

А. М. ПАВЛЮЧЕНКО,¹ А. Н. ШИЙКО²

¹ Сумский национальный аграрный университет

² Филиал ЦНИИ ВВТ ВС Украины, г. Сумы

МЕТОДЫ ДИАГНОСТИКИ И РЕЗУЛЬТАТЫ ИЗМЕРЕНИЙ ХАРАКТЕРИСТИК ТРАНС,- СВЕРХ- И ГИПЕРЗВУКОВЫХ КОМПЛЕКСОВ РАЗЛИЧНЫХ ТИПОВ В ЛЁТНЫХ УСЛОВИЯХ

Проведен обзор методов диагностики аэрофизических, аэродинамических и динамических процессов в условиях обтекания транс,- сверх- и гиперзвуковых лётных комплексов. Обсуждены результаты экспериментальных исследований различных характеристик лётных объектов, созданных на основе транс- и сверхзвуковых самолётов, ракет, метеоракет, объектов типа X-15 и КЛАМИ «Спейс Шаттл». В полёте транс,- сверх- и гиперзвуковых комплексов при наличии эффектов сжимаемости и неизотермичности пристеночного течения, ламинарного и турбулентного режимов обтекания, ламинарно-турбулентного перехода и эффекта реламинизации в пристеночном пограничном слое, отрыва ламинарного и турбулентного пограничного слоя, взаимодействия ламинарно-турбулентного перехода и отрыва потока, продольных и поперечных перегрузок, аэродинамического нагрева получены результаты о температуре, статическом давлении и тепловых потоках на обтекаемых поверхностях, о локальных пиках температуры стенки и тепловых потоков, о профилях скорости и полной температуры в турбулентном пограничном слое, о числах Рейнольдса начала ламинарно-турбулентного перехода и начала реламинизации, о тепловой гравитационной конвекции в бортовых отсеках при больших динамических перегрузках, об угле атаки, о тепловой защите гиперзвуковой ракеты в условиях работающих двигателей самолётов, двигателей ЖРД и РДТТ ракет, которые имеют самостоятельный научный интерес и важное практическое значение.

Ключевые слова: лётные условия при транс,- сверх- и гиперзвуковых полётах, лётный и наземный эксперимент, диагностика, аэродинамические, аэрофизические и динамические характеристики, методы, измерительный комплекс, ламинарно-турбулентный переход, реламинизация, моделирование, масштабный эффект, неизотермичность, сжимаемость, угол атаки, температура, давление.

Введение.

При создании транс,- сверх- и гиперзвуковых объектов различного назначения наиболее эффективным методом решения возникающих проблем теплообмена, сопротивления, аэрофизических и аэродинамических характеристик является комплексный метод, объединяющий теоретические методы, моделирование в аэродинамических трубах и летные аэрофизические и аэродинамические эксперименты. Но роль и вклад каждого из методов исследования в комплексном решении проблем неодинаковы. Это связано с рядом ограничений этих методов.

Теоретические методы исследований включают: 1) численное решение осредненных по Рейнольдсу дифференциальных уравнений Навье-Стокса эллиптического типа с использованием алгебраических и дифференциальных моделей турбулентности в случае турбулентного обтекания поверхностей сверх- и гиперзвуковых объектов [1-4];

2) численное интегрирование дифференциальных уравнений пристеночного пограничного слоя параболического типа с применением различных моделей турбулентности [5-8]; 3) применение интегральных методов расчета теплообмена и сопротивления трения в пристеночных сверх- и гиперзвуковых пограничных течениях с использованием моделей турбулентности [9-13].

Несмотря на большие достижения в использовании уравнений Навье-Стокса, осредненных по Рейнольдсу, и теории пограничного слоя, они имеют ряд ограничений. Для уравнений Навье-Стокса не решена проблема единственности решения, имеют место сложности применения дифференциальных моделей турбулентности, трудности при интегрировании уравнений Навье-Стокса, так как у них существует малый параметр при старшей производной, трудности сочетания масштаба турбулентности Колмогорова и размеров ячейки сетки при использовании конечноразностной аппроксимации уравнений Навье-Стокса [1,2].

Дифференциальные уравнения пограничного слоя получены из уравнений Навье-Стокса при ряде допущений и результаты их численного интегрирования в случае ламинарно-турбулентного перехода и наличия турбулентно режима обтекания сверх- и гиперзвуковых объектов требуют экспериментальной проверки.

Интегральные методы расчета теплообмена и сопротивления трения [9÷13] основаны на обыкновенных дифференциальных уравнениях Кармана, полученных с использованием уравнений неразрывности и дифференциальных уравнений пограничного слоя, описывающих профили скорости и температуры [9÷10]. Для практической реализации уравнений Кармана необходимы законы теплообмена и сопротивления трения, которые были предложены В. М. Иевлевым в виде числа Стантона $St = A / (Re_{\delta}^{**m} \cdot Pr^n)$ и локального коэффициента трения $c_f / 2 = A / Re_{\delta}^{**m}$, где A , m , n – постоянные, являющиеся функцией числа Рейнольдса [10], а Re_{δ}^{**m} и Re^{**m} – числа Рейнольдса, рассчитанные соответственно по толщине потери энергии и импульса в турбулентном пограничном слое. Интегральные методы [8÷12] относятся к числу инженерно-физических методов расчета и широко используются при решении практических задач, но требуют экспериментальной проверки.

Аэродинамические трубы различных типов являются очень важным инструментом исследования тепловых и аэродинамических характеристик сверх- и гиперзвуковых объектов [14÷18], например, при создании аэрокосмической системы «Спейс Шаттл». Преимуществом аэродинамических труб является применение оптических (тепловый метод, лазерный нож, голографическая интерферометрия), термоанемометрических, тепловых, пневмометрических средств диагностики, визуализации линий тока на обтекаемых поверхностях. Но сверх- и гиперзвуковым аэродинамическим трубам присущ ряд недостатков и ограничений: 1) не моделируются натурные числа Рейнольдса; 2) не моделируются одновременно числа Рейнольдса, Маха и температурный фактор; 3) не моделируются аэроупругие свойства летательных аппаратов и ракет; 4) не моделируются интенсивность и масштаб турбулентности для условий полета объектов; 5) не моделируется влияние работающих авиационных и ракетных двигателей на характеристики пристеночных течений, на сопротивление и теплообмен, на виброаэродинамические характеристики, включая продольные и поперечные колебания летных объектов; 6) наличие в рабочих частях сверх- и гиперзвуковых аэродинамических труб акустического поля, генерируемого

пристеночными турбулентными пограничными слоями на стенках рабочей части сопла и рабочей камеры, не позволяет получить достоверные данные о начале ламинарно-турбулентного перехода в пограничных слоях, о длине зоны ламинарно-турбулентного перехода, об эффекте реламинизации турбулентного пограничного слоя. Эти проблемы моделирования в сверх- и гиперзвуковых аэродинамических трубах обсуждены, например, в [11÷13].

Постановка проблемы

В настоящей статье поставлена проблема научной и практической важности проведения анализа применения современных физических средств диагностики, во-первых, измерительных систем для исследования в полёте транс-, сверх- и гиперзвуковых объектов различного назначения широкого круга процессов и эффектов в условиях обтекания, не моделируемых ни численными методами, ни в аэродинамических трубах, во-вторых, показать результаты научного и практического значения широкого использования средств диагностики для получения достоверных данных о тепловых, аэродинамических, динамических характеристиках различных лётных объектов и об эффектах, сопровождающих их обтекание, необходимых при создании транс-, сверх- и гиперзвуковых аппаратов самолётно-го, ракетного и космического типа высокой надёжности с сокращением сроков проектирования и лётных испытаний.

Поставленная проблема направлена на расширение и углубление представления о физических процессах и эффектах в реальных условиях обтекания в полёте транс-, сверх- и гиперзвуковых комплексов, открывает возможности создания банка данных о современных средствах диагностики, используемых на лётных научно-исследовательских комплексах, и о различных характеристиках транс-, сверх- и гиперзвуковых лётных объектов.

В связи с имеющимися ограничениями и недостатками теоретических методов и экспериментальных методов исследования в аэродинамических трубах тепловых и аэродинамических характеристик создаваемых транс-, сверх- и гиперзвуковых объектов, важное значение в комплексном решении проблем имеют лётные аэродинамические, динамические и аэрофизические эксперименты в натурных условиях обтекания [11, 21÷28, 29÷32, 33÷35, 36÷40, 41÷67], позволяющие получить достоверные данные о различных характеристиках и эффектах обтекания.

