

**Колосов Глеб Леонидович**

**ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ РАЗВИТИЯ  
КОНТРОЛИРУЕМЫХ ВОЗМУЩЕНИЙ В СВЕРХЗВУКОВОМ  
ПОГРАНИЧНОМ СЛОЕ СКОЛЬЗЯЩЕГО КРЫЛА**

01.02.05 – механика жидкости, газа и плазмы

**АВТОРЕФЕРАТ**

диссертации на соискание ученой степени  
кандидата физико-математических наук

Новосибирск – 2018

Работа выполнена в Федеральном государственном бюджетном учреждении науки Институте теоретической и прикладной механики им. С.А. Христиановича Сибирского отделения Российской академии наук.

Научный руководитель:

Косинов Александр Дмитриевич – доктор физико-математических наук, старший научный сотрудник, заведующий лабораторией волновых процессов в сверхзвуковых течениях, Федеральное государственное бюджетное учреждение науки Институт теоретической и прикладной механики им. С.А. Христиановича Сибирского отделения Российской академии наук.

Официальные оппоненты:

Сухинин Сергей Викторович – доктор физико-математических наук, старший научный сотрудник, ведущий научный сотрудник лаборатории гидроаэроупругости, Федеральное государственное бюджетное учреждение науки Институт гидродинамики им. М.А. Лаврентьева Сибирского отделения Российской академии наук.

Устинов Максим Владимирович – доктор физико-математических наук, старший научный сотрудник, заместитель начальника НИО-8, Федеральное государственное унитарное предприятие «Центральный аэрогидродинамический институт им. профессора Н.Е. Жуковского».

Ведущая организация:

Федеральное государственное автономное образовательное учреждение высшего образования «Московский физико-технический институт (государственный университет)».

Защита состоится 30 марта 2018 г. в 15<sup>00</sup> часов на заседании диссертационного совета Д 003.035.02 в Институте теоретической и прикладной механики им. С.А. Христиановича Сибирского отделения Российской академии наук по адресу: 630090, Новосибирск, ул. Институтская, 4/1.

С диссертацией можно ознакомиться в библиотеке и на сайте Института теоретической и прикладной механики им. С.А. Христиановича СО РАН по адресу ул. Институтская, 4/1, Новосибирск, 630090, <http://itam.nsc.ru/ru/thesis/>.

Отзыв на автореферат в двух экземплярах, заверенный печатью учреждения, просьба направлять на имя ученого секретаря диссертационного совета.

Автореферат разослан « \_\_\_\_ » \_\_\_\_\_ 2018 г.

Ученый секретарь  
диссертационного совета  
д.ф.-м.н.



С.А. Гапонов

## ОБЩАЯ ХАРАКТЕРИСТИКА РАБОТЫ

**Актуальность темы.** Ламинарно-турбулентный переход в сжимаемых пограничных слоях – одна из наиболее важных проблем аэрофизики и газовой динамики. Этот вопрос носит фундаментальный характер, но, кроме того, предсказание и управление ламинарно-турбулентным переходом в сверхзвуковых пограничных слоях имеют большое практическое значение. В настоящее время несколькими крупными компаниями (преимущественно в США) ведется работа по созданию сверхзвукового пассажирского самолета второго поколения. При этом разработчики сталкиваются с рядом трудностей, выявленных при конструировании и эксплуатации сверхзвуковых пассажирских самолетов первого поколения (ТУ-144, Concorde). Одна из нерешенных проблем связана с низким аэродинамическим качеством крыла при сверхзвуковом режиме полета (приблизительно в 2 раза меньше, чем для случая дозвукового полета). Улучшение аэродинамического качества можно достичь за счет уменьшения аэродинамического сопротивления посредством затягивания ламинарно-турбулентного перехода в пограничном слое крыла. Решение данной задачи включает в себя детальное рассмотрение всех процессов ламинарно-турбулентного перехода в сдвиговых течениях при сверхзвуковых скоростях.

Процесс возникновения турбулентности в пограничном слое на модели скользящего крыла качественно отличается от двумерного (2D) случая плоской пластины. В трехмерном (3D) пограничном слое на скользящем крыле может возникать целый ряд неустойчивостей: неустойчивость Толлмина – Шлихтинга, неустойчивость поперечного течения, выраженная в виде стационарных и бегущих возмущений, неустойчивость течения на линии растекания передней кромки крыла, неустойчивость течения из-за кривизны линий тока, гёртлеровская неустойчивость. Различные типы неустойчивостей могут проявляться независимо или вместе, их появление зависит от многих параметров, таких как число Маха, угол атаки модели, шероховатость поверхности и др. В основном теоретические и экспериментальные работы по устойчивости и переходу в 3D пограничных слоях посвящены дозвуковым скоростям потока. При этом наибольшее количество исследований посвящено развитию стационарных возмущений. Однако известно, что в пограничном слое скользящего крыла наиболее неустойчивыми являются бегущие волны.

Для 3D сверхзвукового пограничного слоя в сравнении с дозвуковым случаем отличия могут быть обнаружены даже на линейной стадии развития возмущений. При этом для 3D сверхзвукового пограничного слоя до сих пор не представлено экспериментальных данных, которые находились бы в соответствии с линейной теорией гидродинамической устойчивости. Кроме того, для 3D пограничного слоя с преобладанием неустойчивости поперечного течения особую роль приобретают эффекты взаимодействия возмущений, так как зная расположение точки начала таких нелинейных эффектов, можно развить инженерные подходы предсказания ламинарно-турбулентного перехода. Ранее для 2D случая в сверхзвуковых пограничных слоях показана возможность проявления эффектов взаимодействия бегущих возмущений (субгармонический резонанс), а также взаимодействие бегущих и стационарных возмущений (наклонный переход). Несмотря на то, что принципиальная возможность существования резонансных триплетов волн в пограничном слое на скользящем крыле была известна в течение длительного времени, проблема нелинейных взаимодействий в сжимаемых 3D пограничных слоях до сих пор остается не исследованной до конца.

Таким образом, в данной работе сделан упор на получении экспериментальным путем (при помощи методики введения в пограничный слой контролируемых возмущений) основных волновых характеристик возмущений неустойчивости поперечного течения в области их линейного развития, а также на рассмотрении эффектов взаимодействия возмущений в области их нелинейного развития.

**Цель работы** – исследовать устойчивость трехмерного сверхзвукового пограничного слоя скользящего крыла с помощью метода контролируемых возмущений и получить количественные экспериментальные данные о линейной и нелинейной эволюции контролируемых бегущих возмущений в пограничном слое скользящего крыла при числах Маха 2,0 и 2,5.

При этом были поставлены следующие конкретные задачи:

- исследовать пространственно-волновую структуру волнового пакета, генерируемого точечным источником, в линейной области развития возмущений вблизи источника в сверхзвуковом пограничном слое на скользящем крыле при числе Маха 2,0;

- детально исследовать линейную стадию развития бегущих контролируемых возмущений с частотами 10 и 20 кГц, получить основные волновые характеристики, включая показатели роста возмущений, в сверхзвуковом пограничном слое на скользящем крыле при числе Маха 2,0;

- экспериментальным путем обнаружить эффекты взаимодействия бегущих возмущений по типу механизма субгармонического резонанса в нелинейной области развития возмущений в сверхзвуковом пограничном слое на скользящем крыле при числах Маха 2,0 и 2,5;

- экспериментальным путем обнаружить эффекты взаимодействия бегущих и стационарных возмущений по типу механизма наклонного перехода в нелинейной области развития возмущений в сверхзвуковом пограничном слое на скользящем крыле при числе Маха 2,0;

- с помощью поперечной неоднородности среднего течения, созданной посредством элементов шероховатости на поверхности модели крыла приблизить к передней кромке область взаимодействия бегущих и стационарных возмущений в сверхзвуковом пограничном слое на скользящем крыле при числе Маха 2,0.

**Научная новизна.** В работе экспериментальным путем впервые:

- получена пространственно-волновая структура контролируемых возмущений, генерируемых точечным источником, в начале линейной области их развития в трехмерном сверхзвуковом пограничном слое скользящего крыла с углом стреловидности  $45^\circ$  при числе Маха 2,0;

- при помощи сканирующего термоанемометра постоянного сопротивления проведена процедура разделения пульсаций трехмерного пограничного слоя на пульсации массового расхода и температуры торможения при числе Маха 2,0, определены соотношения между ними;

- определены основные волновые характеристики контролируемых бегущих возмущений с частотами 10 и 20 кГц (частотные параметры  $F=0,23$ ;  $0,46 \times 10^{-4}$  соответственно) в трехмерном сверхзвуковом пограничном слое скользящего крыла при числе Маха 2,0;

- рассмотрено взаимодействие бегущих возмущений между собой и со стационарными возмущениями в области нелинейного развития возмущений в трехмерном сверхзвуковом пограничном слое скользящего крыла при числах Маха 2,0 и 2,5;

- посредством периодической поперечной неоднородности среднего течения удалось приблизить к передней кромке область взаимодействия бегущих и стационарных

возмущений в сверхзвуковом пограничном слое скользящего крыла при числе Маха 2,0.

