследуются инициирование, и распространение детонации по смеси при варьировании концентрации смеси в облаках и их расположения в канале.

Ниже анализируются полученные в расчетах структуры течения. На рис. 1. представлены данные для стехиометрического облака частиц диаметром 1 мкм ($\xi_0 = 0.55$), расположенного вдоль нижней стенки. Толщина слоя равна 3 см, ширина канала 6 см. В этом случае вдоль канала распространяется детонационная волна со средней скоростью примерно 1,47 км/с, что ниже скорости Чепмена – Жуге (1,56 км/с). Ударная волна в газе в верхней части канала движется с той же скоростью, что и детонационная волна в газозвеси. На границе раздела фаз происходит переотражение поперечных волн, в результате чего в облаке система поперечных волн перестраивается и является нерегулярной. В верхней части поперечные волны также присутствуют, хотя являются более слабыми.

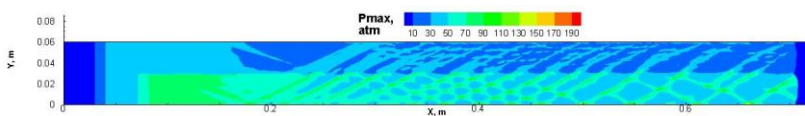


Рис. 1. Картины истории максимальных давлений

$$h = 3 \text{ см}, H = 6 \text{ см}, d = 1 \text{ мкм}, \zeta_0 = 0,55.$$

При замене кислорода в верхней части канала на бедную смесь частиц диаметром 1 мкм ($\zeta_0 = 0,3$) были получены следующие картины распространения детонации. В верхней части канала фронт детонации опережает фронт детонации стехиометрической смеси (рис. 2). Отражение поперечных волн также происходит как от стенок канала, так и от границы раздела слоев. Ячеистая структура является регулярной (половина ячейки в нижней части и половина ячейки в верхней части).

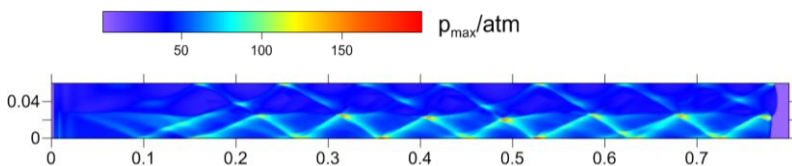


Рис. 2. Картины истории максимальных давлений $h = 3 \text{ см}, H = 6 \text{ см}, d = 1 \text{ мкм}, \zeta_0 = 0,55$ – нижняя часть, $\zeta_0 = 0,3$ – верхняя часть.

Исследование выполнено при финансовой поддержке РФФИ в рамках научного проекта № 20-08-00295.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Li G. et al.** A catastrophic aluminium-alloy dust explosion in China // *J. Loss Prev. Process Ind.* 2016. Vol. 39. P. 121–130.
2. **Taveau J. et al.** Explosion hazards of aluminum finishing operations // *J. Loss Prev. Process Ind.* Elsevier, 2018. Vol. 51, № December 2017. P. 84–93.
3. **Khmel T.A., Tolkacheva S.I.** Model of reduced kinetics for describing heterogeneous detonation in gas particle mixtures with non-uniform concentration distribution // *J. Phys. Conf. Ser.* 2019. Vol. 1382, № 1.
4. **Khmel T.A., Fomin P.A.** Propagation of cellular detonation in a gas suspension in the presence of a concentration gradient // *J. Phys. Conf. Ser.* 2019. Vol. 1404, № 1.

ВЛИЯНИЕ КРАЕВЫХ ЭФФЕКТОВ НА ИСПЫТАНИЯ КОМПОЗИТНЫХ ПАНЕЛЕЙ

Е.А. Левченко

*Центральный аэрогидродинамический институт
им. проф. Н.Е. Жуковского
140180, Жуковский, Московская область*

Краевой эффект в слоистых композитах – известная проблема, интерес к которой возрос в связи с широким внедрением углепластиков в силовые конструкции летательных аппаратов [1]. Эффект заключается в возникновении самоуравновешенных систем сил на кромках композита. Он может оказывать негативное влияние на прочность элементов конструкций и не учитывается в классической теории слоистых композитов.

Целью данной работы является рассмотрение двух частных случаев краевых эффектов, часто встречающихся при испытаниях композитных панелей: краевой эффект в области нагруженного угла, образованного нагруженной и свободной кромками при нагружении сжатием панели, и на кромке цилиндрического отверстия при сдвиге.

На данный момент нет точного решения задачи о краевом эффекте. Известные приближенные аналитические решения ограничены в области применения [2]. В связи с этим в данной работе применяются численные методы решения, позволяющие значительно расширить круг рассматриваемых задач. В данной работе использовался решатель NASTRAN. Каждый слой моделировался объемными элементами с ортотропными свойствами.

Показано, что для пакета с поперечной укладкой $(0; 90)_s$ в зоне нагруженного угла распределение напряжений полностью повторяет распределение на свободной кромке. При укладке $(+45; -45)_s$ в рассматриваемой области наблюдаются значительные нормальные напряжения, возникающие в результате выполнения граничных условий и дифференциальных условий равновесия. В общем случае, когда композиционный пакет включает слои с ориентацией $0^\circ, 90^\circ, \pm\alpha$, эффект нагруженного угла приводит к нормальным напряжениям не ниже чем на свободной кромке. Расчетная критическая нагрузка начала расслоения в угловых зонах стрингерных панелей хорошо согласуется с моментом их разрушения при испытаниях, проводимых в ЦАГИ [3].

В работе представлен способ снижения напряжений краевого эффекта путём создания на кромках дополнительного слоя. При необходимости снизить нормальные напряжения достаточно создать дополнительный слой матрицы толщиной порядка толщины монослоя.

Эффективность данного подхода подтверждена расчетно и экспериментально [4, 5].

Выполнен анализ напряженно-деформированного состояния композитных панелей с цилиндрическим отверстием при чистом сдвиге. Рассмотрены симметричные укладки с числом слоев до 8, состоящие из слоев с ориентациями 0° , 90° , $\pm 45^\circ$. В отличие от ранее рассмотренного случая, нормальные напряжения не велики, а наиболее критическими являются напряжения поперечного сдвига [6]. Величина данных напряжений зависит от радиуса отверстия и не зависит от порядка укладки слоев в пакете. В данном случае для снижения напряжений поперечного сдвига недостаточно жесткости матрицы, поэтому следует применять армирование.

В результате выполненной работы были определены основные механизмы появления краевого эффекта в области нагруженного угла и кромки отверстия. Анализ расчетных и экспериментальных данных показал, что рассмотренные краевые эффекты могут приводить к преждевременному разрушению композитных конструкций. С целью снижения рисков необходимо при подготовке эксперимента проводить анализ возникающих краевых эффектов и при необходимости применять меры по снижению вероятности появления расслоений.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Форсайт** развития авиационной науки и технологий до 2030 года и на дальнейшую перспективу. М.: Изд-во ФГУП «ЦАГИ», 2014. 279 с.
2. **Mittelstedt C., Becker W.** Free-Edge Effects in Composite Laminates // *Appl. Mech. Rev.* American Society of Mechanical Engineers, 2007. Vol. 60, № 5. P. 217–245.
3. **Дударьков Ю.И., Левченко Е.А., Лимонин М.В.** Численный анализ краевых эффектов в нерегулярных зонах конструкций из слоистых композитов // Сборник материалов международной научно-практической конференции “Ключевые тренды в композитах: наука и технологии”. М., 2019. С. 242–248.
4. **Дударьков Ю.И., Лимонин М.В., Левченко Е.А.** Эффект свободной кромки в слоистых композитах // *Авиационная промышленность*. М., 2012. № 4. С. 48–53.
5. **Fletcher T., Kim T., Dodwell T.J., Butler R., Scheichl R., Newley R.** Resin treatment of free edges to aid certification of through thickness laminate strength // *Compos. Struct.* 2016. Vol. 146. P 26–33
6. **Дударьков Ю.И., Лимонин М.В., Левченко Е.А.** Расчетная оценка влияния краевых эффектов на свободной кромке отверстия на прочность слоистых композитов // Заводская лаборатория. Диагностика материалов. М., 2017. Т. 83, № 3. С. 59–64.

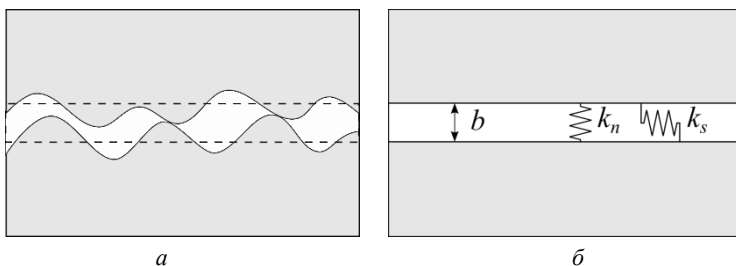
ЧИСЛЕННОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ НАПРЯЖЕННО-ДЕФОРМИРОВАННОГО СОСТОЯНИЯ ТРЕЩИНОВАТО-ПОРИСТОЙ СРЕДЫ НА ФИЛЬТРАЦИЮ ЖИДКОСТИ

Д.Ю. Легостаев, С.П. Родионов

*Тюменский филиал Института теоретической и прикладной
механики им. С.А. Христиановича СО РАН
625026, Тюмень*

Трещиноватость пластов оказывает существенное влияние на структуру фильтрационных потоков флюидов. Влияние трещин на извлечение углеводородов может иметь как положительный, так и отрицательный характер, поэтому учет фильтрационно-емкостных свойств трещин является важным аспектом гидродинамического моделирования пластовых систем. При этом определяющее влияние на фильтрационные свойства системы трещин оказывает напряженно-деформированное состояние залежи [1].

Трещина представляет собой нарушение сплошности скелета горной породы, между поверхностями трещины существуют точки контакта, которые не позволяют ей полностью сомкнуться (рис. *а*). При рассмотрении фильтрации жидкости трещину модельно представляют в виде узкой щели, обладающей эффективной гидродинамической раскрытостью b (рис. *б*). Проницаемость трещины k_f может быть связана с ее раскрытостью с помощью кубического закона [2]. В силу высокого аспектного соотношения при описании напряженно-деформированного состояния трещина может быть рассмотрена как плоское включение, характеризующееся нормальной k_n и сдвиговой k_s жесткостью [3] (рис. *б*).



Трещиновато-пористая среда

a – схематичное представление трещины; *б* – упрощенное модельное представление.

В работе [1] утверждается, что определяющее влияние на гидродинамические характеристики пластовых неоднородностей оказывают не нормальные, а сдвиговые напряжения: вводится гипотеза критически напряженных разломов, согласно которой механически активные разломы, определяемые критерием Кулона–Мора, являются гидравлически проводящими. Причиной этого являются сдвиги по поверхности нарушения, которые приводят к существенному изменению проницаемости трещин.

Настоящая работа посвящена численному исследованию фильтрационных течений однофазной жидкости в деформируемом трещиновато-пористом пласте. В работе рассмотрена математическая модель и подходы к численному моделированию пороупругих сред содержащих трещины. В двумерной постановке исследовано влияние закачки и добычи флюида на напряженно-деформированное состояние системы трещин и ее фильтрационные свойства.

Численное моделирование проведено на разработанном программном модуле [4] для совместного моделирования фильтрации флюида и напряженно-деформированного состояния скелета горной породы на основе системы уравнений пороупругости. Для моделирования трещиноватости использован подход дискретных трещин [5], который хорошо применим для описания систем протяженных трещин.

Работа выполнена за счет гранта Российского научного фонда (проект № 18-19-00049).

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Zoback M.D.** Reservoir Geomechanics. Cambridge University Press, 2007. 449 p.
2. **Witherspoon P.A., Wang J.S., Iwai K., Gale J.E.** Validity of cubic law for fluid flow in a deformable rock fracture // Water Resources Research. 1988. Vol. 16, Iss. 6. P. 1016–1024.
3. **Кочарян Г.Г.** Геомеханика разломов. М.: ГЕОС, 2016. 424 с.
4. **Legostaev D.Y., Botalov A.Yu., Rodionov S.P.** Numerical simulation of fluid flow in a saturated fractured porous media based on the linear poroelasticity model // Journal of Physics: Conference Series. 2019. Vol. 1404. Art. 012028.
5. **Garipov T.T., Karimi-Fard M., Tchelepi H.A.** Discrete fracture model for coupled flow and geomechanics // Computational Geosciences. 2016. Vol. 20, Iss. 1. P.149–160.

КОРРОЗИОННОСТОЙКИЕ ПОКРЫТИЯ ДЛЯ МАГНИЕВЫХ СПЛАВОВ: ПРОБЛЕМЫ И ПЕРСПЕКТИВЫ

М.Л. Линдеров

*Научно-исследовательский институт прогрессивных технологий
Тольяттинский государственный университет
445020, Тольятти*

В настоящее время наблюдается бурный рост исследований по магниевой тематике. Данные материалы помимо авиационной индустрии, где они уже зарекомендовали себя наилучшим образом [1, 2], также успешно продвигают и в автомобильную промышленность [3]. Кроме того, наметилась еще одна область, в которой магниевые сплавы являются перспективными для применения, – это медицина [4], где их планируют использовать в качестве временных биорезорбируемых имплантатов.

Основными проблемами, сдерживающими внедрение магниевых сплавов в рассматриваемых новых областях, являются их недостаточно высокие прочностные и коррозионные свойства. И если для улучшения прочностных свойств имеется существенный прогресс за счет использования комбинированных методов интенсивная пластическая деформация [5], то со вторым результаты менее утешительные. Даже незначительное добавление (порядка нескольких ppm) таких элементов, как Fe или Cu, приводит к снижению стойкости к коррозии. Например, повышение содержания железа с 45 ppm до 280 ppm увеличивает количество выделившегося водорода при погружении в соляной раствор в течение 10 часов на порядок [6]. Возможные пути решения указанной проблемы заключаются в использовании чрезвычайно чистых компонентов, что достаточно дорого, и/или специальных защитных покрытий, что дешевле, но требует разработки и/или адаптации технологий по их нанесению. В представленной работе описываются отдельные методы нанесения покрытия для магниевых сплавов, а также проблемы и перспективы использования их для нужд медицинской промышленности.

Исследование выполнено за счет гранта Российского научного фонда (проект № 19-79-00258)

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Волкова Е.Ф., Антипов В.В.** Магниево деформируемые сплавы // Все материалы. Энциклопедический справочник. 2012. № 5. С. 20–26.
2. **Мухина И.Ю.** Структура и свойства новых литейных магниевых сплавов // Литейное производство. 2001. № 12. С. 12.
3. **Волков Д.А., Леонов А.А., Мухина И.Ю., Уридия З.П.** Потенциал применения био-разлагаемых магниевых сплавов (обзор) // Труды ВИАМ. 2019. № 3 (75). С. 35–43.
4. **Волкова Е.Ф., Дуюнова В.А.** О современных тенденциях развития магниевых сплавов // Технология легких сплавов. 2016. № 3. С. 94–105.
5. **Estrin Y., Vinogradov A.** Extreme grain refinement by severe plastic deformation: a wealth of challenging science // Acta Materialia. 2013. Vol. 61, No. 3. P. 782–817.
6. **Atrens, A., Liu, M., Zainal Abidin, N.I.** Corrosion mechanism applicable to biodegradable magnesium implants // Materials Science and Engineering B. 2011. Vol. 176. P. 1609–1636.

УЧЕТ ПРОИЗВОДСТВА NO В ГЕТЕРОГЕННЫХ РЕАКЦИЯХ МЕТОДОМ ПРЯМОГО СТАТИСТИЧЕСКОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ

А.С. Литвинцев, А.Н. Молчанова, Е.А. Бондарь

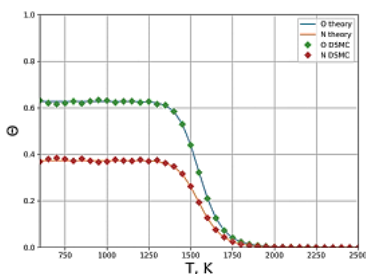
*Институт теоретической и прикладной механики
им. С.А. Христиановича СО РАН
630090, Новосибирск*

Поверхностные реакции играют существенную роль в переносе тепла на поверхность спускаемого аппарата, входящего в атмосферу. Поскольку эти реакции являются экзотермическими, отсутствие модели их учета в расчете может привести к значительному занижению значения теплового потока на поверхность спускаемого аппарата. Таким образом, правильно разработанная каталитическая модель позволяет повысить точность расчета теплового потока, что имеет не только фундаментальное, но и прикладное значение.

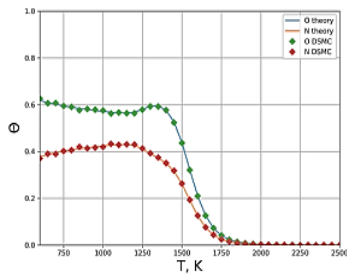
При моделировании аэротермодинамики спускаемых аппаратов на больших высотах (более 80 км) нельзя опираться на сплошнородные модели, основным инструментом численного расчета таких течений является метод прямого статистического моделирования (ПСМ). Для моделирования поверхностных процессов в рамках метода ПСМ требуется информация о вероятностях и временах процессов для конкретных молекул. В работе [1] был предложен подход для получения такой микроскопической информации на основе детальных макроскопических кинетических механизмов поверхностных процессов. Одним из ограничений предложенного подхода является отсутствие учета реакций рекомбинации, приводящих к образованию монооксида азота. Как отмечается в [2, 3] такие реакции могут играть важную роль в кинетике поверхностных процессов. В настоящей работе проведено обобщение подхода [1] на кинетику поверхностных процессов, включающих образование монооксида азота.

Предложенная модель была основана на кинетическом механизме Куротаки для теплозащитного покрытия на основе SiO_2 [4]. Модель была реализована в программном комплексе SMILE++, добавлена возможность участия одного типа вещества сразу в нескольких реакциях рекомбинации (рекомбинации Или – Ридела и Лэнгмюра – Хиншельвуда) с различными реагентами. Верификация модифицированного программного комплекса проводилась путем сравнения равновесной заселенности поверхности атомами N и O с учетом различных реакций в зависимости от температуры с рассчитанными аналитически равновесными значени-

© Литвинцев А.С., Молчанова А.Н., Бондарь Е.А., 2020



a



б

Сравнение равновесной доли поверхностной заселенности адсорбированных частиц, полученной в ПСМ расчетах с теоретическими значениями для адсорбции и десорбции (*a*); адсорбции, десорбции и рекомбинации Или – Ридела (*б*).

ями. На рисунке видно отличное согласие результатов расчетов с теорией, что демонстрирует способность предложенной модели предсказывать макроскопические скорости реакций в условиях термического равновесия.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Molchanova A.N., Kashkovsky A.V., Bondar Ye.A.** Surface recombination in the direct simulation Monte Carlo method // *Phys. Fluids*. 2018. Vol. 30, Art. 107105.
2. **Pejakovic D.A., Marschall J., Duan L., Martin M. P.** Direct detection of NO produced by high-temperature surface-catalyzed atom recombination // *Journal of Thermophysics and Heat Transfer*. 2010. Vol. 24, No. 3, P. 603–611. <https://doi.org/10.2514/1.47175>.
3. **Weisberger J.M., MacLean M.G., Parker R.A., DesJardin P.** Near-surface nitric oxide concentration measurement in the LENS-XX expansion tunnel facility // [Proc.] 44th AIAA Thermophysics Conference: AIAA 2013-2643. DOI: 10.2514/6.2013-2643
4. **Kurotaki T.** Catalytic Model on SiO₂ – Based Surface and Application to Real Trajectory // *Journal of Spacecraft and Rockets*. 2001. Vol. 38, No. 5. P. 798–800.

ВЛИЯНИЕ ТЕПЛООБМЕНА НА ПОЛОЖЕНИЕ ПСЕВДОСКАЧКА В КАНАЛЕ ПОСТОЯННОГО СЕЧЕНИЯ

А.Ю. Мельников, В.А. Кисловский

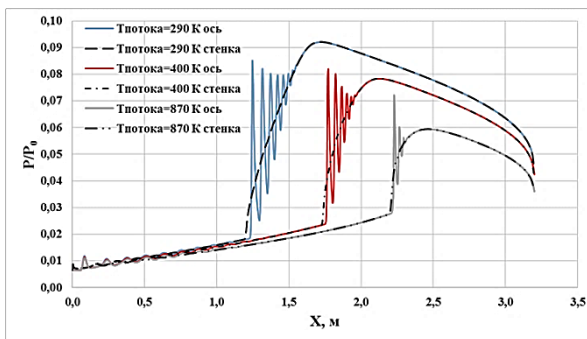
*Институт теоретической и прикладной механики
им. С.А. Христиановича СО РАН
630096, Новосибирск*

Сверхзвуковым течениям с псевдоскачком посвящено большое количество работ [1]. В большинстве случаев работы направлены на исследования режимов, характеристик и общих физических процессов, происходящих в ПВРД. В таких течениях неизбежно происходит переход от сверхзвуковых скоростей течения к дозвуковым через цепочку косых скачков уплотнения, называемую псевдоскачком. В частности, рассматриваются вопросы взаимодействия камер сгорания и входных устройств (воздухозаборников). Лишь в единичных расчетных работах рассматривается вопрос влияния теплообмена потока и стенок каналов ПВРД на характеристики потока [2].

Данная работа посвящена исследованию влияния теплообмена на положение зоны перехода и структуру псевдоскачка. Моделировалось сверхзвуковое течение с переходом в дозвуковое при условиях наличия вязкости и теплообмена на поверхности стенок канала длиной $l = 3,2$ м и диаметром $d = 0,05$ м, выходящее в затопленное пространство. На входе в канал задавались число Маха $M = 4$, полное давление $P_{0вх} = 1$ бар и температура торможения $T_{0вх} = 290, 400, 870$ К. На выходной границе расчетной области задавались статическое давление $P_{вых} = 0,01$ бар и статическая температура торможения $T_{0вых} = 290$ К.

Численное моделирование осуществлялось с помощью программного пакета ANSYS Fluent в стационарной осесимметричной постановке. Решались уравнения Навье – Стокса, осредненные по Рейнольдсу, с моделью турбулентности $k-\omega$ SST. Использовался решатель Density based с применением неявной схемы линеаризации уравнений в связи с рассмотрением вязкого течения. В расчетной области создавалась структурированная сетка с экспоненциальным сгущением к стенке канала для разрешения пограничного слоя.

На рисунке приведены результаты численного моделирования влияния температуры потока на течение с образованием псевдоскачка.



Распределение давления вдоль канала.

Пунктирными линиями показано распределение статического давления вдоль стенки канала. Сплошными линиями – статическое давление по оси канала. При увеличении температуры потока зона перехода смещается в сторону выходного сечения. По мере приближения зоны перехода к выходному сечению канала интенсивность скачков уплотнения снижается, как и степень повышения статического давления. Данный факт можно интерпретировать следующим образом: дозвуковому потоку требуется определенное расстояние канала для ускорения потока, за счет пограничного слоя, до течения с критическим числом Маха на выходе $M = 1$. При увеличении температуры потока толщина дозвукового пограничного слоя растет из-за уменьшения числа Re , поэтому для разгона дозвукового потока до числа Маха $M = 1$ требуется меньшее расстояние. Соответственно, переход сверхзвукового потока в дозвуковой поток происходит при меньшем числе Маха, что обеспечивает менее интенсивные скачки уплотнения. Этот механизм может быть реализован лишь при смещении зоны псевдоскачка ближе к выходному сечению. Данный результат согласуется с результатами, представленными в литературе [3].

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Matsuo K., Miyazato Y., Kim H.-D.** Shock train and pseudo-shock phenomena in internal gas flow // *Progress in Aerospace Sci.* 1999. No. 35. P. 33–100.
2. **Saha S., Chakraborty D.** Hypersonic Intake starting characteristics – a CFD validation study // *Defence Science Journal.* 2012. Vol. 62, No. 3. P. 147–152.
3. **Melnikov A.Yu., Zvegintsev V.I.** Investigation of deceleration supersonic flow in a long cylindrical channel with formation pseudoshock // *IMEIA 2016: Proceedings.* Lancaster, [USA]: Destech Publication, 2016. P. 259–263.

ИСПОЛЬЗОВАНИЕ НЕОДНОРОДНОГО ЗАСЕИВАНИЯ СВЕРХЗВУКОВОГО ПОТОКА ДВУОКИСЬЮ УГЛЕРОДА ДЛЯ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ПОЛЕЙ СКОРОСТЕЙ МЕТОДОМ PIV

Е.А. Меркулова, Ю.В. Громько

*Институт теоретической и прикладной механики
им. С.А. Христиановича СО РАН
630090, Новосибирск*

Данная работа посвящена совершенствованию метода Particle Image Velocimetry (PIV). Метод PIV используется для отслеживания перемещения частиц в потоке газа с целью получения мгновенных векторных полей скоростей во всей исследуемой области [1]. К преимуществам PIV можно отнести широкий диапазон применимости как по масштабам исследуемых возмущений, так и по скоростям потока, а также отсутствие возмущающего влияния на объект исследований. Недостатки данного метода вытекают из выбора засеивающих частиц. Использование твердых веществ, таких как полистирол, оксид алюминия, диоксид титана и оксид магния, зачастую требует разработок систем ввода в набегающий поток газа и приводит к загрязнению элементов установки, модели и рабочей части. При использовании распыленных жидкостей (гликоль, вода и силиконовое масло) данные частицы имеют большую массу, что препятствует исследованию высокочастотных возмущений в пограничном слое при сверхзвуковых скоростях [2]. Альтернативный материал – это сконденсированный газ, например двуокись углерода, безопасный для рабочей части аэродинамической трубы и модели, а что самое главное, имеющий близкие массовые характеристики с потоком воздуха. Однако на данный момент подаваемый газ CO_2 однородно засеивает поток, что позволяет измерить толщину пограничного слоя и визуализировать турбулентные пятна [2], но не позволяет изучить поля скоростей потока над моделью. Данная работа направлена на решение данной проблемы путем создания потока с неоднородным распределением CO_2 .

Эксперименты были выполнены на малой аэродинамической трубе Т-3276 ИТПМ СО РАН, которая позволяет получать поток с постоянными параметрами в течение 50 секунд. Данная установка оснащена профилированным соплом с диаметром выходного сечения 110 мм, рассчитанным на число Маха 4,95. Эксперименты проводились для диапазона давлений торможения $P_0 = 1 \div 4$ атм и при температуре торможения $T_0 = 293$ К ($Re_1 \approx 3 \div 13 \cdot 10^6 \text{ м}^{-1}$). Для неравномерного засеивания набегающего потока в форкамеру установки в непосредственной близости от критического сечения сопла устанавливалось полое кольцо из медной

© Меркулова Е.А., Громько Ю.В., 2020

трубки с отверстиями, направленными к оси форкамеры, подключенное к баллону с углекислым газом (см. рисунок). Измерение полей скорости потока исследовалось над остроконечной моделью конуса с углом полураствора 5 градусов.

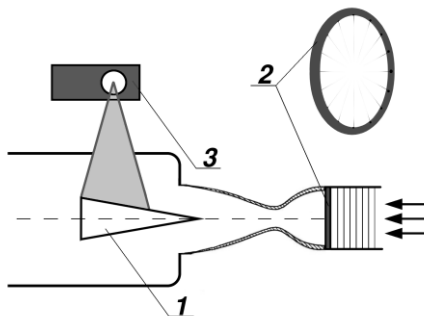


Схема эксперимента.

1 – модель конуса, 2 – кольцо, 3 – лазерный нож.

Были выполнены эксперименты по определению скорости потока над границей пограничного слоя модели остроконечного конуса с помощью метода PIV с неравномерным засеvom потока частицами газа CO_2 . Осуществлен совместный засеv потока частицами глицерина и неоднородным распределением CO_2 . Результаты сравнивались со значениями скорости, полученными при однородном засеvании потока частицами глицерина.

Исследование выполнено при финансовой поддержке Российского научного фонда (грант № 19-71-00031)

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Ахметбеков Е.К., Бильский А.В., Маркович Д.М. и др. Применение лазерного измерительного комплекса «ПОЛИС» для измерений поля скорости в сверхзвуковом потоке в аэродинамических трубах // Теплофизика и аэромеханика. 2009. Т. 16, № 3. С. 342–352.
2. Gromyko Y.V., Polivanov P.A., Bountin D.A., Merkulova E.A. Application of optical methods to study disturbance development // Proc. of the XXVI Conference on High-Energy Processes in Condensed Matter, dedicated to the 150th anniversary of the birth of S.A. Chaplygin (Novosibirsk, Russia, 3–5 April 2019); AIP Conference Proceedings. AIP Publishing LLC. 2019. Vol. 2125. Art. 030097. (6 p.) <https://doi.org/10.1063/1.5117479>

ВАЛИДАЦИЯ ПРОГРАММНЫХ ПАКЕТОВ ПРИМЕНИТЕЛЬНО К РАСЧЁТУ КОЭФФИЦИЕНТА ТЕПЛООТДАЧИ НА ТЕЛАХ РАЗЛИЧНОЙ ФОРМЫ

А.В. Минко, П.А. Горячев, И.Д. Свиридов

*Центральный институт авиационного
моторостроения им. П.И. Баранова
111116, Москва*

Существует большой класс задач, связанных с оценкой обледенения аэродинамических поверхностей в различных условиях. Для их решения необходимо иметь информацию о коэффициенте теплоотдачи на поверхности тел, которую можно получить с помощью моделирования обтекания в различных программных пакетах. Данная работа посвящена определению чисел Нуссельта на поверхности тел, соответствующих ледяным наростам на цилиндре.

В настоящей работе расчёты параметров течения выполнены с помощью программных пакетов ANSYS и ЛОГОС-ПП. Моделирование проводилось в двумерной постановке. Решалась система уравнений Навье – Стокса с осреднением по Рейнольдсу для сжимаемого вязкого газа. Предварительный этап работы заключался в расчёте обтекания цилиндра. Выполнен расчёт по сеточной сходимости, оптимизирована расчётная сетка, выбрана подходящая модель турбулентности. После выбора необходимых настроек расчётного модуля основное исследование проводилось с использованием модели турбулентности SST [1] для различной величины турбулентных пульсаций и чисел Рейнольдса в набегающем потоке, а также для различной шероховатости стенки. Для валидации программных пакетов было проведено сравнение данных расчёта с данными двух экспериментов, выполненных в ЦИАМ (РФ) и США [2]. В экспериментах определение коэффициента теплоотдачи и, соответственно, чисел Нуссельта было выполнено путём обогрева электрическим током пластин конечной длины, помещённых на поверхности исследуемого тела, поэтому при расчётах проводилось осреднение по времени тепловых потоков на поверхностях, соответствующих нагревательным пластинам.

Проведено сравнение расчётов с экспериментальными данными. В результате работы для ряда чисел Рейнольдса получено хорошее

согласование расчёта с результатами эксперимента, в некоторых случаях разница получилась значительной, что говорит о необходимости дальнейших работ по настройке расчётных модулей.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Menter F.R.** Two-Equation Eddy-Viscosity Turbulence Models for Engineering Applications // *AIAA Journal*. 1994. Vol. 32(8). P.1598–1605.
2. **Van Fossen G.J., Simoneau R.J., Olsen W.A., Jr., Shaw R.J.** Heat Transfer Distributions Around Nominal Ice Accretion Shapes Formed on a Cylinder in the NASA Lewis Icing Research Tunnel // *AIAA 22nd Aerospace Sciences Meeting (Reno, Nevada, January 9–12, 1984)*: AIAA-84-0017. [Engineering. 1984/ DOI:10.2514/6.1984-17]

ОБЗОР МЕТОДОВ ЧИСЛЕННОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ РАСПРОСТРАНЕНИЯ ВОЛНЫ ЗВУКОВОГО УДАРА

П.А. Мищенко, Т.А. Киселева

*Институт теоретической и прикладной механики
им. С.А. Христиановича РАН
630090, Новосибирск*

*Новосибирский государственный университет
630090, Новосибирск*

Одной из проблем, возникающей при создании сверхзвуковых пассажирских самолетов, является высокий уровень звукового удара [1, 2].

Ранее для расчета интенсивности звукового удара на большом удалении R от летательного аппарата пользовались следующим уравнением [3]:

$$\frac{\Delta P}{P_\infty} = \frac{\gamma(2\beta)^{1/4}}{(\gamma+1)^{1/2} R^{3/4}} \left\{ \frac{1}{2\pi} \int_0^{\tau_0} \left[\int_0^\tau \frac{S''(t)dt}{(\tau-t)^{1/2}} + \frac{\beta \cos(\theta)}{2q} \int_0^\tau \frac{Y''(y)dt}{(\tau-t)^{1/2}} \right] d\tau \right\}^{1/2},$$

где $S(t)$ – площадь поперечного сечения, $Y(t)$ – подъемная сила, M – число Маха, $\beta = \sqrt{M_\infty^2 - 1}$, γ – показатель адиабаты. Для реальных моделей нахождение точного решения этого уравнения становится вычислительно затратной задачей.

На сегодняшний день большинство расчетных программ основывается на комбинированном способе расчетов [4]. Первый этап заключается в определении параметров возмущенного течения с использованием численных или экспериментальных методов в ближней зоне звукового удара. В дальней зоне решается задача распространения волны звукового удара на большие расстояния от источника возмущений.

Первый этап реализуется обычно с использованием таких программных пакетов, как ANSYS, SolidWorks, а также некоммерческих кодов [5, 6].

Для реализации второго этапа применяются различные методы. Один из методов грубых оценок основывается на том, что профиль избыточного давления рассматривается как нестационарная волна Римана, сносимая в поперечном направлении равномерным потоком [7].