Целью статьи является проведение анализа и научное обоснование эффективности использования различных средств диагностики на научных лётных

аэрофизических и аэродинамических комплексах многоразового использования самолетного и ракетного типа для получения достоверной количественной информации о тепловых, аэрофизических и аэродинамических характеристиках, об эффектах в условиях транс-, сверх- и гиперзвукового обтекания поверхностей, включая ламинарно-турбулентный переход в пристеночном пограничном слое и эффект реламинаризации турбулентного пограничного слоя, о значениях числа Рейнольдса в начале ламинарно-турбулентного перехода и реламинаризации, об отрыве сверхзвукового турбулентного слоя от обтекаемой поверхности, о взаимодействии ламинарно-турбулентного перехода и отрыва потока, о локальных пиках температуры стенки и теплового потока в зоне отрыва сверхзвукового течения, о тепловых потоках и сопротивлении трения, о профилях скорости и температуры, о распределении давления на обтекаемых поверхностях, о перегрузках.

Изложение основного материала.

В современной аэродинамике больших скоростей существует неадекватность условий обтекания моделей в сверх- и гиперзвуковых аэродинамических трубах натурным условиям обтекания летательных аппаратов и ракет, космических аппаратов. Это связано с ограничениями и недостатками аэродинамических труб, перечисленными во введении настоящей статьи, связанными прежде всего с тем, что в них не моделируются значения чисел Рейнольдса и Маха одновременно, одновременно значения чисел Рейнольдса, Маха и температурный фактор, работающие двигатели, виброаэроупругие характеристики, в них существует акустическое поле и т.д. [11, 12, 15, 29, 32].

Таким образом, существует проблема масштабных эффектов в сверх- и гиперзвуковой аэродинамике, не позволяющая получить достоверные количественные данные о теплообмене, о сопротивлении трения, об аэродинамических характеристиках летных объектов, о различных эффектах и процессах, сопровождающих сверх- и гиперзвуковое обтекание тел, например об эффекте реламинаризации пристеночного турбулентного пограничного слоя, о процессе ламинарно-турбулентного перехода в пограничном слое и т.д., что обсуждено в [11, 12, 29, 32].

Существуют различные методы преодоления проблемы масштабных эффектов в аэродинамике больших скоростей, описанные в [11, 12, 29]: 1) объединение аэродинамических труб и компьютеров; 2) строительство криогенных аэродинамических труб для числа Рейнольдса набегающего пото-

ка $Re_\infty = 10^8$ и числа Маха $M_\infty = 1,3$, например, во Франции; 3) проведение лётных аэрофизических и аэродинамических экспериментов на специально созданных натурных комплексах самолетного, ракетного типа и на космических объектах [11, 19÷28, 29÷35, 36, 40, 42, 43, 46, 47, 50÷55, 58, 59, 60, 65]; 4) сравнение расчетных и лётных данных по различным характеристикам сверх- и гиперзвуковых лётных объектов [11, 12, 13, 25, 37, 38, 41]; 5) интеграция расчетных и лётных данных; например, при интегрировании дифференциальных уравнений сверхзвукового пристеночного пограничного слоя в граничных условиях используются летные данные о температуре стенки головной части аэрофизического комплекса типа М-100, что значительно увеличивает надежность полученных профилей скорости и температуры в пограничном слое и далее расчета сопротивления трения и теплового потока [38]; рассчитанные этим методом профили скорости, аппроксимированные сглаживающим кубическим сплайном, и их две производные позволили проверить для летных условий градиентный критерий устойчивости сжимаемых ламинарных пристеночных течений, впервые введенный академиком РАН Н. Н. Яненко [39], для ламинарного пограничного слоя и в начале ламинарно-турбулентного перехода на ракетном аэрофизическом комплексе типа «Облако», для области реламинаризации и в начале ее наступления на ракетном аэрофизическом комплексе типа М-100, что важно с научной и практической точек зрения [11, 29, 39].

Несмотря на имеющиеся достоинства теоретических методов исследования, достижения в проведении экспериментов в аэродинамических трубах, на наличие методов преодоления масштабных эффектов в аэродинамике больших скоростей (создание криогенных труб, объединение аэродинамических труб и компьютерных программ и т. д.), всем этим методам присущи ограничения, описанные выше.

Таким образом, важное и особое значение приобретают лётные аэродинамические и аэрофизические эксперименты на научно-исследовательских комплексах при транс-, сверх- и гиперзвуковых скоростях полёта.

Экспериментальные данные, полученные в полёте на лётных аэрофизических и аэродинамических комплексах, предназначены для непосредственного использования их как при проектировании лётных сверх- и гиперзвуковых объектов различного назначения [34], что увеличивает их надежность, экономичность, сокращает сроки проектирования и количество испытаний при выпуске в серийное произ-

водство, так и для тестирования методов расчета и создания банка лётных данных.

На лётных аэродинамических и аэрофизических комплексах самолетного и ракетного типа решались как чисто прикладные задачи для проектов летательных аппаратов и ракет, так и ряд фундаментальных проблем. Актуальные задачи прикладного и фундаментального характера для исследования в лётных экспериментах изложены в [34]. К числу фундаментальных задач относятся исследования ламинарно-турбулентного перехода в пристеночном пограничном слое, эффекта реламинаризации (обратного перехода турбулентного пограничного слоя в ламинарный), теплообмена и сопротивления трения, характеристик сверх- и гиперзвуковых пристеночных турбулентных пограничных слоев, различных типов отрывных пристеночных турбулентных течений и локальных пиков тепловых потоков, проверка в лётных условиях теории турбулентных пятен Эммонса, газодинамической формулы Ньютона для определения статического давления на обтекаемой поверхности, асимптотической теории турбулентного пограничного слоя академиков С. С. Кутателадзе и А. И. Леонтьева, градиентного критерия устойчивости академика Н. Н. Яненко и профессора С. А. Гапонова [10÷13, 21÷34, 36, 39, 41, 37, 38] для пристеночных течений и т.д.

Для решения сложных проблем в лётных аэрофизических и аэродинамических экспериментах применялись разнообразные средства диагностики, электронные бортовые системы и телеметрия. Средства диагностики использовались для изучения как тепловых характеристик транс-, сверх- и гиперзвуковых объектов, так и аэрофизических, аэродинамических, динамических.

Учитывая важность получения научной информации о тепловых и аэродинамических характеристиках, об эффектах и процессах, сопровождающих транс-, сверх- и гиперзвуковое обтекание поверхностей объектов самолетного, ракетного и космического типа в реальных условиях полёта при наличии работающих двигателей, необходимо иметь высокого метрологического уровня датчики, например датчики температуры и статического давления, термоанемометры, акселерометры, высокого качества и надежности бортовые электронные системы и телеметрию на лётных аэрофизических и аэродинамических комплексах многоразового применения.

Научное и практическое значение имеет последовательный анализ физических методов и средств диагностики, использованных в полёте различных типов транс-, сверх- и гиперзвуковых объектов.

1. Методы диагностики и результаты измерений при обтекании в полёте трансзвуковых летательных аппаратов.

В ЦАГИ им. Н. Е. Жуковского проведены исследования течения и отрыва пристеночного пограничного слоя на самолете в сечении стреловидного крыла ($\chi = 19^\circ$) при числах Маха $M_\infty = 0,5 \div 0,85$ и Рейнольдса $Re = 7 \cdot 10^6 \div 2,2 \cdot 10^7$, углах атаки $\alpha = 2 \div 8^\circ$ [21]. Максимальная погрешность определения угла атаки сечения крыла в полете составляла 10÷20 минут и контролировалась фотограмметрическим методом. В лётном эксперименте [21] определены распределения статического давления по хорде крыла самолета, получены данные о переходе пристенного ламинарного пограничного слоя в турбулентный, исследованы характеристики пограничного слоя и его отрыв от поверхности крыла. Для определения эпюры статического давления на верхней поверхности крыла самолета вдоль хорды было выполнено 30 дренажных отверстий. Состояние пограничного слоя на крыле в лётных условиях определялось методом калиброванных поверхностных козырьков, расположенных с шагом 6% хорды крыла со смещением по размаху. Козырьки представляли собой квадратную пластинку с острой передней кромкой. Она наклеивалась над дренажным отверстием, образуя миниатюрную камеру полного торможения. Ламинарно-турбулентный переход в пристеночном пограничном слое определялся по изменению полного давления, измеряемого козырьками. Состояние пограничного слоя в полёте также контролировалось с помощью гребенок полного давления на крыле. Гребенки представляли собой конструкцию с расположенными по высоте трубками Пито и протарированными в аэродинамической трубе. Эти же гребенки использовались для определения толщины вытеснения и потери импульса пограничного слоя, его отрыва от крыла. В спутном следе крыла самолета в исследуемом сечении за задней кромкой устанавливалась гребенка, содержащая приемники полного и статического давлений.