**Научная и практическая значимость работы** заключается в детальном изучении физических процессов, протекающих в трехмерном сверхзвуковом пограничном слое скользящего крыла при ламинарно-турбулентном переходе. Особенностью работы является то, что рассматриваются как линейная стадия развития бегущих возмущений, так и нелинейные механизмы взаимодействия бегущих и стационарных возмущений. В работе показана эффективность применения термоанемометра постоянного сопротивления для определения средних параметров течения над моделью скользящего крыла, а также для определения волновых характеристик неустойчивых бегущих возмущений в сверхзвуковом пограничном слое при наличии поперечной компоненты среднего течения. Показана эффективность применения подхода введения контролируемых возмущений посредством электрического разряда в камере для трехмерного сверхзвукового сдвигового течения. В работе определена пространственно-волновая структура возмущений в линейной области их развития и показано, что максимум искусственных пульсаций с частотой 10 и 20 кГц (частотные параметры  $F=0,24$ ;  $0,48 \times 10^{-4}$  соответственно) расположен при одном и том же значении нормальной к поверхности модели координате. В этом случае упрощается проведение экспериментов по исследованию линейного и нелинейного развития контролируемых возмущений в трехмерных пограничных слоях, т.к. внутри пограничного слоя измерения достаточно проводить в области максимума амплитуды пульсаций по координате  $y$ . Экспериментальным путем получены основные волновые характеристики развития возмущений с частотами 10 и 20 кГц (частотные параметры  $F=0,23$ ;  $0,46 \times 10^{-4}$  соответственно), включая показатели роста. Полученные данные необходимы для проверки линейной теории гидродинамической устойчивости в трехмерном сверхзвуковом пограничном слое. В работе показано, что амплитудные и фазовые спектры в пограничном слое скользящего крыла расположены несимметрично относительно оси  $\beta'=0$  рад/мм, что демонстрирует роль наличия поперечного течения в процессе ламинарно-турбулентного перехода (аналогично дозвуковому случаю). Экспериментально обнаружены механизмы взаимодействия бегущих и стационарных возмущений в трехмерном сверхзвуковом пограничном слое, соответствующие субгармоническому и наклонному типу перехода в двумерном течении. Представления о механизмах взаимодействия возмущений в трехмерном сверхзвуковом пограничном слое могут служить основой для разработки практических методов предсказания чисел Рейнольдса перехода. Показано, что наличие поперечной неоднородности среднего течения пограничного слоя влияет на механизм взаимодействия бегущих и стационарных возмущений.

**На защиту выносятся:**

- результаты по изучению пространственно-волновой структуры и состава контролируемых возмущений в линейной области их развития в сверхзвуковом пограничном слое скользящего крыла при числе Маха 2,0;
- результаты экспериментального определения основных волновых характеристик контролируемых бегущих возмущений на частотах 10 и 20 кГц (частотные параметры  $F=0,23$ ;  $0,46 \times 10^{-4}$  соответственно) на скользящем крыле в области их линейного развития при числе Маха 2,0;
- результаты экспериментального исследования особенностей взаимодействия неустойчивых волн в сверхзвуковом пограничном слое скользящего крыла при числах Маха 2,0 и 2,5.

**Личный вклад автора.** Все основные результаты работы получены при участии автора. При выполнении работ автор принимал участие в обсуждении постановки экспериментов, подготовке модели, ее установке в рабочую часть трубы, установке элементов шероховатости на поверхности модели, непосредственных измерениях, обработке и анализе экспериментальных данных. Диссертант опубликовал основные результаты в рецензируемых журналах и представил их в докладах и тезисах конференций. Все работы, опубликованные в соавторстве, выполнены при личном участии автора.

**Достоверность полученных результатов** обеспечена: использованием в работе стандартных методов экспериментального исследования; применением апробированной методики введения контролируемых бегущих и стационарных возмущений в сверхзвуковой пограничный слой; использованием термоанемометра постоянного сопротивления для получения средних и пульсационных характеристик сверхзвукового пограничного слоя; повторяемостью результатов, полученных в нескольких сериях экспериментов. Данные, представленные в разных главах работы, дополняют друг друга и дают целостную картину изучаемого явления. Свидетельством достоверности также является представление результатов диссертации на многочисленных российских и международных научных конференциях, публикации в рецензируемых научных журналах.

**Апробация работы.** Основные результаты диссертационной работы неоднократно докладывались на семинаре «Механика вязкой жидкости и турбулентность» ИТПМ СО РАН, опубликованы в статьях в журналах «Physics of Fluids» (2016), «Известия Российской академии наук. Механика жидкости и газа» (2014), «Вестник Нижегородского университета им. Н.И. Лобачевского» (2011), «Вестник Новосибирского государственного университета» (2011), «Journal of Physics: Conference Series» (2016), «AIP Conference Proceedings» (2016, 2017), «EPJ Web of Conferences» (2017), а также на российских и международных конференциях: на Международной конференции по механике жидкости и аэродинамике (WSEAS International Conference on Fluid Mechanics and Aerodynamics, Афины, Греция, 2013), на Международной научной студенческой конференции «Студент и научно-технический прогресс» (Новосибирск, 2010, 2011, 2012, 2013, 2016), на Всероссийской молодежной конференции «Устойчивость и турбулентность течений гомогенных и гетерогенных жидкостей» (Новосибирск, 2010), на Международной конференции по методам аэрофизических исследований (ICMAR, Новосибирск, 2010, 2014; Пермь, 2016), на Всероссийской школе-конференции молодых ученых «Актуальные вопросы теплофизики и физической гидрогазодинамики» (Новосибирск, 2016), на XI Всероссийском съезде по фундаментальным проблемам теоретической и прикладной механики (Казань, 2015), на Всероссийской конференции молодых ученых «Проблемы механики: теория, эксперимент и новые технологии» (Новосибирск, 2012, 2014), на Европейской конференции по механике жидкости (EFMC, Копенгаген, Дания, 2014), на Всероссийской научной конференции студентов физиков (Архангельск, 2013; Ижевск, 2014; Ростов-на-Дону, 2016), на Европейской конференции по аэроавиатике и космическим наукам (EUCASS, Мюнхен, Германия, 2013), на Европейской конференции по турбулентности (ETC, Лион, Франция, 2013), на 8-м Международном симпозиуме по ламинарно-турбулентному переходу (IUTAM ABCM 8th Symposium on Laminar Turbulent Transition, Рио-де-Жанейро, Бразилия, 2014), на IX Всероссийской научно-технической конференции студентов, аспирантов и молодых ученых с международным участием, посвященной 385-летию со дня основания г. Красноярск (Красноярск, 2013), на Всероссийской конференции «Чаплыгинские чтения»

(Новосибирск, 2015), на семинаре по явлениям в неравновесных потоках в честь 70-летия Михаила Иванова (Новосибирск, 2015), на 13-м Азиатском симпозиуме по визуализации (ASV 13, Новосибирск, 2015), на XXII Международной конференции «Нелинейные задачи теории гидродинамической устойчивости и турбулентность» (Звенигород, 2016), на Всероссийской конференции «Теплофизика и физическая гидродинамика – 2016» с элементами школы молодых ученых (Ялта, 2016), на 24-м Международном конгрессе теоретической и прикладной механики (ICTAM 2016, Монреаль, Канада, 2016), на XXV Всероссийской конференции с международным участием «Высокоэнергетические процессы в механике сплошной среды» (Новосибирск, 2017).

**Публикации.** По теме диссертации опубликована 31 работа, в том числе 9 в рецензируемых научных изданиях, рекомендованных ВАК.

**Структура и объем диссертации.** Диссертационная работа состоит из введения, четырех глав, заключения и списка литературы из 173 наименований. Объем диссертации составляет 131 страницу, включая 75 рисунков и 1 таблицу.

**Благодарности.** Исследования выполнены при поддержке грантов РФФИ (гранты № 09-01-00767 а, 12-01-00158 а, 15-01-00866 а, 16-31-00290 мол\_а) и гранта Президента РФ для ведущих научных школ (НШ-8788.2016.1).

## СОДЕРЖАНИЕ РАБОТЫ

**Во введении** приводится обзор предшествующих работ, раскрыта актуальность работы, отмечена ее научная новизна и практическая значимость, сформулированы цели и задачи, приведены основные положения, выносимые на защиту. Также здесь излагается краткое содержание диссертации.

**Глава 1** посвящена описанию постановки экспериментов и методики обработки данных.

**В п. 1.1** приведено описание особенностей аэродинамической трубы Т-325, в которой выполнялись все эксперименты данной работы. Эксперименты проводились при числах Маха  $M = 2,0$  и  $2,5$ .

**В п. 1.2** приводится описание автоматизированной измерительной системы в конфигурации, используемой для выполнения экспериментов, представленных в данной работе. Для записи выходного пульсационного сигнала термоанемометра использовался 12-ти разрядный АЦП с частотой дискретизации 750 кГц.

**В п. 1.3** рассматривается используемая в работе модель скользящего крыла, а также обсуждается методика проведения экспериментов. В экспериментах использовалась модель скользящего крыла с острой передней кромкой и углом стреловидности  $45^\circ$  (рис. 1). Модель имела тонкий (2,6 %) плосковыпуклый профиль с максимальной толщиной 12 мм. Радиус кривизны рабочей поверхности модели составлял около 4000 мм. Для установки источника контролируемых пульсаций нижняя поверхность модели имела плоскую форму. Модель жестко крепилась в центральной плоскости рабочей части трубы под нулевым углом атаки. Для введения в пограничный слой контролируемых пульсаций использовался источник локализованных искусственных возмущений, основанный на высокочастотном тлеющем разряде в камере. Контролируемые пульсации вводились в пограничный слой через отверстие в рабочей поверхности модели диаметром 0,42 мм. Координаты отверстия:  $x_0 = 56,6 \pm 0,3$  мм от передней кромки модели и  $z = 0$ , что совпадает с центральной линией симметрии модели. С ге-

нератора подавался синусоидальный сигнал частотой 10 кГц, что соответствует введению в пограничный слой возмущений с частотами 10 и 20 кГц. Для введения стационарных возмущений использовались прямоугольные наклейки из скотча высотой 60 мкм, расположенные с шагом 5 мм параллельно передней кромке. Данный ряд наклеек располагался вверх по потоку от источника бегущих возмущений, шаг между ними соответствовал длине волны наиболее неустойчивых стационарных возмущений (расчеты Б.В. Смородского). Измерения средних и пульсационных характеристик контролируемых возмущений проводились параллельно передней кромке модели в слое максимального значения пульсаций массового расхода пограничного слоя.