Другим подходом к пересчету является решение расширенного уравнения Бюргерса, выраженное из уравнений Навье – Стокса. В статьях [8, 9] для пересчета профиля давления в дальнюю зону решается расширенное уравнение Бюргерса в следующем виде:

© Мищенко П. А., Киселева Т.А., 2020

$$\frac{\partial p}{\partial s} = \left[\frac{\delta}{2c_0^3} + \sum_v \frac{(\Delta c)_v \tau_v}{c_0^2} \left(1 + \tau_v \frac{\partial}{\partial \tau} \right)^{-1} \right] \frac{\partial^2 p}{\partial \tau^2} - \frac{1}{2B} \frac{\partial B}{\partial s} p + \frac{\beta}{2\rho_0 c_0^3} \frac{\partial p^2}{\partial \tau} \quad (1)$$

где p – давление, s – криволинейная координата вдоль направления луча распространения волны, c_0 – скорость звука и ρ_0 – плотность, β – коэффициент нелинейности, δ – коэффициент распространения звука, τ_v – время релаксации, B – энергетическая инварианта Блохинцева.

Уравнение (1) учитывает такие важные свойства среды, как нелинейность, стратификация атмосферы, диссипативные и дисперсионные эффекты. Для решения применяется метод расщепления [10], основанный на сведении решения одного уравнения к последовательному решению нескольких уравнений. В близком к поверхности земли слое атмосферы турбулентность может заметно влиять на распространяемые возмущения в нем. В статье [9] для описания этого эффекта в близком к поверхности земли слое решается уравнение Хохлова – Заболоцкой – Кузнецова, полученное добавлением к расширенному уравнению Бюргера членов, описывающих дифракцию, осевую и поперечную конвекцию. Это уравнение решается также методом расщепления.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Чернышев С.Л.** Звуковой удар. М.: Наука, 2011.
2. **Ляндау П.Д.** Об ударных волнах на далеких расстояниях от места их возникновения // ПММ. 1945. Т. 9, № 4. Р. 286
3. **Уизем Дж.** Линейные и нелинейные волны. М.: Мир, 1977.
4. **Morgenstern J., Norstrud N., Sokhey J., Martins S., Alonso J.J.** Advanced Concept Studies for Supersonic Commercial Transports Entering Service in the 2018 to 2020 Period. Phase I Final Report: NASA CR-2013-217820. (Lockheed Martin Corporation, Palmdale, California, 2013). 306 p.
5. **Cleveland R.O., Chambers J.P., Bass H.E., Raspet R., Blackstock D.T., Hamilton M.F.** Comparison of computer codes for the propagation of sonic boom waveforms through isothermal atmospheres // Journal of the Acoustical Society of America, 1996. Vol. 100, No. 5. P. 3017–3027.
6. **Ivanteyeva L.G., Kovalenko V.V., Pavlyukov E.V., Teperin L.L., Rackl R.G.** Validation of sonic boom propagation codes using SR-71 flight test data // Journal of the Acoustical Society of America. 2002. Vol. 111, No 1. P. 554–561.
7. **Рыжов О.С.** Затухание ударных волн в стационарных течениях // ПМТФ. 1961. № 6. С. 36–40.
8. **Канамори М., Takahashi Т., Makino Yo., Naka Yu., Ishikawa H.** Comparison of Simulated Sonic Boom in Stratified Atmosphere with Flight Test Measurements: AIAA 2018-0745.
9. **Fujino K., Kikuchi R., Shimoyama K., Obayashi S., Makino Yo.** Effects of Uncertainties in Atmospheric Turbulence and Weather Predictions on Sonic Boom: AIAA 2017-028055.
10. **Ковеня В.М.** Алгоритмы расщепления при решении многомерных задач аэрогидродинамики. М.: СО РАН, 2014.

ЧИСЛЕННОЕ ОПРЕДЕЛЕНИЕ КРИТИЧЕСКИХ УСЛОВИЙ ИСКРОВОГО ЗАЖИГАНИЯ АЭРОВЗВЕСИ ПОРОШКА БОРА

К.М. Моисеева, А.Ю. Крайнов, Е.И. Рожкова

*Томский государственный университет
634050, Томск*

В работе представлены результаты численного исследования критических условий искрового зажигания аэровзвеси порошка бора. Постановка задачи основана на модели горения аэровзвеси порошка бора [1] и физико-математической модели искрового зажигания реакционноспособной газовой взвеси [2]. Целью исследования являлось определение минимальной энергии искрового зажигания аэровзвеси порошка бора в зависимости от массовой концентрации и размера частиц бора.

Основные допущения физико-математической модели соответствовали работам [1, 2]. Учитывалось образование и испарение окисного слоя на поверхности частицы бора, образование оксидов бора BO и B_2O_2 в гетерогенной реакции после испарения B_2O_3 , последующие газофазные реакции оксидов бора с кислородом. Испарение бора не учитывалось. Полагалось, что порошок изначально покрыт тонкой окисной пленкой. Метод решения и алгоритм параметрических расчетов соответствовали работам [2–4]. В работе варьировалась величина Q_z , определяющая величину энергии искрового зажигания в размерности [Дж/м].

Основные параметры расчета соответствовали работе [1]. Пример полученных результатов расчета представлен на рис. 1, где показана структура волны горения монодисперсного порошка бора с радиусом частиц 1 мкм и массовой концентрацией порошка 0.4 кг/м^3 . На рис. 1,а представлены радиус частиц бора (пунктир) и радиус частиц вместе с окисным слоем (сплошная кривая). На рис. 1,б представлены профили температур газа и частиц. Кривые на рис. 1 построены через последовательные интервалы времени $\Delta t = 10^{-3} \text{ с}$. Фронт горения перемещается слева направо, первая кривая соответствует моменту времени $t = 3 \cdot 10^{-3} \text{ с}$, последняя – моменту времени $t = 0,01 \text{ с}$. Нормальная скорость распространения фронта горения составила $u_n = 0,3 \text{ м/с}$, что соответствует работе [1]. Максимальная температура, достигаемая в процессе горения, соответствует адиабатической температуре пламени, рассчитанной для выбранных параметров. Результаты, представленные на рис. 1, соответствуют горению аэровзвеси при недостатке окислителя. Имеет место существенное недогорание исходного порошка.

Случай, представленный на рис. 1, соответствует успешному искровому зажиганию аэровзвеси порошка бора. Минимальная энергия зажигания в этом случае составила $Q_z = 1,5$ Дж/м. При меньшей энергии Q_z зажигания аэровзвеси с выбранными параметрами не происходило.

Увеличение радиуса частиц приводило к увеличению минимального значения Q_z , необходимого для зажигания аэровзвеси с выходом на устойчивый режим распространения пламени. Так, для частиц радиуса 5 мкм с массовой концентрацией 0,4 кг/м³ минимальная энергия искрового зажигания составила 20 Дж/м.

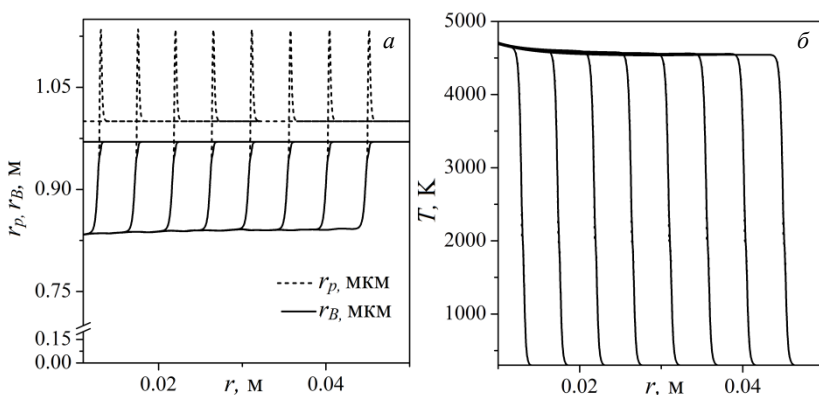


Рис. 1. Распределения по пространству радиуса частиц и радиуса бора в частицах (а) и температуры газа и частиц (б) через $\Delta t = 10^{-3}$ с

Работа выполнена при финансовой поддержке гранта Президента МК-421.2020.8.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Moiseeva K.M., Krainov A.Yu. Combustion model of boron-air suspension // Journal of Physics: Conference Series. 2019. Vol. 1382. Art. 012062. 6 p. doi:10.1088/1742-6596/1382/1/012062
2. Моисеева К.М., Крайнов А.Ю., Дементьев А.А. Определение критических условий искрового зажигания бидисперсного порошка алюминия в воздухе // Физика горения и взрыва. 2019. Т. 55, № 4. С. 26–33.
3. Годунов С.К., Забродин А.В., Иванов М.Я., Крайко А.Н., Прокопов Г.П. Численное решение многомерных задач газовой динамики. М.: Наука, 1976.
4. Крайко А.Н. О поверхностях разрыва в среде, лишенной «собственного» давления // Прикладная математика и механика. 1979. Т. 43, вып. 3. С. 500–510.

ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ГОРЕНИЯ ВЗВЕСИ УГОЛЬНОЙ ПЫЛИ В ЦИЛИНДРИЧЕСКОМ КАНАЛЕ С РАСШИРЕНИЕМ

К.М. Моисеева, А.Ю. Крайнов, Ю.А.Тарасенко

*Томский государственный университет
634050, Томск*

В настоящей работе на основе физико-математических постановок [1, 2] разработана модель горения взвеси угольной пыли в канале с внезапным расширением. Целью исследования является определение влияния состава угольной пыли и геометрических характеристик канала на характеристики распространения фронта горения.

В отличие от постановки [1] в настоящей работе учитываются химические превращения во взвеси угольной пыли, по сравнению с работой [2] изменена форма канала, по которому протекает смесь, а также взята газовзвесь с большим массовым содержанием угольной пыли.

В постановке задаче не учитывались диффузия и теплопроводность газа. Задача решалась в осесимметричной двухмерной постановке с учетом присутствия угловой составляющей скорости потока. Полагалось, что зажигание газовзвеси происходит за счет постоянно действующего источника тепла Q , расположенного внутри канала. Схема канала и местоположение источника представлены на рис. 1. Стрелкой показано направление подачи газовзвеси в канал.

Расчеты выполнены с использованием алгоритмов распада разрыва [3, 4] аналогично работам [1, 2]. Размер шага по пространству вдоль осей x , r задавался одинаковым и равным 10^{-3} м. Шаг по времени определялся из условия устойчивости Куранта. Пример полученного результата расчета показан на рис. 2. Представлено распределение температуры при нулевой скорости закрутки и подаче в канал смеси с содержанием ча-

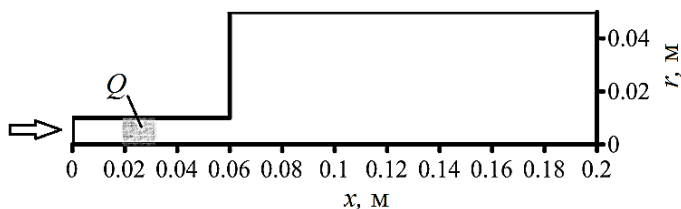


Рис. 1. Схема канала

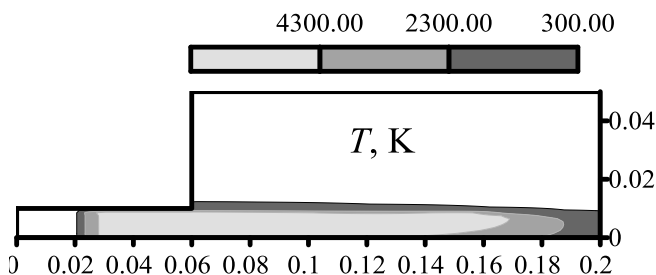


Рис. 2. Распределение температуры газа по пространству при $t = 0,1$ с, $u_b = 0,2$ м/с, $u_z = 0$ м/с, $r_p = 10^{-6}$ м, $\Delta_p = 0,1$

стиц, равным 0,1 от массы газа, радиусом 10^{-6} м. Начальная скорость подачи смеси вдоль оси x составляла 0,2 м/с.

Как видно из рис. 2, формируется фронт горения, практически не заходящий за поворот канала. Это связано с тем, что частицы попадают в нагретую зону и практически сразу сгорают в ней. В параметрических расчетах было получено, что фронт горения способен распространиться за поворот горелки в случае относительно малого источника тепловыделения Q , а также при наличии угловой составляющей скорости потока.

Работа выполнена при финансовой поддержке гранта РФФИ № 19-48-703006 р_мол_а.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Моисеева К. М., Крайнов А. Ю., Рожкова Е. И. Физико-математическое моделирование закрученного течения газовзвеси в цилиндрическом канале с внезапным расширением // Тезисы XVI Всероссийского семинара с международным участием «Динамика многофазных сред». Новосибирск, 2019. С. 118–120.
2. Моисеева К. М., Крайнов А. Ю., Тарасенко Ю. А. Математическое горение азровзвеси угольной пыли в трубе при закрутке потока // Тезисы XVI Всероссийского семинара с международным участием «Динамика многофазных сред». Новосибирск, 2019. С. 121–123.
3. Годунов С. К., Забродин А. В., Иванов М. Я., Крайко А. Н., Прокопов Г. П. Численное решение многомерных задач газовой динамики. М.: Наука, 1976.
4. Крайко А. Н. О поверхностях разрыва в среде, лишенной 'собственного' давления // Прикладная математика и механика. 1979. Т. 43, № 3. С. 500–510.

АКУАТОРОРЫ НА ОСНОВЕ БАРЬЕРНОГО РАЗРЯДА КАК ИСТОЧНИКИ ВОЗМУЩЕНИЙ ДЛЯ УПРАВЛЕНИЯ СДВИГОВЫМИ ТЕЧЕНИЯМИ

И.А. Моралев, И.В. Селивонин, М.В. Устинов

*Объединенный институт высоких температур РАН
125412, Москва*

*Центральный аэрогидродинамический институт
им. проф. Н.Е. Жуковского
140180, Жуковский, Московская область*

Плазменные актуаторы на основе диэлектрического барьерного разряда (ДБР) широко исследуются в качестве источника управляющих возмущений в задачах управления сдвиговыми и пограничными слоями. Принцип действия этих устройств основан на ускорении ионов в распадающейся плазме барьерного разряда. При увеличении скорости набегающего потока существенный вклад в возмущения скорости вносит также тепловыделение в разряде, на которое приходится до 99,9% вложенной энергии. Принципиальными достоинствами актуаторов на основе газовых разрядов по сравнению с механическими и струйными аналогами является их практическая безынерционность, отсутствие механических частей и возможность сравнительно легкой интеграции в поверхность обтекаемых тел. Принципиальными недостатками, особенно в области низких скоростей обтекания – крайне малый электромеханический КПД ионного ветра и ограничения по тяге актуатора.

Перечисленные характеристики определяет нишу эффективного использования плазменных актуаторов как источников возмущений в задачах управления сдвиговыми и пограничными слоями. Плазменные актуаторы на основе ДБР использовались для возбуждения мод неустойчивости волн Толлмина – Шлихтинга [1], неустойчивости поперечного течения [2] и полосчатых структур [3] в низкоскоростных пограничных слоях. Примером использования актуаторов для управления более высокоскоростными течениями является возбуждение волн неустойчивости в сдвиговых слоях высокоскоростных турбулентных струй [4]. Актуаторы использовались также в составе систем обратной связи для подавления волн ТШ, волн неустойчивости в сдвиговом слое струй [5].

Подобные приложения накладывают дополнительные требования на спектральную чистоту возмущений, создаваемых разрядом в потоке. Она, в свою очередь, ограничена процессами стохастической миграции микрозарядов по кромке коронирующего электрода. В результате спектр воздействия разряда на поток содержит широкополосную составляющую, часть которой может возбуждать неустойчивые моды пограничного слоя.

© Моралев И.А., Селивонин И.В., Устинов М.В., 2020

В работе представлено исследование спектров пульсаций, возникающих при работе разряда в двумерном пограничном слое при $Re_{\delta^*} \sim 10^3$. Показано, что разряд генерирует затухающие возмущения в широкой полосе частот (рис. 1,а). Методом корреляционной термоанемометрии исследована структура возмущений в следе за разрядом. Их фазовый портрет (рис. 1,б) соответствует полосчатым структурам, характерным для широкополосного возбуждения устойчивых пограничных слоев, однако трансверсальная длина волны больше, чем должна быть для оптимальных возмущений. Полученная структура сопоставлена со структурой пакета, порождаемого при импульсном возбуждении пограничного слоя изолированной группой микрозарядов, показано соответствие характерных трансверсальных длин волн наблюдаемых возмущений. Это говорит о том, что структура пакета в известной степени определяется структурой поля объемной силы, создаваемой одиночным микрозарядом.

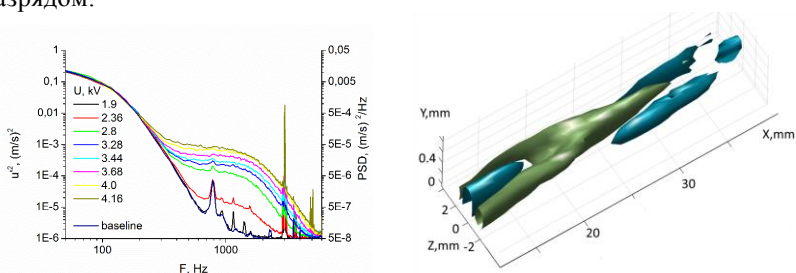


Рис. 1. Спектр возмущений в пограничном слое за разрядом (а); действительная часть кросс-спектра между излучением узкой секции разряда и пульсациями скорости потока (б) [6] .

Работа поддержана грантом РФФ № 18-79-00339.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Grundmann S., Tropea C. Active cancellation of artificially introduced Tollmien – Schlichting waves using plasma actuators // *Exp. Fluids*. 2008. Vol. 44, № 5. P. 795–806.
2. Serpieri J., Venkata S.Y., Kotsonis M. Conditioning of cross-flow instability modes using dielectric barrier discharge plasma actuators // *J. Fluid Mech.* 2017. Vol. 833. P. 164–205.
3. Belson B.A. et al. Comparison of plasma actuators in simulations and experiments for control of bypass transition: AIAA-2012-1141.
4. Kopiev V.F. et al. Instability wave control in turbulent jet by plasma actuators // *J. Phys. D: Appl. Phys.* 2014. Vol. 47, № 50. P. 505201. (18 p.)
5. Bychkov O. et al. Plasma-based active closed-loop control of instability waves in unexcited turbulent jet. Pt 1. Free jet // 25th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference, Delft, The Netherlands, 2019: AIAA 2019-2557 <https://doi.org/10.2514/6.2019-2557>
6. Moralev I., Selivonin I., Ustinov M. On the stochastic forcing of the boundary layer by plasma actuators // *Exp. Fluids*. 2019. Vol. 60. Art. 177. URL: <https://link.springer.com/article/10.1007/s00348-019-2822-2>

КОМПЬЮТЕРНОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ПРОЦЕССОВ, ПРОИСХОДЯЩИХ В ПОРИСТОЙ СРЕДЕ ПРИ ЗАКАЧКЕ МЕТАНА В НАСЫЩЕННЫЙ ГАЗОМ И ВОДОЙ ПЛАСТ

Н.Г. Мусакаев, С.Л. Бородин

*Тюменский филиал Института теоретической и прикладной механики им. С.А. Христиановича СО РАН
625026, Тюмень*

Работа посвящена компьютерному моделированию процессов, происходящих в ходе фильтрации в пористой среде, насыщенной метаном и водой, при закачке в нее метана. Под компьютерным моделированием понимается описание в виде математической модели, алгоритм решения ее уравнений и реализация в виде компьютерной программы.

Система уравнений математической модели построена на основе законов сохранения масс метана, воды и гидрата, закона Дарси, уравнения состояния реального газа и уравнения энергии [1], в котором учтены теплопроводность, конвекция, адиабатическое охлаждение, эффект Джоуля – Томсона, выделение или поглощение скрытой теплоты гидратообразования. Равновесные параметры образования/разложения гидрата метана вычисляются с помощью интерполяций [2].

Алгоритм решения базируется на неявной схеме для решения нелинейных дифференциальных уравнений, методе простых итераций для решения системы этих уравнений, а также авторском алгоритме для расчета гидратонасыщенности. Благодаря использованию неявной схемы обеспечивается абсолютная сходимость при любых сочетаниях шагов по времени и пространству.

Написана программа в открытой среде разработки программного обеспечения Lazarus на языке Object Pascal, которая позволяет проводить численные эксперименты описанных процессов.

Исследование выполнено при финансовой поддержке РФФИ в рамках научного проекта № 18-29-10023.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Басниев К.С., Кочина И.Н., Максимов В.М. Подземная гидромеханика. М.: Недра, 1993. 416 с.
2. Musakaev N., Borodin S. To the question of the interpolation of the phase equilibrium curves for the hydrates of methane and carbon dioxide // MATEC Web of Conferences. 2017. Vol. 115. Art. 05002. (4 p.) DOI: 10.1051/mateconf/201711505002

ВЛИЯНИЕ ЦИКЛИЧЕСКОГО НАГРУЖЕНИЯ НА МАГНИТОУПРУГИЕ СВОЙСТВА ТРУБНОЙ СТАЛИ 08Г2Б

А.Н. Мушников, Е.А. Путилова, Э.С. Горкунов, С.М. Задворкин,
А.М. Поволоцкая

*Институт машиноведения УрО РАН
620049, Екатеринбург*

Усталостная деградация является одной из основных причиной разрушения элементов стальных конструкций. Неразрушающие методы контроля, в частности магнитный, показали свою эффективность при диагностике напряженно-деформированного состояния и поврежденности стальных изделий после термической обработки и в условиях статического деформирования по различным схемам [1]. Поэтому актуально изучение возможности оценки усталостной деградации конструкционных сталей по магнитным параметрам.

Данная работа посвящена исследованию влияния упругого растяжения образцов трубной стали 08Г2Б, подвергнутых предварительному циклическому нагружению, на полевые зависимости продольной и поперечной магнитострикции.

Для исследований были изготовлены плоские образцы трубной стали 08Г2Б. Для снятия внутренних напряжений был проведен отжиг в вакууме при температуре 700°C в течение 3 часов. Образцы подвергали циклическому нагружению с частотой 3 Гц по схеме отнулевого растяжения с амплитудой 300 МПа (предел текучести – 280 МПа). Были получены образцы после 0, 10, 30, 50, 100 и 300 тысяч циклов.

Для регистрации магнитострикции, которая в сталях не превышает по порядку величину 10^{-5} , был использован разработанный в ИМАШ УрО РАН прецизионный измеритель малых токов [2]. Была применена классическая мостовая схема с термокомпенсацией на основе фольговых тензорезисторов. Измерения проводили в условиях продольного упругого растяжения образцов до 240 МПа с шагом 20 МПа. Максимальная напряженность магнитного поля составляла 600 А/см, что более чем в 20 раз превосходит коэрцитивную силу материала, т.е. обеспечивает перемагничивание по предельному циклу гистерезиса.

Изменения полевых зависимостей продольной и поперечной магнитострикций за счет циклического нагружения свидетельствуют о формировании остаточных сжимающих напряжений вдоль оси образца и

остаточных растягивающих напряжений – в поперечном направлении. В то же время приложенные растягивающие напряжения приводят к уменьшению положительной области на полевой зависимости продольной магнитострикции.

Работа выполнена при поддержке гранта РФФИ и Правительства Свердловской области (проект №20-48-660035). При выполнении исследований использовалось оборудование ЦКП «Пластометрия».

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Gorkunov E. S.** Magnetic structural-phase analysis as applied to diagnosing and evaluating the lifetime of products and structural components. Pt 1 // *Diagnostics, Resource and Mechanics of Materials and Structures*. 2015. Iss. 1. P. 6–40.
2. **Lukin N.A., Rubin L.S.** Use of nonlinear functional analog-to-digital conversion in precision measurements of small electrical quantities // *Gyroscopy and Navigation*. 2015. № 2. P. 149–155.

СПОСОБЫ ДИСПЕРГИРОВАНИЯ УГЛЕРОДНЫХ НАНОКОМПОНЕНТОВ В ЭПОКСИДНОМ КОМПАУНДЕ ДЛЯ ПОВЫШЕНИЯ МЕХАНИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК

Т.Ю. Наговицына¹, С.А. Титов¹, В.Д. Вермель¹, Ю.В. Корнев²

*¹Центральный аэрогидродинамический институт
им. проф. Н.Е. Жуковского
140180, Жуковский, Московская область*

*²Институт прикладной механики РАН
125040, Москва*

Использование диспергентов углеродных нанокomпонентов в эпоксидных связующих полимерных композиционных материалов (ПКМ), применяемых в различных отраслях промышленности, прежде всего в авиакосмической технике, составляет предмет расширяющихся исследований в связи с возможностью повышения механических характеристик и обеспечения электропроводности [1]. Повышение характеристик обуславливается химическим водородным взаимодействием углеродных нанокomпонентов – однослойных или многослойных нанотрубок (УНТ) с молекулами эпоксидного олигомера и его структурированием. Основным требованием к диспергированию, наряду с равномерностью распределения, является излом УНТ в компаунде, существенно повышающий активность взаимодействия [2].

Ультразвуковое диспергирование нанокomпонентов в связующем позволяет достаточно равномерно распределить наполнитель в матрице, однако может привести к недопустимому нагреву компаунда и снижению его механических характеристик. Другим недостатком являются ограниченные объемы подготавливаемых диспергентов.

Волновое диспергирование основано на методах нелинейной волновой механики [2, 3] и, по результатам исследований в «НЦ НВМТ РАН» ИМАШ РАН, обеспечивает равномерное диспергирование нанопополнителей в матрице даже при высокой вязкости.

В настоящей работе исследовалось ультразвуковое и волновое диспергирование многослойных нанотрубок «Таунит-М» [4] в эпоксидную композицию, а также влияние ультразвукового и волнового способов диспергирования на прочностные характеристики конструктивно-подобных образцов деталей силовой авиационной конструкции.

Испытания клеевых композиций на основе эпоксидного компаунда с диспергированными УНТ показали, что максимальные сдвиговые напряжения достигаются при ультразвуковом диспергировании с массо-

вой концентрации нанонаполнителей примерно 2 %. Также выявлено, что ультразвуковым воздействием возможно равномерное распределение нанокomпонентов в связующем с массовой концентрацией не менее 0,1 %. Размер агломерированных структур при этом достигал порядка 100 мкм. В процессе диспергирования обеспечивался разлом УНТ в компаунде.

Волновое диспергирование проходило без образования заметных агломератов нанокomпонентов и обеспечивало равномерность распределения нанонаполнителя с массовой концентрацией вплоть до 0,01 %. Размер агломерированных структур не превышал ~ 2 мкм. Однако обеспечить разломы УНТ в компаунде не удалось.

Результаты измерений показали, что при ультразвуковом диспергировании нанокomпонентов в связующем твердость клеевой композиции по сравнению с клеевым компаундом без нанокomпонентов увеличилась на 31%, а значение приведенного модуля упругости возросло на 28%. Волновое диспергирование при отсутствии разлома нанокomпонентов привело к увеличению твердости и значения приведенного модуля упругости на 13% и 12%, соответственно.

Результаты исследования подтвердили, что именно формируемые при разломах открытые УНТ являются наиболее эффективными модификаторами, повышающими механические характеристики эпоксидного компаунда [1]. Экспериментально получены значения возможного повышения механических характеристик. В продолжение исследований предполагается обеспечить разлом УНТ при волновом диспергировании.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

- 1. Вермель В.Д., Титов С.А., Корнев Ю.В., Никитина Е.А., Бойко О.В., Чиркунова С.В.** Наномодифицированная клеевая композиция для повышения прочности узлов соединений авиационных конструкций на основе полимерных композиционных материалов // Результаты фундаментальных исследований в прикладных задачах авиационной техники: Сборник статей. М.: Наука, 2016. С. 488–497.
- 2. Алдошин С.М., Бадамшина Э.Р., Грищук А.А., Тарасов А.Е., Эстрин Я.И., Ганиев Р.Ф., Ганиев С.Р., Касилов В.П., Курмиев Д.В., Пустовгар А.П.** Исследование влияния способов диспергирования одностенных углеродных нанотрубок на свойства нанокomпозитов на основе эпоксидной смолы // Проблемы машиностроения и надежности машин. 2015. № 3. С. 96–101.
- 3. Ганиев Р.Ф., Ганиев С.Р., Касилов В.П., Пустовгар А.П.** Волновые технологии в инновационном машиностроении. М.: НИЦ «Регулярная и хаотическая динамика», 2014.
- 4. Ткачев А.Г., Артемов В.Н., Мележик А.В., Рухов А.В., Аладинский А.А.** Углеродные наноматериалы серии «таунит»: производство, функционализация, применение // Нанотехника. 2014. № 1. С. 32–44.

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ДИСПЕРГИРОВАНИЯ ЖИДКОСТИ МАЛОРАСХОДНОЙ ФОРСУНКОЙ ВНУТРЕННЕГО СМЕШЕНИЯ

А.Ю. Нестеров

*Институт теоретической и прикладной механики
им. С.А. Христиановича СО РАН
630090, Новосибирск*

Газожидкостные форсунки широко используются в различных технологических процессах: в агротехнике, химической и пищевой промышленности, двигателестроении, теплоэнергетике и других приложениях. Во всем многообразии конструкций форсунок различают несколько классов данных устройств, среди них особое место занимает класс пневматических форсунок. Жидкость в таких устройствах диспергируется высокоскоростным потоком газа, что позволяет добиваться удовлетворительного качества распыла при росте расхода жидкости без значительного повышения её давления и часто имеет другие преимущества технологического характера [1]. Данный тип форсунок способен эффективно распылять жидкость расходами от нескольких литров до кубометров в час. Тем не менее устройства для разных диапазонов расходов различаются как минимум по масштабу, и влияние масштабного фактора на итоговую дисперсность потока систематически не исследовалась. Данные по многочисленным испытаниям различных конструкций пневматических форсунок не могут дать на этот вопрос однозначного ответа. Цель работы – экспериментальное исследование влияния масштабного фактора на разрушение жидкости форсункой внутреннего смешения на примере малорасходной форсунки.

Эксперименты выполнены на форсунке промышленного образца с подачей жидкости центральной трубкой в соосный поток газа и камерой внутреннего смешения для формирования струи на выходе из сопла. Схематическое изображение форсунки представлено на рисунке. Рассмотрены режимы с подачей жидкости в диапазоне давлений 1–6 атм, для газа – 1–8 атм. В данном диапазоне наблюдается как дозвуковое, так и сверхзвуковое истечение струи при расходах жидкости от 1 до 20 л/ч. Исследование выполнено методами оптической диагностики двухфазных потоков: методами теневой визуализации и лазерного ножа, прибором Malvern Spraytec для измерения дисперсности, прототипом ЛДА с прямым спектральным анализом [2, 3]. Данный набор инструментов позволяет определить основные характеристики газожидкостного потока [4].



Схематическое изображение внутреннего устройства форсунки

В ходе экспериментов определены характерные режимы истечения: с недостаточным количеством газа, нормальное истечение и истечение на режимах, близких к запираению канала жидкости газом (околозапорная картина). Исследование профилей скорости и гистограмм распределений капель по размеру в потоке выявили установившийся релаксационный характер течения на удалениях свыше 30 мм от среза сопла и малое изменение скоростей и размеров капель при увеличении давления газа на большом удалении от сопла. Тем не менее рост давления приводит к перераспределению размеров и росту фракции малых капель в потоке.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Витман Л.А., Кацнельсон Б.Д., Палеев И.И.** Распыливание жидкости форсунками. М., Л.: Государственное энергетическое издательство, 1962.
2. **Boiko V.M., Poplavski S.V., Nesterov A.U., Kondratev S.V., Morozov A.A., Potekhin A.K.** Laser Doppler Anemometer Based on the Fizeau Interferometer // Proc. of the XXV Conf. on High-energy Processes in Condensed Matter (HEPCM 2017): Dedicated to the 60th anniversary of the Khristianovich Institute of Theoretical and Applied Mechanics SB RAS (Novosibirsk, Russia, 5–9 June 2017): AIP Conference Proceedings. 2017. Vol. 1893. Art. 020015. (7 p.) doi: 10.1063/1.5007453
3. **Boiko V.M., Nesterov A.Yu., Poplavski S.V.** Development of LDA Method with Direct Spectral Analysis Based on Fizeau Interferometer for Aerophysical Experiments // Proc. 19th Intern. Conf. on the Meth. of Aerophys. Research (ICMAR 2018) (Novosibirsk, Russia, 13–19 August 2018): AIP Conference Proceedings Vol. 2027. Art. 040008 (6 p.) doi: 10.1063/1.5065282
4. **Бойко В.М., Нестеров А.Ю., Поплавский С.В.** Диспергирование жидкости в высокоскоростных коаксиальных газовых струях // Теплофизика и аэромеханика. 2019. Т. 26, № 3. С. 417–431.

РАСЧЕТ ПОЛОЖЕНИЯ ЛАМИНАРНО-ТУРБУЛЕНТНОГО ПЕРЕХОДА

Ю.М. Нечепуренко¹, А.В. Бойко², К.В. Демьянко¹,
С.В. Кириловский², Т.В. Поплавская²

¹*Институт прикладной математики им. М.В. Келдыша РАН
125047, Москва*

²*Институт теоретической и прикладной механики
им. С.А. Христиановича СО РАН
630090, Новосибирск*

Обсуждаются основные особенности программного комплекса LOTRAN 3.x, предназначенного для определения положения ламинарно-турбулентного перехода (ЛТП) в трехмерных пограничных слоях e^N -методом на основе данных о ламинарном обтекании, полученных с помощью решателя RANS. Для анализа устойчивости пограничного слоя в программном комплексе используются полные уравнения теплопереноса сжимаемой среды, линеаризованные относительно ламинарного течения [1]. В настоящее время различные версии этого комплекса широко используются для фундаментально-научных и инженерных расчетов (см., например, [2–5]).