Для различных чисел Маха полёта и углов атаки получены лётные данные о числе Рейнольдса в начале ламинарно-турбулентного перехода. Например, при числе Маха $M_\infty = 0,81$ числа Рейнольдса перехода $Re_{i\alpha}$ при различных углах атаки α равнялись: 1) $Re_{i\alpha} = (1,16 \div 1,26) \cdot 10^6$ при $\alpha = 2^\circ$; 2) $Re_{i\alpha} = (1,16 \div 1,26) \cdot 10^6$ при $\alpha = 4^\circ$; 3) $Re_{i\alpha} = (0,8 \div 0,9) \cdot 10^6$ при $\alpha = 6^\circ$. Переход лами-

нарного пограничного слоя в турбулентный на крыле самолета в полёте начинался вблизи передней кромки крыла. $Re_{\dot{\alpha}}$ рассчитано по координате начала перехода $\bar{X}_{\dot{\alpha}}$, отсчитываемой от носка и отнесенной к хорде крыла.

Распределения давления по сечению крыла в лётных условиях и на основе численных расчетов и наземных экспериментов удовлетворительно согласовывались при безотрывном обтекании. Лётные данные по коэффициенту давления \tilde{N}_p значительно отличались от результатов расчетов и на основе экспериментов в аэродинамической трубе в условиях отрыва пограничного слоя от крыла.

Полученные лётные данные о зависимости коэффициента давления \tilde{N}_p у задней кромки крыла от числа Маха полета M_∞ при наличии отрыва пограничного слоя значительно превышали этот коэффициент для модели в аэродинамической трубе и в результате расчетов. Лётные значения толщины вытеснения пограничного слоя были гораздо меньше измеренных в аэродинамической трубе. Отрыв потока на крыле в полете происходил в ряде случаев раньше по углу атаки, чем на модели крыла в трубе.

По измеренным профилям полного давления у задней кромки крыла и в ряде точек по его хорде в исследуемом сечении получены распределения толщин вытеснения и потери импульса пограничного слоя по продольной координате, удовлетворительно согласующиеся с результатами расчетов для чисел Маха $M_\infty = 0,7$, $Re_\infty = 8,45 \cdot 10^6$ и $\alpha = 4^\circ$. Толщина вытеснения составляла 0,65% длины хорды. Возникновение скачка уплотнения, замыкающего локальную сверхзвуковую зону в средней части крыла самолета при $M_\infty = 0,78$, $\alpha = 4,5^\circ$, $Re_\infty = 8,2 \cdot 10^6$, привело к увеличению толщины вытеснения пограничного слоя, которая составляла 0,95% длины хорды. При взаимодействии скачка уплотнения с пограничным слоем для режима $M_\infty = 0,84$ и $\alpha = 4^\circ$ возникал отрыв потока от крыла со скачкообразным увеличением толщин вытеснения и потери импульса на диффузорной части профиля крыла.

Проведенный лётный эксперимент в [21] и данные моделирования, полученные в аэродинамической трубе при трансзвуковых скоростях, показали, что многие характеристики пристеночных течений на крыле количественно отличались для двух типов экспериментов.

В связи с проблемой масштабных эффектов надежные достоверные данные для проектирования трансзвуковых летательных аппаратов можно полу-

чить только в лётных условиях. Сравнение лётных данных и результатов экспериментов в аэродинамической трубе о коэффициенте давления по хорде крыла трансзвукового самолета при $M_\infty = 0,84$ и на модели крыла показало их значительное отличие [21].

В работе [40] представлена информация о лётной аэродинамической лаборатории на основе истребителя для проведения натурных экспериментов в до-, транс- и сверхзвуковых областях полёта в диапазоне изменения чисел Маха $M_\infty = 0,4 \div 2,0$. При числе Маха $M_\infty = 0,8$ величина критерия Рейнольдса составляла $Re_\infty = 4 \cdot 10^7$, что, например, характерно для тяжелого транспортного самолета.

Лётная лаборатория в [40] была оснащена подфюзеляжным килем малого удлинения, в котором размещался комплекс измерительных средств для исследований сопротивления трения обшивки, донного сопротивления, аэродинамических нагрузок на теплозащитные плитки космической системы «Спейс Шаттл», для отработки авиационных измерительных приборов. Для 40-канальной системы измерений на экспериментальном киле (ЭК) использовалась импульсно-кодовая модуляция при максимальной частоте опроса 80 Гц. Данные лётных измерений передавались по телеметрии на Землю и одновременно записывались бортовым регистратором. Сигналы с частотой выше 80 Гц записывались только на борту.

В носовой части ЭК был установлен на вынесенной вперед штанге приемник полного и статического давления. Вдоль хорды и по размаху кия с обеих сторон имелись отверстия для приема статического давления и гребенки с насадками полного давления для измерений в пограничном слое.

Измерения распределения давления по профилю крыла в пограничном слое проводились с помощью сканирующего клапана с 48 приемниками и двух отдельных дифференциальных датчиков давления. Распределения давления и характеристики пограничного слоя были получены для клиновидного и скругленного носков ЭК. Система измерений позволяла в полете выдерживать режим с $Re \cong \text{const}$ при измерении сопротивления трения и получать зависимости скоростного напора от числа Маха с постоянным углом атаки. Сопротивление трения обшивки экспериментального кия измерено на основе гребенок с насадками полного давления и предусмотрено измерение трения с помощью аэродинамических весов с плавающим элементом. Разработанная лётная лаборатория на основе истребителя [40] в диапазоне изменения чисел Маха полёта $M_\infty = 0,4 \div 2,0$ имеет важное значение для создания

летальных аппаратов, включая трансзвуковые режимы полёта.

В статье [19] приведены результаты исследований NASA по ламинаризации обтекания крыла самолета при близких к трансзвуковым числам Маха полета $M_\infty = 0,85$. С 1976 г. NASA начала новый этап исследований по искусственной ламинаризации пограничного слоя на крыле в рамках программы создания энергетически эффективного самолета ACEE (Aircraft Energy Efficiency). Целью программы являлась разработка систем управления ламинаризацией обтекания (СУЛО) на основе отсоса воздуха из пристеночного пограничного слоя через щели либо через малые отверстия диаметром 0,063 мм в титановой обшивке.

Программой ACEE предусматривалось проведение лётных экспериментов с системой СУЛО на основе отсоса пограничного слоя на самолете Локхид С-140 «Джетстар». Экспериментальный самолет С-140 «Джетстар» с четырьмя реактивными двигателями был оборудован двумя различными СУЛО с отсосом в передней части крыла по разные стороны от фюзеляжа: системой отсоса через щели на левом крыле и системой отсоса через перфорированную поверхность в правом крыле. Лётные испытания начались в 1984 г. при максимальном числе Маха полёта $M_\infty = 0,75$ на высоте 11,5 км как в крейсерском полёте, так и на нерасчетных режимах. Угол стреловидности в корневой части крыла составлял 30° , а в зоне установки секций с отсосом составлял $27 \div 28^\circ$.

СУЛО с отсосом позволила уменьшить сопротивление самолета на 30%. При полёте в облаках СУЛО теряла свою эффективность. Отсасываемый воздух через агрегат, содержащий компрессор и центробежную воздушную турбину, выбрасывался из самолета. Используемая система отсоса воздуха на передней части крыла только сверху из пограничного слоя позволила сократить расход топлива на 20%.

Система измерений на экспериментальном самолете С-140 «Джетстар» включала датчики статического давления на обтекаемой поверхности, пленочные термоанемометры на поверхности, а также трубки Пито для измерения полного давления. Пленочные термоанемометры позволяли контролировать режим обтекания при отсутствии отсоса и при его воздействии. Использовались трубки Пито для определения скорости в пристеночном пограничном слое при наличии отсоса и при его отсутствии.