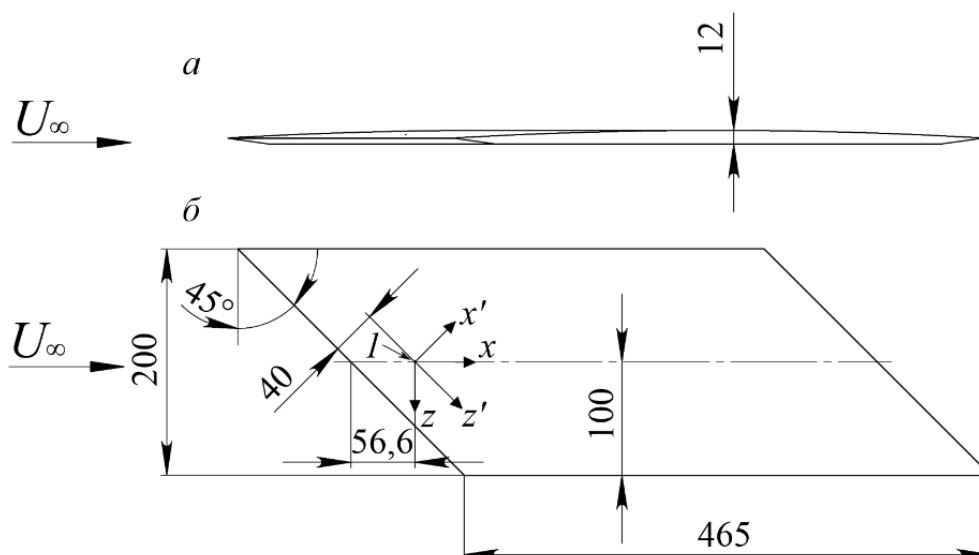


Рис. 1. Модель скользящего крыла и используемые системы координат. *a* – вид сбоку, *б* – вид сверху, *I* – источник контролируемых возмущений.

**В п. 1.4** приведены процедуры определения основных параметров потока в Т-325, которые выводились на монитор оператора/экспериментатора в ходе эксперимента, что позволяло в режиме реального времени контролировать поддержание режима. Для измерений средних и пульсационных характеристик потока использовался термоанемометр постоянного сопротивления. Возмущения в потоке регистрировались однопроводным датчиком термоанемометра с вольфрамовой нитью диаметром 10 мкм и длиной около 1,5 мм.

**В п. 1.5** описана методика обработки экспериментальных данных. Частотно-волновые спектры контролируемых (периодических) возмущений определялись с помощью дискретного преобразования Фурье (ДПФ). В данной работе все измерения выполнялись по реализациям максимальной длины, которую допускала измерительная система Т-325. Такая методика позволяет максимально эффективно использовать время работы аэродинамической трубы, однако значительно усложняет обработку результатов экспериментов с контролируемыми возмущениями. Длина каждой из четырех реализаций по времени составляла около 87 мс. Разложение в ряд Фурье такой длинной реализации эквивалентно использованию узкополосного фильтра. Поэтому важно было не ошибиться в числовом значении обрабатываемой частоты, для того чтобы не исказить значения амплитуды и фазы контролируемых возмущений. В работе при разложении в ряд Фурье использовалось окно Хеннинга.

**В п. 1.6** описывается процедура разделения пульсаций сверхзвукового пограничного слоя на пульсации температуры торможения и пульсации массового расхода. Для



этого термоанемометр использовался в режиме сканирования по температурам датчика. В пункте приведены основные формулы для калибровки датчика и определения коэффициентов чувствительности к пульсациям массового расхода ( $Q$ ) и температуры торможения ( $G$ ). Также кратко описан модифицированный диаграммный метод Коважного определения величин пульсаций  $\langle T_0' \rangle$  и  $\langle m' \rangle$ .

**В п. 1.7** представлены полученные в работе характеристики среднего течения в пограничном слое модели скользящего крыла при числе Маха 2,0. Демонстрируется однородность течения в измерительной области в поперечном направлении. Рассматривается развитие естественных (полных) возмущений вниз по потоку при числах Маха 2,0 и 2,5 в экспериментах, когда источник возмущений был выключен. Это позволило определить частоты, которые необходимо ввести в пограничный слой, чтобы моделировать развитие наиболее неустойчивых волн в сверхзвуковом пограничном слое скользящего крыла. Из анализа развития естественных возмущений был сделан вывод, что источник контролируемых пульсаций располагается в области линейного развития естественных возмущений при числах Маха 2,0 и 2,5 (при  $Re_1 = 5 \times 10^6 \text{ м}^{-1}$ ). Кроме того, для обоих чисел Маха искусственные бегущие возмущения на частотах 10 и 20 кГц, рассматриваемые в последующих главах, являются неустойчивыми возмущениями и линейно усиливаются вниз по потоку.

**Глава 2** посвящена рассмотрению результатов исследования пространственно-волновой структуры и состава контролируемых возмущений в сверхзвуковом пограничном слое скользящего крыла при числе Маха 2,0.

**В п. 2.1** представлены результаты экспериментального исследования возбуждения искусственных пульсаций в пограничном слое модели скользящего крыла при числе Маха  $M = 2,0$ . Измерения возмущений были выполнены на расстоянии 20 мм от разряда вниз по потоку. Датчик термоанемометра измерил несколько сечений параллельно передней кромке крыла на различном удалении от поверхности модели. Источник контролируемых возмущений вводил в пограничный слой пульсации на частотах 10, 20, 30, 40, 50 кГц. Пульсации на частотах 20 кГц (основная частота) и 10 кГц (субгармоническая частота) имели максимальную амплитуду. Начальные амплитуды остальных гармоник были значительно меньше.

В качестве примера на рис. 2,*а* приведены распределения амплитуды возмущений с частотой 20 кГц по размаху крыла при  $x = 20$  мм на разном расстоянии от поверхности модели. Трансзвуковая и дозвуковая области пограничного слоя располагаются при  $y < 0,42$  мм, выше расположено сверхзвуковое течение. В отличие от случая плоской пластины, где возмущения симметрично распространяются относительно разряда в поперечном направлении, на скользящем крыле пространственный волновой пакет в основном расплывается в направлении, обратном направлению поперечного течения. В амплитудных распределениях (см. рис. 2,*а*) наблюдается максимум, смещенный в сторону положительных значений  $z'$ .

Более наглядная картина пространственной структуры контролируемых пульсаций в плоскости  $(z', y)$  при  $x = 20$  мм представлена на рис. 2,*б*, где показаны линии равной амплитуды возмущений основной частоты. Установлено, что наиболее интенсивные по амплитуде возмущения находятся в узкой области – как по толщине пограничного слоя, так и по размаху крыла.

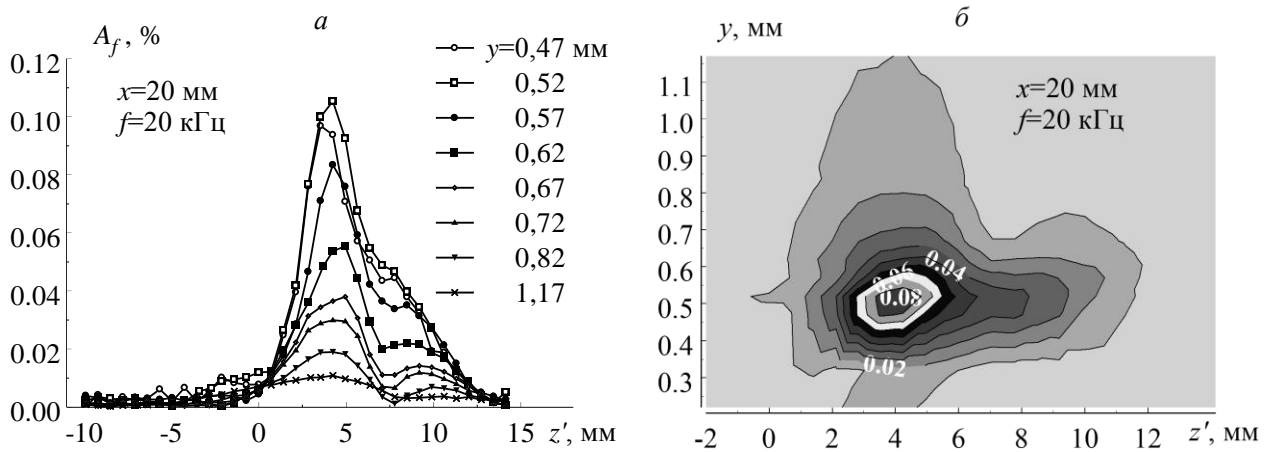


Рис. 2. Распределения амплитуды пульсаций по  $z'$  для частоты 20 кГц (а); изолинии амплитуд контролируемых возмущений при  $x = 20$  мм,  $f = 20$  кГц (б).