При разработке программного комплекса LOTRAN 3.x ставились следующие основные задачи:

- он должен работать с данными о ламинарном обтекании, полученными с инженерной точностью;
- расчет должен быть полностью автоматизирован, то есть не требовать ручной работы;
- он должен иметь модульную структуру, в рамках которой отделены друг от друга задачи вычислительной 3D геометрии, задачи анализа и ассимиляции пограничного слоя, задачи анализа устойчивости и задачи определения положения перехода на основе анализа устойчивости и данных о возмущениях, вызывающих турбулилизацию потока;
- при анализе устойчивости основной объем вычислений должен приходиться на стандартные, тщательно отработанные матричные алгоритмы.

Эти задачи удалось решить за счет оригинальной технологии формирования и решения задач устойчивости трехмерного пограничного слоя, использования физически обоснованных диапазонов варьирования

локальных волновых чисел и фильтров, исключаящих неустойчивости, не вызывающие ЛТП, и неустойчивости, вызванные неточностью расчета ламинарного пограничного слоя.

Работа выполнена при финансовой поддержке Российского научного фонда (проект № 17-71-20149).

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Boiko A.V., Demyanko K.V., Nечepurenko Y.M.** On computing the location of laminar-turbulent transition in compressible boundary layers // Russ. J. Numer. Anal. Math. Modeling. 2017. Vol. 32, No. 1. P.1–12.
2. **Boiko A.V., Demyanko K.V., Inozemtsev A.A., Kirilovskiy S.V., Nечepurenko Yu.M., Paduchev A.P., Poplavskaya T.V.** Determination of the laminar-turbulent transition location in numerical simulations of subsonic and transonic flows past a flat plate // Thermophysics and Aeromechanics. 2019. Vol. 26, No. 5. P. 629–637.
3. **Kirilovskiy S.V., Boiko A.V., K.V. Demyanko, Nечepurenko Y.M., Poplavskaya T.V., Sidorenko A.A.** On integrating the LOTRAN 3.0 package into the ANSYS fluent CFD software // AIP Conf. Proc. 2019. Vol. 2125. Art. 030098 (6 p.)
4. **Poplavskaya T.V., Boiko A.V., Demyanko K.V., Kirilovskiy S.V., Nечepurenko Y.M.** Numerical simulation of the transition to turbulence in subsonic and transonic flows // J. of Physics: Conf. Series, 2019. Vol. 1359. Art. 012068.
5. **Kirilovskiy S.V., Boiko A.V., Demyanko K.V., Ivanov A.V., Nечepurenko Y.M., Poplavskaya T.V.** Numerical simulation of the laminar-turbulent transition on a swept wing in a subsonic flow // J. of Physics: Conf. Series, 2019. Vol. 1359. Art. 012070.

ИСПОЛЬЗОВАНИЕ ТУРБУЛИЗАТОРА ДЛЯ УПРАВЛЕНИЯ КАВИТАЦИЕЙ: ЭКСПЕРИМЕНТ НА ДВУМЕРНОМ КРЫЛЕ

М.Ю. Ничик, И.И. Запрыгаев, М.В. Тимошевский, К.С. Первунин

*Институт теплофизики им. С. С. Кутателадзе СО РАН
630090, Новосибирск*

Кавитация пагубно влияет на работу судов, подводных аппаратов и гидравлического оборудования. Основными негативными факторами являются эрозия поверхности, повышенный шум и вибрации конструкций [1]. Схлопывание кавитационных пузырьков приводит к формированию микроскопических кумулятивных струй, которые, ударяя в стенку, "выедают" ее материал и, таким образом, создают углубления в поверхности гребных винтов и рулей кораблей, направляющих лопаток и лопастей рабочего колеса гидротурбин. Со временем эти повреждения отрицательно сказываются на маневренности судна и его ходовых качествах и производительности гидротурбин [2]. На нестационарных режимах течения, особенно в случае облачной кавитации, повышенные вибрации и шум снижают уровень комфорта на борту судов и влияют на функциональность гидравлического оборудования, уменьшая срок эксплуатации рабочих деталей. Помимо этого, ремонт повреждений, вызванных кавитацией, существенно ухудшает экономическую эффективность техники.

Настоящая работа направлена на экспериментальное исследование возможности управления динамикой кавитационных течений с помощью турбулизатора на поверхности обтекаемого тела. Эксперименты были проведены на кавитационном гидродинамическом стенде ИТ СО РАН [3]. В качестве объектов исследования были взяты два гидрокрыла САУ2003 с длиной хорды 100 мм: одно оригинальной формы (без модификации) (ГК1), на поверхности второго в носовой части был создан турбулизатор в виде небольшого клиновидного выступа (ГК2). В эксперименте углы атаки составляли 5, 7 и 11 градусов, а числа кавитации изменялись в диапазоне от 4,4 до 0,66. Для изучения особенностей зарождения и анализа пространственной структуры и динамики кавитационных каверн применялся метод высокоскоростной визуализации. Регистрация мгновенных полей скорости вблизи гидрокрыла производилась методом PIV (Particle Image Velocimetry). Кроме того, с помощью гидрофона измерялись пульсации давления в следе за гидрокрыльями, связанные с отрывами крупномасштабных вихрей, колебаниями присоединенной каверны и отрывами кавитационных облаков, на нестационарных

режимах течения. На основе записанного сигнала рассчитаны спектры мощности пульсаций давления [4].

Обнаружено, что турбулизатор позволяет затянуть зарождение кавитации на стороне разрежения гидрокрыла. При углах атаки 5 и 7 градусов этот эффект объясняется образованием небольших кавитирующих вихрей, отрывающихся с вершины клина в отдалении от поверхности. На нестационарных режимах течения наличие турбулизатора приводит к изменению длины присоединенной каверны и частоты отрывов кавитационных облаков. Это связано с тем, что в случае ГК2 кавитационная каверна находится значительно дальше от поверхности, поэтому возвратная струя почти беспрепятственно доходит до выступа. Например, при угле атаки 5 градусов на оригинальном гидрокрыле длина кавитационной каверны меняется в диапазоне 42–90% от длины хорды модели, в случае модифицированного крыла этот диапазон сужается до 60–75%, однако частота отрывов, наоборот, возрастает в два раза с 20 до 40 Гц.

Подводя итог, можно констатировать, что данная геометрия турбулизатора позволяет подавить возвратное течение под каверной, играющее определяющую роль в разрыве межфазной границы каверны и формировании кавитационных облаков. Кроме того, наличие турбулизатора благоприятно влияет на кавитационное обтекание гидрокрыла, снижая амплитуду пульсаций давления. Гребные винты и рули судов, направляющие лопасти и лопасти рабочего колеса гидротурбин, оснащенные данным устройством пассивного контроля, как можно предполагать, будут обладать лучшими рабочими характеристиками, иметь увеличенный срок эксплуатации и, как следствие, являться более эффективными экономически, что приводит к снижению расхода топлива и/или повышению выработки электроэнергии.

Работа выполнена при финансовой поддержке Российского фонда фундаментальных исследований (грант №18-38-00907-мол_a).

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Reisman G.E., Wang Y., Brennen C.** Observations of shock waves in cloud cavitation // *Journal of Fluid Mechanics*. 1998. Vol. 355. P. 255–283.
2. **Kumar P., Saini R.P.** Study of cavitation in hydro turbines – A review // *Renewable and Sustainable Energy Reviews*. 2010. Vol. 14. P. 374–383.
3. **Kravtsova A.Yu., Markovich D.M., Pervunin K.S., Timoshevskiy M.V., Han-jalić K.** High-speed visualization and PIV measurements of cavitating flows around a semi-circular leading-edge flat plate and NACA0015 hydrofoil // *International Journal of Multiphase Flow*. 2014. Vol. 60. P. 119–134.
4. **Timoshevskiy M.V., Zapryagaev I.I., Pervunin K.S., Maltsev L.I., Markovich D.M., Hanjalić K.** Manipulating cavitation by a wall jet: Experiments on a 2D hydrofoil // *International Journal of Multiphase Flow*. 2018. Vol. 99. P. 312–328.

КВАЗИОДНОМЕРНЫЕ РАСЧЕТЫ СВЕРХЗВУКОВОГО ТЕЧЕНИЯ В КАНАЛЕ С ГОРЕНИЕМ. СРАВНЕНИЕ С ЭКСПЕРИМЕНТОМ

А.Ю. Ноздрачев, С. Бахнэ

*Центральный аэрогидродинамический институт
им. проф. Н.Е. Жуковского
140180, Жуковский, Московская область*

На высокоэнтальпийном стенде Т-131 ЦАГИ был проведен эксперимент с высокоскоростным горением в модельном канале, ориентированный на валидацию технологий численного моделирования [1]. Было выполнено 58 экспериментальных пусков. Помимо получения распределений статического давления по длине канала, измерялись еще пульсации давления в отдельных точках, температура стенок канала, проводились оптические измерения через окна, размещенные по всей длине канала (регистрировалась теневая картина течения, хемилюминесценция возбужденных радикалов и др.). Нужно было быстро найти наиболее подходящие для валидации экспериментальные пуски, которые впоследствии предполагалось воспроизвести в трёхмерных RANS/LES-расчётах.

Проведение трёхмерных RANS/LES-расчётов течения многокомпонентного газа с горением крайне трудоёмко и требует больших ресурсов. Время расчёта одного режима на кластере может достигать нескольких недель. Соответственно, сначала необходимо выделить наиболее интересные режимы течения, а потом уже начинать их расчет. Поскольку обработка огромного массива данных, полученных в ходе экспериментов, также требует значительного времени, потребовалось выполнить экспресс-анализ характеристик течения, основанный только на полученных в эксперименте распределениях давления и температуры по стенкам канала. Для такого быстрого анализа было решено воспользоваться расчётами в приближении квазиодномерного течения [2].

Ценность таких расчётов в скорости выполнения. Точность предсказания характеристик течения оказывается небольшой, но позволяет в первом приближении понять характер протекающих физических процессов. В работе [2] приводится система обыкновенных дифференциальных уравнений для квазиодномерных течений в канале. В этой же работе приведены эффекты, которые можно учесть в таком расчете в общем случае: изменение площади канала, трение на стенках, сопротивление тел, помещённых в течение, внешний теплообмен, химические реакции.

Для решения системы применялся метод Эйлера первого порядка. Расчеты проводились для двух типов режимов: “холодных” и “горячих” (до и после впрыска топлива). Распределения давления по стенкам канала, полученные в “холодных расчетах”, качественно согласуются с экспериментальными данными (рис. 1). Важно отметить, что в квазиодномерном расчете нельзя оценить корректно скорости химических реакций, определяемые локальными параметрами течения. Поэтому в “горячих” расчетах для оценки тепловыделения использовались распределения давления, полученные в ходе эксперимента.

Были проведены расчеты для нескольких режимов эксперимента. Особенный интерес представлял режим течения, для которого по распределению давления (квадратные маркеры на рис. 1) нельзя было однозначно понять, происходит ли горение в дозвуковом режиме или в сверхзвуковом. Квазиодномерные расчеты позволили получить продольные распределения числа Маха в этом режиме, которые показали, что в области горения число Маха $M < 1$ (рис. 2). Полученные впоследствии результаты обработки оптических измерений подтвердили этот вывод.

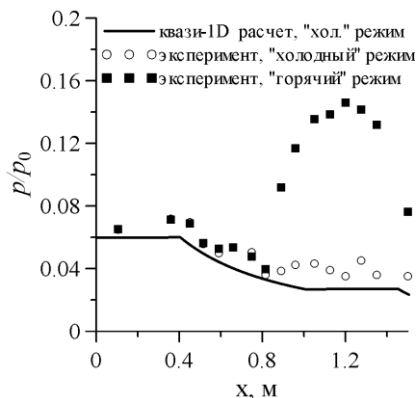


Рис. 1

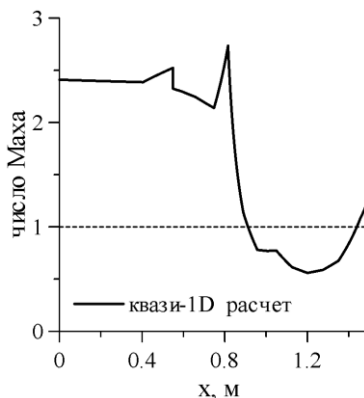


Рис. 2

Работа выполнена в рамках гранта Минобрнауки РФ (договор № 14.G39.31.0001 от 13.02.2017 г.)

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Vlasenko V.V. et al.** Simulation of flow development in high-speed combustor in 2D and 3D formulations // AIP Conference Proceedings. AIP Publishing LLC, 2018. Vol. 2027. № 1. Art. 030076.
2. **Shapiro A.H.** The Dynamics and Thermodynamics of Compressible Fluid Flow. Vol. I. New York: Ronald Press Company, 1953.

АНАЛИЗ УСТОЙЧИВОСТИ ТЕЧЕНИЯ НАД ТОНКИМ ПАРАБОЛИЧЕСКИМ ПРОФИЛЕМ ПРИ ЧИСЛЕ МАХА 3

А.О. Образ^{1,2}, А.В. Федоров^{1,2}

*¹Центральный аэрогидродинамический институт
им. проф. Н.Е. Жуковского
140180, Жуковский, Московская область*

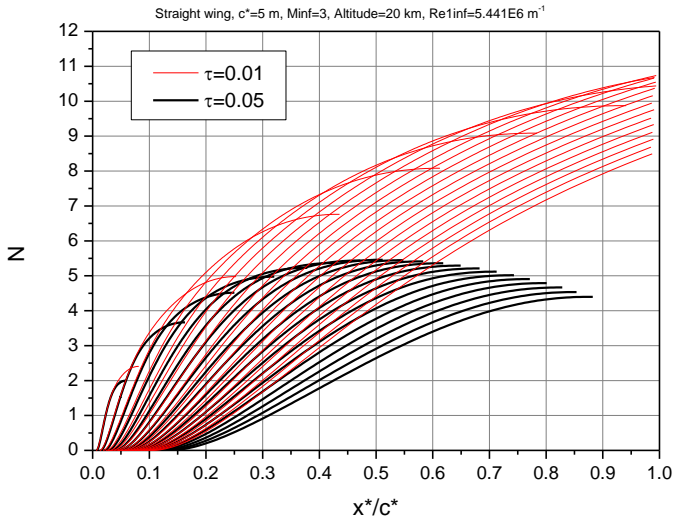
*²Московский физико-технический институт,
141700, Долгопрудный, Московская область*

В рамках линейной теории устойчивости произведены расчеты усиления неустойчивостей в пограничном слое на поверхности тонкого крылового профиля параболической формы в сверхзвуковом потоке газа. Показано, что при увеличении толщины профиля максимальное усиление возмущений изменяется немонотонно с появлением экстремума на поверхности крыла.

Известно [1], что в условиях сверхзвукового полета на большой высоте главную роль в процессе ламинарно-турбулентного перехода (ЛТП) могут играть вихревые возмущения из инерционного или колмогоровского интервала атмосферной турбулентности. В этом случае можно относительно просто численно моделировать такие возмущения и исследовать их влияние на механизмы возникновения турбулентности. При этом в качестве одного из этапов решения данной задачи нужно моделировать стадию линейного роста возмущений.

Среднее поле течения. Расчет стационарного ламинарного среднего поля течения выполнен для параболического тонкого профиля в потоке $M = 3$ двумя методами: 1) в рамках вязко-невязкой декомпозиции и расчета автомодельного пограничного слоя; 2) при помощи численного решения уравнений Навье – Стокса с помощью пакета программ HSFLOW [2]. Параметры течения соответствуют полету в атмосфере на высоте 20 км. При этом на поверхности крыла для температуры ставится условие адиабатичности. Длина хорды профиля составляет $c^* = 5$ м, единичное число Рейнольдса по параметрам набегающего потока $Re_1 = 5,56 \times 10^6 \text{ м}^{-1}$. Зависимость вязкости воздуха от температуры моделируется при помощи формулы Сазерленда с константой $T^* = 110,4 \text{ К}$.

Расчет усиления возмущений. Расчет усиления неустойчивых мод пограничного слоя выполнен при помощи модуля анализа устойчивости программы HSFLOW [3]. Расчеты выполнены для наиболее неустойчивых наклонных волн первой моды в широком диапазоне частот и волновых



Расчет N-факторов возмущений для двух толщин профиля $\tau = 0,01$ и $\tau = 0,05$

чисел. Расчеты для отдельных элементарных возмущений выполнены для фиксированных значений размерной частоты возмущения ω^* и поперечного волнового числа β^* . Видно, что для огибающих N-факторов при увеличении толщины профиля τ возникает точка экстремума (см. рисунок). Данный результат может быть использован при ламинаризации крыльев летательных аппаратов на указанных режимах течения.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Пугач М.А., Рыжов А.А., Федоров А.В. Оценка влияния турбулентных пульсаций и твердых частиц в атмосфере на ламинарно-турбулентный переход при гиперзвуковых скоростях полета // Ученые записки ЦАГИ. 2016. Т. 47, № 1. С. 13–22.
2. Novikov A., Egorov I., Fedorov A. Direct numerical simulation of wave packets in hypersonic compression-corner flow // AIAA J. 2016. Vol. 54, No. 7. P. 2034–2050.
3. Образ А.О., Фёдоров А.В. Пакет программ HSFS для анализа устойчивости сжимаемых пограничных слоёв // Учёные записки ЦАГИ. 2017. Т. XLVIII, №3. С. 11–28.

ИССЛЕДОВАНИЕ НЕСЖИМАЕМОГО ПОГРАНИЧНОГО СЛОЯ НА СТЕНКАХ ТРАНСЗВУКОВОЙ АЭРОДИНАМИЧЕСКОЙ ТРУБЫ Т-128 ПРИ ОЧЕНЬ БОЛЬШИХ ЧИСЛАХ РЕЙНОЛЬДСА

С.Л. Осипова, А.Р. Горбушин

*Центральный аэрогидродинамический институт
им. проф. Н.Е. Жуковского
140180, Жуковский, Московская область*

Изучение пограничного слоя представляет интерес как с фундаментальной (получение новых экспериментальных данных о структуре турбулентного ПС при очень больших числах Рейнольдса $Re \rightarrow \infty$), так и с практической точки зрения (например, постановка краевых условий в задаче о влиянии границ потока на тестируемую модель летательного аппарата). Эта работа – продолжение исследований потока в рабочих частях №1 и 2 [1] трансзвуковой аэродинамической трубы ЦАГИ Т-128. Подробное описание установки приведено в [2].

Представлены профили продольной скорости и параметры (δ^* , δ^{**} , H , c_f , G) несжимаемого турбулентного пограничного слоя с нулевым градиентом давления, полученные на верхней стенке сопла Т-128 с помощью гребенки приемников полного давления (рис. 1). Диапазон числа Маха – $M = 0,2 \div 0,4$, числа Рейнольдса – $Re^{**} = 0,5 \div 2,8 \cdot 10^5$. Коэффициент трения вычислен методом диаграмм Клаузера. В универсальном логарифмическом законе распределения скоростей использовались константа Кармана $k = 0,384$ и свободный член $B = 4,17$, рекомендованные в [3].

Проведено сопоставление с экспериментальными, полуэмпирическими и аналитическими результатами разных авторов (рис. 2). Разброс



Рис. 1. Гребёнка приёмников полного давления (26 насадков, 20 см в длину), установленная на верхней стенке сопла АДТ Т-128 ЦАГИ.

величин коэффициента трения при больших числах Рейнольдса не превышает $\Delta c_f = \pm 0,000025$ ($\pm 1,7\%$).

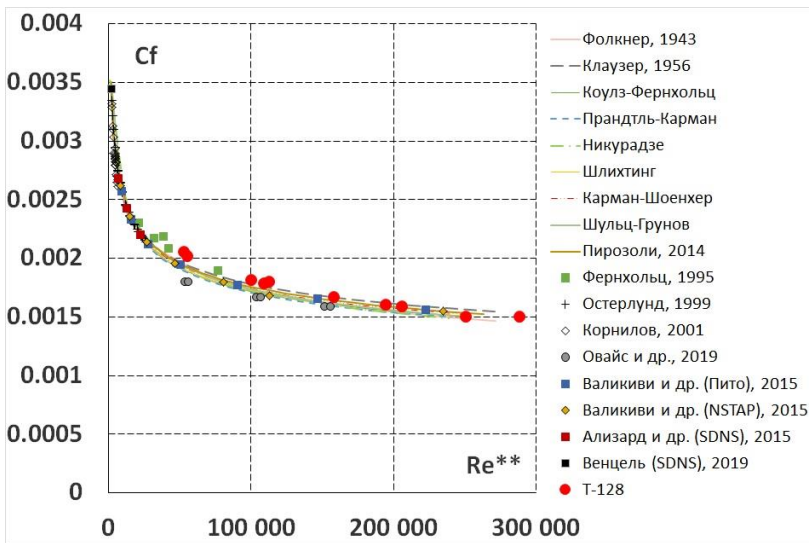


Рис. 2. Сопоставление величин коэффициента трения, полученных аналитически, полуэмпирически и экспериментально в диапазоне числа Рейнольдса $Re^{**} = 0,24 \div 2,8 \cdot 10^5$

Исследование выполнено при финансовой поддержке РФФИ в рамках научного проекта № 19-38-90296.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Глазков С.А., Горбушин А.Р., Заметаев В.Б., Осипова С.Л., Семенов А.В. Исследование пограничного слоя на стенках рабочих частей трансзвуковой аэродинамической трубы // Проблемы механики: теория, эксперимент и новые технологии: Тезисы докладов XIII Всероссийской конференции молодых учёных. Новосибирск, 2018. С. 54–55.
2. Glazkov S.A., Gorbushin A.R., Osipova S.L., Semenov A.V. Influence of movable test section elements configuration on its drag and flow field uniformity at transonic speeds // Proc. Intern. Conf. on the Methods of Aerophysical Research (ICMAR 2016): AIP Conference Proceedings. 2016. Vol. 1770, Art. 030008. 13 p. doi: 10.1063/1.4963950.
3. Nagib H.M., Chauhan K.A., Monkewitz P.A. Approach to an asymptotic state for zero pressure gradient turbulent boundary layers // Philos. Trans. Royal Soc. A. 2007. Vol. 365. doi: 10.1098/rsta.2006.1948

**МАТЕМАТИЧЕСКОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ РАЗРУШЕНИЯ
ОБРАЗЦОВ С ШЕВРОННЫМ НАДРЕЗОМ
ИЗ ГЕТЕРОМУЛЬНОЙ КЕРАМИКИ НА ОСНОВЕ
КАРБИДА ЦИРКОНИЯ ПРИ ТРЕХТОЧЕЧНОМ ИЗГИБЕ**

А.А. Пажин¹, М.О. Еремин², С.П. Буякова^{1,2}, Ю.А. Мировой²

*¹Томский государственный университет
634050, Томск*

*²Институт физики прочности и материаловедения СО РАН
634055, Томск*

Керамика, созданная на основе карбида циркония, обладает высоким сопротивлением к термическим и коррозионным процессам, а следовательно, имеет потенциальное применение в случаях экстремальных внешних воздействий, с которыми встречаются различные системы термической защиты в аэрокосмической и ядерной инженерии. Однако керамика, полученная спеканием карбида циркония, имеет относительно низкую вязкость разрушения. Одним из способов повышения вязкости разрушения может быть введение частиц углерода в исходный порошок карбида циркония [1, 2]. После спекания данного порошка образуется гетеромодульный композиционный керамический материал.

Варьирование процентного содержания частиц углерода в исходном порошке позволяет добиваться изменения вязкости разрушения в спеченном материале. Изменения вязкости разрушения и пористости материала носят немонотонный характер. Так, например, при увеличении процентного содержания углерода с 1% до 3% наблюдается увеличение вязкости разрушения почти в 2 раза. Затем вязкость разрушения остается приблизительно постоянной в диапазоне концентрации частиц углерода 3–10%. При дальнейшем возрастании концентрации частиц происходит снижение вязкости разрушения.

Построение математических моделей, учитывающих важнейшие особенности поведения хрупких материалов, в том числе особенности внутренней структуры, является актуальным для прогноза поведения композиционного материала при внешних воздействиях.

В настоящей работе выполнено математическое моделирование деформирования и разрушения образцов с шевронным надрезом из гетеромодульной керамики на основе карбида циркония при трехточечном изгибе. Моделирование выполнено на основе метода конечных элементов. Для описания особенностей неупругого поведения материала, а также разрушения используется критерий Друккера – Прагера с дефор-

мационным критерием разрушения. Валидация параметров модели проведена на основе экспериментальных и литературных данных.

В работе реализовано многоуровневое моделирование. Учитывались особенности деформирования композиционной керамики с явным учетом частиц углерода на мезоуровне, и произведена оценка эффективных механических характеристик. На макроуровне с учетом эффективных характеристик выполнено моделирование трехточечного изгиба. Результаты моделирования находятся в удовлетворительном согласии с результатами эксперимента.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Mirovoy Yu.A., Burlachenko A.G., Buyakova S.P.** Obtaining of heteromodulus ZrC-based composite materials, their structure and properties // Proc. of the Int. Conf. on Advanced Materials with Hierarchical Structure for New Technol. and Reliable Structures (Tomsk, Russia, 1–5 October 2019): AIP Conference Proceedings. 2019. Vol. 2167, Art. 020227. (5 p.) <https://doi.org/10.1063/1.5132094>
2. **Buyakov A.S., Mirovoy Yu.A., Buyakova S.P.** Implementation of the Cook–Gordon Mechanism in Y-TZP Based Ceramics // Proc. of the Int. Conf. on Advanced Materials with Hierarchical Structure for New Technol. and Reliable Structures (Tomsk, Russia, 1–5 October 2019): AIP Conference Proceedings. 2019. Vol. 2167, Art. 020046. (6 p.) <https://doi.org/10.1063/1.5131913>

О РАЗВИТИИ ИСКУССТВЕННОГО ЛОКАЛИЗОВАННОГО ВОЗМУЩЕНИЯ В ПОПЕРЕЧНО-МОДУЛИРОВАННОМ ПОГРАНИЧНОМ СЛОЕ СКОЛЬЗЯЩЕГО КРЫЛА ПРИ ЧИСЛЕ МАХА 2

А.В. Панина, А.Д. Косинов, Ю.Г. Ермолаев, Н.В. Семенов,
А.А. Яцких

*Институт теоретической и прикладной механики
им. С.А. Христиановича СО РАН
630090, Новосибирск*

Несмотря на большое количество работ, посвященных экспериментальному исследованию ламинарно-турбулентного перехода (ЛТП), этот вопрос не теряет своей актуальности. Для решения задачи ламинаризации необходимо детально выяснить механизмы нелинейного взаимодействия возмущений в пограничном слое и их роль в процессе ЛТП, что позволит создавать эффективные методы управления переходом. Одним из перспективных методов пассивного управления течением является использование шероховатости поверхности. Периодическая шероховатость поверхности, расположенная вблизи передней кромки модели скользящего крыла, может как стабилизировать течение, так и приблизить ЛТП к передней кромке [1]. В данной работе рассмотрены результаты экспериментального исследования развития возмущений, создаваемых импульсным тлеющим разрядом на поверхности модели, в пограничном слое скользящего крыла с периодической распределенной шероховатостью вдоль передней кромки при числе Маха 2.

Эксперименты выполнены в малозумной сверхзвуковой аэродинамической трубе Т-325 ИТПМ СО РАН при числе Маха $M = 2,0$ и единичном числе Рейнольдса $Re_1 = (6,0 \pm 0,1) \times 10^6 \text{ м}^{-1}$. В экспериментах использовалась модель крыла с чечевицеобразным профилем, которая устанавливалась под нулевым углом атаки [2, 3]. Угол скольжения передней кромки модели составлял 40 градусов. Измерения средних и пульсационных характеристик течения проводились с помощью термометра постоянного сопротивления (ТПС).

Искусственный волновой пакет генерировался импульсным тлеющим разрядом на поверхности скользящего крыла (рис. 1). Разряд зажигался между двумя медными электродами, отделенными друг от друга и от модели изолятором. Электроды располагались параллельно набегающему потоку и монтировались вровень с рабочей поверхностью крыла. Начало координат x , z и z' устанавливалось по дальнему от передней кромки электроду, который располагался на расстоянии $x = 29,1$ мм.

© Панина А.В., Косинов А.Д., Ермолаев Ю.Г., Семенов Н.В., Яцких А.А., 2020

Для создания неоднородного течения в пограничном слое скользящего крыла использовались периодические наклейки, которые наносились на рабочую поверхность модели крыла. Фотография поверхности крыла с элементами, создающими неоднородность течения, показана на рис. 1.



Рис. 1. Фотография модели крыла с установленными элементами шероховатости.

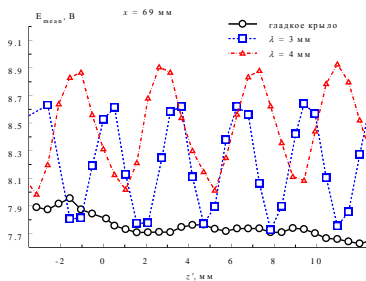


Рис. 2. Сравнение искажения среднего течения поперек пограничного слоя для случая гладкого крыла и крыла с шероховатостями.

Неоднородности поверхности создают в пограничном слое скользящего крыла модуляцию среднего течения около 30 % от набегающего потока (рис. 2), период модуляций течения соответствует периодичности элементов шероховатости. При этом волновой пакет также становится периодичным в трансверсальном направлении. Развитие волнового пакета несколько замедляется по сравнению со случаем гладкой поверхности крыла.

Работа выполнена при поддержке Совета по грантам Президента Российской Федерации (грант МК–2491.2019.1). Эксперименты выполнены с использованием оборудования ЦКП «Механика» (ИТПМ СО РАН).

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Семёнов Н.В., Косинов А.Д. Метод управления ламинарно-турбулентным переходом сверхзвукового пограничного слоя на скользящем крыле // Теплофизика и аэромеханика. 2007. Т. 14, №3. С. 353–357.
2. Yatskikh A.A., Ermolaev Y.G., Kosinov A.D., Semionov N.V., Semenov A.N. Evolution of localized artificial disturbance in 2D and 3D supersonic boundary layers // Journal of Aerospace Engineering: Pt. G. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers: 7 European Conference for Aerospace Sciences (EUCASS), (Milan, Italy, 03–06 Jul. 2017). 2020. Vol. 234, No. 1. P. 115–123. DOI: 10.1177/0954410018787120
3. Яцких А.А., Руменских М.С., Ермолаев Ю.Г., Косинов А.Д., Семенов Н.В., Косорыгин В.С. Возбуждение локализованного волнового пакета в трехмерном сверхзвуковом пограничном слое // Сибирский физический журнал. 2017. Т. 12, No. 1. С. 57–65.

РАННИЙ ПРОГНОЗ ЛОКАЛИЗАЦИИ ПЛАСТИЧЕСКОЙ ДЕФОРМАЦИИ В ТЕХНИЧЕСКИ ЧИСТОМ ТИТАНЕ ПО ХАРАКТЕРИСТИКАМ МЕЗОСКОПИЧЕСКОГО ДЕФОРМАЦИОННОГО РЕЛЬЕФА

М.А. Писарев¹, Е.С. Емельянова^{1,2}

¹*Томский государственный университет
Томск, 634050*

²*Институт физики прочности и материаловедения СО РАН
Томск, 634055*

Титановые сплавы, благодаря легкому весу в сочетании с высокими характеристиками прочности, широко используются во многих отраслях промышленности. Проблема изучения механизмов деформационного поведения титановых сплавов на разных масштабных уровнях напрямую связана с оценкой долговечности и работоспособности деталей машин и элементов конструкций, выполненных из этих материалов. Основным объектом неразрушающего контроля является поверхность материала. Формирование деформационного рельефа на свободной поверхности в процессе пластического деформирования является общей особенностью поликристаллических металлов и сплавов. Экспериментальные данные свидетельствуют о том, что морфологические изменения на поверхности происходят на всей иерархии масштабов от микро- до макроуровня. В настоящей работе рассматривается мезоуровень, который является связующим звеном между процессами микроуровня, где пластическая деформация обусловлена дислокационными механизмами, и макроуровнем, где макролокализация пластической деформации предшествует разрушению.

В большинстве случаев формирование деформационного рельефа рассматривается как нежелательное явление, так как оно влечет за собой ухудшение физико-механических характеристик материала. С другой стороны, изменения на поверхности могут служить индикатором внутреннего состояния материала и, таким образом, использоваться для разработки методов неразрушающего контроля в процессе эксплуатации. С этой точки зрения исследования развития деформационного рельефа в титановых сплавах представляют как фундаментальный, так и научно-практический интерес.

Целью настоящей работы является изучение закономерностей формирования и эволюции мезоскопического деформационного рельефа

в образцах поликристаллического титана и установление корреляции рельефных характеристик со стадиями деформации.

В работе проводились экспериментальные исследования мезоскопического деформационного рельефа на разных стадиях одноосного растяжения трех различных образцов при разных скоростях нагружения. Установлено, что скорость деформации влияет на степень неоднородности напряженно-деформированного состояния образца. Показано, что параметр мезомасштабной шероховатости растет нелинейно и начинает быстро увеличиваться в области образования шейки задолго до ее макроскопического проявления. Предполагается, что полученные данные о корреляции характеристик мезоскопического деформационного рельефа со степенью локальной деформации могут быть использованы для предсказания области локализации пластической деформации и разрушения и оценки остаточного ресурса материала.

Авторы выражают глубокую благодарность своему научному руководителю В.А. Романовой за полезные дискуссии и ценные замечания.

Работа выполнена в рамках государственной Программы фундаментальных научных исследований РАН на 2013–2020 гг.