На дисплеях пультов операторов отображались параметры полёта, давление и температура в системе отсоса, расход массы отсасываемого воздуха, нагрузка самолета, контроль за состоянием погра-

ничного слоя и распределение статического давления на обтекаемой поверхности, поток ледяных частиц. Всего на дисплеях отображалось 25 параметров в реальном масштабе времени.

На дозвуковых транспортных самолетах сопротивление трения составляет от 50% до 70% от общего сопротивления и отсос воздуха из пограничного слоя влияет прежде всего на снижение сопротивления трения, что приводит к уменьшению расхода топлива. Кроме того, снижение сопротивления трения приводит к увеличению аэродинамического качества самолета. Вопросы увеличения аэродинамического качества летательных аппаратов за счет ламинаризации обтекания рассмотрены в [42,43].

При сверхзвуковых скоростях полета транспортных самолетов типа «Конкорд» и ТУ-144 при числе Маха $M_\infty = 2,2$ сопротивление трения составляет до 30% от общего сопротивления. В работе [41] впервые представлены экспериментальные данные об эффекте ламинаризации на пористой пластине в условиях отсоса, полученные в сверхзвуковой трубе Т-313 ИТПМ СО РАН. Проведенный анализ опытных данных позволил обобщить [11,41] теорию турбулентных пятен Эммонса в переходной области пристеночного пограничного слоя при наличии разных интенсивностей отсоса, получить обобщающую зависимость коэффициента перемежаемости от автомодельной координаты, совпадающую с левой ветвью кривой распределения случайных ошибок Гаусса в области перехода от ламинарного пограничного слоя к турбулентному. Это подтвердило выводы известных экспериментов, что ламинарно-турбулентный переход носит случайный характер.

Опытные данные о ламинаризации обтекания крыла сверхзвуковых самолетов путем отсоса отсутствуют, но такая задача поставлена, например, совместно ЦАГИ и АНТК им. А.Н. Туполева для экспериментов на летающей лаборатории ТУ-144ЛЛ при числе Маха в полете $M_\infty \leq 2,5$ и высоте $H \leq 22$ км [44]. В России эксперименты по управлению ламинарным обтеканием при дозвуковых и сверхзвуковых скоростях проводились в 1960-1980 годах на различных типах летающих лабораторий с использованием пневмометрических и тепловых измерений [44]. В [44] представлены различные типы перспективных летающих лабораторий для решения проблемы ламинаризации обтекания транс- и сверхзвуковых самолетов.

Ещё один пример рассогласования результатов, полученных в аэродинамических трубах и в натурных условиях, при трансзвуковых режимах обтекания представлен в [20]. Данные испытаний в аэродинамических трубах ($Re = 5 \cdot 10^7$) сопоставлялись с

результатами измерений эпюры давления в сечении крыла самолета С-141 в условиях полёта ($Re = 4 \cdot 10^8$) при одном и том же значении числа Маха $M_\infty = 0,85$. Лётные данные по коэффициенту давления \tilde{p}_p значительно отличались от результатов на основе экспериментов в аэродинамической трубе в условиях отрыва пограничного слоя от крыла. Указывается на то, что затягивание диффузорного отрыва с ростом числа Re приводит к смещению вниз по потоку положения скачка уплотнения, перестройке эпюры давления и существенному росту действующих на крыло нагрузок.

2. Методы диагностики и результаты измерений при обтекании в полёте поверхностей сверхзвуковых лётных объектов.

В работе [22] на крыле сверхзвукового самолета «Мираж-IV» получены лётные данные о профиле скорости в пристеночном турбулентном пограничном слое толщиной $\delta = 60$ мм, о распределениях полного давления и полной температуры по высоте пограничного слоя с помощью гребенок, о статическом давлении на обтекаемой поверхности и о её температуре в измеряемом сечении. Температура поверхности измерялась с помощью термопар. Измерения проведены при числах Маха потока $M_{e,s} = 1,8$ и Рейнольдса $Re_{e,s} = 5,5 \cdot 10^6$ на высоте $H = 12000$ м. Здесь e - индекс внешней границы пограничного слоя, s - величина продольной координаты. По измеренному профилю скорости $u/u_e = f(y/\delta)^n$, где y - вертикальная координата, n - показатель степени, δ - толщина пограничного слоя, e - индекс внешней границы пограничного слоя, были получены величины толщины вытеснения δ_1 , потери импульса δ_2 и формпараметра $H = \delta_1/\delta_2$ в пограничном слое. Толщины вытеснения и потери импульса определялись соответственно интегралами $\delta_1 = \int_0^\delta (1 - \rho u/\rho_e u_e) dy$ и $\delta_2 = \int_0^\delta \rho u/\rho_e u_e (1 - u/u_e) dy$. Температурный фактор в пограничном слое был близок к 1,0.

По формуле Кармана рассчитан полный коэффициент поверхностного трения $C_F = 2\delta_2/s$, где δ_2 - толщина потери импульса, s - величина продольной координаты. Получено хорошее согласование данных о сопротивлении трения на крыле самолета «Мираж-IV» при числах Маха в полете $M_{e,s} = 0,9; 1,85; 2,14$ с расчетной зависимостью Уилсона, обсужденной в [29], и опытными данными

работы Уилсона и др. на основе экспериментов в сверхзвуковой аэродинамической трубе при числах Рейнольдса $Re_{e,s} \leq 10^8$. Показатель степени в профиле скорости в турбулентном пограничном слое при числе Маха $M_{e,s} = 1,8$ и числе Рейнольдса

$Re_{e,s} = 50 \cdot 10^6$ равнялся $n = 1/8$. В диапазоне изменения числа Рейнольдса $Re_{e,s} \cong 30 \cdot 10^6 \div 70 \cdot 10^6$ формпараметр пограничного слоя $H = \delta_1/\delta_2$ равнялся $H \cong 2,8$ при числе Маха $M_{e,s} = 1,85$.

Полученные в работе [22] в условиях работающего двигателя экспериментальные данные на крыле самолета «Мираж-IV» на основе использованных средств диагностики сверхзвукового турбулентного пограничного слоя важны для проектирования сверхзвуковых летательных аппаратов и имеют самостоятельный научный интерес.

В работе [27] представлены обширные данные о числах Рейнольдса в начале ламинарно-турбулентного перехода в пограничных слоях на конусах в лётных условиях в диапазоне чисел Маха полёта от сверхзвуковых до больших гиперзвуковых скоростей при различных единичных числах Рейнольдса потока. Важно, что впервые в [27] проведено сравнение результатов измерений чисел Рейнольдса перехода в полёте и в сверхзвуковых и гиперзвуковых аэродинамических трубах, в которых проведено более 500 экспериментов. Лётные данные по переходу и данные, полученные в аэродинамических трубах при сверхзвуковых скоростях, отличались до нескольких раз и это различие резко уменьшалось при больших гиперзвуковых скоростях набегающего потока.

В сверх- и гиперзвуковых аэродинамических трубах существует акустическое поле в их рабочих частях, что резко снижает числа Рейнольдса в начале перехода в пограничном слое. Одна из причин уменьшения различия между числами Рейнольдса в начале перехода в трубах и в полёте при больших гиперзвуковых скоростях связана с тем, что при числах Маха потока $M_\infty > 3,5$ устойчивость ламинарного пограничного слоя возрастает по данным численных расчетов и экспериментов несмотря на наличие в трубах акустического поля. Лётные данные работы [27] важны с научной и практической точек зрения для тестирования результатов расчетов и для проектирования сверх- и гиперзвуковых объектов и могут быть включены в банк лётных данных по числам Рейнольдса в начале перехода.

Работа [28] посвящена получению количественных данных о числе Рейнольдса в начале ламинарно-турбулентного перехода и данных об аэродинамическом нагреве на головной части ракеты «Ви-

кинг-10» в лётных условиях при движении по траектории при числах Маха полёта $M_\infty \leq 5.0$ до высоты $H=60$ км. Носовая часть ракеты была выполнена в виде заостренного полированного конуса с углом при вершине 25° . Толщина стенки конуса из нержавеющей стали величиной 0,8 мм позволяла минимизировать продольное перетекание тепла от цилиндрической части ракеты. На расстоянии 640 мм от вершины конуса был расположен турбулизатор в виде ребра длиной по окружности 76 мм и высотой 6,3 мм. Это позволило в одном полёте реализовать формирование на головной части ракеты «Викинг-10» ламинарного, переходного и турбулентного режимов течения в пристеночном пограничном слое.