Амплитудные  $\beta$ -спектры возмущений для частоты 20 кГц при  $x = 20$  мм также продемонстрировали сильно выраженную несимметрию. По толщине пограничного слоя амплитудный  $\beta$ -спектр имеет наибольшие значения при  $y = 0,52$  мм. Максимум амплитуды находится при  $\beta' = 1,1$  рад/мм. Второй максимум, амплитуда которого заметно меньше, расположен вблизи  $\beta' = 0$  рад/мм.

Профили амплитуды возмущений основной частоты по нормали к поверхности модели для различных значений  $z'$  представлены на рис. 3,а. Видно, что максимум амплитуды для профилей пульсаций находится в одном и том же месте по  $y$  для различных позиций в трансверсальном направлении.

Профили пульсаций, полученные по амплитудным  $\beta$ -спектрам, приведены на рис. 3,б. Профили построены для энергонесущей части волновых спектров. Здесь максимум возмущений находится в одном месте по толщине пограничного слоя и не меняется для всех значений волнового числа в поперечном направлении.

Отметим, что аналогичные результаты были получены для возмущений на частоте 10 кГц.

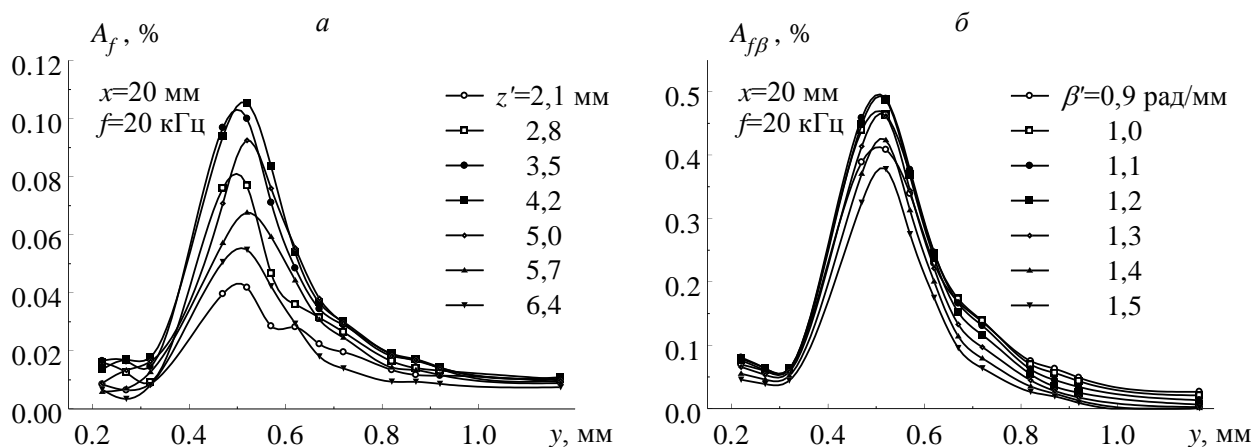


Рис. 3. Профили пульсаций для различных значений  $z'$  (а) и поперечных волновых чисел  $\beta'$  (б).

Таким образом, из рассмотрения пространственно-волновой структуры контролируемых возмущений в сечении  $x = 20$  мм был сделан вывод, что положение максимума амплитуды искусственных осцилляций локализовано по нормальной координате относительно поверхности скользящего крыла как по пространственным распределениям,

так и по энергонесущей части волновых спектров. Максимум пульсаций для частот 10 и 20 кГц расположен при одном и том же значении  $y/\delta$ . Этот факт позволяет упростить выполнение экспериментов по линейному и нелинейному развитию контролируемых возмущений, т.к. измерения достаточно проводить в области максимума пульсаций по пограничному слою.

**В п. 2.2** рассмотрены результаты экспериментов на скользящем крыле при числе Маха 2,0 с использованием сканирующего по температуре датчика термоанемометра постоянного сопротивления. Измерения проходили при 10 различных значениях температуры нити датчика. Прежде всего в свободном потоке проведена калибровка и определены коэффициенты чувствительности к пульсациям массового расхода и температуры торможения. Получено, что наилучшим образом линейная аппроксимация экспериментальных данных достигается при показателе степени  $n = 0,69$ . Кроме того, по результатам калибровки установлено, что коэффициент чувствительности к пульсациям массового расхода  $Q$  слабо зависит от величины температурного напора  $\tau$  и его значение можно принять постоянным и равным 0,24. При больших значениях температурного напора ( $\tau \approx 0,8$ ) значение чувствительности датчика к пульсациям температуры торможения пренебрежимо мало по сравнению с коэффициентом чувствительности к пульсациям массового расхода. В этом случае можно считать, что сигнал термоанемометра связан только с пульсациями последнего типа.

После выполнения процедуры калибровки датчика термоанемометра были проведены эксперименты по определению уровней пульсаций в сверхзвуковом пограничном слое скользящего крыла. Эксперименты выполнены при числе Маха набегающего потока  $M = 2,0$  и единичном числе Рейнольдса  $Re_1 = 5,2 \times 10^6 \text{ м}^{-1}$ . Измерения проводились в сечениях при  $x = 40, 60$  мм параллельно передней кромке крыла при  $y/\delta \approx 0,6$ , где пульсации в пограничном слое близки к максимальным значениям. Выбранная область измерения принадлежит региону линейного развития возмущений. Также при  $x = 40, 60$  мм измерены профили пульсаций массового расхода, температуры торможения и их отношения. Результаты измерения параллельно передней кромке крыла и измерения профиля полных пульсаций при  $x = 40$  мм показаны на рис. 4. В области  $0 \text{ мм} < z' < 5 \text{ мм}$  на рис. 4,а наблюдается искажение среднего течения, вызванного периодическим горением электрического разряда внутри модели. Для профиля на рис. 4,б отношение пульсаций температуры торможения к пульсациям массового расхода внутри пограничного слоя достигает значения  $-0,15$  вблизи максимума возмущений.

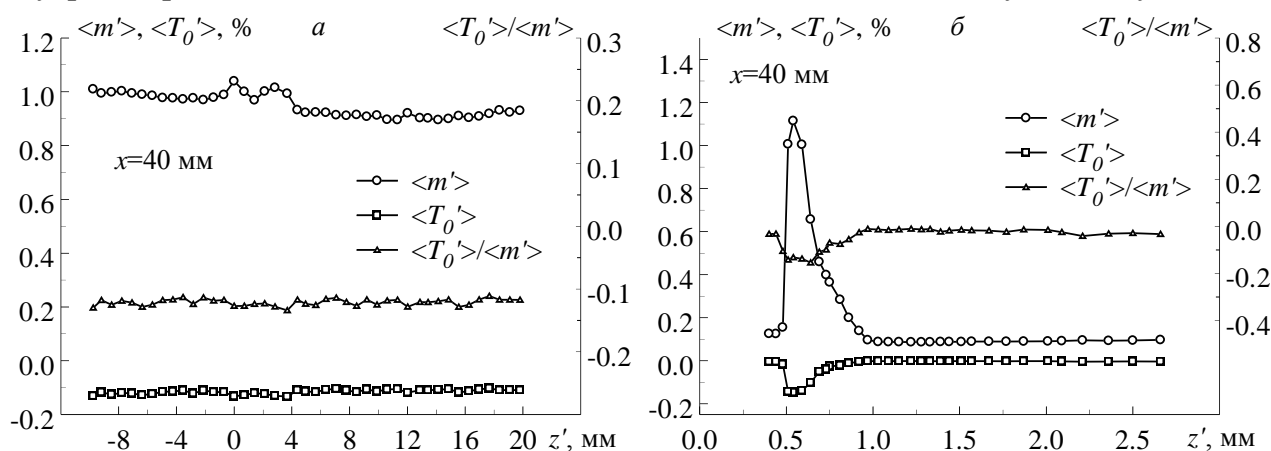


Рис. 4. Пульсации  $\langle m' \rangle, \langle T_0' \rangle$  и их отношение для полных пульсаций при  $x = 40$  мм.  
а – движение датчика параллельно передней кромке, б – профиль.

**Глава 3** посвящена результатам экспериментальных исследований линейного развития контролируемых возмущений в сверхзвуковом пограничном слое скользящего крыла при числе Маха 2,0. Эксперименты выполнены при единичном числе Рейнольдса  $Re_1 = 5,2 \times 10^6 \text{ м}^{-1}$ .

**В п. 3.1** обсуждаются характерные признаки линейного развития волнового поезда в рассматриваемой серии экспериментов. Измерения линейного развития контролируемых возмущений проводились в пяти различных сечениях при фиксированной координате  $x'$  путем перемещения датчика термоанемометра вдоль координаты  $z'$ , т.е. параллельно передней кромке модели при  $x = 40, 50, 60, 70, 80$  мм. Во всех сечениях измерения проводились в слое максимума пульсаций по пограничному слою при постоянном значении нормальной к поверхности модели координаты  $y$ , что соответствовало условию  $y/\delta \approx 0,6$ , где  $\delta$  – толщина пограничного слоя. Полученные амплитудные спектры полных пульсаций в начальном ( $x = 20$  мм) и последующих сечениях показали, что источник вводит в пограничный слой контролируемые возмущения с частотами  $f = 10, 20, 30, 40$  кГц. Однако вниз по потоку контролируемые возмущения с частотами 30 и 40 кГц затухали, тогда как для возмущений с частотами 10 и 20 кГц наблюдался рост. Для этих двух частот рассмотрено вращение вектора фазовой траектории. Определено, что вращение происходит против часовой стрелки. Это соответствует нарастанию фазы возмущений по координате  $z'$ . Кроме того, вращение вектора по сечению  $z'$  происходит в одну сторону, описывая траекторию спирали, что характерно для линейного распространения волн. Появление сдвигов фазы на  $180^\circ$  в поперечном направлении, характерных для стоячей волны, резкое изменение фазовой траектории с прохождением ее через область начала координат, возбуждение сильнонаклонных возмущений субгармонической частоты – признаки нелинейного взаимодействия волн. Ни один из этих признаков не был обнаружен. Из этого был сделан вывод, что наблюдается линейное развитие искусственных возмущений вниз по потоку.