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ВОЗБУЖДЕНИЯ И ЭВОЛЮЦИИ ПРОТИВОВАРЩАЮЩИХСЯ ПРОДОЛЬНЫХ ВИХРЕЙ В ПОГРАНИЧНОМ СЛОЕ ПЛОСКОЙ ПЛАСТИНЫ ПРИ $M = 2$

М.В. Питеримова^{1,2}, А.Д. Косинов^{1,2}, Н.В. Семёнов¹, А.А. Яцких^{1,2},
Ю.Г. Ермолаев¹, В.Л. Кочарин¹

¹*Институт теоретической и прикладной механики
им. С.А. Христиановича СО РАН
630090, Новосибирск*

²*Новосибирский государственный университет
630090, Новосибирск*

Изучение ламинарно-турбулентного перехода является одной из важнейших задач аэродинамики. При сверхзвуковых скоростях с поверхностей летательных аппаратов могут испускаться волны Маха, которые оказывают воздействие на течение в пограничном слое крыла. Эксперименты, в которых исследовано такое воздействие, представлены и подробно описаны в [1–5]. В проведенных ранее экспериментах [1–5] по исследованию воздействия внешних волн Маха на течение в пограничном слое получено, что волны Маха способны порождать продольные вихри в пограничном слое. В настоящей работе изучается возбуждение и развитие противовращающихся продольных вихрей в сверхзвуковом пограничном слое плоской пластины.

Эксперименты проводились в сверхзвуковой аэродинамической трубе Т-325 ИТПМ СО РАН при числе Маха 2 и единичном числе Рейнольдса $Re_1 \approx 8 \times 10^6 \text{ м}^{-1}$. Подробное описание установки приведено в [6]. В экспериментах использовалась модель плоской пластины, установленной под нулевым углом атаки. Схема эксперимента представлена на рис. 1.

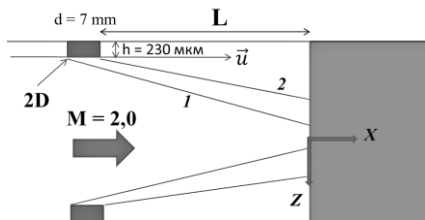


Рис. 1. Схема эксперимента.

Вихри в пограничном слое модели порождались слабыми ударными

волнами, генерируемыми двумя 2D-неровностями на стенках рабочей части трубы. Измерения выполнены термоанемометром постоянного сопротивления.

В результате исследования получено, что в области нахождения вихрей наблюдается увеличение уровня пульсационной составляющей потока, сопровождающееся изменением среднего течения. Показано, что амплитуда пульсаций в пограничном слое увеличивается вниз по потоку, в то время как положение вихрей и их ширина вниз по потоку не изменяется. По условиям экспериментов взаимодействие продольных вихрей не наблюдается. Спектральный и статистический анализ данных показал, что продольные вихри не приводят к ламинарно-турбулентному переходу.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Kosinov A.D., Yatskikh A.A., Yermolaev Yu.G., Semionov N.V., Kolosov G.L., Piterimova M.V.** On mechanisms of the action of weak shock waves on laminar-turbulent transition in supersonic boundary layer // Proc. of the XXV Conf. on High-energy Processes in Condensed Matter (HEPCM 2017): Dedicated to the 60th anniversary of the Khristianovich Institute of Theoretical and Applied Mechanics SB RAS (Novosibirsk, Russia, 5–9 June 2017): AIP Conference Proceedings. 2017. Vol 1893. Art. 030072. (8 p.) DOI: 10.1063/1.5007530
2. **Vaganov A.V., Ermolaev Yu.G., Kolosov G.L., Kosinov A.D., Panina A.V., Semionov N.V.** Impact of incident Mach wave on supersonic boundary layer // Thermophysics and Aeromechanics. 2016. Vol. 23, No. 1. P. 43–48. DOI: 10.1134/S0869864316010054.
3. **Косинов А.Д., Семёнов Н.В., Яцких А.А., Ермолаев Ю.Г., Питеримова М.В.** Экспериментальное исследование взаимодействия слабых ударных волн со сверхзвуковым пограничным слоем плоской затупленной пластины при числе Маха 2 // Сибирский физический журнал. 2018. Т. 13, № 3. С. 16–23.
4. **Kocharin V.L., Semionov N.V., Kosinov A.D., Yermolaev Yu.G., Yatskikh A.A.** Experimental study of effect of a couple of weak shock waves on boundary layer of the blunt flat plate // XIX International Conference on the Methods of Aerophysical Research (ICMAR 2018) (Novosibirsk, Russia, 13–19 Aug., 2018): AIP Conference Proceedings. Vol. 2027, No.1. S.l., 2018. Art. 040026 (5 p.) DOI: 10.1063/1.5065300
5. **Ermolaev Yu. G., Kosinov A. D., Kocharin V. L., Semenov N. V., Yatskikh A. A.** Experimental investigation of the weak shock wave influence on the boundary layer of a flat blunt plate at the Mach number 2.5 // Fluid Dynamics. 2019. Vol. 54, No. 2. P. 257–263.
6. **Багаев Г.И., Лебига В.А., Приданов В.Г., Черных В.В.** Сверхзвуковая аэродинамическая труба Т-325 с пониженной степенью турбулентности // Аэрофизические исследования. Новосибирск, 1972. С. 11–13.

АНАЛИЗ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК СУБОРБИТАЛЬНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

Д.П. Полевщиков¹, А.В. Кашковский²

¹*Новосибирский государственный технический университет
630073, Новосибирск*

²*Институт теоретической и прикладной механики
им. С.А. Христиановича СО РАН
630090, Новосибирск*

В рамках космического туризма существует несколько способов доставить человека в космос. Суборбитальный полет с последующим спуском является наиболее предпочтительным для космического туризма, вследствие чего и рассматривается в данной работе. Важнейшим этапом такого полета является баллистический спуск. При входе в плотные слои атмосферы аппарат разгоняется до сверхзвуковых скоростей полета, и возникают перегрузки, достигающие значений в $10g$. За счет аэродинамической подъемной силы можно снизить перегрузки, однако переход в аэродинамический режим полета на сверхзвуковой скорости также может привести к большим перегрузкам. Вследствие этого необходимо определить оптимальную траекторию спуска. Для этого необходимы аэродинамические характеристики (АДХ) спускаемого ЛА в широком диапазоне углов атаки, чисел Маха и скоростей вращения.

Целью данной работы является создание методики расчета АДХ суборбитального ЛА с помощью инженерных методов при числах Маха полета от 0 до 4, соответствующих характерным режимам обтекания ЛА при суборбитальном полете. Результаты используются для моделирования полета аппарата и анализа его траектории.

Расчет АДХ разбивается на два этапа:

- 1) Расчет АДХ при сверхзвуковых скоростях полета ($1,1 < M < 4$).
- 2) Расчет АДХ при $0 < M < M_{кр}$, где $M_{кр}$ – критическое число Маха.

Расчет АДХ при сверхзвуковых скоростях полета основан на теории сверхзвукового обтекания тонкой пластины. Для вычисления давления на пластину используются соотношения Рэнкина–Гюгонио на косой ударной волне для сжимающегося сверхзвукового потока (навстречная сторона) и Прандтля - Майера для расширяющегося сверхзвукового потока (подветренная сторона) [1, 2].

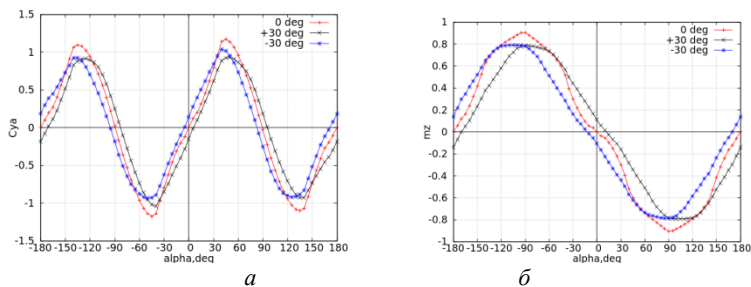
При сверхзвуковом расчете АДХ производится триангуляция поверхности ЛА. Расчет каждого треугольника ведется независимо от остальных. При этом учитывается выпуклость поверхности посредством

анализа треугольников на условие клин-конус. Если треугольник – часть конуса, то давление рассчитывается по аппроксимирующим формулам [3].

Дозвуковой расчет АДХ основан на эмпирических формулах [4].

Для исследования возможных траекторий спуска был спроектирован тестовый ЛА в трех конфигурациях: без отклонения рулей, с отклонением рулей на угол $\pm 30^\circ$.

Расчеты проводились при углах атаки в диапазоне от -180 до 180° для сверхзвуковых скоростей и в диапазоне от -30 до 30° для дозвуковых. В результате получены АДХ тестового ЛА в трех различных конфигурациях. Зависимости АДХ от угла атаки представлены на рисунке.



Зависимость коэффициентов подъемной силы (*а*) и момента тангажа (*б*) от угла атаки при $M = 4$.

Разработана методика расчета АДХ ЛА для широкого диапазона углов атаки, чисел Маха и скоростей вращения. В соответствии с методикой создана программа на языке C++. Был спроектирован тестовый ЛА, и получены его АДХ. Вычисленные АДХ были использованы для анализа траектории полета аппарата.

СПИСОК ЛИТРАТУРЫ

1. **Абрамович Г.Н.** Прикладная газовая динамика. В 2 ч. Ч. 1: Учебное руководство: Для втузов. 5-е изд., перераб. и доп. М.: Наука. Гл. ред. физ.-мат. лит., 1991. 600 с.
2. **Дейч М.Е.** Техническая газодинамика. Изд. 3-е, перераб. М.: Энергия, 1974. 592 с.
3. **Simon W.E., Walter L.A.** Approximations for Supersonic Flow over Cones // AIAA Journal. 1963. Vol. 1, Iss. 7. P. 1696–1698. doi: 10.2514/3.1899.
4. **Дерипев С.Г. Игнатъева А.В., Чемезов В.Л.** Расчет аэродинамических характеристик летательного аппарата: метод. пособие. Новосибирск: Изд-во НГТУ, 2008. 35 с.

ИССЛЕДОВАНИЕ НЕУСТОЙЧИВОСТИ РЭЛЕЯ – ТЕЙЛОРА НА ОСНОВЕ КИНЕТИЧЕСКИХ УРАВНЕНИЙ

С.О. Полешкин, А.Н. Кудрявцев

*Институт теоретической и прикладной механики
им. Христиановича СО РАН
630090, Новосибирск*

Среди классических задач динамики разреженного газа особое место занимает гидродинамическая неустойчивость. Одной из таких задач является неустойчивость Рэлея – Тейлора, возникающая, когда слой более тяжёлого газа расположен над слоем более лёгкого в гравитационном поле. Неустойчивость Рэлея – Тейлора обычно возникает в континуальном режиме, однако исследование процесса возникновения этой неустойчивости требует молекулярно-кинетического подхода. Примером такого исследования могут служить работы [1–3]. Основной математической моделью для описания течений разреженного газа является кинетическое уравнение Больцмана:

$$\frac{\partial f}{\partial t} + \vec{u} \cdot \nabla_{\vec{r}} f + \frac{1}{m} \vec{F} \cdot \nabla_{\vec{u}} f = I(f, f)$$

В правой части стоит столкновительный член:

$$I(f, f)(\vec{u}) = \iiint_{R^3} d\vec{u}_1 \iint_{S^2} d\vec{n} (f_1' f' - f_1 f) |\vec{u} - \vec{u}_1| \sigma$$

Используемый в настоящей работе алгоритм решения уравнения Больцмана подробно описан в работах [4, 5]. Вычисление столкновительного оператора является узким местом решения уравнения Больцмана. Поэтому интеграл столкновений часто заменяют на релаксационный член более простого вида:

$$I = \frac{f_0 - f}{\tau}$$

Полученное уравнение называется модельным кинетическим уравнением. Численное моделирование проводилось на основе как детерминистического решения уравнения Больцмана так и модельного кинетического уравнения Шахова. Оба кинетических уравнения решались на одной сетке. Сетка в физическом пространстве состояла из 48×378 узлов, в пространстве скоростей – из $16 \times 16 \times 16$ узлов. Полное число узлов сетки – 74 млн. Моделирование течения на основе модельного кинетиче-

ского уравнения потребовало 14 ядер Intel Xeon E5-2680v3 и около 100 часов машинного времени. Численное решение уравнения Больцмана потребовало 21 графический процессор NVIDIA Tesla M2090.

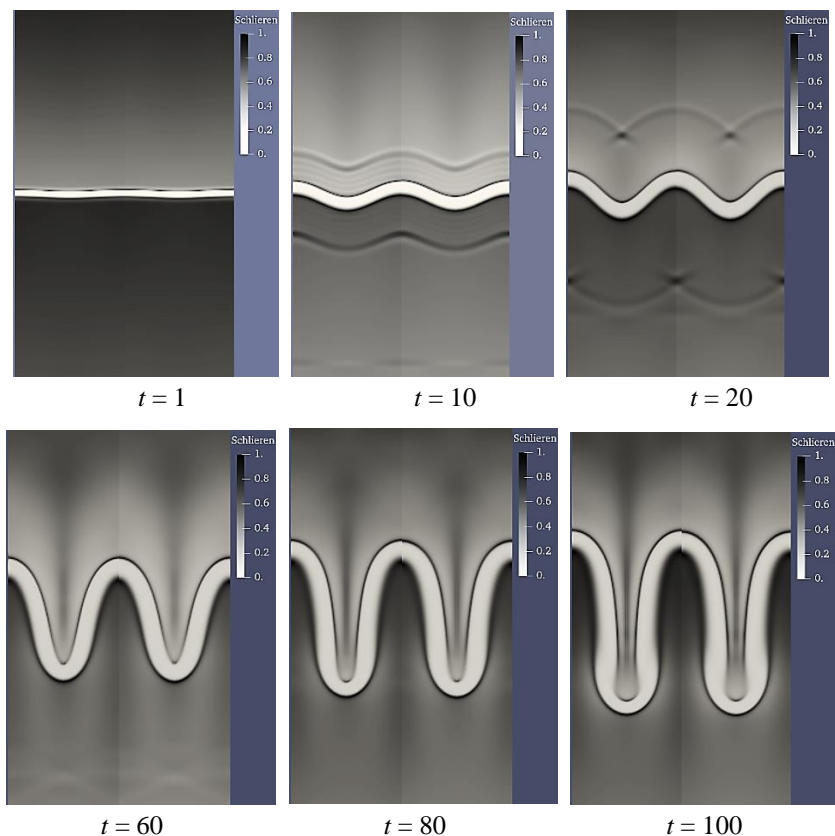


Рис. 1. Поля Schlieren, полученные с помощью кинетического уравнения Больцмана (слева) и модельного кинетического уравнения (справа), в различные моменты времени.

Работа проведена при финансовой поддержке Российского фонда научных исследований, проект No 18-11-00246 «Численное исследование возникновения и развития неустойчивостей в течениях разреженных газов». Расчёты проводились на ресурсах информационно-вычислительного центра Новосибирского государственного университета и Центра коллективного пользования «Сибирский суперкомпьютерный центр»

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Gallis M.A., Koehler T.P., Torczynski J.R., Plimpton S.J.** Direct simulation Monte Carlo investigation of hydrodynamic instabilities in gases // AIP Conference Proceedings. 2016. Vol. 1786. Art. 050002. (8 p.) <https://doi.org/10.1063/1.4967552>
2. **Alder Kai Kadau, John L. Barber, Timothy C. Germann, Brad L. Holian and Berni J.** Atomistic methods in fluid simulation // Phil. Trans. R. Soc. A. 2010. Vol. 368; doi: 10.1098/rsta.2009.0218
3. **Kashkovsky A.V., Kudryavtsev A.N., Shershnev A.A.** Numerical simulation of the Rayleigh – Taylor instability in rarefied Ar/He mixture using the Direct Simulation Monte Carlo method // Journal of Physics: Conference Series 2019. Vol. 1382. doi: 10.1088/1742-6596/1382/1/012154
4. **Малков Е.А., Иванов М.С.** Об одной схеме вычисления интеграла столкновений Больцмана // Выч. мет. программирование. 2012. Т. 13. С. 98–106.
5. **Malkov E.A., Poleshkin S.O., Kokhanchik A.A., Bondar Ye.A., Ivanov M.S.** High-accuracy deterministic solution of the Boltzmann equation for the shock wave structure // Shock waves. 2015. Vol. 25. С. 387–397. doi: 10.1007/s00193-015-0563-6

СТРУКТУРА ВОЛНОВОГО ПАКЕТА, ВОЗБУЖДАЕМОГО В ДВУМЕРНОМ ПОГРАНИЧНОМ СЛОЕ ГРУППОЙ МИКРОРАЗРЯДОВ В ПЛАЗМЕННОМ АКТУАТОРЕ

И.М. Попов, И.А. Моралев, М.В. Устинов

*Объединенный институт высоких температур РАН
125412, Москва*

*Московский энергетический институт
111250, Москва*

*Центральный аэрогидродинамический институт
им. проф. Н.Е. Жуковского
140180, Жуковский, Московская область*

Плазменные актуаторы на основе барьерного разряда рассматриваются в качестве одного из перспективных источников управляющих возмущений в задачах затягивания ламинарно-турбулентного перехода в пограничных слоях. Одной из ключевых характеристик источника возмущений является его избирательность – то есть возможность возбудить заданные моды течения, не затрагивая остальных. В спектральном представлении избирательность означает отсутствие в частотном и пространственном спектрах шума и побочных гармоник.

Диэлектрический барьерный разряд в воздухе атмосферного давления реализуется в виде микроразрядов-отдельных пробоев между коронирующим электродом и поверхностью диэлектрика. Предполагается, что каждый микроразряд генерирует свое воздействие на поток, и среднее возмущение течения определяется результатом суперпозиции этих воздействий. В результате стохастической природы этих пробоев во времени и пространстве разряд генерирует широкополосные гидродинамические возмущения, то есть шум [1]. Эти возмущения могут играть крайне негативную роль при использовании разряда в низкотурбулентных условиях, например, приводя к возбуждению нестационарных возмущений в полосе неустойчивости пограничного слоя [2, 3].

Данная работа посвящена исследованию волнового пакета, создаваемого изолированной узкой группой микроразрядов при подаче на них короткого импульса напряжения. Исследование проведено в двумерном пограничном слое при нулевом градиенте давления при скорости потока 30 м/с и $Re_x \sim 4,6 \cdot 10^5$. Толщина вытеснения в точке установки актуатора составляла 0,41 мм. Возмущения формировались с помощью узкой изолированной секции разряда (рис. 1) шириной 2 мм, которая питалась

радиоимпульсами длительностью 1 мс со скважностью 5. Показано, что зажигание разряда приводит к рождению локализованных возмущений с характерной трансверсальной длиной волны 5 мм ($\sim 12 \delta^*$) (рис. 2, *а, б*). Предположительно, формируемый пакет является суперпозицией волн Толлмина–Шлихтинга и порождаемой ими низкочастотной полосчатой структуры.

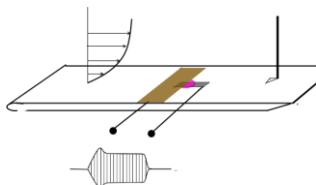


Рис. 1. Схема эксперимента.

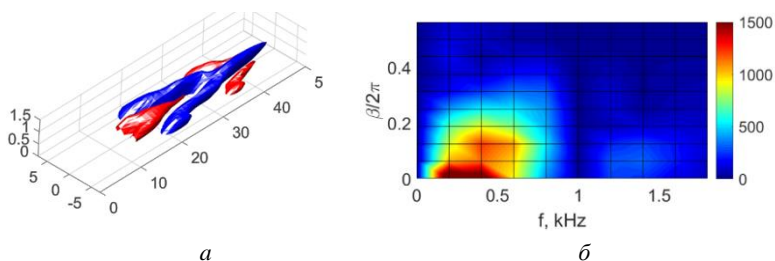


Рис. 2. Структура возмущений от изолированной группы микроплазменных разрядов
а - структура возмущений, визуализирована изоповерхностями $(u'^2+v'^2)^{1/2}$ по уровню $0,1 u'_{max}$ в момент времени $t = 25$ мс; *б* - спектр возмущения на расстоянии 20 мм ($50 \delta^*$) от кромки электрода.

Работа поддержана грантом РФФИ № 18-79-00339.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Moralev I., Selivonin I., Ustinov M.** On the stochastic forcing of the boundary layer by plasma actuators // *Exp. Fluids*. 2019. Vol. 60. P. 177.
2. **Choi K.S., Kim J.H.** Plasma virtual roughness elements for cross-flow instability control // *Exp. Fluids*. 2018. Vol. 59, № 10. P. 1–15.
3. **Serpieri J., Venkata S.Y., Kotsonis M.** Conditioning of cross-flow instability modes using dielectric barrier discharge plasma actuators // *J. Fluid Mech.* 2017. Vol. 833. P. 164–205.

ГАЗОДИНАМИЧЕСКИЕ ЭФФЕКТЫ ПРИ ГОРЕНИИ СМЕСЕВОГО МЕТАЛЛИЗИРОВАННОГО ТВЕРДОГО ТОПЛИВА

В.А. Порязов, Е.В. Перчаткина, К.М. Моисеева, А.Ю. Крайнов

*Томский государственный университет
634050, Томск*

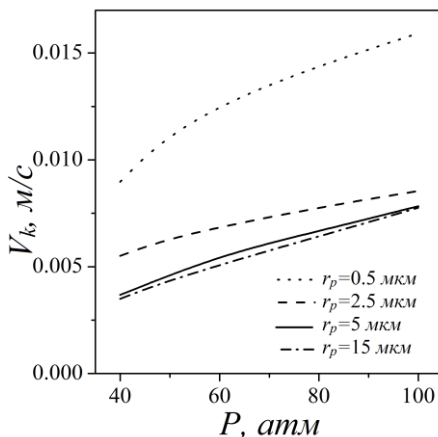
Доклад посвящен моделированию горения металлизированного смесового твердого топлива (МСТТ). На основе физико-математических постановок [1, 2], а также предположений теории многофазных реагирующих сред Р.И. Нигматулина разработана модель горения МСТТ, основанная на модели горения смесового твердого топлива Германса и учитывающая динамическое, тепловое и химическое взаимодействие между газом и частицами алюминия при движении продуктов газификации МСТТ от его поверхности. Целью исследования является определение скорости горения МСТТ в зависимости от давления и состава (присутствия частиц алюминия в смесовом твердом топливе, дисперсности и массовой концентрации порошка алюминия) топлива.

Математическая постановка задачи формулируется при следующих допущениях. На левой границе области находится смесовое металлизированное твердое топливо, состоящее из окислителя, связки и частиц алюминия с массовыми долями α_{ox} , α_f , α_{Al} соответственно. На правой границе расчетной области полагается вытекание смеси в окружающую среду с заданным давлением. При нагреве с поверхности твердого топлива истекают продукты его газификации и частицы алюминия. Газовая фаза состоит из смеси газообразных окислителя и горючего, способных к экзотермической химической реакции. Скорость химической реакции зависит от температуры по закону Аррениуса. Газ при нагревании расширяется, возникает течение его от поверхности МСТТ, которым захватываются частицы алюминия. Частицы алюминия, прогреваясь до температуры зажигания частиц, начинают гореть. Закон скорости горения частиц алюминия задается как в [1].

Система уравнений математической модели состоит из уравнений сохранения массы, импульса и энергии газа и частиц, уравнениями баланса массы окислителя в газе, числа частиц в единице объема и уравнения состояния газа. Метод решения системы уравнений аналогичен работе [2] и основан на методах распада произвольного разрыва С.К. Годунова [3] и распада разрыва в среде, лишенной собственного давления А.Н. Крайко [4].

© Порязов В.А., Перчаткина Е.В. Моисеева К.М., Крайнов А.Ю., 2020

Теплофизические и химико-кинетические параметры двухфазной среды для проведения расчетов взяты из [1, 2]. На рисунке представлены результаты расчета линейной скорости горения МСТТ от давления при различных значениях размера частиц алюминия, выходящих с поверхности МСТТ. С увеличением давления скорость горения увеличивается. С увеличением размера частиц алюминия скорость горения уменьшается.



Зависимость линейной скорости горения смешанного твердого топлива от давления окружающей среды

Работа выполнена при финансовой поддержке гранта Российского научного фонда (проект № 19-79-10054).

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Порязов В.А., Крайнов А.Ю. Расчет скорости горения металлизированного твердого топлива с учетом распределения агломератов по размерам // Инженерно-физический журнал. 2016. Т. 89, № 3. С. 568–574.
2. Моисеева К. М., Крайнов А. Ю., Дементьев А. А. Определение критических условий искрового зажигания бидисперсного порошка алюминия в воздухе // Физика горения и взрыва. 2019. Т. 55, № 4. С. 26–33.
3. Годунов С.К., Забродин А.В., Иванов М.Я., Крайко А.Н., Прокопов Г.П. Численное решение многомерных задач газовой динамики. М: Наука, 1976.
4. Крайко А.Н. О поверхностях разрыва в среде, лишенной «собственного» давления // Прикладная математика и механика. 1979. Т. 43, № 3. С. 500–510.

МЕТОДЫ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ЛАМИНАРНО-ТУРБУЛЕНТНОГО ПЕРЕХОДА В УСЛОВИЯХ ИМПУЛЬСНОГО МГД-ЭКСПЕРИМЕНТА

В.А. Редозубова, И.А. Маслобоев

*Институт теоретической и прикладной механики
им. С.А. Христановича СО РАН
630090, Новосибирск*

В работе представлены результаты аналитических исследований применимости метода визуализации температуры поверхности на основе флюорофора для определения положения ламинарно-турбулентного перехода в условиях магнитогидродинамического (МГД) эксперимента на импульсном экспериментальном стенде. МГД-стенд предназначен для исследования фундаментальных и прикладных задач магнитоплазменной аэродинамики. В дальнейших работах по изучению влияния поверхностных электрических разрядов в магнитном поле на структуру пограничного слоя (ПС) вблизи поверхности при её обтекании сверхзвуковым потоком воздуха. Данные исследования направлены на поиск методов снижения сопротивления трения поверхности перспективных сверх- и гиперзвуковых летательных аппаратов. Исследования могут быть реализованы на модели, установленной в рабочей камере в потоке за сверхзвуковым соплом, а также в потоке на стенке канала ударной трубы, входящей в состав экспериментального стенда. В данной работе были произведены оценки возможности реализации выше перечисленных постановок эксперимента и применимости методов визуализации ЛТП с применением метода люминесцентного преобразования температуры (ЛПТ) и прямотеневого метода регистрации области газа с переменной плотностью в ПС.

Метод люминесцентных преобразователей температуры (ЛПТ) основан на явлении температурного тушения люминесценции органических люминофоров. Для его реализации поверхность модели покрывается специальной краской, представляющей собой тонкий слой полимера, содержащего молекулы люминофора. Люминофор возбуждается светом соответствующей длины волны, а интенсивность люминесценции, зависящая от температуры, фиксируется с помощью цифровой фотокамеры. В качестве дублирующего метода визуализации ЛТП предполагается использовать прямотеневой метод, основанный на рефракции света в области газа с переменной плотностью. Отклонение лучей, проходящих параллельно плоской поверхности, происходит регулярным образом в

ламинарной области ПС и нерегулярным – в турбулентной области.

Для оценки применимости ЛТП-метода визуализации были использованы параметры потока, реализуемые для моделирования условий гиперзвукового обтекания модели пластины при $M = 6$. Учитывая геометрию рабочей камеры, ударно-волновую конфигурацию течения около модели и возможные сценарии ЛТП были определены оптимальные размеры модели.

Для визуализации ПС на стенке канала в сверхзвуковом потоке ($M \approx 1,3$), за проходящей ударной волной, изготовлена прямоугольная секция с установленными смотровыми окнами и возможностью установки постоянных редкоземельных магнитов для реализации условий МГД-эксперимента. Для ионизации газа в ПС могут быть использованы поверхностные разряды. Оценки показали, что данная постановка задачи является наиболее удобной для применения обоих методов визуализации ЛТП. Выбраны режимы для проведения дальнейших исследований.

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ДИНАМИКИ ПАРОГАЗОВЫХ ПУЗЫРЬКОВ В ЖИДКИХ СРЕДАХ ПОД ДЕЙСТВИЕМ УЛЬТРАЗВУКА

К.А. Рыбкин, О.О. Фатталов, Т.П. Любимова, А.А. Кугаевская

*Пермский государственный национальный
исследовательский университет
Институт механики сплошных сред УрО РАН
614990, Пермь*

В работе экспериментально исследуются акустические течения и связанные с ними явления, возникающие при воздействии ультразвука на дистиллированную воду и водные растворы солей NaCl и KCl различной концентрации. Обсуждается зависимость возникающих течений и кавитационных пузырьков от состава жидкости и от мощности ультразвукового воздействия.

Эксперимент проводился в ячейке размером 110×116×160 мм, имеющей форму параллелепипеда. Центральная часть ячейки пронизывалась сбоку лазерным ножом, создаваемым цилиндрической линзой и зеленым DPSS-лазером KLM-532. Для регистрации акустических течений использовалась высокоскоростная камера. Скорость съемки варьировалась в интервале от 10 до 100 кадров в секунду. В качестве исследуемых жидкостей использовались насыщенные растворы смеси химически чистых солей KCl и NaCl, в массовом соотношении 6/4. Для сравнения проводились эксперименты с дистиллированной водой.

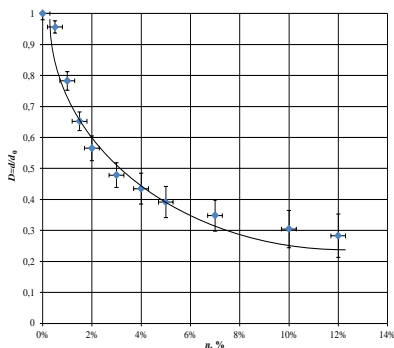
В качестве источника ультразвука использовался металлический диск диаметром 88 мм, размещенный так, чтобы центр излучателя совпадал с центром дна ячейки. Он подключался к генератору ультразвуковых колебаний с частотой 40 кГц и максимальной мощностью 100 Вт. Имелась возможность варьировать мощность генератора.

Эксперименты с дистиллированной водой, как и в [1, 2], выявили наличие двух типов ультразвуковой кавитации. Первый из них – инерционная кавитация, которая характеризуется быстрым ростом пузырька в фазе отрицательного давления. При наступлении полупериода сжатия инерционные пузырьки резко схлопываются, при этом могут возникнуть локальный разогрев и гидродинамические возмущения в виде микроударных волн, кумулятивных струек и микропотоков жидкости. Из инерционных пузырей образуются кометообразные стримеры.

Второй тип УЗ кавитации – это неинерционная (или стационарная) кавитация, при которой пузырьки растут за счет ректификационной

диффузии или сжимаются вплоть до резонансного размера в результате растворения газа, а затем осциллируют длительное время.

Эксперименты с насыщенными растворами солей NaCl и KCl показали, что в этом случае, при любой заданной мощности УЗ, возникают только инерционные кавитационные пузыри. Была также проведена серия экспериментов по изучению формирования и динамики кавитационных пузырьков в растворах с различными концентрациями NaCl и KCl. Эти эксперименты показали, что при низких концентрациях солей (ниже 2%), одновременно существуют два вида кавитации, причем порог инерционной кавитации выше, чем в дистиллированной воде. Ниже данного порога, на протяжении всей серии опытов кометообразные стримеры не появляются. При увеличении концентрации с 2% до 13% частота возникновения стримеров растет, а средний диаметр левитирующих пузырьков уменьшается. При концентрации соли в 13% диаметр пузырьков уменьшается настолько, что их не удается зафиксировать.



Зависимость нормированного диаметра пузырька от концентрации соли.

Исследование выполнено при финансовой поддержке РФФИ в рамках научного проекта № 19-31-90138 и Программы поддержки Научных школ Пермского края, грант № С-26/788.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Zijlstra A., Rivas D.F., Gardeniers H.J.G.E., Versluis M., Lohse D.** Enhancing acoustic cavitation using artificial crevice bubbles // *Ultrasonics*. 2015. Vol. 56. P. 512–523. DOI: 10.1016/j.ultras.2014.10.002
2. **Ashokkumar M.** The characterization of acoustic cavitation bubbles – An overview. *Ultrasonics Sonochemistry*. 2011. Vol. 18, Iss. 4. P. 864–872. doi: 10.1016/j.ultsonch.2010.11.016.
3. **Jeldres R.I., Forbes L., Cisternas L.A.** Effect of seawater on sulfide ore flotation: A review // *Mineral Processing and Extractive Metallurgy Review*. 2016. Vol. 37, No. 6. P. 369–384.