Температура стенки была измерена с помощью проволочных термометров сопротивления, предварительно проградуированных в электропечи со стандартной термопарой. Чувствительность термометров сопротивления составляла $2^\circ\text{C}/\text{Ом}$. Различным температурам стенки ракеты соответствовало разное напряжение от 0 до 5 В, передаваемое телеметрией. Временная постоянная термометра сопротивления составляла 0,1 секунды. Температурный коэффициент сопротивления термометра был постоянным до 540°C .

Траектория и скорость ракеты в полёте определялись на основе радиолокационного слежения, оптическими методами в течение 300 секунд полёта. На ракете «Викинг-10» с углом конуса 25° присоединенный скачек уплотнения формировался при числе Маха полета $M_\infty = 1,07$ на 46,5 секунде полёта. Коэффициент теплоотдачи при ламинарном и турбулентном режимах определялся с помощью метода тонкой стенки, справедливой для этой ракеты, из дифференциального уравнения вида

$$\rho_w \cdot c_w \cdot \delta_w \cdot \frac{dT}{dt} = \alpha(T_r - T_w),$$

где ρ_w, c_w, δ_w - соответственно плотность, теплоемкость и толщина стенки; T_r - равновесная температура стенки, рассчитываемая по формуле

$$T_r = T_w \cdot (1 + \gamma \cdot \frac{\chi - 1}{2} \cdot M_\infty^2),$$

где T_∞ и M_∞ измеренные в полёте температура окружающей среды и число Маха полёта, γ - коэффициент восстановления (принимался для ламинарного режима обтекания $\gamma_\xi = \sqrt{\text{Pr}}$, для турбулентного режима $\gamma_0 = \sqrt[3]{\text{Pr}}$); $\chi = \tilde{n}_p / c_v$ - показатель адиабаты, равный 1,4. Производная dT_w/dt темпера-

туры стенки по времени t определялась на основе сочетания лётных данных о $T_w(t)$ и расчетов.

В работе [28] приведены графики изменения высоты полёта и скорости полёта ракеты «Викинг-10» по времени, изменения по времени температуры её стенки для ламинарного и турбулентного режимов обтекания. Важные зависимости получены для коэффициентов теплоотдачи от времени для ламинарного и турбулентного пограничных слоев, которые позволили показать наличие в лётных условиях эффекта реламинаризации (обратного перехода) турбулентного пограничного слоя после турбулизатора на 87 секунде полёта. Эффект реламинаризации турбулентного пограничного слоя на основе экспериментов в соплах был впервые установлен в 1952 г. ныне академиком РАН А. И. Леонтьевым.

В [28] приведены данные на основе зависимостей критерия Нуссельта Nu от числа Рейнольдса о переходе ламинарного пограничного слоя в турбулентный на ракете «Викинг-10», согласующиеся с данными кривых устойчивости ламинарного пограничного слоя Ван-Дриста, определены величины числа Рейнольдса в начале ламинарно-турбулентного перехода Re_{cr} и числа Рейнольдса в начале реламинаризации искусственного турбулентного пограничного слоя $Re_{cr}^{\text{зад}} = 0,9 \cdot 10^6$. Лётные данные о ламинарно-турбулентном переходе и об эффекте реламинаризации турбулентного пограничного слоя на ракете «Викинг-10» получены впервые. Лётный эксперимент на ракете «Викинг-10» имеет самостоятельное научное значение и представляет практический интерес для проектирования сверхзвуковых объектов, для тестирования методов расчета, вносит вклад в направление по преодолению проблемы масштабных эффектов в аэродинамике больших скоростей.

В работе [45] измеренный на крыле сверхзвукового самолета «Мираж-IV» экспериментальный профиль скорости аппроксимирован с помощью сглаживающего кубической сплайна, что позволило далее определить локальный коэффициент сопротивления трения $\tilde{n}_f/2 = 7,6 \cdot 10^{-4}$.

На лётном ракетном аэрофизическом комплексе многоразового использования типа «Облако» [23, 24, 31, 32] для чисел Маха потока $M_\infty \leq 2$, Рейнольдса $Re_{L,\infty} \leq 2 \cdot 10^7$ и ускорения $a \leq 12g$ получены натурные данные об изменении во времени температуры стенки головной части и температуры воздуха в бортовом отсеке при полете по траектории. Головная часть аэрофизического комплекса была оснащена бортовой электронной измеритель-

ной аппаратурой, телеметрией и датчиками температуры.

Температура стенки головной части объекта типа «Облако» и воздуха внутри бортового отсека измерялась с помощью полупроводниковых диодов КД-522 с чувствительностью 2,5 милливольт на градус, т.е. более чем в 60 раз выше в сравнении, например, с хромель-алюмелевой термопарой. В лабораторных условиях данные о вольтамперной характеристике полупроводниковых диодов КД-522 получены до 100⁰С при их нормальном функционировании до 120⁰С. Градуировка диодов КД-522 показала, что зависимость выходного напряжения от температуры имела линейный характер в диапазоне ее изменения +288÷393 К. Бортовая электронная и телеметрическая системы, установленные на аэрофизическом комплексе типа «Облако», разработанным на основе противораковой метеоракеты «Облако» [23], отличались высоким быстродействием и точностью. Опрос датчиков температуры КД-522 осуществлялся через 5 миллисекунд, ошибка измерений температуры стенки не превышала 1%. При проведении лётного эксперимента осуществлялось радиолокационное сопровождение комплекса. Информация о температуре головной части «Облако» и температуре воздуха в ней записывалась с помощью шлейфового осциллографа и далее расшифровывалась.

Зависимость температуры стенки головной части объекта типа «Облако» имела нелинейный характер по времени, возрастала за счет аэродинамического нагрева до $\tau = 10 \div 12$ секунд в 3-х точках, а затем постепенно уменьшалась вследствие снижения скорости полёта. Лётные данные о температуре стенки получены на участках головной части из материалов Д-16Т толщиной 4 мм при $X=0,25$ м, Д16Т толщиной 1,8 мм при $X=0,25$ м, из материала 1Х18Н9Т толщиной 1 мм при $X=0,4$ м [11, 23].

Высокая чувствительность полупроводниковых диодов КД-522, составлявшая 2,5 мВ/град, низкая погрешность измерения температуры стенки головной части комплекса типа «Облако», не превышавшая 1%, быстродействие бортовой электронной системы и телеметрии, разработанная экономичная методика расчета температуры стенки во времени [11], сравнение лётных значений температуры стенки T_w и ее расчетных величин во времени [11] позволили установить, что при движении аэрофизического комплекса типа «Облако» по траектории на его головной части в трех точках по длине, в которых измерялась температура, со старта формировался во времени ламинарный пристеночный пограничный слой, а затем начинался переходный режим течения по времени при $\tau = 6 \div 7$ секунд при нали-

чии в структуре пристеночного течения турбулентных пятен Эммонса [11, 24]. В работах [11, 32] впервые для лётных условий сверхзвукового объекта типа «Облако» для чисел Маха полёта $M_\infty \leq 2,0$ и Рейнольдса потока $Re_{L,\infty} \leq 2 \cdot 10^7$, ускорения $a \leq 12g$ при работе ракетного двигателя твердого топлива (РДТТ) определены числа Рейнольдса перехода от ламинарного режима обтекания к переходному, доказана справедливость теории турбулентных пятен Эммонса, обобщенной в [41] для коэффициента перемежаемости во времени.

Полученные лётные данные о температуре стенки головной части аэрофизического комплекса типа «Облако», методика расчета температуры стенки с учетом ламинарного и переходного пограничного слоев, апробированная теория турбулентных пятен Эммонса для лётных условий обтекания, значения числа Рейнольдса перехода от ламинарного пограничного слоя к турбулентному важны для проектирования лётных объектов для чисел Маха потока $M_\infty \leq 2$, Рейнольдса $Re_{L,\infty} \leq 2 \cdot 10^7$, ускорения $a \leq 12g$.

Методика расчета температуры стенки головной части объекта «Облако», полученные лётные данные о температуре стенки этого объекта с учетом различных режимов обтекания позволили рассчитать температуру стенки и сопротивление поверхностного трения головной части реактивного снаряда ОФ-21 [12].