**В п. 3.2** представлены результаты оценки основных волновых характеристик линейного развития контролируемых возмущений на частотах 10 и 20 кГц (частотные параметры  $F = 0,23; 0,46 \times 10^{-4}$  соответственно). Такие оценки сделаны на основании предположения о линейном характере развития возмущений и измерений поля контролируемых пульсаций в поперечном и продольном направлениях. Распределения амплитуды возмущений на частотах 10 и 20 кГц в поперечном направлении представлены на рис. 5. Как отмечалось выше, вниз по потоку происходит рост амплитуды возмущений, а также смещение максимума амплитуды в положительную сторону  $z'$ . Пакет волн расплывается в направлении, обратном направлению поперечного течения.

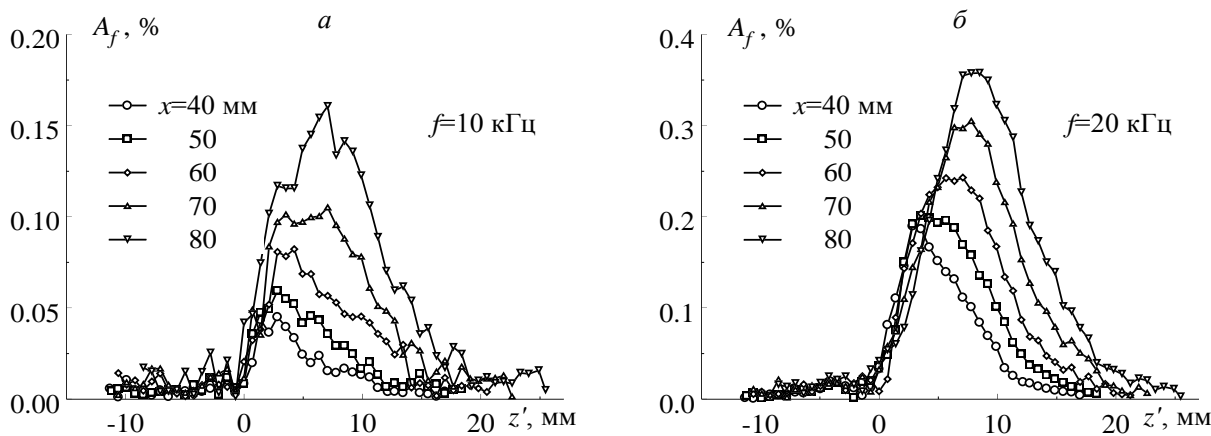


Рис. 5. Амплитудные распределения возмущений на частотах  $f = 10$  (а), 20 (б) кГц.

Получено, что при  $z' > 0$  фаза возмущений нарастает практически линейно с увеличением координаты  $z'$ . По наклону линейной части фазы  $d\Phi_f/dz'$  можно определить значения волнового числа  $\beta'$ , при котором в спектрах будут наблюдаться максимальные амплитуды. Эти оценки дают значения 0,75, 0,78, 0,86, 0,84, 0,82 рад/мм для 10 кГц и 1,09, 1,08, 1,08, 1,08, 1,07 рад/мм для 20 кГц при  $x = 40, 50, 60, 70, 80$  мм соответственно.

В отличие от случая плоской пластины, имеется несимметричность амплитудных  $\beta'$ -спектров (рис. 6). Наибольший рост амплитуды возмущений наблюдается при  $\beta' = 0,6-1,3$  рад/мм для 10 кГц и  $\beta' = 0,8-1,4$  рад/мм для 20 кГц. Во всех сечениях максимум амплитуды расположен при  $\beta' = 0,81$  рад/мм для 10 кГц и  $\beta' = 1,1$  рад/мм для 20 кГц, что находится в соответствии с выполненными оценками.

В области максимума амплитуды происходит монотонное уменьшение фазы  $\Phi_{f\beta'}$  с увеличением поперечного волнового числа  $\beta'$ . Изменение фазы  $\Phi_{f\beta'}$  от координаты  $x$  при  $\beta' = \text{const}$  имеет практически линейный вид для энергонесущей части волнового спектра. Этот факт позволяет провести оценку продольных волновых чисел  $\alpha_r'$ .

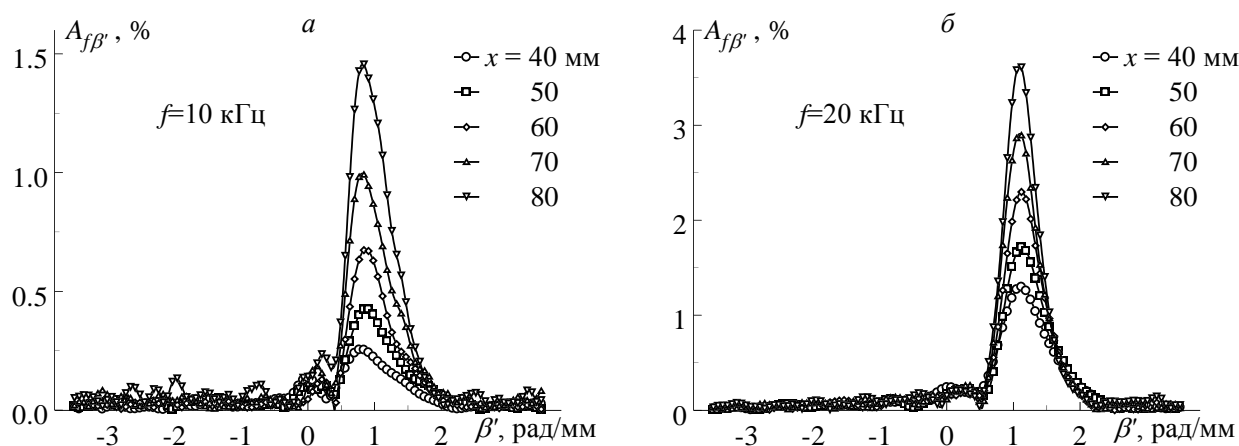


Рис. 6. Амплитудные  $\beta'$ -распределения возмущений на частотах  $f = 10$  (а), 20 (б) кГц.

В работе определены дисперсионные соотношения  $\alpha_r'(\beta')$  для возмущений с частотами 10 и 20 кГц. Зависимость  $\alpha_r'(\beta')$  для обеих частот близка к линейной. Возмущения наибольшей амплитуды имеют углы наклона в плоскости  $(x, z)$  от  $65$  до  $80^\circ$  для 10 кГц и от  $50$  до  $75^\circ$  для 20 кГц. Кроме того, получено, что длина волны наиболее растущих возмущений составила 26,7 мм для 10 кГц и 14,5 мм для 20 кГц, что больше расстояния между измерительными сечениями (10 мм вдоль оси  $x$ ). В условиях эксперимента значения инкрементов роста для контролируемых бегущих возмущений с частотой 10 кГц выше соответствующих показателей для частоты 20 кГц.

**Глава 4** посвящена рассмотрению взаимодействия контролируемых бегущих и стационарных возмущений в сверхзвуковом пограничном слое скользящего крыла при числах Маха 2,0 и 2,5.

**В п. 4.1** представлены результаты экспериментов по выявлению механизмов взаимодействия неустойчивых бегущих возмущений в области их нелинейного развития при числах Маха 2,0 и 2,5. Эксперименты проходили при единичном числе Рейнольдса  $Re_1 = 5,2 \times 10^6 \text{ м}^{-1}$ .

Как и в предыдущих главах, при введении контролируемых бегущих возмущений в пограничном слое наблюдалось возбуждение ряда волн, среди которых две имели наибольшие амплитуды – основная волна с частотой 20 кГц и ее субгармоническая волна с частотой 10 кГц. Для данных волновых поездов определена пространственно-волновая структура в измерительных сечениях  $x = 60, 70, 80$  мм. Развитие амплитудных

$\beta$ -спектров (рис. 7) вниз по потоку показали, что для числа Маха 2,0 значения поперечных волновых чисел, при которых расположены максимумы амплитуд, составляют 0,8 и 1,1 рад/мм для частот 10 и 20 кГц соответственно. Для числа Маха 2,5 соответствующие значения равны 0,84 и 0,89 рад/мм. Для обоих чисел Маха рассматриваемые поперечные волновые числа определяют линейно усиливающиеся вниз по потоку бегущие возмущения на основной и субгармонической частотах.