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ВОЗМУЩЕНИЙ В ПОГРАНИЧНОМ СЛОЕ СКОЛЬЗЯЩЕГО КРЫЛА, ГЕНЕРИРУЕМЫХ МЕМБРАНОЙ ПРИ ПОВЫШЕННОЙ СТЕПЕНИ ТУРБУЛЕНТНОСТИ НАБЕГАЮЩЕГО ПОТОКА

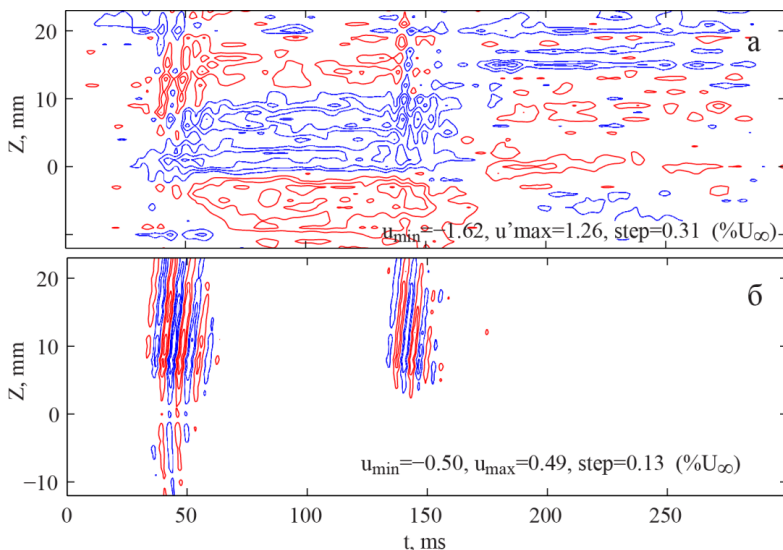
И.А. Садовский

*Институт теоретической и прикладной механики
им. С. А. Христиановича РАН
630090, Новосибирск*

В работе проводится экспериментальное исследование возникновения волновых пакетов, образующихся в пограничном слое скользящего крыла в области фронтов продольного локализованного возмущения. Изучается влияние повышенной степени турбулентности набегающего потока на развитие данных возмущений. Продольные локализованные возмущения моделируются в пограничном слое в контролируемых условиях методом отклонения участка поверхности обтекаемой потоком модели. Для выполнения задачи эксперимент проводился на установке МТ-324 ИТПМ СО РАН. Скорость набегающего потока составляла 7 м/с. В качестве модели использовалось скользящее крыло с хордой $C = 410$ мм и углом скольжения 45° . Для введения локализованных возмущений в пограничный слой использовалась прямоугольная мембрана размером 14×14 мм, отклоняемая на 0,3 мм вверх от поверхности модели. Для управления мембраной применялась методика, изложенная в [1].

Результаты исследований показали, что в результате локального воздействия мембраны в пограничном слое скользящего крыла в условиях повышенной степени турбулентности набегающего потока возникают волновые пакеты. Термоанемометрические измерения (см. рисунок) исследуемых возмущений выявили нарастающую асимметричность продольных структур. Происходит закручивание продольной структуры, сопровождаемое появлением дополнительных областей дефекта/превышения скорости. Это происходит из-за трехмерности течения (наличия поперечной компоненты скорости). Положение максимума амплитуды предвестников смещается за счет вторичного течения.

Повышение степени турбулентности с 0,18 до $0,8\%U_\infty$ привело к замедлению развития волновых пакетов (в исследуемой области при их малой амплитуде). На интенсивность продольных локализованных возмущений повышение степени турбулентности заметного влияния не оказало.



Термоанемометрическая визуализация возмущений в пограничном слое: изолинии пульсации скорости в плоскости $(Z-t)$ при $Y = Y_{u_{\max}}$, $X/C = 0,56$, $Tu = 0,8 \% U_{\infty}$. Продольная локализованная структура (а), волновой пакет после фильтрации в диапазоне частот $100 < f < 200$ Гц (б).

Работа выполнена при поддержке Российского научного фонда (проект № 16-19-10330).

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Павленко А.М., Катасонов М.М., Козлов В.В. Экспериментальное исследование импульсного воздействия мембраны на пограничный слой скользящего крыла // Сибирский физический журнал. 2018. Т. 13 № 3. С. 7–15. DOI: 10.25205/2541-9447-2018-13-3-7-15

ОСОБЕННОСТИ КОНВЕКТИВНОГО ТЕПЛООБМЕНА В ПОЛОСТИ МЕЖДУ ДВУМЯ ЧАСТИЧНО НАГРЕТЫМИ ЦИЛИНДРАМИ РАЗЛИЧНОЙ ФОРМЫ

К.А. Сафарян, М.М. Гончаров, И.А. Трефилов

*Пермский государственный национальный
исследовательский университет
614990, Пермь*

В работе описываются результаты численного моделирования стационарного конвективного течения несжимаемой жидкости в зазоре между двумя коаксиальными цилиндрами. Внутренний цилиндр нагревается частично. Исследуются процессы теплопередачи и структура конвективного течения, возникающие при различных ориентациях силы тяжести (рис. 1).

Обзор специальной литературы показал, что способ размещения компактных источников тепла в замкнутых полостях, а также ориентация нагреваемой области относительно вектора g влияют на структуру конвективного течения [1–3]. В связи с этим изучается зависимость интенсивности теплообмена в системе коаксиальных цилиндров от аспектного соотношения и ориентации неоднородно нагретого внутреннего цилиндра относительно действия силы тяжести.

Стационарная задача тепловой конвекции решается в двухмерной постановке для чисел Рэлея $Ra = 6 \cdot 10^5$ и Прандтля $\sigma = 7,02$ в следующем

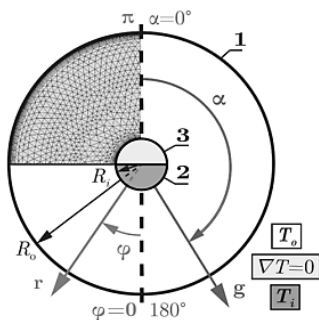


Рис. 1. Схема исследуемой полости с выбранной системой координат и фрагмент расчетной сетки.

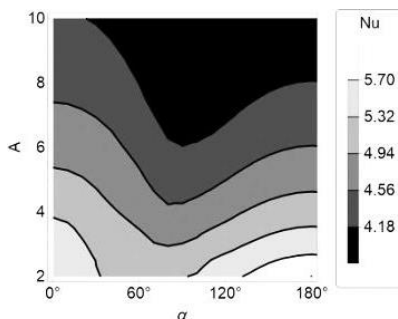


Рис. 2. Зависимость глобального числа Нуссельта Nu от аспектного соотношения при различных углах поворота α .

диапазоне управляющих параметров: аспектное соотношение радиусов – $A \in (2, 10)$, угол поворота нагретого сегмента – $\alpha \in [0^\circ, 180^\circ]$.

Рассмотрено влияние положения нагретой области и аспектного соотношения на структуру конвективного течения, распределение температуры и скорости. Проведенные исследования показали, что ориентация нагреваемого сегмента в поле силы тяжести сказывается на интегральных характеристиках теплопереноса: при повороте нагревателя ось конвективного факела наклоняется. Наименьший тепловой поток наблюдается, когда нагреватель находится сбоку. На рис. 2 приведен контурный график зависимости глобального числа Нуссельта от аспектного соотношения и угла поворота.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Martyushev S. G., Sheremet M. A.** Conjugate natural convection combined with surface thermal radiation in a three-dimensional enclosure with a heat source // *International Journal of Heat and Mass Transfer*. 2014. Vol. 73. P. 340–353.
2. **Kondrashov A., Burkova E.** Stationary convective regimes in a thin vertical layer under the local heating from below // *International Journal of Heat and Mass Transfer*. 2018. Vol. 118. P. 58–65.
3. **Гончаров М. М., Оглезнев А. А., Кондрашов А. Н.** Ориентационные эффекты конвекции в полости между частично нагретыми цилиндрами различной формы // *Вестник Пермского университета. Физика*. 2019. № 2. С. 16–23

ПЛАЗМЕННАЯ ТЕХНИКА ДЛЯ ПОЛУЧЕНИЯ УЛЬТРАДИСПЕРСНЫХ ПОРОШКОВ

А.А. Сафронов, В.Е. Кузнецов, Ю.Д. Дудник,
В.Н. Ширяев, О.Б. Васильева

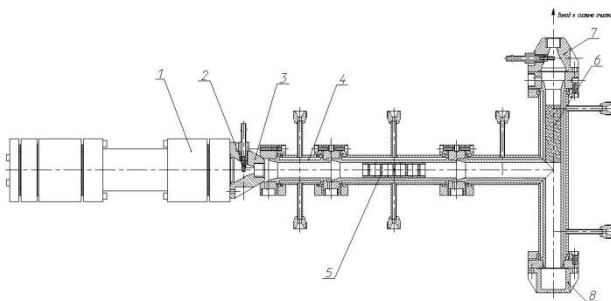
*Институт электрофизики и электроэнергетики РАН
191186, Санкт-Петербург*

Получение ультрадисперсных материалов плазменными методами – перспективный путь для решения данной научно-технической задачи. К числу преимуществ этого способа можно отнести высокие значения энтальпии дуговой плазмы и соответственно температуры, которые могут быть достигнуты в зоне проведения реакции. Предложенная технология позволяет работать с широким спектром материалов, так как в плазмотронах переменного тока [1] в качестве плазмообразующих газов могут быть использованы воздух, метан, аргон, углекислый газ, водяной пар и др. как отдельно, так и в сочетании друг с другом при различных давлениях плазмообразующей среды [2, 3].

Все это позволяет создать благоприятные условия для гомогенной нуклеации и обеспечить получение ультрадисперсных материалов в заданном диапазоне размеров частиц.

Плазменная лабораторная установка для получения ультрадисперсных порошков представлена на рисунке.

Установка состоит из однофазного плазмотрона переменного тока, мощностью до 10 кВт, соединенного с устройством ввода с помощью форсунки, которая далее присоединена к реакционной камере, переход-



Плазменная лабораторная установка для получения ультрадисперсных порошков.
1 – плазмотрон, 2 – устройство ввода, 3 – форсунка, 4 – реакционная камера, 5 – сепаратор,
6 – узел закаливания, 7 – выходное сопло, 8 – контейнер.

© Сафронов А.А., Кузнецов В.Е., Дудник Ю.Д., Ширяев В.Н., Васильева О.Б., 2020

дущей в сепаратор, и далее замыкающийся на узел закаливания с контейнером для приема продукта. В качестве отличительной особенности применяемого решения можно выделить использование водного раствора прекурсора солей металлов [4].

На установке был выполнен цикл экспериментов, где в качестве прекурсора был использован раствор нитрата железа (III). Параметры работы плазмотрона: мощность порядка 6 кВт, рабочее напряжение 1000 В, суммарный расход плазмообразующего газа порядка 1 г/с, расход прекурсора от 0.5 до 1.5 г/с.

В результате проделанной работы была показана возможность получения нанопорошка $\alpha\text{-Fe}_2\text{O}_3$ в условиях плазмохимического синтеза с использованием непрерывного реактора на базе высоковольтного плазмотрона переменного тока. Полученные нанокристаллы оксида железа обладают средним размером 57 ± 6 нм и слабо агломерированы между собой, что позволяет рассматривать плазмохимический метод в качестве перспективного высокопроизводительного процесса получения ультрадисперсных оксидных материалов из водных растворов их солей.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Rutberg Ph.G., Kumkova I.I., Kuznetsov V.E., Popov S.D., Rutberg A.Ph., Safronov A.A., Shiryayev V.N., Surov A.V. High-voltage plasma generators of alternating current with rod electrodes stationary operating on oxidizing media // PPPS-2007: Pulsed Power Plasma Science: [Proc.] Pulsed Power Conference (Albuquerque, NM, USA, 17–22 June 2007); Vol. 2, Art. No. 4652484. P. 1556–1559. DOI: 10.1109/PPPS.2007.4652484
2. Safronov A.A., Vasil'eva O.B., Dudnik Y.D., Kuznetsov V.E., Shiryayev V.N. Analysis of high-frequency processes in an electric-discharge chamber of a three-phase plasma torch at high working gas pressure // High Temp. 2017. Vol. 55, № 5. P. 638–642.
3. Safronov A.A., Vasilieva O.B., Dudnik J.D., Kuznetsov V.E., Kuchina J.A., Shiryayev V.N., Pavlov A.V. Analysis of Physics Processes in the AC Plasma Torch Discharge under High Pressure // J. of Phys.: Conf. Ser. 2017. Vol. 825, № 1. Art. 012014.
4. Kuchina Y.U., Subbotin D.I., Kumkova I.I., Dudnik Y.D., Kuznetsov V.E., Popkov V.I., Popov V.E., Cherepkova I.A., Pavlova E.A., Shiryayev V.N., Obratsov N.V. Metal ferrites synthesis by AC plasma torch // J. of Phys.: Conf. Ser. 2018. Vol. 1135, №1. Art. 012095.

МОДЕЛИРОВАНИЕ ПРОЦЕССОВ ДИНАМИЧЕСКОГО ДЕФОРМИРОВАНИЯ И РАЗРУШЕНИЯ ПОЛИКРИСТАЛЛИЧЕСКОГО АЛЮМИНИЯ

М.В. Сергеев^{1,2}, Е.С. Емельянова^{1,2}

¹*Томский государственный университет
634050, Томск*

²*Институт физики прочности и материаловедения СО РАН
634055, Томск*

Сплавы алюминия широко используются в авиастроении, автомобильной и аэрокосмической промышленности, где в процессе эксплуатации подвергаются термомеханическим воздействиям в широком диапазоне скоростей нагружения. Для адекватного прогноза механического поведения таких материалов необходимы математические модели, учитывающие скоростную чувствительность, а также особенности структуры материала. Введение микроструктуры в явном виде позволяет получить реалистичное описание деформационного поведения материала, поскольку на макроскопический отклик влияют концентраторы напряжений, возникающие вблизи границ зерен и областях тройных стыков зерен.

Настоящая работа посвящена численному исследованию процессов динамического деформирования и разрушения алюминиевых сплавов с явным учетом трехмерной поликристаллической структуры материала, а также проведение сравнительного анализа влияния структуры, скорости деформации, дополнительных граничных условий, моделирующих квазиплоскую деформацию, и изменения граничных условий на напряжённо-деформированное состояние, локализацию пластической деформации и характер разрушения. Экспериментальные методики не позволяют рассмотреть влияние каждого из этих факторов в отдельности. Проведенное в данной работе исследование дает возможность разделить эти факторы и сделать выводы о влиянии каждого из них.

Показано, что при скоростях деформации от 3000 с^{-1} влияние волновой динамики становится более значимым, чем влияние структурной неоднородности, и это является причиной изменения места зарождения первичной трещины. При скорости деформации 10 с^{-1} в образце зарождается единичная трещина, распространяющаяся в плоскости, перпендикулярной направлению нагружения, и разделяющая образец на две приблизительно равные части. Начиная со скоростей деформации порядка

100 с^{-1} , появляются дополнительные локальные очаги разрушения, приводящие к множественному растрескиванию образца.

Показано, что стесненные условия деформирования оказывают значительное влияние на локализацию пластического течения и характер разрушения поликристаллического алюминия. При наложении граничных условий, моделирующих квазиплоскую деформацию трехмерной поликристаллической структуры, трещины стремятся распространиться под углом 45° к оси нагружения на закреплённых границах. Установлено, что с увеличением скорости деформации меняются места зарождения первичных трещин, увеличивается доля разрушенного материала и реализуется множественное растрескивание образца, который разделяется на несколько частей. При низких скоростях деформации образцы разделяются на две приблизительно равные по объёму части.

Авторы выражают глубокую благодарность своему научному руководителю Балохонову Р.Р. за полезные дискуссии и ценные замечания.

Работа выполнена в рамках проекта РФФ № 17-08-00643.

ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ ФОРМЫ ПРОТОЧНОГО ТРАКТА НА ХАРАКТЕРИСТИКИ РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА В МОДЕЛЬНОЙ УСТАНОВКЕ ГОРЕНИЯ С НЕПРЕРЫВНО ВРАЩАЮЩЕЙСЯ ДЕТОНАЦИОННОЙ ВОЛНОЙ

Р.С. Сидоров

*Центральный институт авиационного
моторостроения им. П.И. Баранова
111116, Москва*

Сжигание топлива в непрерывно вращающейся детонационной волне (ДВ) – один из вариантов организации рабочего процесса в кольцевых камерах сгорания (КС) перспективных жидкостных ракетных двигателей (ЖРД) и воздушно-реактивных двигателей (ВРД). Одно из принципиальных отличий ЖРД и ВРД данного типа заключается в том, что понижение давления за ДВ (разгрузка) в ВРД происходит и по потоку и против потока, а в ЖРД – только по потоку. Аналогичная ситуация наблюдается при испытаниях на присоединённом воздухопроводе детонационных КС с аэродинамическим соплом с плавной образующей и с внезапным расширением.

В данной работе при проведении двумерных и трёхмерных численных расчётов показано, что для осуществления рабочего процесса в КС с внезапным расширением давление в набегающем потоке может быть ниже, а также вполне корректно может быть использовано входное граничное условие, выставяющее стенку в области повышенного давления за ДВ. Также исследовано влияние формы центрального тела.

КОМПЛЕКСНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ОБТЕКАНИЯ МОДЕЛИ ПРЯМОТОЧНОГО ВОЗДУШНО-РЕАКТИВНОГО ДВИГАТЕЛЯ: АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ИСПЫТАНИЯ И ЧИСЛЕННЫЙ РАСЧЕТ СВЕРХЗВУКОВОГО ТЕЧЕНИЯ В КАНАЛЕ

Н.П. Скибина, В.В. Фарапонов

*Томский государственный университет
634050, Томск*

Прямоточные воздушно-реактивные двигатели (ПВРД) относятся к классу воздушно-реактивных двигателей, отличительной особенностью которых является использование компонентов атмосферного воздуха в качестве окислителя для горения топлива, размещенного на борту летательного аппарата. Основными элементами конструкции двигателя такого типа являются: воздухозаборное устройство, рабочая камера, где реализуется процесс горения топлива, и выходное сопло, через которое выбрасываются газообразные продукты сгорания, создающие тягу.

Для запуска и дальнейшей работы ПВРД требуется предварительный разгон летательного аппарата до скорости порядка $M \geq 5$, таким образом, поток, несущий окислитель, попадает в воздухозаборник и камеру сгорания, уже имея сложную картину течения. В потоке будут присутствовать ударно-волновые структуры, области взаимодействия с турбулентным пограничным слоем, зоны отрыва и присоединения и возвратные течения.

Экспериментальные исследования высокоскоростного течения газа в осесимметричных каналах имеют ряд ограничений, связанных с особенностями геометрии. Например, нет возможности использовать классические средства визуализации, чтобы получить данные о распределении плотности и структуре потока, а для регистрации газодинамических параметров необходимо разрабатывать специальные устройства, имеющие приемлемую инерционность и точность.

В настоящее время для дополнения экспериментальных исследований соответствующими газодинамическими расчетами широко применяются методы математического моделирования и инженерного анализа. Результаты численного решения реальной физической задачи позволяют более корректно и полно интерпретировать экспериментальные данные, ответить на интересующие вопросы и произвести необходимые оценки.

В данной работе описано комплексное исследование обтекания модели прямооточного воздушно-реактивного двигателя. Экспериментальные исследования проводились на аэродинамической установке [1, 2]

Томского государственного университета. Модель двигателя размещалась в рабочей части, после чего обдувалась равномерным сверхзвуковым потоком воздуха с числами Маха $M = 5$ и $M = 6$. В ходе аэродинамических испытаний получена картина течения в рабочем тракте ПВРД с использованием плоской модели. Для регистрации газодинамических параметров потока в рабочем тракте осесимметричной модели двигателя разработаны и сконструированы два устройства – зонд для измерения температур (реализован калориметрический метод) и зонд для измерения давлений (тензометрический метод). С использованием разработанных устройств получены распределения температуры и давления вдоль стенки осесимметричного канала в рабочем тракте модели ПВРД.

Проведены соответствующие численные расчеты, направленные на математическое моделирование реальных аэродинамических испытаний. С использованием ранее разработанной методики [2, 3] получены распределения плотности, давления, скорости и температуры в рабочем тракте осесимметричной модели ПВРД. Рассмотрены стационарная и нестационарная постановки задачи. Учтен сопряженный теплообмен между потоком, материалом модели и материалом, из которого изготовлены измерительные устройства.

Для результатов численного решения и экспериментальных данных получено качественное и количественное согласование. Получено также газодинамическое описание течения, которое устанавливается в рабочем тракте ПВРД при условии движения летательного аппарата со скоростью $M = 5$ и $M = 6$. Исходя из оценок диапазона давлений и температуры, можно осуществлять подбор твердого топлива, способного работать в данных условиях.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Звегинцев В.И.** Газодинамические установки кратковременного действия. Ч. I. Установки для научных исследований. Новосибирск: Параллель, 2014. 551 с.
2. **Скибина Н.П., Савкина Н.В., Фарапонов В.В., Маслов Е.А.** Комплексный подход к решению задачи высокоскоростного обтекания тела в импульсной аэродинамической установке и проверка согласованности полученных результатов // Вестн. Том. гос. ун-та. Математика и механика. 2019. № 59. С. 118–129. DOI: 10.17223/19988621/59/12
3. **Скибина Н.П.** Математическое моделирование газодинамических процессов в импульсной аэродинамической установке и расчет некоторых параметров потока в рабочей части // Вычислительные технологии. 2019. Т. 24, №5. С. 38–48. DOI:10.25743/ICT.2019.24.5.004

ВЛИЯНИЕ ТЕМПЕРАТУРЫ ОТЖИГА НА СТРУКТУРУ И МИКРОМЕХАНИЧЕСКИЕ СВОЙСТВА NiCrBSi-ПОКРЫТИЯ, СФОРМИРОВАННОГО ЛАЗЕРНОЙ НАПЛАВКОЙ

**Н.Н. Соболева¹, А.В. Макаров^{1,2}, И.Ю. Малыгина¹,
А.К. Степченков^{1,2}**

*¹Институт машиноведения УрО РАН
620049, Екатеринбург*

*²Институт физики металлов им. М.Н. Михеева
УрО РАН
620108, Екатеринбург*

Результативным способом продления работоспособности деталей машин и инструментов является нанесение на их поверхность износо- и коррозионностойких покрытий, в частности, с помощью лазерной наплавки, формирующей покрытия с повышенной твердостью и отличным сцеплением с подложкой.

NiCrBSi-покрытия могут использоваться в деталях, работающих при повышенных температурах (валки прокатных станов, штампы горячего деформирования, детали турбин, теплообменников). При этом в литературе содержатся противоречивые сведения о влиянии термического воздействия на характеристики хромоникелевых покрытий, нанесенных различными способами. Кроме того, структура и свойства хромоникелевых покрытий зависят не только от их состава, но и от способа формирования. Высокие скорости охлаждения при лазерной наплавке, обусловленные интенсивным теплоотводом вглубь детали, способствуют созданию в покрытиях метастабильных структурных состояний, превращения в которых при нагреве могут привести к упрочнению сплавов.

В работе установлено влияние температуры отжига (в интервале температур 700–1050 °С) на структурно-фазовое состояние, микротвердость и характеристики, определяемые при кинетическом микроиндентировании, покрытия ПГ-10Н-01, сформированного газопорошковой лазерной наплавкой. Показана возможность создания износостойких структур, обладающих повышенными прочностными свойствами, в результате проведения термической обработки.

Исследование выполнено за счет гранта Российского научного фонда (проект № 19-79-00031). Экспериментальные исследования выполнены на оборудовании ЦКП «Пластометрия» ИМАШ УрО РАН.

РАСЧЕТ ЭНЕРГИИ ИНИЦИИРОВАНИЯ ГАЗОВОЙ ДЕТОНАЦИИ, ВОЗБУЖДАЕМОЙ СВЕРХЗВУКОВЫМ СНАРЯДОМ

В.М. Темербеков

*Институт теоретической и прикладной механики
им. Христиановича СО РАН
630090, Новосибирск*

В настоящее время на многих производствах, в институтах, а также в быту широко используются различные горючие газообразные смеси. Повсеместное применение взрыво- и пожароопасных газов приводит к необходимости внедрения большого количества правил и средств по защите от чрезвычайных ситуаций. Однако, несмотря на все принятые меры, не удастся полностью избежать различных опасных явлений, связанных с применением газообразных топлив и с изучением свойств и критериев взрывных явлений.

Одной из важнейших задач взрыво- и пожаробезопасности на сегодняшний день является оценка энергии, необходимой для возбуждения детонации. Уже существует ряд теоретических моделей, используя которые можно спрогнозировать инициирование детонации и оценить последствия взрыва. Так, например, в работе А.А. Васильева [1] предложен критерий инициирования детонации быстролетящим телом. Предполагается, что для инициирования газовой детонации телом, летящим с высокой скоростью, необходимо, чтобы работа сил аэродинамического сопротивления на единицу длины тела была не меньше чем минимальная энергия инициирования цилиндрической детонации в рассматриваемой смеси при данных условиях (давление, температура).

Целью настоящей работы является сопоставление математической модели с теоретической для задачи об инициировании и стабилизации наклонной детонации снарядом малого диаметра, летящим со сверхзвуковой скоростью в водород-кислородной смеси, разбавленной аргоном.

Математическая модель включает в себя осреднённые по Фавру уравнения Навье – Стокса для многокомпонентной газовой смеси с учетом химических реакций. Для моделирования химической кинетики в работе была использована приведённая кинетическая схема, включающая одну брутто-реакцию горения водорода с кислородом. В работе [2] данная кинетическая схема была верифицирована по экспериментальным данным о временах задержки воспламенения и скорости распространения детонационной волны при различных условиях. В качестве

решателя использован программный комплекс ANSYS Fluent. Для аппроксимации по времени используется неявная схема второго порядка, а для аппроксимации по пространству – схема расщепления вектора потоков AUSM с противопотоковой аппроксимацией второго порядка точности.

В настоящей работе проведена оценка энергии инициирования газовой детонации по критерию, представленному в работе [1] по экспериментальным данным [3] и результатам предыдущего расчета [4].

Также было проведено численное исследование влияния размеров метаэлемента на режимы детонации, при фиксированном начальном давлении. Расчеты проводились для давления $P_0 = 141$ кПа и $P_0 = 121$ кПа. Для давления $P_0 = 121$ кПа диаметр снаряда увеличивался, а для давления $P_0 = 141$ кПа диаметр уменьшался, соответственно увеличивалась и уменьшалась работа сил аэродинамического сопротивления при неизменной критической энергии инициирования газовой детонации. Результаты расчетов показали ограниченную применимость теоретической модели для прогнозирования возбуждения детонации.

Работа выполнена при частичной финансовой поддержке Программы фундаментальных научных исследований государственных академий наук на 2013-2020 годы (проект АААА-А17-117030610139-4).

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Васильев А.А.** Основные результаты исследований детонационного горения газовых смесей, возбуждаемого быстролетящим телом // Физика горения и взрыва. 1997. Т. 33, № 5. С. 85–102.
2. **Бедарев И.А., Федоров А.В., Рылова К.В.** Применение детальных и приведенных кинетических схем для описания детонации водородо-воздушных смесей с разбавителем // Физика горения и взрыва. 2015. Т. 51, № 5. С. 22–33.
3. **Maeda S., Sumiya S., Kasahara J., Matsuo A.** Scale effect of spherical projectiles for stabilization of oblique detonation waves // Shock Waves. 2015. Vol. 25. P. 141–150.
4. **Bedarev I.A., Temerbekov V.M., Fedorov A.V.** Simulating the regimes of oblique detonation waves arising at detonation initiation by a small-diameter projectile // Thermophysics and Aeromechanics. 2019. Vol. 26, No. 1. P. 59–68.

НЕКОТОРЫЕ НАПРАВЛЕНИЯ ПОВЫШЕНИЯ РЕСУРСНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК АВИАЦИОННЫХ КОНСТРУКЦИЙ С ШИРОКИМ ПРИМЕНЕНИЕМ ПКМ

С.А. Титов, В.Д. Вермель, Т.Ю. Наговицына, Ю.О. Леонтьева

*Центральный аэрогидродинамический институт
им. проф. Н.Е. Жуковского
140180, Жуковский, Московская область*

В работе (на основе результатов выполненных расчетно-экспериментальных исследований) рассмотрены основные проблемы снижения прочности и ресурса соединений в металло-композитных авиационных конструкциях. В их числе повреждения кромок после изготовления отверстий в композиционных материалах, зазоры между крепежными элементами и отверстиями в узлах соединений деталей из полимерного композиционного материала (ПКМ). Показано, что в связи с трудностями в обеспечении плотных посадок металлических деталей в композиционном материале, возникающие в соединении зазоры приводят к росту контактных напряжений и снижению ресурса.

Предложены обобщенные технологические рекомендации по низкоповреждающей механической обработке (сверление, фрезерование) деталей из ПКМ.

Выполнен анализ напряженно-деформированного состояния для компонентов металло-композитных соединений. Его результаты показали специфическую картину распределения напряжений и локальных деформаций деталей из композиционного материала, приводящих к изгибу соединительного элемента (болт, заклепка) вместо расчетного среза.

Проведена экспериментальная оценка применения наномодифицированной клеевой композиции для повышения статической прочности и ресурса соединений. Экспериментально показано, что применение наномодифицированной клеевой композиции для упрочнения конструктивно подобных многорядных металло-композитных соединений приводит к повышению прочности при растяжении в среднем не менее чем на 20%, а усталостной долговечности соединений более чем в 6 раз.

Полученные результаты ориентированы на использование в соединениях в металлокомпозитных конструкциях, включая крупноразмерные аэродинамические модели – демонстраторы из композиционных материалов.

ЧИСЛЕННОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ЛАМИНАРНО-ТУРБУЛЕНТНОГО ПЕРЕХОДА В ДИФFUЗОРЕ С МАЛЫМИ УГЛАМИ РАСКРЫТИЯ

В.В. Трифонов, А.И. Решмин, С.Х. Тепловодский

НИИ механики МГУ, Москва

В работе исследовалось явление ламинарно-турбулентного перехода в диффузоре в зависимости от угла раскрытия и степени расширения канала (отношения входного диаметра диффузора к выходному). При расчете использовалась трехпараметрическая модель сдвиговой турбулентности [1]. Расчеты проводились, при числах Рейнольдса на входе в канал от 100 до 4000. На вход в диффузор подавалось либо развитое турбулентное течение, либо течение с равномерным профилем скорости и с разной энергией турбулентности. Угол раскрытия варьировался от $0,01^\circ$ до 4° , при этом течение в канале происходило при положительном, отрицательном или нулевом продольном градиенте давления. Полученные при расчете характеристики течения на выходе диффузора и различных сечениях вдоль диффузора сравнивались с экспериментальными данными [2]. При заданном угле раскрытия и степени расширения, течение в диффузоре зависит только от локального числа Рейнольдса и не зависит от условий на входе, пока эти условия достаточны для формирования турбулентного течения. Было показано, что при увеличении длины диффузора турбулентное течение затухает и плавно переходит в ламинарное.

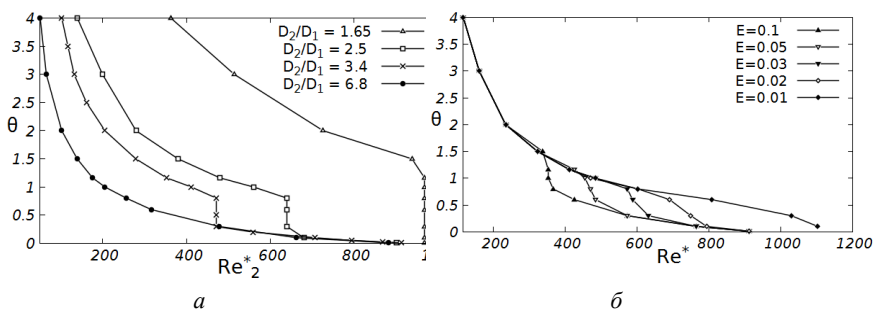


Рис. 1. Зависимость угла раскрытия от критического числа Рейнольдса.

a – при разной степени расширения диффузора; *б* – при степени расширения канала 3,4 и разной энергии турбулентности на входе в диффузор.

Получены (рис. 1,*а*) зависимости критического числа Рейнольдса от угла раскрытия для диффузоров с разной степенью расширения 1,65, 2,5, 3,4 и 6,8 (обозначение индексов: 1 – вход в диффузор, 2 – выход из диффузора). При угле раскрытия $0,01^\circ$, что очень близко к прямой круглой трубе, критическое число Рейнольдса для заданных степеней расширения лежит в диапазоне приблизительно от 900 до 1000. Также получены зависимости (рис. 1,*б*) критического числа Рейнольдса от угла раскрытия со степенью расширения канала 3,4 и разной энергией турбулентности на входе в диффузор.

Работа выполнена при финансовой поддержке РФФИ, гранты № 18-08-00074, 19-05-00028.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Луцик В.Г., Павельев А.А., Якубенко А.Е. Трехпараметрическая модель сдвиговой турбулентности // Известия РАН. Механика жидкости и газа. 1978. № 3. С. 13–25.
2. Reshmin A.I., Trifonov V.V., Teplovodskii S.Kh. Turbulent flow in a conical diffuser with a small divergence angle at Reynolds numbers less than 2000 // Proc. of the ASME 2014. Paper No: FEDSM2014-21597. (9 p.). doi.org/10.1115/FEDSM2014-21597

ВЛИЯНИЕ БОКОВОГО СТЕКАНИЯ НА СТРУКТУРУ СВЕРХЗВУКОВОГО ОТРЫВНОГО ТЕЧЕНИЯ В УГЛЕ СЖАТИЯ

Л.П. Трубицына, В.И. Запрягаев, И.Н. Кавун

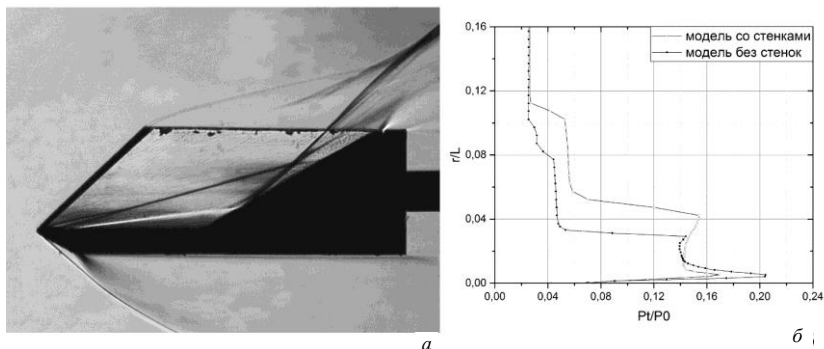
*Институт теоретической и прикладной механики
им. С.А. Христиановича СО РАН, 630090 Новосибирск*

Исследование трёхмерной структуры сверхзвукового отрывного течения является важной и интересной фундаментальной задачей и имеет прикладное значение. Структура отрывного течения в области присоединения при сверхзвуковой скорости набегающего потока ($M = 6-8$) для случая угла сжатия без боковых стенок исследована в работах [1, 2]. Обнаружен новый структурный элемент течения – высоконапорный (динамический) слой, полное давление в котором достигает 90–95% величины полного давления в свободном потоке. Механизм образования высоконапорного слоя связан с трёхмерным массорасходным характером течения в отрывной области, при котором единая разделяющая поверхность линий тока между линией отрыва и линией присоединения отсутствует [2].