На лётном аэрофизическом комплексе типа «Облако» [31] получены данные о локальных пиках температуры стенки головной части, измеренной с помощью полупроводниковых диодов КД-522, и тепловых потоках в области отрыва пристеночного пограничного слоя перед кольцевой ступенькой, установленной на головной части для формирования отрывной области. Эти данные важны с научной и практической точек зрения, которые необходимы при тестировании численных методов расчета и для проектирования сверхзвуковых объектов.

Температура передней кромки крыла на сверхзвуковом летательном аппарате ХВ-70А измерялась с помощью термопар и составляла $T_w \cong 330^0$ К при числе Маха $M_\infty = 3,0$ во время полёта в течение 21 минуты [46].

На лётном ракетном аэрофизическом комплексе многоразового применения типа М-100, выполненном на основе метеоракеты М-100 с двухступенчатым ракетным двигателем на твердом топливе (РДТТ), при полёте по траектории для чисел Маха $M_\infty \leq 4,5$, Рейнольдса по длине головной части

$Re_{L,\infty} \leq 10^8$, ускорения $a \leq 32g$ получены обширные данные о тепловых, аэрофизических и аэродинамических характеристиках с использованием различных средств диагностики при безотрывном обтекании головной части [23, 35] и в условиях отрыва пристеночного пограничного слоя [30].

Головная часть аэрофизического комплекса типа М-100 была оснащена электронной бортовой измерительной аппаратурой, телеметрией на 25 каналов, 16-ю хромель-алюмелевыми термопарами, специально проградуированными, 7-ю датчиками давления ДМИ, гребенкой с термопарами для измерения полной температуры в пристеночном пограничном слое, микрофоном МКЭ-8 для измерения пульсаций давления на головной части М100 в условиях старта для числа Маха $M_\infty \leq 1,0$, акселерометрами МП-95 для измерений продольной и поперечной перегрузок с диапазоном осевых перегрузок ± 30 ед. и поперечных ± 10 ед. Измерялись частоты вращения и прецессии М-100, колебания поперечных перегрузок, динамическая устойчивость М-100 с работающими двигателями РДТТ, а датчиком Холла измерялся угол атаки объекта типа М-100 в полете [35]. Угол атаки является одной из наиболее важных динамических характеристик лётных объектов. Он влияет на особенности их обтекания, на аэродинамические силы, на динамику полёта, на аэродинамический нагрев, на сопротивление.

Для получения количественных данных о тепловых аэрофизических и аэродинамических характеристиках ракетного комплекса типа М-100 осуществлены различные запуски при безотрывном сверхзвуковом обтекании головных частей и в условиях отрыва пристеночного пограничного слоя [23,30,35].

Важным достижением является одновременные измерения распределения температуры стенки в 16 точках по длине головной части аэрофизического комплекса типа М-100 с помощью хромель-алюмелевых термопар с линейной зависимостью термоэдс от температуры в исследуемом диапазоне ее изменения и распределения статического давления на поверхности головной части в 7 точках по её длине с помощью малогабаритных индуктивных дифференциальных датчиков давления ДМИ, с установкой их приёмной части заподлицо с обтекаемой поверхностью [23]. Длина трасс отбора статического давления составляла 150 мм на основе опытных данных в импульсной трубе ИТПМ СО РАН. Их инерционность не превышала 10 миллисекунд. Сигналы от 16 термопар, заделанных в стенку головной части М-100 по специальной технологии, от трех термопар для измерения температуры воздуха в бортовом отсеке поступали на электронный коммутатор с временным разделением сигналов по

температуре и давлению. Блок согласования преобразовывал аналоговые сигналы датчиков температуры и давления ($\pm 100 \text{ мВ}$) в импульсы, манипулирующие частотой 800 кГц передатчика. Приём телеметрического сигнала осуществлялся радиолокационной станцией, которая одновременно регистрировала координаты М-100, и рассчитывались три компоненты скорости в условиях полета. Телеметрическая информация записывалась с помощью фотоприставки радиолокационной станции. Телеметрия М-100 имела 40 каналов, опрос датчиков осуществлялся через 18 миллисекунд. Ошибка измерений давления не превышала 3%, а температуры – не более 2%, что лимитировалось телеметрией.

В лётном эксперименте на объекте типа М-100 использовались датчики давления ДМИ с диапазоном изменения давления от -1 до +3 кг/м². Измерение статического давления на головной части М100 осуществлялось относительно постоянного опорного статического давления при 1 кг/см² в специальной герметической ёмкости на борту. Датчик ДМИ содержал мембрану, на которую в полёте действовало внешнее давление, и магнитные цепи двух катушек. Под действием избыточного давления мембрана деформируется, что приводит к изменению воздушных зазоров магнитных цепей двух катушек. Индуктивное сопротивление одной катушки увеличивается, а другой – уменьшается на величину, пропорциональную перемещению мембраны. Изменение индуктивных сопротивлений катушек приводит к разбалансу измерительного моста. Напряжение разбаланса моста пропорционально изменению сопротивления плеч и, следовательно, измеряемому давлению.

Лётные данные о статическом давлении в 7-и точках по длине головной части объекта типа М100 при наличии аэродинамического нагрева при числах Маха $M_\infty \leq 4,5$, Рейнольдса $Re_{L,\infty} \leq 10^8$, ускорения $a \leq 32g$ в условиях работающих двигателей твердого топлива РДТТ получены впервые в диапазоне изменения числа Маха $1,5 \leq M_\infty \leq 4,2$ [23,29]. Эти данные позволили впервые доказать справедливость газодинамической формулы Ньютона $P = P_\infty (1 + M_\infty^2 \cdot \sin^2 \alpha)$, где P – статическое давление на поверхности головной части, P_∞ , M_∞ – статическое давление и число Маха потока до ударной волны, α – угол между вектором скорости набегающего потока и касательной в рассматриваемой точке обтекаемой поверхности сверхзвукового объекта, в диапазоне изменения числа Маха $1,5 \leq M_\infty \leq 4,2$ [23,29]. Этот результат важен с научной точки зрения и для практических расчетов сопротивления

трения и теплообмена сверхзвуковых объектов, аэродинамических нагрузок на летательных аппаратах.

С научной и практической точек зрения важное значение имеет измерение профилей полной температуры во времени в неизотермическом турбулентном пограничном слое на головной части аэрофизического комплекса типа М-100 [35] на основе шести хромель-алюмелевых термопар, расположенных по высоте специально разработанной конструкции гребёнки с учетом опытных данных ЦАГИ, полученных в аэродинамической трубе при числах Маха $M_\infty \leq 3,0$. Профили полной температуры на поверхности объекта типа М-100 получены на расстоянии от носка $X=1,9$ м на цилиндрическом участке головной части с толщиной стенки 10 мм при числах Маха потока $M_\infty \leq 4,0$, Рейнольдса

$Re_{X,\infty} \leq 0,7 \cdot 10^8$ в условиях работающего двухступенчатого двигателя твердого топлива РДТТ. В исследуемом сечении измерялась температура поверхности М100 с помощью хромель-алюмелевой термопары. Функционирование термопар в гребёнке для измерений профилей полной температуры во времени в турбулентном пограничном слое на головной части объекта типа М100 было проверено в лабораторных условиях при воздействии на спаи термопар в гребёнке теплового излучения лазера.

Лётные данные о профилях полной температуры на объекте М-100 в [35] важны как для тестирования расчетных методов, так и для понимания протекающих тепловых процессов при их эволюции во времени в полёте.

На головной части аэрофизического комплекса типа М-100 получены лётные данные о температуре стенки и ее локальных максимумах во времени в области отрыва неизотермического сверхзвукового турбулентного пограничного слоя перед ступенькой высотой $h=15$ мм на цилиндрическом участке с толщиной стенки 10 мм на расстоянии $X=1,9$ м от носовой точки объекта в условиях работающего двухступенчатого двигателя РДТТ при числах Маха потока $M_\infty \leq 4,0$ и числах Рейнольдса

$Re_{X,\infty} \leq 0,7 \cdot 10^8$ [30]. Установлены локальные максимумы температуры стенки во времени вблизи ступеньки, обусловленные взаимодействием вихря в нижнем углу ступеньки и возвратно-циркуляционного течения, формирующегося в отрывной области на обтекаемой поверхности. Определена длина зоны отрыва пристеночного потока, относительная величина которой равнялась $h/L = 4,67$, где L - длина зоны отрыва потока, h - высота ступеньки.