В отличие от результатов п. 3.2 в экспериментах данного пункта наблюдалось нелинейное усиление устойчивых в линейном смысле возмущений в достаточно широком диапазоне трансверсальных волновых чисел. Области поперечных волновых чисел, где наблюдается усиление:  $\beta' < 0,4$  рад/мм,  $\beta' > 1,3$  рад/мм для  $f = 10$  кГц,  $M = 2,0$  (см. рис. 7,а);  $\beta' < 0,4$  рад/мм для  $f = 10$  кГц,  $M = 2,5$  (см. рис. 7,в);  $\beta' < 0,4$  рад/мм для  $f = 20$  кГц,  $M = 2,5$  (см. рис. 7,з). При этом для волнового поезда на субгармонической частоте ( $f = 10$  кГц) наличие возмущений при  $\beta' = 0,2$  (для  $M = 2,0$ ) и  $\beta' = 0,13$  (для  $M = 2,5$ ), вероятнее всего, вызваны трехволновым взаимодействием по типу субгармонического резонанса. При этом необходимо выполнение условия синхронизма:  $f_1 + f_2 = f_3$ ,  $\alpha_1 + \alpha_2 = \alpha_3$ ,  $\beta_1 + \beta_2 = \beta_3$ . Для проверки условия синхронизма проведены оценки для значений продольных волновых чисел – дисперсионного соотношения  $\alpha_r(\beta')$  (рис. 8). Получено, что условие синхронизма для значений продольных и поперечных волновых чисел в рассматриваемых волновых триплетах выполняется с приемлемой точностью. Таким образом экспериментально обнаружено, что в трехмерном сверхзвуковом пограничном слое возможно проявление механизма субгармонического резонанса, найденного ранее в двумерном течении.

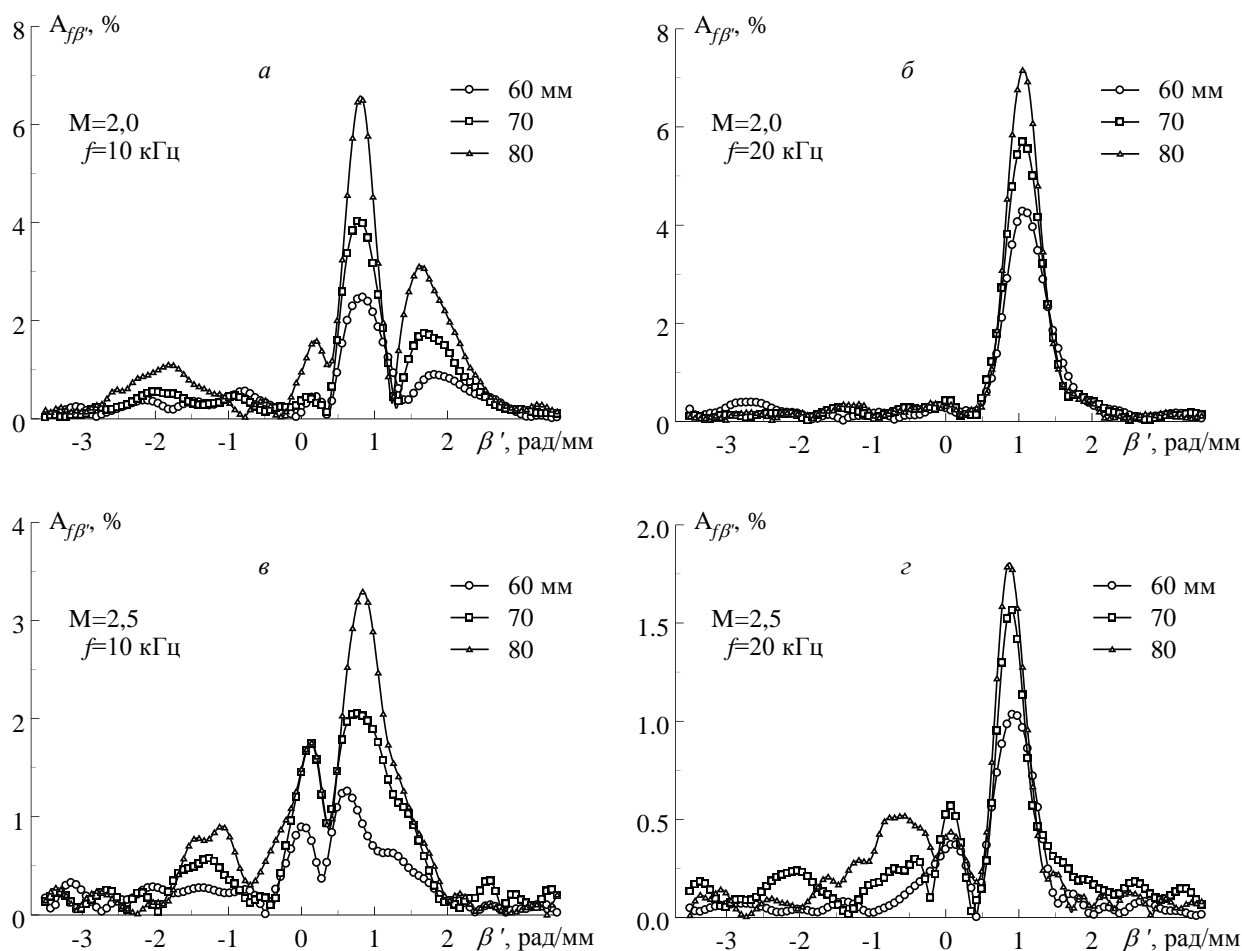


Рис. 7. Амплитудный спектр контролируемых возмущений при  $x = 60, 70, 80$  мм для чисел Маха 2,0 (а, б) и 2,5 (в, з).

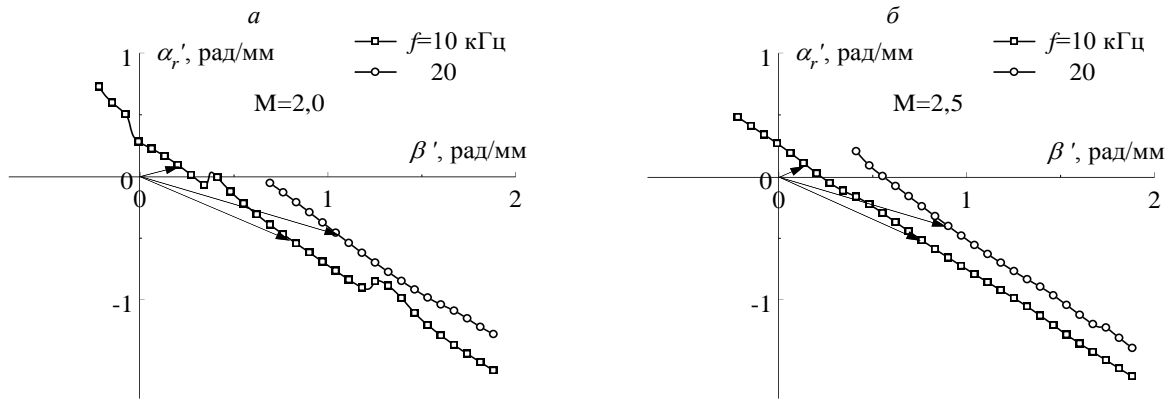


Рис. 8. Проверка выполнения условия синхронизма для чисел Маха 2,0 (а) и 2,5 (б).

**В п. 4.2** представлены эксперименты по исследованию взаимодействия стационарных и бегущих возмущений. Вначале эксперименты выполнены на гладкой модели крыла при числе Маха  $M = 2,0$  и единичном числе Рейнольдса  $Re_1 = 7 \times 10^6 \text{ м}^{-1}$ . Измерения проходили параллельно передней кромке при  $x = 60, 70, 80$  мм. При рассмотрении  $\beta$ -спектров наблюдаются усиление возмущений при  $\beta' = -0,9$  и  $-0,5$  рад/мм (рис. 9) для основной и субгармонической частот соответственно. Эти усиливающиеся моды расположены в области устойчивых с линейной точки зрения (см. рис. 6) возмущений. Данные пики, скорее всего, формируются взаимодействием между стационарной и бегущими волнами (0 и 10 кГц; 0 и 20 кГц). При этом необходимо выполнение условия синхронизма. Для его проверки проведены оценки дисперсионных соотношений  $\alpha_r'(\beta')$  для частот 10 и 20 кГц. Получено, что для реализации условия синхронизма необходимо наличие стационарных возмущений с поперечными волновыми числами  $\beta' \approx 1,5; 2$  рад/мм. Дисперсионное соотношение для  $f = 0$  кГц взято из расчетов Б.В. Смородского. В расчетах также определено, что для  $f = 0$  кГц возмущения с вышеуказанными волновыми числами принадлежат области неустойчивых возмущений, что допускает их присутствие в эксперименте.

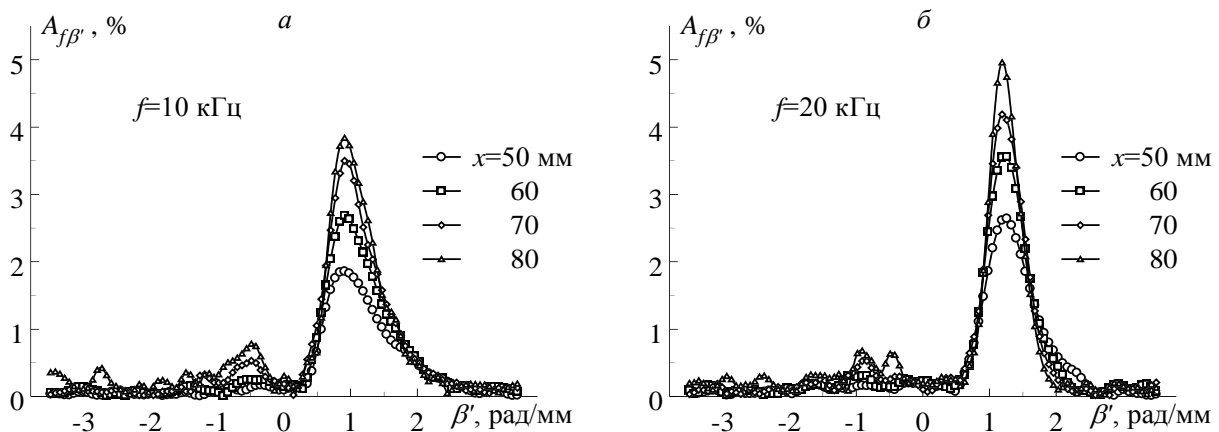


Рис. 9. Амплитудный спектр контролируемых возмущений на частотах  $f = 10$  (а), 20 (б) кГц для числа Маха 2,0.