Сверхзвуковое отрывное течение на модели угла сжатия с установленными боковыми стенками рассмотрено в работе [3]. Показано существование угловых продольных вихревых структур, подробно описанных в [4]. Однако сравнение структуры течения при наличии и отсутствии боковых стенок модели не проводилось. Боковое стекание может изменять структуру течения в области присоединения, и величина и пространственное распределение газодинамических параметров в нём могут существенно различаться.

В данной работе проведено экспериментальное исследование течения в зоне присоединения в угле сжатия с углом наклона уступа $\varphi = 30^\circ$ с установленными боковыми стенками. Число Маха набегающего потока $M_\infty = 6$, число Рейнольдса, вычисленное по длине горизонтальной пластины, $Re_L = 6,1 \cdot 10^5$. Эксперимент проведён в гиперзвуковой аэродинамической трубе Т-326 ИТПМ СО РАН периодического действия.

Эксперимент включал в себя маслосажевую визуализацию течения на поверхности модели, шпирен-визуализацию течения с помощью теневого прибора ИАБ-451 и измерение распределения давления Пито за линией присоединения над поверхностью наклонного уступа при помощи зонда полного давления. Исследование течения независимыми методами позволило повысить общую достоверность исследования и взаимно дополнить получаемые этими методами результаты.



Сверхзвуковое течение в угле сжатия с установленными боковыми стенками.
 а – шлирен-фотография течения; б – распределение давления Пито за линией присоединения для модели с боковыми стенками и без них.

На боковых стенках модели выявлены отрывные области, которые взаимодействуют с областью отрыва, формируемой углом сжатия с образованием угловых вихревых структур. Распределение давления Пито за линией присоединения имеет характерный пик (см. рисунок), что указывает на присутствие высоконапорного слоя в течении в угле сжатия с боковыми стенками. Это обусловлено трансверсальной перестройкой течения под влиянием угловых вихревых структур.

Эксперименты проведены с использованием оборудования ЦКП "Механика" (ИТПМ СО РАН). Работа выполнена в рамках Программы фундаментальных научных исследований государственных академий наук на 2013-2020 годы (проект АААА-А17-117030610137-0) при финансовой поддержке РФФИ в рамках научного проекта №19-31-90035.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Запругаев В.И., Кавун И.Н., Липатов И.И. Возникновение высоконапорного слоя в угле сжатия при сверхзвуковой скорости потока // МЖГ. 2014. № 6. С. 135–144.
2. Zapryagaev V.I., Kavun I.N., Trubitsyna L.P. Dynamic layer formation in the reattachment zone for a supersonic laminar separated flow // 7th European Conference for Aeronautics and Space Sciences (EUCASS 2017) (Italy, Milano, 3-6 July, 2017): Proceedings. S.I. 2017. (10 p.) DOI: 10.13009/EUCASS2017-86
3. Чувахов П.В., Егоров И.В., Боровой В.Я. и др. Влияние малого притупления на формирование вихрей Гёртлера при сверхзвуковом обтекании угла сжатия // ПМТФ. 2017. № 6. С. 23–40.
4. Корнилов В.И. Пространственные пристенные турбулентные течения в угловых конфигурациях // Новосибирск: Наука. Сибирская издательская фирма РАН, 2000. 399 с.

СТАТИСТИЧЕСКОЕ ОПИСАНИЕ ПЕРЕМЕЖАЕМОСТИ В ОБЛАСТИ ЛАМИНАРНО-ТУРБУЛЕНТНОГО ПЕРЕХОДА

М.В. Устинов

*Центральный аэрогидродинамический институт
им. проф. Н.Е. Жуковского
140180, Жуковский, Московская область*

Методы теории случайных функций использованы для вычисления коэффициента перемежаемости при двух основных видах ламинарно-турбулентного перехода, вызванного волнами Толлмина–Шлихтинга (ТШ) и стационарными вихрями неустойчивости поперечного течения (вихрями CF) на стреловидном крыле. При этом предполагалось, что:

– возмущения в переходной области имеют узкий спектр и описываются почти периодическими случайными функциями с медленно меняющейся амплитудой;

– пакеты волн ТШ распространяются вдоль линий тока внешнего течения. Их форма не меняется, а амплитуда возрастет экспоненциально с инкрементом нарастания κ_{TS} . Форма огибающей амплитуды вихрей CF также остается неизменной и их амплитуда также растет по экспоненте с показателем κ_{CF} ;

– при превышении амплитудой возмущений порогового значения a_c зарождается турбулентность. В дальнейшем она распространяется внутри турбулентного пятна (при переходе, вызванном волнам ТШ) либо турбулентного клина (в случае нарастания вихрей CF).

Показано, что частота появления турбулентных пятен ν_s и количество турбулентных клиньев ν_w , приходящиеся на единицу площади поверхности, определяется следующими выражениями:

$$\nu_s = \frac{\kappa_{TS} \Delta_\omega \Delta_\beta}{\sqrt{2\pi^3}} F(a_*); \quad \nu_w = \frac{\kappa_{CF} \Delta_\beta}{\sqrt{2\pi}} F(a_*); \quad F(a_*) = \frac{1}{a_*} \left(\frac{1}{a_*^2} - 1 \right) e^{-\frac{1}{2a_*^2}}, \quad (1)$$

Из них следует, что эти структуры наиболее часто появляются при определенном отношении среднеквадратичной амплитуды возмущений к пороговому значению $a_* = (2 + \sqrt{3})^{-1/2}$. Темп их порождения зависит от ширины спектра возмущений по волновому числу Δ_β и частоте Δ_ω . Это обосновывает гипотезу Нарасимхи [1] о том, что турбулентные пятна появляются вблизи определенного расстояния от передней кромки.

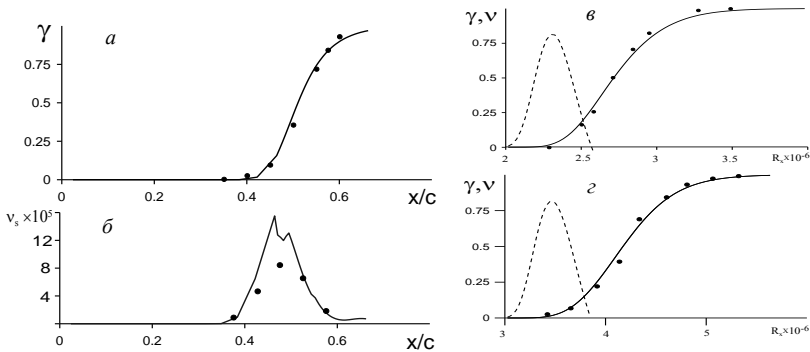
При достаточно больших инкрементах нарастания из (1) получают простые аналитические выражения для коэффициентов перемежаемости γ_{TS} и γ_{CF} при переходе, вызванном волнами ТШ и вихрями CF:

$$\gamma_{TS} = 1 - \exp \left[- \left(\frac{x - x_t}{\Delta_{TS}} \right)^2 \right]; \quad \Delta_{TS} = \left(\frac{\sqrt{2\pi^3 e}}{B_s \Delta_w \Delta_\beta} \right)^{1/2}$$

$$\gamma_{CF} = 1 - \exp \left[- \left(\frac{x - x_t}{\Delta_{TS}} \right)^2 \right]; \quad \Delta_{CF} = \frac{\sqrt{2\pi e}}{B_w \Delta_\beta} \quad (2)$$

В них B_s , B_w – константы, зависящие от формы турбулентного пятна и клина. Эти выражения показывают, что длина переходной области определяется шириной спектра возмущений. Первая формула (2) соответствует известной квадратичной зависимости функции перемежаемости от продольной координаты, предложенной в [1].

Сравнение результатов созданной статистической теории с данными эксперимента по изучению ламинарно-турбулентного перехода на стреловидном крыле [2] и плоской пластине [3, 4] показывает на рисунке. Предложенная теория хорошо описывает распределение коэффициентов перемежаемости в переходной области.



Сравнение коэффициента перемежаемости (*a*) и числа турбулентных клиньев, появляющихся на единице площади поверхности (*б*) при переходе на стреловидном крыле с расчетом; аналогичные результаты для перехода на плоской пластине (*в*, *з*).

Точки – эксперимент, линии – расчет.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Narasimha R.** On the distribution of intermittency in the transition region of a boundary layer // *J. Aero. Sci.* 1957. Vol. 24, No. 9. P. 711–712.
2. **Dagenhart J.R., Saric W.S.** Crossflow stability and transition experiments in swept-wing flow: NASA TP-1999-209344, 1999.
3. **Schubauer G.B., Skramstad H.K.** Laminar boundary layer oscillations and transition on a flat plate: NACA TN 909. 1948.
4. **Филиппов В.М.** Экспериментальное исследование влияния градиента давления на переход ламинарного пограничного слоя в турбулентный // *Ученые зап. ЦАГИ.* 1975. Т. 6, № 6. С. 114–118.

ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ПРОЦЕССА УСКОРЕНИЯ ЧАСТИЦ В СТРУЯХ, ИСТЕКАЮЩИХ ИЗ СОПЛА ЛАВАЛЯ ПРИ ХГН

С.Ю. Усынин

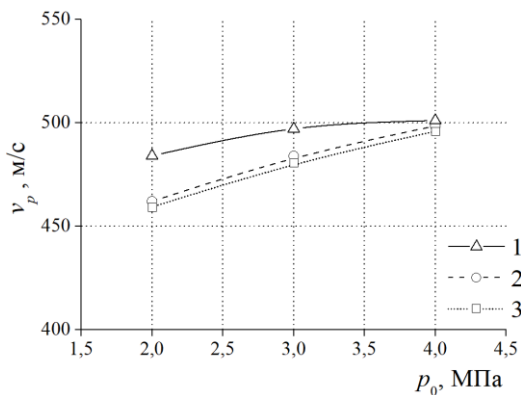
*Институт теоретической и прикладной механики
им. С.А. Христиановича СО РАН
630090, Новосибирск*

В настоящее время во всем мире активно развивается метод холодного газодинамического напыления (ХГН) [1], который позволяет с высокой производительностью наносить покрытия из нерасплавленных частиц металлов и сплавов, а также рассматривается как основа для создания аддитивных технологий получения трехмерных деталей. Суть метода заключается в том, чтобы придать частицам напыляемого материала достаточно высокую скорость, при которой начинает формироваться покрытие. В связи с этим возникает необходимость развивать методы моделирования, позволяющие с достаточной точностью предсказывать параметры частиц перед ударом о подложку. Программный пакет ANSYS Fluent как раз является подходящим для этого инструментом CFD-моделирования, в котором можно создавать необходимую геометрию и проводить расчеты с разными граничными условиями. Целью настоящей работы являлось расчет поля газового течения, а также ускорения и нагрева алюминиевых частиц в сверхзвуковой струе, истекающей из сопла Лавалья и натекающей на плоскую преграду, в программном модуле ANSYS Fluent.

Диаметры критического и выходного сечений сопла Лавалья равнялись 2,8 и 6,5 мм соответственно. Общая длина сопла составляла 170 мм, длина расширяющейся части 120 мм. В качестве рабочего газа использовался воздух. Подложка устанавливалась на расстоянии 30 мм от среза сопла. Поставленная задача решается в осесимметричной двухмерной постановке. Для замыкания уравнений Навье – Стокса была выбрана модель турбулентности $k-\omega$ SST [2]. Входные условия: давление торможения воздуха от 2 МПа до 4 МПа и температура торможения – 300 К. Истечение струи происходит в окружающее пространство с давлением воздуха 0,1 МПа и температурой 300 К.

Для сравнения были также выполнены расчеты по квазиодномерной модели, подробно описанной в работе [3].

На рисунке показано сравнение зависимостей измеренных и рассчитанных скоростей частиц от давления газа в форкамере.



Сравнение результатов расчётов и эксперимента.

1 – эксперимент, 2 – квазиодномерная модель, 3 – ANSYS Fluent

С увеличением давления скорость частиц в расчётах растёт значительно быстрее по сравнению с экспериментом. Разница между расчётными и экспериментальными значениями с ростом давления торможения уменьшается, и при давлении 4 МПа расчётные скорости почти совпадают с экспериментальными.

Таким образом, данные результаты позволяют заключить, что расчётные величины скоростей частиц, полученные с помощью квазиодномерной модели и модуля ANSYS Fluent, оказываются близкими и с точностью ~10% описывают результаты измерений.

Работа выполнена при поддержке гранта РНФ (проект № 19-19-00335).

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Алхимов А.П., Косарев В.Ф., Папырин А.Н. Метод “холодного” газодинамического напыления // ДАН СССР. 1990. Т. 315. С. 1062–1065.
2. Карганова А. Дж., Сулайманова С.М. Компьютерное моделирование истечения струи из сопла Лавала // Вестник КРСУ. 2017. Т. 17, № 5. С. 31–33.
3. Алхимов А.П., Клинков С.В., Косарев В.Ф., Фомин В.М. Холодное газодинамическое напыление. Теория и практика. М.: Физматлит, 2010.

КЛЮЧЕВЫЕ ПРОБЛЕМЫ ПРЕДСКАЗАНИЯ ЛАМИНАРНО-ТУРБУЛЕНТНОГО ПЕРЕХОДА В СВЕРХЗВУКОВЫХ ПОГРАНИЧНЫХ СЛОЯХ

А.В. Фёдоров

*Московский физико-технический институт
141701, Долгопрудный, Московская область*

Проблеме ламинарно-турбулентного перехода (ЛТП) более 100 лет. Физические механизмы возникновения турбулентности в пограничных слоях исследовались десятками групп и опубликованы в тысячах статей. Тем не менее до сих пор нет надежных и достаточно точных методов предсказания ЛТП. В докладе рассматривается современное состояние этих методов для высокоскоростных пограничных слоев. Обсуждение сосредоточено на модальном сценарии перехода, типичном для конфигураций с протяжёнными ламинарными участками обтекания в слабо возмущённом потоке (сценарий А на рис.1) [1]. Физически обоснованный метод для предсказания ЛТП такого типа предполагает адекватное моделирование восприимчивости к внешним возмущениям, присутствующим в потоке или возбуждаемым на обтекаемой поверхности, линейного развития неустойчивых мод и нелинейного распада. Это можно сделать методом прямого численного моделирования, решая нестационарные уравнения Навье – Стокса [2]. Однако такой подход слишком трудоемок для инженерных приложений.

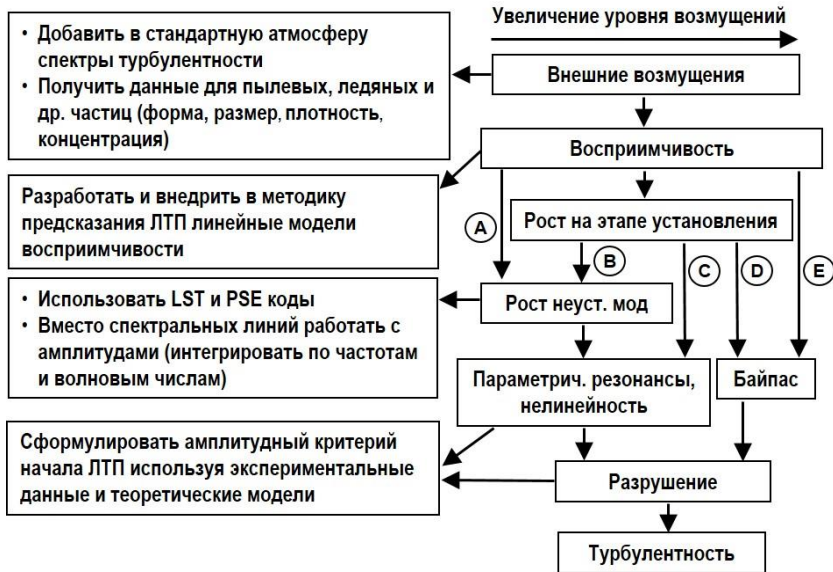
Более экономичен и поэтому более практичен амплитудный метод Мэка [3], в котором восприимчивость и модальное усиление моделируются в рамках линейной теории, тогда как начало ЛТП предсказывается с помощью полуэмпирического амплитудного критерия. Как показано в [3, 4], численные затраты этого метода почти такие же, как в $e-N$ -методе.

Серьезным препятствием в развитии вышеупомянутых методов является чувствительность ЛТП к начальным и граничным условиям для возмущений. Многие специалисты считают, что из-за высокой степени неопределенности этих условий невозможно предсказать местоположение перехода с достаточно точностью. Поэтому $e-N$ -метод, в котором не учитываются процессы восприимчивости, до сих пор остается наиболее продвинутым методом для инженерных расчетов.

В докладе обсуждаются следующие вопросы. 1) Готовы ли мы интегрировать восприимчивость в методику предсказания ЛТП и тем самым внедрить амплитудный метод в инженерную практику? 2) Есть ли случаи, когда амплитудный метод может быть реализован полностью?

3) Можно ли предсказать атмосферные возмущения, имеющие отношение к ЛТП в сверхзвуковом полёте? 4) Насколько начало перехода чувствительно к атмосферной турбулентности?

Показано, что есть практически важные случаи, в которых ошибка в предсказании начала ЛТП, обусловленная неопределенностью атмосферных возмущений, является приемлемой для инженерной практики. Поэтому имеет смысл переходить от эмпирического $e-N$ -метода к физически обоснованному амплитудному методу. На рисунке показаны основные шаги такого перехода.



Основные шаги в реализации амплитудного метода для сценария А.

Работа выполнена в Московском физико-техническом институте при поддержке Российского научного фонда (проект №19-79-10132).

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Fedorov A.** Transition and stability of high-speed boundary layers // Annu. Rev. Fluid Mech. 2011. Vol. 43. P. 79–95.
2. **Zhong X., Wang X.** Direct numerical simulation on the receptivity, instability, and transition of hypersonic boundary layers // Annu. Rev. Fluid Mech. 2012. Vol. 44. P. 527–561.
3. **Mack L.M.** Transition and Laminar Instability: NASA-CP-153203, Jet Propulsion Lab., Pasadena, Calif. 1977.
4. **Fedorov A.V.** Applications of the Mack amplitude method to transition predictions in high-speed flows: NATO RTO-MP-AVT-200, 2012.

ТЕОРЕТИКО-ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЙ МЕТОД ОПРЕДЕЛЕНИЯ УПРУГИХ СВОЙСТВ НАНОЧАСТИЦ ДИОКСИДА КРЕМНИЯ

А.А. Филиппов, В.М. Фомин

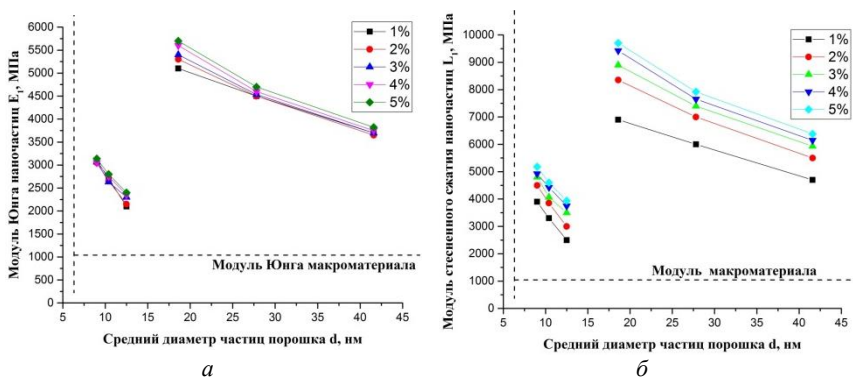
¹*Институт теоретической и прикладной механики
им. С.А. Христиановича СО РАН
630090, Новосибирск*

²*Новосибирский государственный университет
630072, Новосибирск*

Известно, что с уменьшением размеров материалов в нанодиапазон их механические свойства отличаются от механических свойств макро-материалов на порядки. Вычисление упругопрочностных характеристик наноматериалов представляет собой актуальную и до сих пор нереализуемую экспериментально задачу из-за малости размеров. Существующие теоретические подходы решения имеют большие расхождения, ввиду неточности исходных заложенных данных. Представленный в работе подход представляет собой теоретический метод, основанный на моделях гомогенизации, применяющийся для расчета упругих параметров наноматериалов. Гетерогенный материал, представляющий собой двухкомпонентную механическую смесь, в котором первым компонентом являются наночастицы, равномерно распределенные в объеме, а вторым - материал связующего. Для гетерогенного материала и материала связующего экспериментально могут быть получены упругие характеристики через проведение стандартных испытаний материалов на растяжение, сжатие, трехточечный изгиб, кручение и др. Подразумевая, что упругие свойства наночастиц связаны со свойствами гетерогенного материала и материала связующего через модели гомогенизации, можно определить упругие свойства наночастиц. Реализация экспериментов по одноосному растяжению и стесненному сжатию позволила экспериментально определить упругие параметры для эпоксидной смолы и эпоксидной смолы с добавлением нанодисперсных частиц различного диаметра, о чем изложено в работе. Предложенная теоретическая модель о взаимопроникающем континууме, основанная на гипотезах Х.А. Рахматуллина – Р.И. Нигматулина, позволяет получить связь модуля Юнга и модуля стесненного сжатия гетерогенного материала с упругими параметрами компонентов при решении задач об одноосном напряженном и одноосном деформированном состоянии соответственно:

$$E_1 = \varphi_1(E_2, L_2, E, L, m_1, d_1); \quad L_1 = \varphi_1(E_2, L_2, E, L, m_1, d_1) \quad (1)$$

где E_1, L_1 - модуль Юнга и стесненного сжатия наночастиц, E_2, L_2, E, L - модуль Юнга и стесненного сжатия для связующего и гетерогенного материала но, m_1 - объемная концентрация и d_1 - диаметр наночастиц (см. рисунок). Для замыкания системы уравнений (1) необходимо подставить полученные экспериментально упругие модули связующего и гетерогенного материала. Проведя эксперименты на растяжение и сжатие в одноосном напряженном приближении, находим $\hat{\lambda}, \hat{\mu}$ при заданных m_1, d_1 , чем и замыкается система (1).



Расчитанные упругие модули для наночастиц в зависимости от размера.
 a - модуль Юнга; b - модуль стесненного сжатия

В результате приведенных исследований установлено, что при увеличении размера частиц упругие модули асимптотически стремятся к классическому сплошному материалу, а при уменьшении – упругие модули возрастают, стремясь к теоретическому пределу, вычисленному в приближении двухатомной структуры. Следует заметить, что данные результаты подтверждают выводы Н.Ф. Морозова, А.М. Кривцова и др., полученные на основе теоретических исследований.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Фомин В.М., Филиппов А.А.** Теоретико-экспериментальный метод определения упругих характеристик наноматериалов // Доклады академии наук. 2019. Т. 489, № 5. С. 469–472.
2. **Filippov A.A., Fomin V.M., Karpov E.V.** Experimental determination of the elastic characteristics of filled polymers using mechanical tests for constrained compression // Proc. of the XXVI Conference on High-Energy Processes in Condensed Matter, dedicated to the 150th anniversary of the birth of S.A. Chaplygin (Novosibirsk, Russia, 3–5 April 2019): AIP Conf. Proc. 2019. Vol. 2125. Art. 020014 (8 p.).

ОБ ОДНОСТОРОННЕМ КОНТАКТЕ ПЛАСТИНЫ ТИМОШЕНКО И ТОНКОГО УПРУГОГО ПРЕПЯТСТВИЯ

А.И. Фурцев

*Институт гидродинамики им. М.А. Лаврентьева СО РАН
630090, Новосибирск*

В данном докладе будут представлены результаты исследования задач о контакте пластины и тонкого препятствия. В рамках используемой модели изгиб пластины описывается уравнениями теории пластин Тимошенко, а изгиб препятствия – уравнениями теории балок Бернулли–Эйлера. Считается, что пластина Тимошенко и препятствие могут контактировать, и при этом множество точек, в которых после изгиба происходит контакт, является неизвестным. Одновременно на множестве возможного контакта тел задаются краевые условия, не допускающие взаимное проникновение. С математической точки зрения указанные условия представляют собой ограничения в виде неравенств на неизвестные решения, что приводит к необходимости рассмотрения нелинейной модели.

Первый этап исследования посвящен вопросам разрешимости задач равновесия. На этом этапе предложены вариационные постановки задач равновесия, позволяющие доказать основополагающие теоремы о существовании решения и дающие практичный инструмент для последующего анализа. Дальнейший анализ направлен на изучение поведения решений при изменении входящих в модель геометрических и механических параметров, а также на исследовании связанных с данным изменением вопросов. Большое внимание уделено исследованию предельных переходов по параметрам в вариационных постановках задач, вопросам асимптотики функционала энергии, его дифференцируемости, а также отысканию соответствующей производной.

Исследование выполнено при финансовой поддержке РФФИ в рамках научного проекта № 19-31-90037.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Furtsev A.I.** On contact between a thin obstacle and a plate containing a thin inclusion // Journal of Mathematical Sciences. 2019. Vol. 237, No. 4. P. 530–545.
2. **Furtsev A.I.** A contact problem for a plate and a beam in the presence of adhesion // Journal of Applied and Industrial Mathematics. 2019. Vol. 13, No. 2. P. 208–218.

ИССЛЕДОВАНИЕ ХОЛОДНОГО ГАЗОДИНАМИЧЕСКОГО НАПЫЛЕНИЯ ЭЖЕКТОРНЫМ СОПЛОМ ВЫСОКОГО ДАВЛЕНИЯ ПОКРЫТИЙ ИЗ ЦВЕТНЫХ МЕТАЛЛОВ

Р.Э. Хакимов, В.С. Шикалов, С.В. Клинков

*Институт теоретической и прикладной механики
им. С.А. Христиановича СО РАН
630090, Новосибирск*

Способ холодного газодинамического напыления (ХГН) требует наименьшей температуры частиц среди других способов напыления с термическим воздействием. Данный способ является одним из самых современных [1], и он стал основанием для заявки ИТПМ СО РАН на изобретение в 1983 году [2]. Использование эжектора позволяет увеличить сферу использования ХГН, поэтому данное исследование является актуальным. Настоящая публикация является продолжением исследования, представленного в работе [3], где описывалось нахождение режимов работы эжекторного узла, при котором температура торможения газа имеет пренебрежимую корреляцию с давлением торможения газа.

В данной работе было произведено напыление алюминия и напыление меди с использованием эжектора и сопла Лавалья. В табл. 1 показаны характеристики экспериментов по напылению подложек (рис. 1). Фиксировалась зависимость толщины напыленного слоя от выбранного режима, и измерялась пористость напыленного покрытия.

В результате проведенных экспериментов обнаружено, что покрытия, напыленные соплом Лавалья, имеют бóльшую толщину, чем покрытия, полученные с применением эжекторного сопла. Напыленный эжектором слой содержит меньше пор, и при этом поры меньше по размеру по сравнению со слоем, напыленным соплом Лавалья. Подробнее полученные результаты можно увидеть в табл. 2 и 3.

Таблица 1

Матрица параметров эксперимента по напылению

Параметры	Напыление меди	Напыление алюминия
Форма напыляемого вещества	Порошок из частиц до 90 мкм	
Материал подложки	Алюминий	Сталь марки Ст3
Давление торможения газа, бар	35	
Температура торможения газа, °С	400, 500, 600	200, 300, 350

Таблица 2

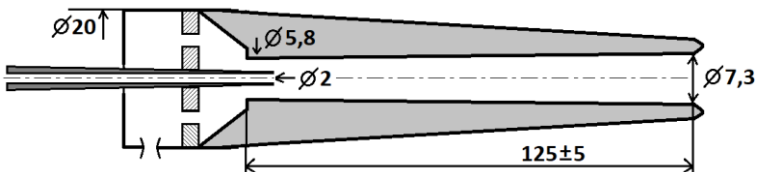
Зависимость толщины напыленного покрытия от разных режимов

Напыляемый материал	Температура газа в форкамере, °С	Тип сопла	Максимальная толщина напыленного слоя, мм
Медь	600	сопло Лавалья	2,85
	500		2,4
	400		2,13
	600	эжектор	1,58
	500		1,11
	400		1,02
Алюминий	350	сопло Лавалья	1,95
		эжектор	0,16

Таблица 3

Характерная пористость поперечного среза напыленного покрытия

Напыляемый материал	Тип сопла	Концентрация пор, шт. на кв. мм. среза	Размер пор, мкм
Медь	сопло Лавалья	не больше 15	до 2 (до 7 на внешнем слое)
	эжектор		до 2
Алюминий	сопло Лавалья	около 400	до 25
	эжектор	около 200	до 5

Рис. 1. Схема эжекторного узла.
Размеры указаны в мм.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Алхимов А.П., Клинков С.В., Косарев В.Ф., Фомин В.М. Холодное газодинамическое напыление. Теория и практика / под ред. В.М. Фомина. М.: Физматлит, 2010. 236 с.
2. Патент РФ № 1618782. Способ получения алюминиевых покрытий / А.П. Алхимов, А.Н. Папырин. Заяв. № 3662717 от 28.11.1983. Опубл. 07.01.1991. Бюл. № 1. [А.с. № 1246638 СССР, 1986.]
3. Хахимов Р.Э., Шикалов В.С., Клинков С.В. Отработка рабочих режимов ХГН с помощью эжекторных сопел высокого давления // Проблемы механики : теория, эксперимент и новые технологии : тезисы докладов XIII Всероссийской конференции молодых ученых. Новосибирск, 2019. С. 169–170.

ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ТЕЧЕНИЯ ЖИДКОСТИ В БИОРЕАКТОРЕ И ОПТИЧЕСКАЯ ДИАГНОСТИКА ВЫРАЩЕННОЙ В НЕМ КОСТНОЙ ТКАНИ

Е.О. Цибульская

*Институт теоретической и прикладной механики
им. С.А. Христиановича СО РАН
630090, Новосибирск*

Целью данной работы являлась создание методик контроля качества костной ткани, выращенной с помощью скаффолд-технологий. Данная технология была реализована в новом биологическом реакторе ротационного типа, позволяющем регулировать механическую нагрузку на клетки. В реакторе стволовые клетки начинают культивироваться на тонкой полимерной подложке (скаффолде) из поликапролактона. Со временем под действием специальных индукторов и касательного напряжения они перерождаются в клетки кости (остеобласты). Так как касательное напряжение, действующее на стволовые клетки, напрямую влияет на скорость дифференцировки, то для эффективного роста клеточного материала важно контролировать данный параметр. Второй задачей является построение метода неинвазивной диагностики качества культивируемого материала в режиме реального времени. Метод лазерно-индуцированной флуоресценции, активно использующийся в спектроскопии биологических тканей в качестве диагностического инструмента, был применен для ее решения.

Определение оптимального режима воздействия жидкости на клетки для образования в биореакторе костной ткани представляет собой гидродинамическую задачу. Её решали методом математического моделирования течения жидкости в программном пакете ANSYS «Fluent». Для того чтобы оценить значение касательного напряжения, действующего на стволовые клетки, была построена упрощенная математическая модель биореактора. Модель состояла из двух соосных цилиндров, с внутренним полым цилиндром, соответствующим держателю полотна скаффолда. Была выполнена серия параметрических расчетов по частоте вращения внутреннего цилиндра в диапазоне 0,05–0,25 Гц. Построенный вычислительный алгоритм показал наличие неоднородности в распределении механического воздействия вдоль подложки, связанной с появлением в зазоре цилиндров вихрей Тейлора [1]. Численное моделирование также показало, что в выбранном диапазоне частот вращения усредненное по поверхности касательное напряжение попадает в диапазон, используемый в других известных реакторах (0,002–0,1 Па), то есть пред-

ставленные режимы работы нового биореактора могут быть использованы для культивирования клеточного материала.

Полученные зависимости касательного напряжения от частоты вращения биореактора использовались практически – в экспериментах по выращиванию материала костной ткани. Было проведено два эксперимента по выращиванию клеток кости, которые отличались составом полотна скаффолда и частотой вращения биореактора. Выращиваемые в биореакторе образцы извлекались в процессе культивирования для изучения динамики остеоиндукции методом лазерно-индуцированной флуоресценции. Для оценки влияния касательных напряжений на рост костного материала исследовались также спектры флуоресценции контрольных образцов, к которым вращение в биореакторе не применялось. Для всех образцов регистрировались матрицы возбуждения-эмиссии в диапазоне длин волн возбуждения 210–290 нм, которые затем анализировались статистическим алгоритмом (методом главных компонент) [2]. Итогом анализа стало разложение исходных массивов данных на отдельные спектры, соответствующие флуоресцирующим компонентам биологической ткани: тирозину, триптофану и флуорофору поликапролактона. В результате анализа полученной информации было отмечено, что отношение вкладов триптофановой компоненты к флуорофору поликапролактона можно использовать для оценки динамики роста костной ткани: для образцов, к которым применялось вращение в реакторе, данное отношение значительно выше, чем для образцов контроля.

В результате создана технология, позволяющая создавать биосовместимый имплантационный материал костной ткани. Была построена математическая модель реактора для численного моделирования, с помощью которого оптимизирован режим его работы. Применение лазерной диагностики показало перспективы для неинвазивной оценки динамики роста костной ткани в процессе ее культивирования. Созданный данным способом материал кости можно использовать для изготовления объемных имплантатов требуемой формы для замещения поврежденных тканей в организме пациента.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Ганимедов В.Л., Цибульская Е.О., Маслов Н.А., Ларионов П.М.** Моделирование течения жидкости в биологическом реакторе ротационного типа // Теплофизика и аэромеханика. 2018. Т. 25, № 2. С. 219–226.
2. **Маслов Н. А., Папаева Е. О.** Статистический анализ матриц возбуждения-эмиссии для метода лазерно-индуцированной флуоресценции // Письма в Журнал технической физики. 2016. Т. 42, № 14. С. 7–13.