Полученные лётные данные о распределении температуры стенки по длине области отрыва, о локальных максимумах температуры стенки и длине отрывной области имеют значение для тестирования численных методов расчета на основе уравнений Навье-Стокса и при проектировании летательных аппаратов.

На головной части аэрофизического комплекса типа М-100 были получены лётные данные о его динамических характеристиках [35]. Объект типа М-100 является, как и другие типы ракет, например [68], сложной колебательной системой. В связи со значительными трудностями теоретического решения задач о частоте и форме собственных упругих колебаний ракеты типа М-100 с учетом аэродинамических сил, об устойчивости движения ракеты с упругим корпусом с учетом изменения его массы при выгорании топлива в двухступенчатом двигателе РДТТ, о колебаниях продольной и поперечной перегрузок М-100 при ускорении $a \leq 32g$, с отсутствием возможности комплексно моделировать эти характеристики в лабораторных условиях, важное значение имеют лётные эксперименты и средства диагностики в них.

Для измерения продольных и поперечных перегрузок аэрофизического комплекса типа М-100 использовались акселерометры МП-95 [35]. Диапазон измерений продольных перегрузок составлял $\pm 32 \text{ ää.}$, а поперечных - $\pm 10 \text{ ää.}$. Сигнал от датчиков перегрузок через блок согласования и коммутатор поступал в телеметрию. Одновременно с записью телеметрической информации осуществлялась запись на четырехканальный бортовой магнитный накопитель в режиме частотной модуляции сигнала. Для этого сигналы с датчиков перегрузок поступали на преобразователь «напряжение-частота» (ПНЧ). Блок согласования служил для приведения уровней сигналов с датчиков перегрузок к уровням, необходимым для нормальной работы приемопередатчика и ПНЧ. Детально схема измерений описана в [35].

Продольная (осевая) перегрузка ракетного комплекса типа М-100 изменялась по траектории от 32 ед. в момент старта ракетного комплекса и изменялась крайне неравномерно, уменьшаясь через 1 секунду до 15 ед., сохраняясь на уровне 16 ед. в диапазоне 15 ÷ 17 секунд и далее резко снижаясь до 1,5 ед., оставаясь в среднем постоянной при значении 1,5 ед. и далее снижаясь до 0 ед. в диапазоне 9 ÷ 15 секунд и оставаясь равной 0 ед. по времени до 22 секунд, когда прекращалась работа двигателя. Сложный характер изменения продольной перегрузки М-100 по траектории обусловлен работой двух ступеней двигателя РДТТ и его отсечкой после выгорания твердого топлива. Данные о продольной

перегрузке лётного комплекса М-100 важны для получения информации о влиянии нестационарности на аэрофизические характеристики головной части этого объекта.

В работе [37] показано, что в условиях полёта аэрофизического комплекса типа М-100 при числах Маха $M_\infty \leq 4,5$ газодинамические и тепловые процессы являются квазистационарными, что важно для проведения практических расчетов сопротивления трения и теплообмена лётных объектов такого типа.

Значения во времени поперечных перегрузок аэрофизического комплекса типа М-100 до 27-й секунды полёта распределялись в окрестности $\pm 10 \text{ ää}$, что свидетельствовало об отсутствии локальных максимумов колебаний поперечных перегрузок и резонансных явлений, о наличии динамической устойчивости аэрофизического ракетного комплекса типа М-100. Погрешность измерений продольной и поперечной перегрузок не превышала 5,5% от максимального уровня сигнала. Полученные лётные данные о продольных и поперечных перегрузках имеют значение при проектировании объектов ракетных аэрофизических комплексов типа М-100.

Угол атаки является одной из наиболее важных динамических характеристик сверхзвуковых лётных объектов, влияя на особенности их обтекания, на аэродинамические силы, на сопротивление и теплообмен, на динамику полета. Знание величины угла атаки необходимо для физической интерпретации лётных данных, полученных на ракетном аэрофизическом комплексе типа М-100 [23,30], корректного сравнения результатов лётных экспериментов, результатов измерений в сверхзвуковых аэродинамических трубах и расчетных аэрофизических характеристик, для формирования банка лётных данных для САПР и для верификации численных методов расчета. Необходим контроль угла атаки в полете объекта типа М-100. Известно, что для хорошо стабилизированных ракет и снарядов в полете с двигателями твердого топлива РДТТ, старт которых осуществляется с большими перегрузками, угол атаки близок к нулю. Это положение было проверено в полёте объекта типа М-100 [35].

Непрерывные количественные измерения угла атаки ракетного аэрофизического комплекса типа М-100 в полёте по траектории осуществлены с помощью датчика Холла, являющегося в данном случае датчиком ориентации этого комплекса, разработанного на основе метеоракеты типа М-100, относительно полного вектора магнитного поля Земли. Эффект Холла состоит в появлении в проводнике с током плотностью \vec{j} , помещенном в магнитное поле с напряженностью \vec{H} , электрического поля \vec{E}_x ,

перпендикулярного \vec{H} и \vec{j} . Напряженность электрического поля (поля Холла) равна $E_x = R \cdot H \cdot j \cdot \sin \alpha$, где R – коэффициент Холла, α – угол между векторами \vec{H} и \vec{j} ($\alpha < 180^\circ$). Если \vec{H} перпендикулярно \vec{j} , то $E_x = R \cdot H \cdot j$. Ток ЭДС Холла меняет знак при изменении направления магнитного поля.

В работе [35] использован кремниевый датчик Холла, который устанавливался между двумя концентраторами магнитного потока, изготовленными из листового пермаллоя и предназначенными для усиления магнитного поля Земли. Концентраторы были расположены перпендикулярно оси головной части М-100. Сигнал с датчика Холла поступал в магнитный накопитель. Угол возвышения М-100 на старте составлял 87° , т.е. было практически вертикальное положение объекта.

На основе лётных данных установлено, во-первых, что в результате обработки траекторных измерений (угол места, азимут, дальность) направление вектора скорости набегающего потока в полёте М-100 с работающим двухступенчатым двигателем РДТТ не менялось, во-вторых, угол между осью метеоракеты и полным вектором магнитного поля Земли был постоянным. Эти два факта позволили сделать вывод о равенстве нулю угла атаки М-100. Погрешность измерений угла атаки с помощью датчика Холла составляла всего $0,3^\circ$.

При обработке лётных данных, полученных с помощью датчика Холла, сигнал с магнитной ленты поступал на вход преобразователя «частота-напряжение» (ПНЧ) и после вычитания пилот-сигнала записывался на ленту самописца ЭКТ-4. Была предусмотрена возможность обработки сигналов на компьютере.

Научный и практический интерес представляет оптический метод визуализации процесса перехода от ламинарного режима течения в пограничном слое к турбулентному в лётных условиях при сверхзвуковых скоростях. В одной из последних работ в этой области приведены результаты лётных экспериментов по исследованию ламинарно-турбулентного перехода на пластине размером 203×102 сантиметра [36]. Пластина установлена вертикально под фюзеляжем сверхзвукового самолета F-15B. Для визуализации процесса ламинарно-турбулентного перехода в [36] использован инфракрасный термограф. В [36] приведены ссылки на работы, в которых в лётных условиях получены данные о переходе в пограничном слое при сверхзвуковых скоростях на основе визуализации в инфракрасном спектре.

В работе [36] получены обширные лётные данные о ламинарно-турбулентном переходе на пласти-

не, установленной на сверхзвуковом самолете F-15B, с помощью визуализации обтекания с использованием инфракрасного термографа в диапазоне чисел Маха полёта $M_\infty = 1,3 \div 1,7$ при различных числах Рейнольдса. По картине визуализации течения на поверхности пластины видно, что фронт перехода к турбулентному режиму имеет крайне нерегулярный характер по ширине пластины, что, возможно, обусловлено различными возмущениями из-за вибраций в месте подвески пластины и на её конце, связанными с работой двигателя F-15B, обтеканием пластины при наличии падающей ударной волны.

Полученные в [36] результаты о процессе перехода в лётных экспериментах на самолёте F-15B на основе визуализации пристеночного течения с использованием инфракрасного термографа расширяют физические представления о ламинарно-турбулентном переходе в реальных условиях сверхзвукового полёта. С научной и практической точек зрения необходимо расширять диапазон чисел Маха и Рейнольдса для исследования ламинарно-турбулентного перехода по методу работы [36] с помощью визуализации с применением инфракрасного термографа. Представляют интерес экспериментальные данные о коэффициенте давления на пластине в условиях визуализации в [36].