Затем с целью интенсификации механизма взаимодействия стационарных и бегущих возмущений на модель скользящего крыла были наклеены элементы шероховатости. Эксперименты выполнены при числе Маха  $M = 2,0$  и единичном числе Рейнольдса

$Re_1 = 6 \times 10^6$  1/м. Для введения стационарных возмущений использовались прямоугольные наклейки высотой 60 мкм, расположенные с шагом 5 мм параллельно передней кромке. Ряд наклеек располагался вверх по потоку от источника бегущих возмущений, шаг между ними соответствовал длине волны наиболее неустойчивых стационарных возмущений (расчеты Б.В. Смородского). При этом удалось добиться неоднородности среднего течения практически синусоидального типа. В экспериментах с шероховатостями и одновременным введением контролируемых бегущих возмущений наблюдалась пространственная модуляция нестационарной волны на основной частоте 20 кГц, что является характерным признаком ее нелинейного взаимодействия со стационарной волной. В амплитудных спектрах пульсаций массового расхода обнаружено появление ряда дополнительных пиков, наибольшая амплитуда которых расположена вблизи  $\beta' = -0,5$  рад/мм (рис. 10). Также наблюдалось уменьшение амплитуды основного линейного пика при  $\beta' = 1,1$  рад/мм в сравнении с  $\beta$ -спектром гладкого крыла в том же измерительном сечении  $x = 60$  мм. Таким образом, при помощи периодической шероховатости удалось приблизить механизм взаимодействия стационарных и контролируемых возмущений к передней кромке модели.

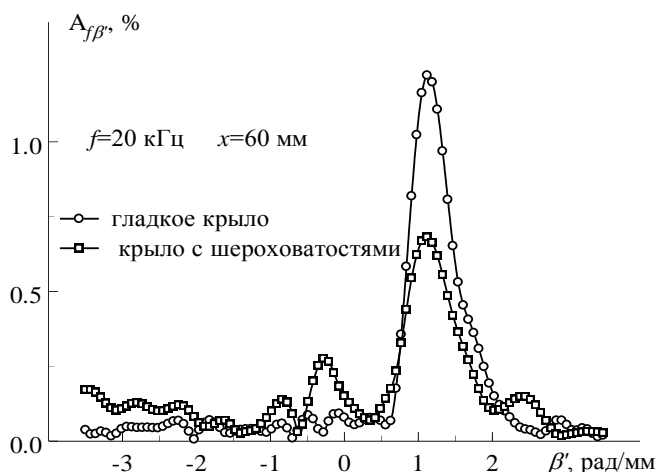


Рис. 10. Сравнение  $\beta$ -спектров на гладком крыле и крыле с шероховатостями.

**В заключении** формулируются основные выводы диссертационной работы.

1. В экспериментах с введением контролируемых бегущих возмущений показано, что положение максимума амплитуды искусственных осцилляций локализовано по нормальной координате относительно поверхности скользящего крыла как по пространственным распределениям, так и по энергонесущей части волновых спектров.

- Продемонстрирована возможность применения сканирующего термоанемометра постоянного сопротивления в контролируемом эксперименте в сверхзвуковом пограничном слое скользящего крыла. При числе Маха  $M = 2,0$  диаграммным методом проведено разделение пульсаций на пульсации массового расхода и температуры торможения; показано, что внутри пограничного слоя отношение пульсаций составляет величину 0,15.
- По результатам линейного развития наиболее растущих контролируемых возмущений в трехмерном сверхзвуковом пограничном слое при числе Маха  $M = 2,0$  показано, что эволюция возмущений вниз по потоку на скользящем крыле значительно отличается от двумерного случая плоской пластины, а именно: амплитудные и фазовые спектры на модели скользящего крыла несимметричны относительно  $\beta' = 0$  рад/мм, что указывает на значимую роль неустойчивости поперечного течения в процессе ламинарно-турбулентного перехода; экспериментально определены основные волновые характеристики развития неустойчивых возмущений.



4. В пограничном слое скользящего крыла при числах Маха  $M = 2,0$  и  $2,5$  обнаружено взаимодействие бегущих возмущений на основной частоте и частоте субгармоники по типу субгармонического резонанса. При числе Маха  $M = 2,0$  обнаружено взаимодействие бегущих и стационарных возмущений по типу наклонного перехода.

#### СПИСОК ПУБЛИКАЦИЙ ПО ТЕМЕ ДИССЕРТАЦИИ

##### **Статьи в рецензируемых журналах, рекомендованных ВАК:**

1. Косинов А.Д., Панина А.В., Колосов Г.Л. Экспериментальное исследование возбуждения и развития контролируемых возмущений в поперечно модулированных пограничных слоях при числе Маха 2 // Вестник Нижегородского университета им. Н.И. Лобачевского. № 4. Часть 3. Н. Новгород: Изд-во ННГУ им. Н.И. Лобачевского, 2011. С. 874-876.
2. Колосов Г.Л., Панина А.В., Косинов А.Д., Ермолаев Ю.Г., Семёнов Н.В. Пространственно-волновая структура контролируемых возмущений в трехмерном сверхзвуковом пограничном слое // Вестн. НГУ. Серия: Физика. 2011. Т. 6, вып. 4. С. 5-15.
3. Ермолаев Ю.Г., Колосов Г.Л., Косинов А.Д., Семенов Н.В. Линейная эволюция контролируемых возмущений в сверхзвуковом пограничном слое скользящего крыла // Известия Российской академии наук. Механика жидкости и газа. 2014. № 2. С. 58-68.
4. Kosinov A.D., Panina A.V., Kolosov G.L., Semionov N.V., Ermolaev Yu.G. Experiments on the Artificial Disturbance Evolution in 2D and 3D Spanwise Modulated Boundary Layers at Mach 2 and 2.5 // Procedia IUTAM: IUTAM\_ABCM Symposium on Laminar Turbulent Transition / Eds. M.A.F. Medeiros, J.R. Meneghini. 2015. Vol. 14. P. 48-57. DOI: 10.1016/j.piutam.2015.03.023.
5. Kolosov G.L., Kosinov A.D., Yermolaev Yu.G., Semionov N.V. To nonlinear disturbance interactions in 3D supersonic boundary-layer // 18th International Conference on the Methods of Aerophysical Research (ICMAR 2016) (Russia, Perm, 27 Jun. – 3 Jul., 2016): AIP Conference Proceedings. 2016. Vol. 1770, Art. No. 030052. DOI: 10.1063/1.4963994.
6. Kosinov A.D., Kolosov G.L., Semionov N.V., Yermolaev Yu.G. Linear development of controlled disturbances in the supersonic boundary layer on a swept wing at Mach 2 // Physics of Fluids. 2016. Vol. 28, Art. No. 064101. DOI:10.1063/1.4952999.
7. Kolosov G.L., Kosinov A.D. Linear and nonlinear development of controlled disturbances in the supersonic boundary layer on a swept wing at Mach 2.5 // Journal of Physics: Conference Series. 2016. Vol. 754, Art. No. 022005. DOI: 10.1088/1742-6596/754/2/022005.
8. Kolosov G., Panina A., Kosinov A. On the development of controlled stationary and travelling disturbances in the supersonic boundary layer of a swept wing // EPJ Web of Conferences. 2017. Vol. 159, Art. No. 0024. DOI: 10.1051/epjconf/201715900024C.
9. Kolosov G.L., Kosinov A.D., Yermolaev Yu.G., Semionov N.V. On the nonlinear development of controlled disturbances in the supersonic boundary layer of a swept wing // 25th Conference on High-Energy Processes in Condensed Matter (HEPCM 2017) (Russia, Novosibirsk, 5 – 9 Jun., 2017): AIP Conference Proceedings. 2017. Vol. 1893, Art. No. 030069. DOI: 10.1063/1.5007527.