ПРОБЛЕМЫ ПРИ МОДЕЛИРОВАНИИ ВЗАИМОДЕЙСТВИЯ МАЛЫХ ВОЗМУЩЕНИЙ С УДАРНЫМИ ВОЛНАМИ

П.В. Чувахов, И.О. Погорелов

*Московский физико-технический институт
141701, Долгопрудный, Московская область*

*Центральный аэрогидродинамический институт
им. проф. Н.Е. Жуковского, 140180, Жуковский, Московская область*

Моделирование ламинарно-турбулентного перехода (ЛТП) в сверхзвуковых пограничных слоях (ПС) должно учитывать фон внешних возмущений. Возмущения проникают в ПС, взаимодействуя с ударными волнами (УВ); они могут отражаться от поверхности и повторно взаимодействовать с УВ (напр., вблизи притупленных передних кромок). Численное разрешение УВ в расчётах затруднительно, и УВ обычно моделируется, или «захватывается», с помощью численного метода. В данной работе показано, что структура сетки поперёк «захваченного» скачка может определять результат такого взаимодействия.

Взаимодействие невязкого скачка с элементарными возмущениями изучено Дьяковым (1958). Моделирование этого процесса в рамках уравнений Навье – Стокса (НС) связано с задачей взаимодействия турбулентности с УВ и с рядом модельных задач восприимчивости пограничного слоя к элементарным возмущениям. Лишь в нескольких работах первого типа уделяется внимание сеточному разрешению УВ [1, 2] – результаты сходятся для слабо недоразрешённых УВ. В то же время прохождение монохроматической акустической волны (МАВ) через хорошо разрешённую прямую УВ прекрасно согласуется с теорией [3].

Рассмотрим прохождение МАВ через прямую УВ при числе Маха 6 в рамках уравнений НС и модели совершенного газа ($\gamma = 1,4$, $Pr = 0,72$, авторский код HSFLOW [4]). Переменные обезразмерены стандартно, используется закон вязкости Сазерленда, $T_1 = 226,5$ К. При $x < 0$ – набегающий поток (нижний индекс 1), при $x > 0$ (нижний индекс 2) – невязкий поток за прямой УВ; вблизи УВ все параметры потока линейным образом переходят из области 1 в область 2 на длине $2dx$, где dx – шаг сетки вдоль потока. Положение середины этого перехода варьируется: $x_S = (1-\alpha_0)x_i + \alpha_0 x_{i+1}$; α_0 определяет начальное положение скачка. На левой и правой границах фиксируются начальные значения. На верхней и нижней границах – условия симметрии. Решение устанавливается до достижения стационарного состояния; при этом скачок смещается в пределах одной ячейки в положение α . Далее на стационарное решение на левой (правой) границе накладывается быстрая или медленная (медлен-

ная) МАВ с круговой частотой $\omega = 125$ и амплитудой 2×10^{-4} . Анализируется коэффициент прохождения (отражения) МАВ через УВ.

На рис. 1 иллюстрируется зависимость интенсивности прошедшей МАВ лишь от положения УВ на сетке (от величины α). Рисунок 2 демонстрирует сходимость к невязкому значению (около 12,5%) по мере разрешения УВ. Зависимость от величины α не превышает 1%, если поперёк УВ помещается не менее 13 точек. Этот результат подтверждён для различных конфигураций задачи (в т.ч. при разной толщине УВ).

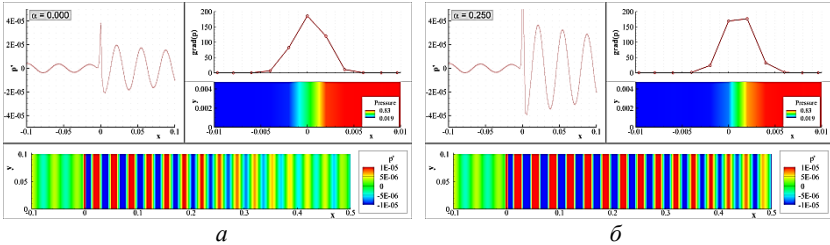


Рис. 1. Прохождение МАВ через неразрешённую УВ: $\alpha_0 = 0,0$ (а); $0,25$ (б).

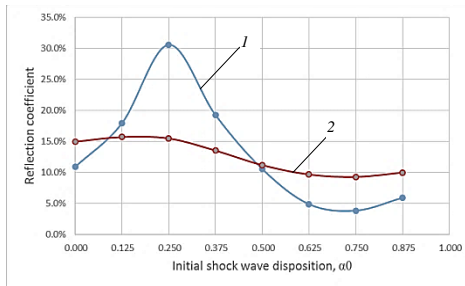


Рис. 2. Изменение коэффициента отражения в зависимости от величины α . 1 – пять точек поперёк скачка; 2 – семь точек поперёк скачка.

Работа выполнена в Московском физико-техническом институте при поддержке Российского научного фонда (проект №19-79-10132).

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Lee S., Lele S.K., Moin P. Interaction of isotropic turbulence with shock waves: effect of shock strength // J.Fluid Mech. 1997. Vol. 340. P. 225–247.
2. Tian Y., Jaber F.A., Li Z., Livescu D. Numerical study of variable density turbulence interaction with a normal shock wave // J. Fluid Mech. 2017. Vol. 829. P. 551–588.
3. Кудрявцев А.Н., Овсянников А.Ю. Численное исследование взаимодействия волн со скачком уплотнения // Учёные записки ЦАГИ. 2010. Т.41, №1. С.37–43.
4. Егоров И.В., Новиков А.В. Прямое численное моделирование ламинарно-турбулентного обтекания плоской пластины при гиперзвуковых скоростях потока // Ж. вычисл. матем. и матем. физ. 2016. Т. 56, № 6. С. 1064–1081.

СТАТИСТИЧЕСКИЙ И СПЕКТРАЛЬНЫЙ АНАЛИЗ ВОЗМУЩЕНИЙ СЛАБЫХ УДАРНЫХ ВОЛН В СВОБОДНОМ ПОТОКЕ

Ю.И. Чудинова^{1,2}, А.Д. Косинов¹, Н.В. Семёнов¹, Ю.Г. Ермолаев¹

*¹Институт теоретической и прикладной механики
им. С.А. Христиановича СО РАН
630090, Новосибирск*

*²Новосибирский государственный технический университет
630073, Новосибирск*

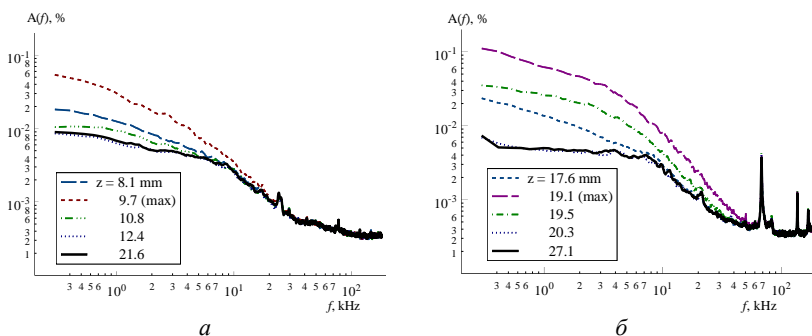
В недавних исследованиях [1] было показано, что взаимодействие слабых волн Маха со сверхзвуковым пограничным слоем приводит к возбуждению высокоинтенсивных пульсаций в пристенном течении. В этих экспериментах слабые ударные волны генерировались с помощью клейкой ленты, создающей неоднородность поверхности сопла. Однако влияние параметров набегающего потока на интенсивность слабых волн Маха не было изучено.

В настоящей работе рассматривается влияние единичного числа Рейнольдса (Re_1) на развитие слабых ударных волн в свободном потоке.

Эксперименты выполнены в сверхзвуковой малотурбулентной аэродинамической трубе Т-325 ИТПМ СО РАН при числе Маха $M_\infty = 2,5$. Схема эксперимента аналогична [2]. На боковую часть рабочей части трубы устанавливалась двумерная неровность, которая порождала пару слабых ударных волн, имеющих вид «N-волны», со следующими размерами: ширина $b = 14$ мм, толщина $h = 130\text{--}135$ мкм. Лента находилась на расстоянии $L \approx 225,5$ мм от модели.

Измерения проводились в сечении $x = -10$ мм при двух различных значениях единичного числа Рейнольдса $Re_1 = 8 \cdot 10^6$ и $Re_1 = 11,8 \cdot 10^6 \text{ м}^{-1}$. Измерения средних пульсационных характеристик течения проводились термоанемометром [3]. Модель плоской пластины использовалась для поддержки датчика термоанемометра, чтобы избежать низкочастотных колебаний. Координата $x = 0$ соответствует передней кромке плоской пластины, $z = 0$ – центральной линии по ширине пластины.

В работе проведен спектральный и статистический анализ данных для областей, соответствующих переднему и заднему фронту «N-волны». Получены зависимости среднего течения и интегральных пульсаций при прохождении «N-волны» в свободном потоке.



Амплитудно-частотные спектры для области первого максимума:

a – при $Re_1 = 8 \cdot 10^6 \text{ м}^{-1}$; b – при $Re_1 = 8 \cdot 10^6 \text{ м}^{-1}$.

На рисунке представлены амплитудно-частотные спектры для различных значений Re_1 в области прохождения слабой ударной волны, где среднеквадратичные пульсации максимальны.

Анализ интегральных зависимостей показал, что область течения при $z > 21$ мм является невозмущенной, вариации значений Re_1 не меняют расположение «N-волны» в трансверсальном направлении. В набегающем потоке ударная волна, порождаемая выступом переднего края 2D наклейки, при $Re_1 = 8 \cdot 10^6 \text{ м}^{-1}$ вызывает рост возмущений в области частот до 10 кГц, что значительно меньше, чем при $Re_1 = 11,8 \cdot 10^6 \text{ м}^{-1}$ (до 50 кГц). Ударная волна, порождаемая уступом заднего края неровности, в обоих случаях возбуждает возмущения в области частот до 40–50 кГц.

Работа выполнена в рамках Программы фундаментальных научных исследований государственных академий наук на 2013-2020 годы (проект АААА-А17-117030610125-7).

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Ваганов А.В., Ермолаев Ю.Г., Колосов Г.Л., Косинов А.Д., Панина А.В., Семенов Н.В., Яцких А.А. К воздействию падающей волны Маха на сверхзвуковой пограничный слой // Теплофизика и аэромеханика. 2016. Т. 23, No. 1. С. 45–50.
2. Чудинова Ю.И., Косинов А.Д., Семенов Н.В., Ермолаев Ю.Г. Трансформация "N-волны" в сверхзвуковом пограничном слое плоской пластины // Проблемы механики : теория, эксперимент и новые технологии: тезисы докладов XIII Всероссийской конференции молодых ученых. Новосибирск, 2019. С. 173-174.
3. Kosinov A.D., Semionov N.V., Yermolaev Yu.G. Disturbances in test section of T-325 supersonic wind tunnel: Preprint / Institute of Theoretical and Applied Mechanics SB RAS; № 6-99. Novosibirsk, 1999.

КОМПЛЕКСНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ГОЛОВНОГО МОЗГА ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ ДАННЫЕ И МАТЕМАТИЧЕСКОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ

А.П. Чупахин

*Институт гидродинамики им. М.А. Лаврентьева СО РАН
630090, Новосибирск*

Головной мозг человека является важнейшим органом, несравнимым ни с чем по своей сложности и эффективности. Возможности его исследования и целенаправленного воздействия на него затруднены, в частности, сложностью получения клинических, экспериментальных и фундаментальных знаний о функционировании основных структур живого мозга. Это обусловлено как этическими соображениями, так и анатомическими особенностями расположения мозга, церебральных сосудов и мозговых оболочек. Исследование структур головного мозга является одной из наиболее приоритетных задач современной науки и имеет множество аспектов: медицинский, когнитивный, физиологический и прочие. Невозможно достичь значительных успехов в изучении структур мозга, применяя методы и подходы из какой-либо одной области знаний. Синергетический подход здесь наиболее перспективен. Изучение реологии и гемодинамики головного мозга играет при этом ключевую роль, поскольку именно совершенная система регуляции перераспределения потоков крови, несущих кислород и питательные вещества к соответствующим функциональным зонам мозга, обеспечивает как высшие нервные, так и простые физиологические функции человека. Мозг является сложной многокомпонентной и многофазной средой, и механика живого мозга, как механика континуума, изучена на сегодняшний день недостаточно полно. Мозг, в своем развитии и функционировании, работает как единая гидроупругая структура, состоящая из паренхимы мозга, сети кровеносных сосудов, ликвора и мозговой оболочки. Именно взаимодействие этих структур и компонентов обеспечивает нормальную бесперебойную работу мозга. К сожалению, иногда эту работу нарушают аномалии, которые могут возникать как в процессе роста мозга, так и после окончания его формирования. Всякая аномалия связана с изменением структуры мозга, будь это аномальный рост какой-то из структур в целом или образование аномалии на данной структуре мозга. Аномалия развития структуры ведет, на первом этапе, к возникновению в мозге в целом механических напряжений и деформаций, усложнению гидродинамических течений. Эти факторы в дальнейшем являются триггерами

перестройки сложного биохимического механизма роста и функционирования мозга. Равновесный механический режим является основой нормального функционирования, необходимым, но далеко не достаточным условием. Определение и исследование этого нормального режима для мозга затруднено сложностью визуализации его деятельности и снятия каких-либо механических и гидродинамических характеристик *in vivo*. Практически единственным методом получения такой информации является магнитно-резонансная томография, которая в настоящее время дает как визуальную, качественную информацию о росте и деятельности различных структур мозга, так и представляет важные количественные данные о механических параметрах структур мозга.

В докладе представлены некоторые работы коллектива исследователей из Института гидродинамики СО РАН, Института «Международный томографический центр» СО РАН, Федерального нейрохирургического центра в Новосибирске, Института теоретической и прикладной механики СО РАН по комплексному исследованию гидроупругих и биомеханических свойств тканей и структур мозга. Это уже ведущиеся исследования реологии тканей церебральных сосудов в норме и при патологиях развития аномалий сосудистой системы типа церебральных аневризм и начинающиеся исследования роста структур мозга плода человека во внутриутробный период.

ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ СТРУЙ ГАЗОВ РАЗЛИЧНОЙ ПЛОТНОСТИ

А.К. Шевченко, С.Н. Яковенко

*Институт теоретической и прикладной механики
им. С.А. Христиановича СО РАН
630090, Новосибирск*

Проведены расчеты затопленных струй газов (воздуха, водорода, пропана) в пакете OpenFOAM для случаев истечения из отверстия в воздух при разных числах Рейнольдса Re , основанных на средней скорости на входе и размере отверстия. Также вводились искусственные возмущения входного профиля скорости различного вида. Постановка задачи и детали численной реализации представлены в [1]. Применены решатели twoLiquidMixingFoam (несжимаемое течение), reactingFoam (сжимаемое течение, возможно моделирование химических реакций). Цель работы – воспроизведение физических экспериментов [2] в затопленных струях.

Полученные поля концентрации газов иллюстрируют перемешивание истекающего газа и окружающей среды (рис. 1), в частности, стационарный режим расширения плоской струи при небольших числах Рейнольдса без наложенных возмущений (рис. 1, а). Гармонические «осевые» и «спиральные» возмущения на входе в струю добавлены для воспроизведения эффектов, возникающих в поле течения под действием акустического поля. В работе [2] звуковое воздействие на струю приводило к различным эффектам, в частности к расщеплению струи на две, развивающиеся независимо друг от друга. Похожие эффекты получены и в [3, 4] при возмущении входного профиля скорости.

В плоской струе воздуха при большем числе Рейнольдса $Re = 160$ после исходного ламинарного участка на некотором расстоянии от входа возникает (рис. 1, б) синусоидальная неустойчивость с несимметричными вихревыми структурами. Введение осевых (продольных) колебаний возбуждает в струе следующие друг за другом вихревые кольца (рис. 1, в). Добавление спиральных (несимметричных) колебаний приводит к усложнению структуры течения, отрыву одиночных вихревых колец от струи и интенсификации перемешивания (рис. 1, г).

Работа выполнена в рамках Программы фундаментальных научных исследований государственных академий наук на 2013–2020 годы (проект АААА-А17-117030610128-8).

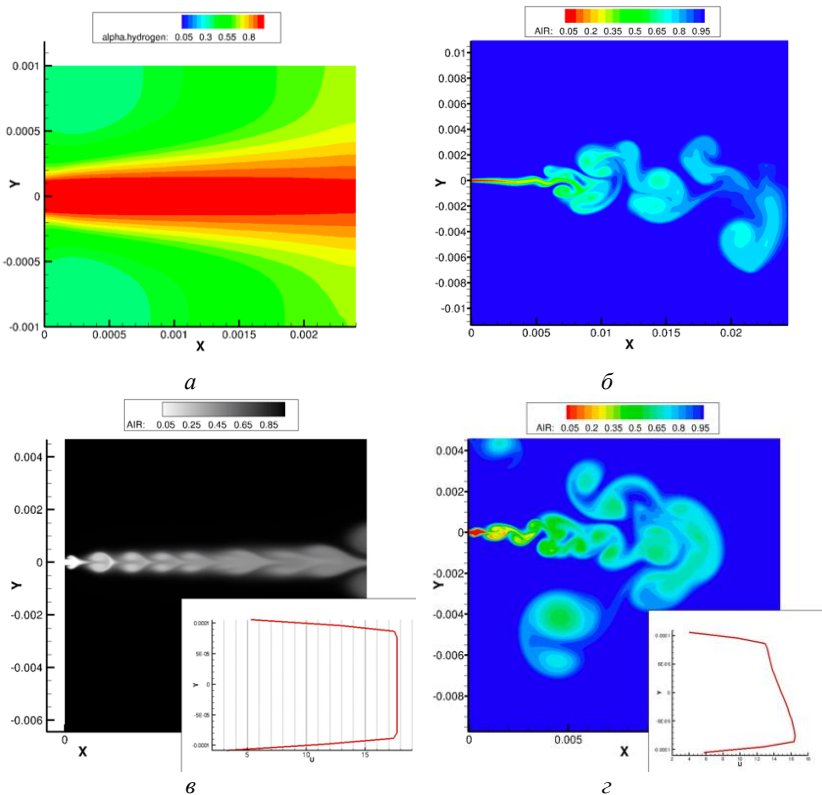


Рис. 1. Концентрация истекающего газа, визуализирующая картину течения. a – водород-воздух при $Re = 25$ без возмущений; b – воздух-воздух при $Re = 160$ без возмущений; c – то же, с добавлением осевых гармонических колебаний профиля на входе; d – то же, при комбинированном воздействии осевых и спиральных колебаний.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Шевченко А.К., Яковенко С.Н. Моделирование развития неустойчивости в плоской затопленной струе при небольших числах Рейнольдса // Сибирский физический журнал. 2018. Т. 13, № 4. С. 35–45.
2. Козлов Г.В., Грек Г.Р., Литвиненко Ю.А. Устойчивость дозвуковых струйных течений и горение: Учеб. пособие. Новосибирск: НГУ, 2013. 240 с.
3. Reynolds W., Parekh D., Juvet P., Lee M. Bifurcating and blooming jets // Annu. Rev. Fluid Mech. 2003. Vol. 35. P. 295–315.
4. Tyliszczak A. Parametric study of multi-armed jets // International Journal of Heat and Fluid Flow. 2018. Vol. 73. P. 82–100.

ВЛИЯНИЕ МАЛЫХ УГЛОВ АТАКИ НА ПОЛОЖЕНИЕ ПЕРЕХОДА НА КРЫЛЕ С ДОЗВУКОВОЙ ПЕРЕДНЕЙ КРОМКОЙ ПРИ $M = 2$

С.А. Шипуль^{1,2}, Н.В. Семёнов¹, А.Д. Косинов^{1,2}, Ю.Г. Ермолаев¹,
В.Л. Кочарин¹, А.А. Яцких¹

¹*Институт теоретической и прикладной механики
им. С.А. Христиановича СО РАН
630090, Новосибирск*

²*Новосибирский государственный университет
630090, Новосибирск*

Исследование перехода к турбулентности представляет практический интерес для развития высокоскоростной авиационной техники. Обзор по современному состоянию проблемы, исследуемой в данной работе, приведен в [1, 2]. Показано влияние таких параметров, как угол атаки α и единичное число Рейнольдса Re_1 на положение ламинарно-турбулентного перехода на модели скользящего крыла со сверхзвуковой передней кромкой. Подобные исследования не выполнялись для модели крыла с дозвуковой передней кромкой.

Постановка эксперимента. Эксперименты выполнены в сверхзвуковой малотурбулентной аэродинамической трубе Т-325 ИТПМ СО РАН, при числе Маха $M = 2$. Использовалась модель крыла с чечевицеобразным профилем. Угол скольжения передней кромки $\chi = 72^\circ$, угол скольжения задней кромки $\chi = 58^\circ$, что соответствует модели крыла с дозвуковой передней кромкой. Толщина модели изменяется вдоль размаха крыла. Данные были получены при трех различных углах атаки: $\alpha = -1^\circ$, $\alpha = 0^\circ$, $\alpha = 0,3^\circ$. Измерения выполнялись при помощи датчика термоанемометра. Процесс обработки данных описан подробно в [1]. Положение ламинарно-турбулентного перехода регистрировалось двумя различными способами: а) датчик устанавливался в одном положении, изменялся режим работы трубы, б) при постоянном режиме работы трубы менялась координата вдоль потока.

Результаты. В ходе эксперимента были получены кривые нарастания пульсаций массового расхода для различных углов атаки на модели крыла с $\chi = 72^\circ$. Для каждой из кривых нарастаний возмущений определена пара значений: максимальная величина пульсаций массового расхода и число Рейнольдса Re_x , которое соответствовало числу Рейнольдса в точке перехода Re_{cr} . Для сравнения приведены данные для модели с $\chi = 45^\circ$ [1], что отражено на рис. 1. Из графика видно заметное влияние

единичного числа Рейнольдса на положение ламинарно-турбулентного перехода для модели со сверхзвуковой передней кромкой, в то время как на крыле с дозвуковой передней кромкой это влияние незначительно.

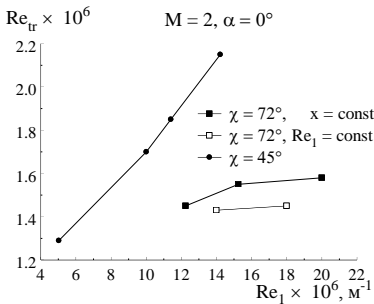


Рис. 1. Зависимость числа Рейнольдса перехода от единичного числа Рейнольдса.

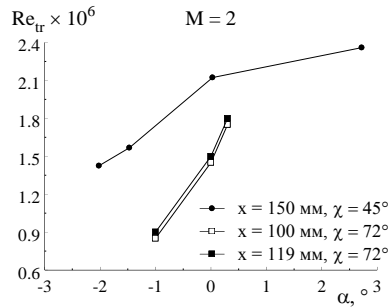


Рис. 2. Влияние угла атаки на положение ламинарно-турбулентного перехода.

Аналогичное измерение было выполнено и для такого параметра, как α . Влияние угла атаки на положение ламинарно-турбулентного перехода представлено на рис. 2. Угол атаки оказывает существенное влияние на положение ламинарно-турбулентного перехода как для модели с дозвуковой передней кромкой, так и для модели со сверхзвуковой передней кромкой [2]. На крыле с дозвуковой передней кромкой переход происходит раньше, чем на модели с $\chi = 45^\circ$, при тех же внешних условиях.

Выводы. По результату работы можно сделать следующие выводы: параметр Re_1 оказывает слабое влияние на положение перехода на модели с дозвуковой передней кромкой, в то время как угол атаки, наоборот, оказывает значительное влияние на Re_{tr} .

Работа выполнена при финансовой поддержке РФФИ, номер гранта 19-08-00772 А.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Ермолаев Ю.Г., Косинов А.Д., Семенов А.Н., Семенов Н.В., Яцких А.А. Влияние единичного числа Рейнольдса на ламинарно-турбулентный переход на скользящем крыле при сверхзвуковых скоростях потока // Теплофизика и аэромеханика. 2018. Т. 25, No. 5. С. 685–692.
2. Semionov N.V., Yermolaev Yu.G., Kocharin V.L., Kosinov A.D., Semenov A.N., Smorodsky B.V., Yatskikh A.A. An effect of small angle of attack on disturbances evolution in swept wing boundary layer at Mach number $M = 2$ // XIX International Conference on the Methods of Aerophysical Research (ICMAR 2018) (Novosibirsk, Russia, 13–19 Aug., 2018) : abstracts. Pt. II. Novosibirsk, 2018. P. 246–247.

РАДИАЦИОННО-ГАЗОДИНАМИЧЕСКОЕ СОПРЯЖЕНИЕ ПРИ МОДЕЛИРОВАНИИ ТЕЧЕНИЯ ОКОЛО КАПСУЛЫ СПУСКАЕМОГО АППАРАТА

Т.Ю. Шкредов^{1,2}, А.А. Шевырин^{1,2}, Г.В. Шоев¹

¹*Институт теоретической и прикладной механики
им. С.А. Христиановича СО РАН
630090, Новосибирск*

²*Новосибирский государственный университет
630090, Новосибирск*

Процессы взаимодействия теплового излучения газа и течения, возникающего при входе спускаемого аппарата в атмосферу Земли, могут оказывать значительное влияние как на тепловые нагрузки на поверхность капсулы, так и на характеристики течения. Проектирование теплозащиты космического аппарата требует определения тепловых потоков на поверхность, расчета этой величины при численном моделировании течения газа.

Целью работы является создание методики сопряженного моделирования течения излучающего газа около спускаемого космического аппарата и переноса излучения в газе.

Для вычисления спектральных характеристик компонентов газовой смеси была создана с помощью программы Spesair [1] база данных спектральных излучательных способностей излучающих компонентов. Для решения задачи о переносе излучения применялся метод приближения плоского слоя. Методика была реализована в качестве пользовательской библиотеки для программы Ansys Fluent и применена к расчету течения около капсулы аппарата FIRE 2 на высоте 84,6 км [2]. Параметры набегающего потока приведены ниже.

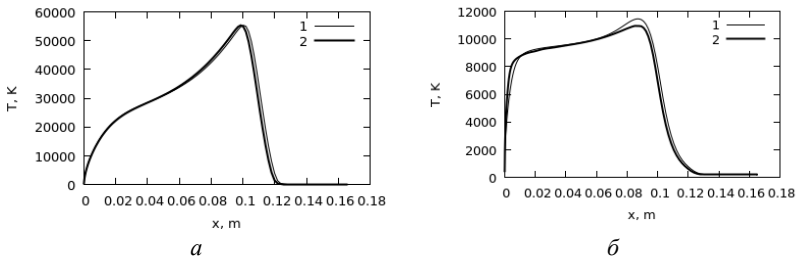
Y_{N_2}	0,783
Y_{O_2}	0,217
Температура, К.....	212
Скорость, км/с.....	11,37
Давление, Па.....	0,56
Kn_∞	0,01

В работе [2], на основе кода NEQAIR [3], рассчитан радиационный тепловой поток на поверхность капсулы в точке торможения. Расчет проводился без учета влияния излучения на течение газа. В [2] была получена величина 7,5 Вт/см². В настоящей работе это значение составило

3,09 Вт/см², что свидетельствует о качественном соответствии различных кодов расчета течения и переноса излучения.

При сопряженном расчете течения и излучения, то есть с учетом влияния излучательного энергообмена на течение, было получено значение 2,38 Вт/см². Таким образом, с использованием созданной методики установлено, что влияние излучения на течение приводит к уменьшению радиационного теплового потока в рассматриваемом течении на 23%.

На рисунке представлены распределения температуры газа вдоль линии торможения, рассчитанные с учетом и без учета теплового излучения. Из рисунков видно, что наибольшее влияние излучения проявляется в величине максимума колебательной температуры на рисунке (б) и изменении профиля около поверхности.



Распределение температур различных мод газа вдоль линии торможения без учета (1) и при учете (2) радиационно-газодинамического взаимодействия.

a – поступательная температура; *б* – колебательная температура N₂.

Таким образом, проведенные расчеты показали хорошее соответствие разработанной методики другим опубликованным данным по радиационным потокам на поверхность. Установлено, что учет влияния излучения на течение заметно изменяет тепловой поток на поверхность и распределение колебательной температуры, а другие параметры течения изменяются достаточно слабо.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Laux C.O.** Radiation and Nonequilibrium Collisional-Radiative Models // Physico-Chemical Modeling of High Enthalpy and Plasma Flows / Eds. D. Fletcher, J.-M. Charbonnier, G.S.R. Sarma, T. Magin. Rhode-Saint-Genèse [Belgium], 2002 (von Karman Institute Lecture Series 2002-07).
2. **Farbar E.D., Boyd I.D.** Simulation of FIRE II reentry flow using the direct simulation Monte Carlo method // 40th Thermophysics Conf. (Seattle, Washington, June 23–26, 2008): AIAA-2008-4103. 20 p. URL: <http://hdl.handle.net/2027.42/76850>
3. **Whitning E., Park C., Liu Y., Arnold J.O., Paterson J.A.** NEQAIR96 Nonequilibrium and equilibrium radiative transport and spectra program: user's manual: Tech. Rep. NASA RP-1389, 1996.

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ВЗАИМОДЕЙСТВИЯ ПАРЫ ПРОТИВОВРАЩАЮЩИХСЯ КОНЦЕВЫХ ВИХРЕЙ В СВЕРХЗВУКОВОМ ПОТОКЕ

А.С. Шмаков, М.П. Голубев, А.М. Шевченко

*Институт теоретической и прикладной механики
им. С.А. Христиановича СО РАН
630090, Новосибирск*

В работе представлены первичные результаты экспериментального исследования взаимодействия двух противовращающихся вихрей. Эксперименты выполнены в сверхзвуковой малотурбулентной аэродинамической трубе Т-325 ИТПМ СО РАН при числе Маха 3.

Работа продолжает цикл исследований вихревых течений при сверхзвуковых скоростях с применением различных экспериментальных методов и методов численного моделирования [1–5].

Пара продольных вихрей создавалась с помощью двух прямоугольных полукрыльев с хордой 30 мм и полуразмахом 95 и 75 мм. Толщина профиля в районе концевой хорды составляла 0,4 мм. В эксперименте вихрегенераторы устанавливались симметрично на боковых стенках рабочей части аэродинамической трубы под одинаковыми углами атаки. Расстояние между концевыми хордами вихрегенераторов в направлении размаха составляло 30 мм, что равняется хорде крыла.

Выполнена визуализация течения методом лазерного ножа, который формировался из лазерного луча, разворачиваемого в плоскость с помощью цилиндрической линзы. Для засева потока светорассеивающими частицами в форкамеру аэродинамической трубы подавался углекислый газ CO_2 . Видеокамера, регистрирующая картину течения, располагалась в защитном боксе на штанге штатного координатника аэродинамической трубы и имела возможность перемещаться вдоль продольной координаты. Для обеспечения постоянного расстояния от камеры до плоскости лазерного ножа оптическая схема формирования лазерного ножа закреплялась на координатнике, расположенном снаружи рабочей части аэродинамической трубы, перемещение которого было синхронизировано с координатником камеры. Это позволяло варьировать положение плоскости лазерного ножа относительно крыльев в ходе эксперимента без необходимости изменения фокусного расстояния регистрирующей видеокамеры.

Получены картины течения, иллюстрирующие взаимодействие двух противовращающихся вихрей, при углах атаки крыльев 5, 10 и

15 градусов в сечениях $x = 122, 142, 162, 182, 202, 222$ мм от задней кромки крыла. Выполнено сравнение величины смещения центра вихревого ядра в поперечном направлении со случаем изолированного концевых вихря [4]. Анализ показал, что центры обоих вихрей по мере удаления вниз по потоку смещаются вниз (в сторону наветренной стороны крыла) и к корневой хорде. При этом ядро изолированного вихря смещается вниз сильнее и, соответственно, расположено систематически ниже, чем ядра пары вихрей. Смещение вихревых ядер к корневой хорде примерно такое же, как и в случае изолированного вихря.

Работа выполнена при частичной финансовой поддержке РФФИ (грант № 19-01-00765-а) и частично в рамках Программы фундаментальных научных исследований государственных академий наук на 2013-2020 годы (проект АААА-А17-117030610125-7). Работа выполнена на аэродинамической установке ЦКП «Механика».

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Shmakov A.S., Shevchenko A.M., Yatskikh A.A., Yermolaev Yu.G.** Mass flow and its pulsation measurements in supersonic wing wake // AIP Conference Proceedings. 2016. Vol. 1770. Art. 030019; <https://doi.org/10.1063/1.4963961>
2. **Shmakov A.S., Shevchenko A.M.** An experimental study of the vortex wake at Mach number of 3 // AIP Conference Proceedings. 2017. Vol. 1893. Art. 030089; <https://doi.org/10.1063/1.5007547>
3. **A. S. Shmakov, Al. A. Pavlov, M. P. Golubev, and A. M. Shevchenko.** Integral density measurements in wing wake at Mach 2 // AIP Conference Proceedings. 2018. Vol. 2027. Art. 040065; <https://doi.org/10.1063/1.5065339>
4. **Shevchenko A.M., Shmakov A.S., Kulikov V.V.** On determining the vortex core center in wing wake at $M = 2$ // Journal of Physics: Conference Series. 2019. Vol. 1404. Art. 012098; <https://doi.org/10.1088/1742-6596/1404/1/012098>
5. **Borisov V.E., Davydov A.A., Konstantinovskaya T.V., Lutsky A.E., Shevchenko A.M., Shmakov A.S.** Numerical and experimental investigation of a supersonic vortex wake at a wide distance from the wing // AIP Conference Proceedings. 2018. Vol. 2027. Art. 030120. <https://doi.org/10.1063/1.5065214>

ФОКУСИРОВКА ВНУТРЕННИХ ВОЛН: НЕЛИНЕЙНЫЕ АСПЕКТЫ И МАСШТАБНЫЕ ЭФФЕКТЫ

Н.Д. Шмакова, Е.В. Ерманюк

*Институт гидродинамики им. М.А. Лаврентьева СО РАН
630090, Новосибирск*

В мировом океане в результате взаимодействия приливных течений с подводными горными хребтами генерируются внутренние волны, которые вносят заметный вклад в энергетический баланс океана и глубинное перемешивание вод. В общем случае океан является жидкостью, стратифицированной по температуре и солености. При моделировании генерации приливных внутренних волн часто рассматривается система отсчета, связанная с приливным течением, т.е. волны генерируются колебанием объекта в покоящейся жидкости с постоянной частотой плавучести N . В двумерном случае в качестве колеблющегося объекта канонической формы рассматривается цилиндр, а в трехмерном случае – сфера. Трехмерный случай интересен тем, что, в отличие от двумерного, внутренние волны могут фокусироваться, а это приводит к появлению локальных зон усиления амплитуды.

В настоящей работе представлены результаты экспериментальных исследований с помощью PIV-измерений для торов разного размера (соответственно, меняется число Стокса), колеблющихся с различной амплитудой. Для внутренних волн, генерируемых горизонтальными колебаниями небольшого тора с небольшой амплитудой, амплитуда волны в зоне фокусировки заметно увеличивается [1], что подтверждает теоретические расчеты [2]. Увеличение амплитуды колебаний тора ведет к локальному обрушению волн в таких зонах. В случае инерционных волн, генерируемых вертикальными колебаниями тора во вращающейся жидкости, в зоне фокусировки возникает турбулентность [3]. Также при больших амплитудах колебаний наблюдается генерация вторичных волн, сумма частот которых равна частоте первичной волны. Показано, что наблюдаемые волны формируют триадный резонанс [4]. При больших числах Стокса эффект вязкости уменьшается и волны становятся бимодальными, что приводит к изменению зоны фокусировки. Триадный резонанс наблюдается уже при минимальной амплитуде колебаний. Энергия вторичных волн растет с увеличением амплитуды колебаний. В зоне фокусировки наблюдается перемешивание стратификации при отсутствии обрушения, т.е. за счет более медленной неустойчивости – триадного резонанса (см. рисунок).

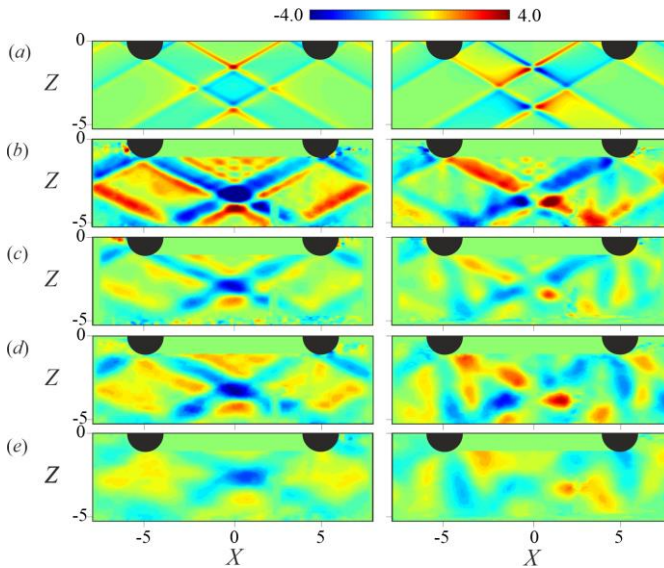


Рис. 3. Усредненные по фазе поля горизонтальной (левый столбец) и вертикальной (правый столбец) скорости внутренних волн, генерируемых колебаниями тора при числе Стокса порядка $O(5000)$:
a – теоретический расчет, *b–e* – экспериментальные данные с увеличивающейся амплитудой колебаний

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

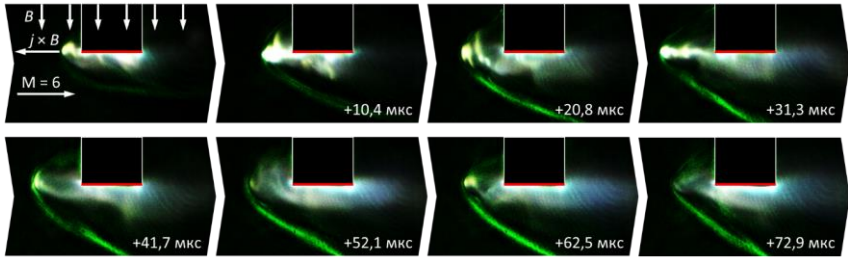
1. **Ermanyuk E.V., Shmakova N.D., Flór J.-B.** Internal wave focusing by a horizontally oscillating torus // *J. Fluid. Mech.* 2017. Vol. 813. P. 695–715
2. **Voisin B.** Internal wave focusing by annular forcing // *Proc. 8th Int. Symp. Stratified Flows (San Diego, 29 August – 1 September 2016)*. UC San Diego, 2016, Vol. 1, Iss. 1. 8 p. URL: <https://escholarship.org/uc/item/9hd783w>
3. **Duran-Matute M., Flór J.-B., Godefert F. S., Jause-Labert C.** Turbulence and columnar vortex formation through inertial-wave focusing // *Phys. Rev. E.* 2013. Vol. 87, Iss. 4. Art. 041001. (4 p.) DOI: 10.1103/PhysRevE.87.041001
4. **Shmakova N., Flor J.-B.** Nonlinear aspects of focusing internal waves // *J. Fluid. Mech.* 2019. Vol. 862. R4. DOI: 10.1017/jfm.2018.102

УДЕРЖАНИЕ ГАЗОРАЗЯДНОЙ ПЛАЗМЫ В ГИПЕРЗВУКОВОМ ПОТОКЕ МАГНИТНЫМ ПОЛЕМ

М.А. Ядренкин

*Институт теоретической и прикладной механики
им. С.А. Христановича СО РАН
630090, Новосибирск*

Экспериментальные исследования взаимодействия плазмы электрического разряда с гиперзвуковым потоком и магнитным полем, частные результаты которых представлены в настоящей работе, направлены на развитие методов управления и преобразования гиперзвуковых течений вблизи перспективных летательных аппаратов и в каналах двигателей. Высокие скорости полёта создают благоприятные условия для проявления и использования плазменных эффектов с целью активного управления гиперзвуковой аэродинамикой внешних и внутренних газовых течений. Магнитогидродинамические способы воздействия на среды, обладающие электрической проводимостью, при генерации в них электрических и магнитных полей, позволяют существенно изменить структуру потока. В настоящей работе рассматривается задача локального торможения высокоскоростного потока воздуха ($M = 6$) с помощью плазмы электрического разряда в однонаправленном магнитном поле. Исследования были проведены на экспериментальном МГД-стенде, выполненном на основе ударной трубы. В форкамере сверхзвукового сопла за отраженной ударной волной формируются квазистационарные условия на входе в сопло Лавала, а истечение газа происходит в камере Эйфеля. Меняя параметры на входе в сопло и геометрию сопла, можно воссоздать условия гиперзвукового полета аппарата на высоте 30–50 км с числами Маха от 6 до 12. В данной работе взаимное расположение направления газового потока с числом Маха $M = 6$, электрического тока разряда и индукции магнитного поля приводило к возникновению объемной электромагнитной силы, направленной навстречу набегающему потоку. Инициация разряда происходила поперек потока, путем введения узких электродов длиной 15 мм на плоских пилонах на расстоянии 30 мм друг от друга. Высокоскоростная шпирен-видеосъемка с частотой следования кадров 96 кГц показала, что без магнитного поля разряд вытягивается вниз по потоку и периодически шунтирует между электродами. В магнитном поле происходит удержание газоразрядной плазмы между электродами в результате сильного МГД-взаимодействия (см. рисунок).



Кадры скоростной видеосъемки МГД-взаимодействия плазмы электрического разряда с набегающим потоком и магнитным полем.

Можно наблюдать, что при величине индукции магнитного поля 1,8 Тл перед зоной торможения образуется скачок уплотнения, это свидетельствует о локальном падении числа Маха в зоне взаимодействия вследствие одновременного нагрева и торможения плазмы разряда в магнитном поле. При величине магнитного поля свыше 1 Тл в зоне взаимодействия происходит периодическое движение разрядной области вверх по потоку и его шунтирование в области электродов. На рисунке показано, что по мере продвижения навстречу потоку плазма разряда ведет себя неустойчиво и неоднократно переходит из контрагированного вида в диффузный. В работе [1] было показано, что при локализации зоны взаимодействия перед затупленным телом имеет место возвратное течение около критической точки, вызванное движением плазмы навстречу потоку, что приводит к образованию тороидального вихря и локально снижает тепловые потоки к поверхности. Существование подобного характера течения при движении разрядной области между электродами требует дополнительных исследований. Таким образом, совокупность рассмотренных эффектов можно использовать для создания локальной околосзвуковой области течения с энергоподводом и наличием интенсивной зоны смещения поступающего газа и плазмы импульсного разряда в сверх- и гиперзвуковых течениях.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Korotaeva T.A., Fomichev V.P., Yadrenkin M.A., Shipko E.K.** Numerical and experimental modelling of MHD interactions at hypersonic flow around blunted body // *Journal of Physics: Conference Series* : 18 International Workshop on Magneto-Plasma Aerodynamics, WSMFA-2019 (Moscow, 9–11 Apr. 2019). Vol. 1394, No. 1. S.I.: IOP Publishing, 2019. Art. 012020 (8 p.) DOI: 10.1088/1742-6596/1394/1/012020

**ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ВОЗМУЩЕНИЙ
СВЕРХЗВУКОВОГО ПОГРАНИЧНОГО СЛОЯ
НА МОДЕЛИ СКОЛЬЗЯЩЕГО КРЫЛА
С ПЕРИОДИЧЕСКИМИ ШЕРОХОВАТОСТЯМИ**

**А.А. Яцких^{1,2}, А.В. Панина¹, Ю.Г. Ермолаев^{1,2}, Б.В. Смородский¹,
В.Л. Кочарин¹, А.Д. Косинов^{1,2}, Н.В. Семенов¹, Л.В. Афанасьев^{1,2}**

*¹Институт теоретической и прикладной механики
им. С.А. Христиановича СО РАН
630090, Новосибирск*

*²Новосибирский государственный университет
630090, Новосибирск*

Управление ламинарно-турбулентным переходом в высокоскоростных пограничных слоях является важной фундаментальной и прикладной проблемой. Для случая пограничного слоя сверхзвуковых стреловидных крыльев возможность расширения ламинарного потока с помощью распределенной шероховатости, установленной на поверхностях моделей, была показана в [1, 2]. Исследования выявили, что в зависимости от параметров шероховатости и параметров встречного потока возможна как стабилизация, так и дестабилизация пограничного слоя. Экспериментальное исследование [3] влияния модуляции пограничного слоя на развитие искусственных возмущений показало, что модуляция среднего потока в пограничном слое на стреловидном крыле может привести к стабилизации развития бегущих возмущений. Кроме того, было продемонстрировано взаимодействие бегущих и стационарных возмущений. Однако эти результаты были получены только для конкретных выбранных частот искусственных возмущений. Чтобы дополнить имеющиеся знания об эволюции возмущений в модулированных трехмерных сверхзвуковых пограничных слоях, необходимы экспериментальные данные о развитии естественных пульсаций пограничного слоя в широком диапазоне частот.

Данная работа посвящена экспериментальному изучению развития естественных возмущений в модулированном пограничном слое стреловидного крыла при числе Маха 2. Рассматриваются спектры естественных возмущений пограничного слоя как в случае гладкой поверхности, так и при наличии периодической шероховатости.

Эксперименты проводились в малотурбулентной сверхзвуковой аэродинамической трубе Т-325 ИТПМ СО РАН при числе Маха 2 и еди-

© Яцких А.А., Панина А.В., Ермолаев Ю.Г., Смородский Б.В., Кочарин В.Л.,
Косинов А.Д., Семенов Н.В., Афанасьев Л.В. 2020

ничном числе Рейнольдса $Re_1 = 6 \cdot 10^6 \text{ м}^{-1}$. Модель скользящего крыла с углом скольжения передней кромки 40° была установлена под нулевым углом атаки. Профиль крыла имел относительную толщину 7,7%. Пульсации в пограничном слое измеряли с помощью однониточного датчика термоанемометра постоянного сопротивления. Измерения проводились на расстоянии около 53 мм от передней кромки крыла.

Периодическая шероховатость создавалась с помощью прямоугольных стикеров высотой 80–85 мкм. Длина наклеек составляла 1 мм. В работе рассматриваются случаи с шероховатостью с периодом 3 и 4 мм. В случае периода 3 мм ширина наклеек составляла 1,5 мм, а в случае периода 4 мм – 2 мм. Длинная сторона наклеек была параллельна передней кромке. Стикеры устанавливались на поверхности модели на расстоянии от передней кромки 14 мм. Рассматривался также пограничный слой гладкого крыла. Отметим, что период шероховатости был выбран близким к длинам волн наиболее растущих стационарных возмущений в области измерений, которые оценивались с использованием теории линейной устойчивости.

Обнаружено, что в случае пограничного слоя крыла с шероховатостями спектры пульсаций массового расхода отличаются от случая гладкого крыла. На модели гладкого крыла уровень возмущений значительно превышает уровень пульсаций в модулированном пограничном слое в области частот 10–40 кГц, что по условиям экспериментов соответствует возмущениям, рост которых обусловлен неустойчивостью поперечного течения. Таким образом, экспериментальные данные показывают, что модуляция среднего потока в пограничном слое приводит к подавлению роста бегущих возмущений.

Работа выполнена при финансовой поддержке гранта Президента РФ МК-2491.2019.1. Эксперименты выполнены на базе ЦКП «Механика» ИТПМ СО РАН.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. **Saric W.S., Reed H.L.** Supersonic laminar flow control on swept wings using distributed roughness: AIAA Paper. 2002-0147, 2002.
2. **Semionov N.V., Kosinov A.D.** Метод управления ламинарно-турбулентным переходом сверхзвукового пограничного слоя на скользящем крыле // Теплофизика и аэромеханика. 2007. Т. 14, № 3. С. 353–357.
3. **KolosoV G., Panina A., Kosinov A.** On the development of controlled stationary and travelling disturbances in the supersonic boundary layer of a swept wing // [Proc.] XIV All-Russian School-Conf. of Young Sci. with Int. Particip. “Actual Problems of Thermal Physics and Physical Hydrodynamics” (Novosibirsk, Russia, November 22–25, 2016): EPJ Web of Conferences. 2017. Vol. 159. Art. 00024. (7 p.)

Содержание

1. Адамов А.А., Каменских А.А., Носов Ю.О. Анализ влияния физико-механических и фрикционных свойств полимерных материалов на деформационное поведение узлов трения	3
2. Адамов А.А., Каменских А.А., Панькова А.П. Анализ закономерностей взаимодействия элементов сферической опорной части с антифрикционными полимерными прослойками из разных материалов.	5
3. Акимов М.А., Поливанов П.А. Высотная долговременная платформа из двух сцепленных планеров	7
4. Альянов А.В., Казанин И.В., Зиновьев В.Н., Верещагин А.С. Экспериментальное исследование распространения ударной волны в гранулированных средах	9
5. Амирьянц Г.А. Концепция активного использования упругости конструкции – путь радикального улучшения характеристик перспективных летательных аппаратов	11
6. Арефьев К.Ю., Кукшинов Н.В. Методы определения коэффициента полноты сгорания топлива в высокоскоростных потоках реагирующих газов	13
7. Баскаков С.А., Баскакова Ю.В., Вольфович Ю.М., Кабачков Е.Н., Шульга Ю.М. Супергидрофобный аэрогель на основе политетрафторэтилена и оксида графена	15
8. Бахнэ С. Диссипативные свойства численных схем, используемых для аппроксимации конвективных членов в уравнениях газовой динамики	17
9. Белоусова Н.С., Глотов, О.Г., Гуськов А.В. Горение пористых частиц титана в воздухе	19
10. Бельских Д.С., Мусакаев Н.Г. Математическое моделирование двухфазного течения в пористом коллекторе с учетом разложения газового гидрата	21
11. Блохина А.А., Порязов В.А., Крайнов А.Ю. Математическое моделирование зажигания металлизированного твердого топлива конвективным высокотемпературным потоком	23
12. Бойко А.В., Демьянко К.В., Иванов А.В., Кириловский С.В., Мищенко Д.А., Нечепуренко Ю.М., Поплавская Т.В. О развитии методов определения положения ламинарно-турбулентного перехода	25

13. **Бородин С.Л., Бельских Д.С.** Математическое моделирование и численная реализация задачи фильтрации в пористой среде, изначально насыщенной метаном и его гидратом, метана и углекислого газа, с учетом образования или разложения гидратов этих газов 27
14. **Бородин С.Л., Бельских Д.С.** Численные эксперименты по фильтрации в пористой среде, изначально насыщенной метаном и его гидратом, метана и углекислого газа, с учетом образования или разложения гидратов этих газов 29
15. **Бородина К.А., Татосов А.В.** Неравномерный нагрев пленки раствора на горизонтальной поверхности 31
16. **Босняков И.С., Ю.Н. Свириденко, К.Г. Хайруллин, Гаджиев Д.А.** Вихревой след за самолётом и нейросетевая модель аэродинамических характеристик самолёта в вихревом следе 33
17. **Брыдин Л.С., Беляев В.А., А.И. Болтаев, Горьнин А.Г.** Моделирование и анализ деформирования армированного льда 35
18. **Быков А.В., Павленко А.М., Занин Б.Ю., Катасонов М.М.** Влияние внешних возмущений на обтекание прямых и стреловидных крыльев 36
19. **Валихов В.Д., Кахидзе Н.И., Ворожцов А.Б.** Синтез и исследование механических свойств композиционного материала на основе алюминия, упрочнённого волокнами базальта 38
20. **Ванькова О.С.** Математическое моделирование нестационарных входных условий сверхзвукового потока и струи аргона в канале камеры сгорания 40
21. **Ветрова А.В., Сидоренко Ю.Н.** Корреляционная оценка степени регулярности структуры армирования композита 42
22. **Витошкин И.Е.** Исследование структурно-фазового состава лазерных сварных соединений сплавов авиационного назначения 44
23. **Вишняков О.И., Поливанов П.А.** Развитие искусственных возмущений в отрывной зоне при $M = 1,45$ 46
24. **Гареев Л.Р., Веденеев В.В., Зайко Ю.С., Трифонов В.В., Решмин А.И.** Экспериментальное исследование развития возмущений в круглой струе 48
25. **Гафурова П.С., Медведев А.Е.** Расчет течения воздуха и осаждения частиц в бронхиальном дереве человека 50
26. **Головастов С.В., Бивол Г.Ю.** Ускорение фронта пламени в канале с пористым покрытием 52
27. **Голышев А.А.** Исследование аддитивного выращивания металлокерамических структур с использованием импульсно-периодического излучения 54

28. Гончар А.В. Оценка поврежденности материала оптическим методом при усталостном разрушении конструкционных сталей	56
29. Горбушин А.Р., Шаповалов Р.Г. Принцип модульности (вариативности) при проектировании аэродинамических труб и установок периодического действия	58
30. Горынин А.Г., Беляев В.А., Брындин Л.С. Моделирование изгиба высокопрочных углепластиков авиационного назначения на основе наномодифицированного цианэфирного связующего	60
31. Демьянко К.В., Бойко А.В. О временной устойчивости течения паузеля в трубе с податливой стенкой	61
32. Долгов Е.В., Фирсов А.А., Казанский П.Н. Динамика развития течения, вызванного распадом тепловой каверны искрового разрядного канала	63
33. Дымнич Е., Емельянова Е.С. Моделирование деформационного поведения аддитивных алюминиевых сплавов в рамках микромеханического подхода	65
34. Егоров И.В., Илюхин И.М., Нейланд В.Я. Моделирование взаимодействия скачка уплотнения с пограничным слоем над движущейся стенкой	67
35. Емельянова Е.С., Сергеев М.В. Численное исследование влияния размера зерна и текстуры на деформационное поведение поверхностно-модифицированного титана	69
36. Епихин А.Д., Ю.В. Заливако, Д.С. Сбоев, Богатырёв М.М. Разработка и испытание термоанемометра постоянного напряжения	70
37. Заметаев В.Б. Стационарные вторичные течения в турбулентном пограничном слое и в свободных слоях	72
38. Засько Г.В., Глазунов А.В., Мортиков Е.В., Нечепуренко Ю.М. О возникновении организованных структур в устойчиво-стратифицированном турбулентном течении Куэтта	74
39. Землянов А.В., Сергеев М.В., Емельянова Е.С. Локализация деформации и формирование остаточных напряжений в металло-керамических композитах и покрытиях	76
40. Иванов О.О., Подопросветова А.Б. Экспериментальное исследование колебаний упругого цилиндра вблизи твердой пластины или жёсткого цилиндра	78
41. Иорх А.Е., Гольшев А.А. Исследование при помощи синхротронного излучения фазового состава гетерогенного композита полученного методом аддитивного выращивания	80

42. Каприлевская В.С., Павленко А.М. Изучение развития течения за трехмерным элементом шероховатости на модели летающего крыла 82
43. Касымов Д.П., Агафонцев М.В., Рейно В.В., Герасимова А.А. Исследование влияния способа обработки строительных материалов огнезащитой на процессы воспламенения и горения 84
44. Кахидзе Н.И., Хмелева М.Г., Хрусталёв А.П., Жуков И.А. Исследование влияния модификатора tib_2 на структуру и физико-механические свойства сплава системы алюминий – магний 86
45. Климова А.А., Парышев С.Э., Козичев А.В., Стрелков К.С. Расчетные исследования аэроупругой устойчивости пролетного строения моста методом численного моделирования 88
46. Козлов М.В., Рыбкин К.А., Фатгалов О.О., Любимова Т.П. Динамика парогазовых пузырьков вблизи твердых поверхностей в солевых растворах при дегазации 90
47. Королёв А.А., Кашковский А.В. Анализ траектории спуска воздушно-космического самолёта 92
48. Кочарин В.Л., Яцких А.А., Прищепова Д.С., Косинов А.Д., Семенов Н.В. Экспериментальное исследование теплопередачи в пограничном слое плоской пластины под воздействием слабых ударных волн на переднюю кромку 94
49. Кротких А.А., Максимов П.В. Реализация, модификация и апробация алгоритмов топологической оптимизации 96
50. Кугаевская А.А., Рыбкин К.А., Фатгалов О.О., Кучинский М.О. Экспериментальное исследование динамики кавитационных пузырьков в водных растворах NaCl и KCl вблизи твердых поверхностей 98
51. Кузнецов Д.В., Радюк А.А., Чернявский А.Н. Особенности теплообмена и динамики парообразования на структурированных капиллярно-пористых покрытиях при кипении жидкого азота 100
52. Курилов В.Б., Сахарова А.И., Скоморохов С.И. Расчетные исследования влияния положения двигателей на аэродинамические характеристики и параметры потока вблизи магистрального самолета на начальном этапе взлета 102
53. Кутепова А.И., Поливанов П.А., Сидоренко А.А. Исследование динамических характеристик сжимаемого ламинарного отрывного течения 104
54. Лаврук С.А. Численное моделирование распространения гетерогенной детонации в плоском канале в неоднородных и слоевых смесях 106

55. Левченко Е.А. Влияние краевых эффектов на испытания композиционных панелей	108
56. Легостаев Д.Ю., Родионов С.П. Численное исследование влияния напряженно-деформированного состояния трещиновато-пористой среды на фильтрацию жидкости	110
57. Линдеров М.Л. Коррозионностойкие покрытия для магниевых сплавов: проблемы и перспективы	112
58. Литвинцев А.С., Молчанова А.Н., Бондарь Е.А. Учет производства по в гетерогенных реакциях методом прямого статистического моделирования	114
59. Мельников А.Ю., Кисловский В.А. Влияние теплообмена на положение псевдоскачка в канале постоянного сечения	116
60. Меркулова Е.А., Громько Ю.В. Использование неоднородного засеивания сверхзвукового потока двуокисью углерода для определения полей скоростей методом PIV	118
61. Минко А.В., Горячев П.А., Свиридов И.Д. Валидация программных пакетов применительно к расчёту коэффициента теплоотдачи на телах различной формы	120
62. Мищенко П.А., Киселева Т.А. Обзор методов численного моделирования распространения волны звукового удара	122
63. Моисеева К.М., Крайнов А.Ю., Рожкова Е.И. Численное определение критических условий искрового зажигания аэровзвеси порошка бора	124
64. Моисеева К.М., Крайнов А.Ю., Тарасенко Ю.А. Численное моделирование горения взвеси угольной пыли в цилиндрическом канале с расширением	126
65. Моралев И.А., Селивонин И.В., Устинов М.В. Акуатороры на основе барьерного разряда как источники возмущений для управления сдвиговыми течениями	128
66. Мусакаев Н.Г., Бородин С.Л. Компьютерное моделирование процессов, происходящих в пористой среде при закачке метана в насыщенный газом и водой пласт	130
67. Мушников А.Н., Путилова Е.А., Горкунов Э.С., Задворкин С.М., Поволоцкая А.М. Влияние циклического нагружения на магнитоупругие свойства трубной стали 08Г2Б	131
68. Наговицына Т.Ю., Титов С.А., Вермель В.Д., Корнев Ю.В. Способы диспергирования углеродных нанокomпонентов в эпоксидном компаунде для повышения механических характеристик	133

69. **Нестеров А.Ю.** Экспериментальное исследование диспергирования жидкости малорасходной форсункой внутреннего смешения 135
70. **Нечепуренко Ю.М., Бойко А.В., Демьянко К.В., Кириловский С.В., Поплавская Т.В.** Расчет положения ламинарно-турбулентного перехода 137
71. **Ничик М.Ю., Запрягаев И.И., Тимошевский М.В., Первушин К.С.** Использование турбулизатора для управления кавитацией: эксперимент на двумерном крыле 139
72. **Ноздрачев А.Ю., Бахнэ С.** Квазидномерные расчеты сверхзвукового течения в канале с горением. Сравнение с экспериментом 141
73. **Образ А.О., Федоров А.В.** Анализ устойчивости течения над тонким параболическим профилем при числе Маха 3 143
74. **Осипова С.Л., Горбушин А.Р.** Исследование несжимаемого пограничного слоя на стенках трансзвуковой аэродинамической трубы Т-128 при очень больших числах Рейнольдса 145
75. **Пажин А.А., Еремин М.О., Буякова С.П., Мировой Ю.А.** Математическое моделирование разрушения образцов с шевронным надрезом из гетеромульной керамики на основе карбида циркония при трехточечном изгибе 147
76. **Панина А.В., Косинов А.Д., Ермолаев Ю.Г., Семенов Н.В., Яцких А.А.** О развитии искусственного локализованного возмущения в поперечно-модулированном пограничном слое скользящего крыла при числе Маха 2 149
77. **Писарев М.А., Емельянова Е.С.** Ранний прогноз локализации пластической деформации в технически чистом титане по характеристикам мезоскопического деформационного рельефа 151
78. **Питеримова М.В., Косинов А.Д., Семёнов Н.В., Яцких А.А., Ермолаев Ю.Г., Кочарин В.Л.** Экспериментальное исследование возбуждения и эволюции противовращающихся продольных вихрей в пограничном слое плоской пластины при $M = 2$ 153
79. **Полевщиков Д.П., Кашковский А.В.** Анализ аэродинамических характеристик суборбитального летательного аппарата 155
80. **Полешкин С.О., Кудрявцев А.Н.** Исследование неустойчивости Рэлея – Тейлора на основе кинетических уравнений 157
81. **Попов И.М., Моралев И.А., Устинов М.В.** Структура волнового пакета, возбуждаемого в двумерном пограничном слое группой микроразрядов в плазменном актуаторе 160
82. **Порязов В.А., Перчаткина Е.В., Моисеева К.М., Крайнов А.Ю.** Газодинамические эффекты при горении смесового металлизированного твердого топлива 162

83. Редозубова В.А., Маслобоев И.А. Методы определения ламинарно-турбулентного перехода в условиях импульсного МГД эксперимента	164
84. Рыбкин К.А., Фатгалов О.О., Любимова Т.П., Кугаевская А.А. Экспериментальное исследование динамики парогазовых пузырьков в жидких средах под действием ультразвука	166
85. Садовский И.А. Экспериментальное исследование возмущений в пограничном слое скользящего крыла, генерируемых мембраной при повышенной степени турбулентности набегающего потока	168
86. Сафарян К.А., Гончаров М.М., Трефилов И.А. Особенности конвективного теплообмена в полости между двумя частично нагретыми цилиндрами различной формы.	170
87. Сафронов А.А., Кузнецов В.Е., Дудник Ю.Д., Ширяев В.Н., Васильева О.Б. Плазменная техника для получения ультрадисперсных порошков	172
88. Сергеев М.В., Емельянова Е.С. Моделирование процессов динамического деформирования и разрушения поликристаллического алюминия	174
89. Сидоров Р.С. Исследование влияния формы проточного тракта на характеристики рабочего процесса в модельной установке горения с непрерывно вращающейся детонационной волной	176
90. Скибина Н.П., Фарапонов В.В. Комплексное исследование обтекания модели прямоточного воздушно-реактивного двигателя: аэродинамические испытания и численный расчет сверхзвукового течения в канале	177
91. Соболева Н.Н., Макаров А.В., Малыгина И.Ю., Степченков А.К. Влияние температуры отжига на структуру и микромеханические свойства NiCrBSi покрытия, сформированного лазерной наплавкой	179
92. Темербеков В.М. Расчет энергии инициирования газовой детонации возбуждаемой сверхзвуковым снарядом.	180
93. Титов С.А., Вермель В.Д., Наговицына Т.Ю., Леонтьева Ю.О. Некоторые направления повышения ресурсных характеристик авиационных конструкций с широким применением ПКМ	182
94. Трифонов В.В., Решмин А.И., Тепловодский С.Х. Численное исследование ламинарно-турбулентного перехода в диффузоре с малыми углами раскрытия	183
95. Трубицына Л.П., Запрягаев В.И., Кавун И.Н. Влияние бокового стекания на структуру сверхзвукового отрывного течения в угле сжатия	185

96. Устинов М.В. Статистическое описание перемежаемости в области ламинарно-турбулентного перехода	187
97. Усынин С.Ю. Численное моделирование процесса ускорения частиц в струях, истекающих из сопла лавала при ХГН	189
98. Фёдоров А.В. Ключевые проблемы предсказания ламинарно-турбулентного перехода в сверхзвуковых пограничных слоях	191
99. Филиппов А.А., Фомин В.М. Теоретико-экспериментальный метод определения упругих свойств наночастиц диоксида кремния	193
100. Фурцев А.И. Об одностороннем контакте пластины Тимошенко и тонкого упругого препятствия	195
101. Хакимов Р.Э., Шикалов В.С., Клинков С.В. Исследование холодного газодинамического напыления эжекторным соплом высокого давления покрытий из цветных металлов	196
102. Цибульская Е.О. Численное моделирование течения жидкости в биореакторе и оптическая диагностика выращенной в нем костной ткани	198
103. Чувахов П.В., Погорелов И.О. Проблемы при моделировании взаимодействия малых возмущений с ударными волнами	200
104. Чудинова Ю.И., А.Д. Косинов, Н.В. Семёнов, Ермолаев Ю.Г. Статистический и спектральный анализ возмущений слабых ударных волн в свободном потоке	202
105. Чупахин А.П. Комплексное исследование головного мозга: экспериментальные данные и математическое моделирование	204
106. Шевченко А.К., Яковенко С.Н. Численное моделирование струй газов различной плотности	206
107. Шипуль С.А., Семёнов Н.В., Косинов А.Д., Ермолаев Ю.Г., Кочарин В.Л., Яцких А.А. Влияние малых углов атаки на положение перехода на крыле с дозвуковой передней кромкой при $M = 2$	208
108. Шкредов Т.Ю., Шевырин А.А., Шоев Г.В. Радиационно-газодинамическое сопряжение при моделировании течения около капсулы спускаемого аппарата	210
109. Шмаков А.С., Голубев М.П., Шевченко А.М. Экспериментальное исследование взаимодействия пары противовращающихся концевых вихрей в сверхзвуковом потоке	212
110. Шмакова Н.Д., Ерманык Е.В. Фокусировка внутренних волн: нелинейные аспекты и масштабные эффекты	214

- 111. Ядренкин М.А.** Удержание газоразрядной плазмы в гиперзвуковом потоке магнитным полем 216
- 112. Яцких А.А., Панина А.В., Ермолаев Ю.Г., Смородский Б.В., Кочарин В.Л., Косинов А.Д., Семенов Н.В., Афанасьев Л.В.** Экспериментальное исследование возмущений сверхзвукового пограничного слоя на модели скользящего крыла с периодическими шероховатостями 218

Проблемы механики: теория, эксперимент и новые технологии: Тезисы докладов XIV Всероссийской школы-конференции молодых ученых (28 февраля – 6 марта 2020 г., Новосибирск – Шерегеш) / Под ред. А.Н. Шиплюка. Новосибирск: Параллель, 2020. 228 с.

Ответственный за выпуск М.А. Ядренкин
Редактор Т.В. Ветровская

Подписано в печать 20.02.2020
Формат бумаги 60×84/16, Усл. печ. л. 13.2
Уч.-изд. л. 12.1, Тираж 150 экз., Заказ № 202-1

Отпечатано в типографии ООО "Параллель"
630090, Новосибирск, ул. Институтская, 4/1