##### **Статьи в трудах, материалах международных и всероссийских конференций, в сборниках научных трудов:**

1. Колосов Г.Л. Экспериментальное исследование развития контролируемых возмущений на тонком скользящем крыле // Материалы XLVIII Международной научной студенческой конференции «Студент и научно-технический прогресс»: Физика / Новосиб. гос. ун-т. Новосибирск, 2010. С. 46.
2. Колосов Г.Л., Ермолаев Ю.Г., Семенов Н.В., Косинов А.Д. О развитии контролируемых возмущений в сверхзвуковом пограничном слое на тонком скользящем крыле // Устой-

- чивость и турбулентность течений гомогенных и гетерогенных жидкостей: Докл. Всероссийской молодежной конф. Вып. XII / Под ред. В.В. Козлова. Новосибирск: Параллель, 2010. С. 177-180.
3. Kolosov G.L., Kosinov A.D., Yermolaev Yu.G., Semionov N.V. Controlled disturbance experiments on the linear stability of the 3D supersonic boundary layer // International Conference on the Methods of Aerophysical Research: Abstr. Pt. II / Ed. V.M. Fomin. Novosibirsk: Parallel, 2010. P. 117-118.
  4. Колосов Г.Л. О нелинейном развитии контролируемых возмущений в трехмерном сверхзвуковом пограничном слое // Материалы XLIX Международной научной студенческой конференции «Студент и научно-технический прогресс»: Физика / Новосиб. гос. ун-т. Новосибирск, 2011. С. 43.
  5. Колосов Г.Л. О линейном развитии контролируемых возмущений в трехмерном сверхзвуковом пограничном слое // Материалы 50-й Международной научной студенческой конференции «Студент и научно-технический прогресс»: Физика неравновесных процессов / Новосиб. гос. ун-т. Новосибирск, 2012. С. 15.
  6. Колосов Г.Л., Ермолаев Ю.Г. Экспериментальное исследование развития контролируемых возмущений на тонком скользящем крыле // Проблемы механики: теория, эксперимент и новые технологии: доклады IX Всероссийской конференции молодых ученых / Под ред. В.В. Козлова. Новосибирск: Параллель, 2012. С. 137-140.
  7. Kosinov A.D., Kolosov G.L., Panina A.V., Semionov N.V. and Yermolaev Yu.G. Experiments on relative receptivity of three-dimensional supersonic boundary layer to controlled disturbances and its development // Progress in Flight Physics. 2013. Vol. 5. P. 69-80.
  8. Колосов Г.Л. Пространственные и волновые характеристики линейного развития контролируемых возмущений на тонком скользящем крыле // Материалы 51-й Международной научной студенческой конференции «Студент и научно-технический прогресс»: Физика сплошных сред / Новосиб. гос. ун-т. Новосибирск, 2013. С. 15.
  9. Колосов Г.Л. Экспериментальное исследование развития контролируемых возмущений на тонком скользящем крыле // Сборник тезисов, материалы Девятнадцатой Всероссийской научной конференции студентов-физиков и молодых ученых (ВНКСФ-19, Архангельск): материалы конференции, тезисы докладов: В 1 т.Т.1 – Екатеринбург: Изд. АСФ России, 2013. С. 415-416.
  10. Gaponov S.A., Kolosov G.L., Kosinov A.D., Semionov N.V., Yermolaev Yu.G. Experiments with controlled disturbances in supersonic boundary layer on swept wing // Recent Advances in Fluid Mechanics and Heat & Mass Transfer / Eds. K. Volkov, P. Mastny: Proceedings of the 11th International Conference on Fluid Mechanics & Aerodynamics (FMA '13), Proceedings of the 11th International Conference on Heat Transfer, Thermal Engineering and Environment (THE '13), Athens, Greece, May 14 – 16, 2013. P. 25-30.
  11. Колосов Г.Л. Линейное развитие волнового поезда в сверхзвуковом пограничном слое скользящего крыла при числе Маха  $M=2$  // Молодежь и наука: сборник материалов IX Всероссийской научно-технической конференции студентов, аспирантов и молодых ученых с международным участием, посвященной 385-летию со дня основания г. Красноярска [Электронный ресурс] / отв. ред. О.А. Краев – Красноярск : Сиб. федер. ун-т, 2013. URL: <http://conf.sfu-kras.ru/sites/mn2013/thesis/s027/s027-007.pdf> (Дата обращения 13.01.2018 г.)
  12. Kolosov G.L., Kosinov A.D., Yermolaev Yu.G., Semionov N.V. Wave characteristics of unstable disturbances in 3D supersonic boundary layer [Электронный ресурс] // 14th European Turbulence Conference (ETC 14) (France, Lyon, 1 - 4 Sept., 2013): Abstracts. No. Paper 64. S.l., 2013. URL: [http://etc14.ens-lyon.fr/openconf/modules/request.php?module=oc\\_proceedings&action=view.php&a=Poster&id=64](http://etc14.ens-lyon.fr/openconf/modules/request.php?module=oc_proceedings&action=view.php&a=Poster&id=64) (Дата обращения 13.01.2018 г.)
  13. Колосов Г.Л. Трехволновое взаимодействие контролируемых возмущений в 3D сверхзвуковом пограничном слое при числах Маха 2 и 2,5 // Сборник тезисов, материалы Двадцатой Всероссийской научной конференции студентов-физиков и молодых ученых

- (ВНКСФ-20, Ижевск): материалы конференции, тезисы докладов: В 1 т.Т.1 – Екатеринбург: Изд. АСФ России, 2014. С. 491-492.
14. Колосов Г.Л. Эксперименты по развитию контролируемых возмущений в сверхзвуковом пограничном слое на скользящем крыле при числах Маха 2 и 2,5 // Проблемы механики: теория, эксперимент и новые технологии: Доклады X Всероссийской конференции молодых ученых / Под ред. В.В. Козлова. Новосибирск: Параллель, 2014. С. 111-114.
  15. Kolosov G.L., Kosinov A.D., Yermolaev Yu.G., Semionov N.V. On nonlinear interaction of controlled disturbances in 3D supersonic boundary layer // International Conference on the Methods of Aerophysical Research, Russia, Novosibirsk, 30 June – 6 July, 2014: abstracts. Pt.I. Novosibirsk, 2014. P. 113-114.
  16. Kolosov G.L., Kosinov A.D., Semionov N.V., Yermolaev Yu.G. Resonant interaction of controlled disturbances in 3D supersonic boundary layer at Mach 2 [Электронный ресурс] // EFMC10 – European Fluid Mechanics Conference 10 (Denmark, Lyngby, 14 – 18 Sept., 2014): Book of Abstracts. Pt.I. S.I., 2014. P. 122. CD-ROM.
  17. Kolosov G.L., Panina A.V. Hot-wire measurements visualization of the artificial disturbance evolution in 2D and 3D supersonic boundary layers // The 13th Asian Symposium on Visualization (Novosibirsk, Russia, June 22 – 26, 2015): abstracts. Novosibirsk: Parallel, 2015. P. 112-113.
  18. Колосов Г.Л., Смородский Б.В. О трехволновом резонансном взаимодействии возмущений в сверхзвуковом пограничном слое на модели скользящего крыла [Электронный ресурс] // XI Всероссийский съезд по фундаментальным проблемам теоретической и прикладной механики: сборник докладов (Казань, 20 – 24 августа 2015 г.). / Сост. Д.Ю. Ахметов, А.Н. Герасимов, Ш.М. Хайдаров, под ред. Д.А. Губайдуллина, А.М. Елизарова, Е.К. Липачёва. Казань: Изд-во Казан. ун-та, 2015. С. 1911-1913. URL: <https://yadi.sk/d/mvNZxL9FkjwMU> (Дата обращения 14.01.2018 г.)
  19. Смородский Б.В., Гапонов С.А., Ермолаев Ю.Г., Колосов Г.Л., Косинов А.Д., Семенов Н.В. О трехволновом взаимодействии возмущений в сверхзвуковом пограничном слое скользящего крыла [Электронный ресурс] // Материалы XXII Международной конференции «Нелинейные задачи теории гидродинамической устойчивости и турбулентность» 14 – 21 февраля 2016 г. Московская область, г. Звенигород / Ответственный редактор – Н.В. Никитин. М.: Издательство Московского университета, 2016. С. 200-202. URL: [http://hit-conf.imec.msu.ru/books/NeZaTeGiUs\\_2016.pdf](http://hit-conf.imec.msu.ru/books/NeZaTeGiUs_2016.pdf) (Дата обращения 14.01.2018 г.)
  20. Колосов Г.Л. К нелинейному взаимодействию возмущений в 3D сверхзвуковом пограничном слое // Физика сплошных сред: Материалы 54-й Международной научной студенческой конференции (МНСК-2016) (Новосибирск, 16-20 апр. 2016 г.). Новосибирск, 2016. С. 41.
  21. Panina A.V., Kolosov G.L., Kosinov A.D., Semionov N.V., Yermolaev Yu.G. Nonlinear disturbance evolution in supersonic boundary layers on the swept wing [Электронный ресурс] // Contributions to the Foundations of Multidisciplinary Research in Mechanics / ed. J.M. Floryan. Papers presented during the 24th International Congress of Theoretical and Applied Mechanics (ICTAM 2016), Montreal, 2016. P. 1005-1006. URL: [http://iutam.org/wp-content/uploads/2017/02/ICTAM\\_Proceedings\\_Vol\\_2.pdf](http://iutam.org/wp-content/uploads/2017/02/ICTAM_Proceedings_Vol_2.pdf) (Дата обращения 14.01.2018 г.)
  22. Колосов Г.Л. О механизме наклонного перехода в трехмерном сверхзвуковом пограничном слое при числе Маха 2 // Сборник тезисов, материалы Двадцать второй Всероссийской научной конференции студентов-физиков и молодых ученых (ВНКСФ-22, Ростов-на-Дону): материалы конференции, тезисы докладов: В 1 т.Т.1 – Екатеринбург: Изд. АСФ России, 2016. С. 445-446.

Ответственный за выпуск Г.Л. Колосов

Подписано в печать 26.01.2018  
Формат бумаги 60×84/16, Усл. печ. л. 1.4,  
Уч.-изд. л. 1.0. Тираж 100 экз. Заказ № 1

Отпечатано в типографии ООО «Параллель»  
630090, Новосибирск, Институтская, 4/1