3. Методы диагностики тепловых и аэродинамических характеристик при полёте гиперзвуковых объектов.

Обширные лётные эксперименты проведены на гиперзвуковом лётном комплексе X-15 [47], на КЛАМИ «Спейс Шаттл» [25, 48÷53, 58], на ракете Тор-Эйбл [54], на головной части осесимметричного комплекса в свободном полете [55], при свободном полете конусов [26,27]. Температура крыльев гиперзвуковых самолетов X-15 [47] измерялась с помощью термопар. Поверхность крыльев X-15 была зачернённой и имела высокое значение коэффициента излучательной способности. Это в соответствии с законом Стефана-Больцмана приводило к снижению температуры крыльев. Температура их измерялась в течение 10 минут и полное тепловое равновесие не достигалось. Температура крыльев X-15 в полетах составляла более 700^0 C, что имело важное практическое значение при разработке гиперзвуковых аппаратов.

В работе [56] приведена фотография пилонов гиперзвукового самолета X-15, сильно поврежденных при воздействии пиковых значений локальных тепловых потоков в отрывной области течения, формирующейся при воздействии скачков уплотне-

ния. Это необходимо учитывать при разработке гиперзвуковых аппаратов.

Лётный эксперимент в [54] был проведен на ракете «Тор-Эйбл» с теплозащитным покрытием из кварца головной части при гиперзвуковом полете. В лётных условиях произошло оплавление и частичное испарение кварца, т.е. его унос. Унос кварца был определен экспериментально в лабораторных условиях. Сравнение уноса кварца в полёте с расчетными данными по стационарной теории показало их согласование. Лётный эксперимент [54] внес вклад в разработку тепловой защиты гиперзвуковых ракет.

Крупномасштабные аэродинамические и аэрофизические эксперименты проведены на КЛАМИ «Спейс Шаттл» [25,49÷53,58]. В полётах КЛАМИ «Спейс Шаттл» температура плиток тепловой защиты измерялась с помощью от 200 до 800 термопар. По измеренным температурам плиток восстанавливались тепловые потоки путем решения обратной задачи по типу метода [57]. В работе [58] представлены лётные данные о распределении удельного теплового потока по осевой линии наветренной поверхности КС в зависимости от безразмерного расстояния от носка КС при числах Маха набегающего потока $M_\infty = 11,9; 14,0; 26,3$ при наличии рекомбинации атомарного кислорода на поверхности плиток теплозащиты. Максимальный тепловой поток вблизи носка КС составлял $q_w = 0,24$ МВт/м² и уменьшался по длине до величины $q_w = 0,04$ МВт/м² при $M_\infty = 26,3$. В [48] представлены результаты измерения коэффициента давления по осевой линии на нижней поверхности КС «Спейс Шаттл» и получено согласование этих данных с результатами расчета при числе Маха $M_\infty = 21,6$ и угле атаки $\alpha = 40^0$ по формуле $\bar{p}_p \approx 0,0134(X/L)^{-1} + 2 \sin^2 \alpha$, где X/L - безразмерная продольная координата, а $2 \sin^2 \alpha$ - ньютоновский вклад при $\alpha \neq 0$.

В работе [49] приведены лётные данные о тепловых потоках на КЛАМИ «Спейс Шаттл» и сравнение их с расчетами в зависимости от числа Маха $M_\infty = 7,92$ до $M_\infty = 8,0$ при различных числах Рейнольдса потока. В работе [49] представлены обширные данные измерений тепловых потоков в диапазоне числа Маха набегающего потока от $M_\infty = 5,84$ до $M_\infty = 22,03$ по безразмерной координате для ламинарного, переходного и турбулентного режимов обтекания при различных высотах полета. В лётных условиях температура теплозащитных плиток измерялась с помощью 200 термо-

пар. Измерялось также давление на обтекаемой поверхности с помощью датчиков давления.

В работе [51] получены лётные данные об аэродинамическом ускорении с помощью системы акселерометров с высокой разрешающей способностью $9,8 \cdot 10^{-6} \text{ м/с}^2$ по трем взаимно перпендикулярным направлениям на орбитальной ступени КЛАМИ «Спейс Шаттл». По значениям аэродинамических ускорений рассчитывались аэродинамические характеристики. Угол атаки КЛАМИ измерялся с помощью гироскопов. На малых высотах измерялось давление совместно с блоком инерциальных датчиков, что позволило определить аэродинамические коэффициенты. На КЛАМИ «Спейс Шаттл» применялись масс-спектрометры для измерения плотности атмосферы, а также акселерометры для измерения продольной и поперечной перегрузок.

Особо следует отметить прямые измерения электрической проводимости, времени релаксации ионизированного воздуха в стратосфере и мезосфере, проводимости атмосферы до высот 80 км, проведенные в работах [59,60] на основе метеоракеты М-100.

В работе [61] приведены лётные аэрофизические данные для трёх ракет космического назначения. В пяти пусках ракеты «Рокот» использованы датчики теплового потока, установленные заподлицо с тепловой защитой на головном обтекателе попарно на каждом коническом участке. Головной обтекатель представляет собой трёхконусник со сферическим носком радиуса 0,1645 м и углами 30° ; 22° ; $18,5^\circ$, переходящий в цилиндр радиусом 1,45 м. Суммарная погрешность датчиков теплового потока не превышала 5%. На ракете «Рокот» получены лётные данные о зависимости коэффициента теплоотдачи α от специфического числа Рейнольдса Re_{ek} , связанного с шероховатостью теплоизоляционного покрытия ракеты. Установлено наличие обратного перехода от турбулентного режима течения к переходному и далее к ламинарному режиму в пристеночном пограничном слое. Эффект обратного перехода (реламинаризации) турбулентного пограничного слоя в ламинарный в лётных условиях был ранее установлен на ракете «Викинг-10» [28] с двигателем ЖРД и на ракетном аэрофизическом комплексе типа М-100 [24,29,37] с двухступенчатым двигателем РДТД.

На индийской ракете GSLV [61] для измерения тепловых потоков методом «тонкой стенки» датчики температуры были установлены в тепловой защите криогенных баков разгонного блока. Головной обтекатель индийской ракеты длиной 7,8 м имеет один конический участок с наклоном 15° со сфери-

ческим носиком радиусом 1 м, который переходит в цилиндр радиусом 1,7 м.

На ракете «Протон-М» [61], головная часть которой представляет собой двухконусник со сферическим носком радиусом 0,1645 м и углами 24° и 16° , переходящий в цилиндр радиусом 2,175 м, измерена температура стенки на основе метода «тонкой стенки» в различных точках по длине. Коэффициент теплоотдачи на основе лётных данных о температуре стенки получен с использованием вычислительной программы, учитывающей распространение тепла для двумерной прямоугольной области, включающей набор разнородных материалов, расположенных в произвольном порядке, и на основе моделирования условий внешнего обтекания.

Анализ лётных данных на головных частях по пяти пускам ракеты «Рокот» и двум пускам ракеты «Протон» показал, что переход в пристеночном пограничном слое из турбулентного режима в ламинарный начинался почти одновременно на всех конических проставках и на части цилиндрических участков примерно в течение 2-3 секунд. Диапазон чисел Маха на ракете «Рокот» по траектории выведения составлял $M_\infty = 1,656 \div 10,678$, а на индийской ракете GSLV – $M_\infty = 1,952 \div 7,12$. В качестве критерия обратного перехода предложено число перехода в виде $Re_{ek} = \rho_a u_e k / \mu_a$, где k – высота шероховатости поверхности, ρ_a, u_e, μ_a – параметры на внешней границе погранслоя.

Проведенные лётные эксперименты на ракетах космического назначения трех типов позволили получить количественные данные об обратном переходе (реламинаризации) турбулентного пограничного слоя при наличии тепловой защиты обтекаемых поверхностей на участке траектории выведения, которые имеют самостоятельный научный интерес, практическое значение для проектирования гиперзвуковых ракет и их тепловой защиты, для тестирования численных методов расчета. Следует отметить, что введение критерия Рейнольдса Re_{ek} с использованием высоты поверхностной шероховатости k в качестве универсального критерия требует физического обоснования, так как толщина вязкого подслоя в сверх- и гиперзвуковом турбулентном пограничном слое составляет 12÷30% от общей толщины и постепенно подслоем вырождается до наступления обратного перехода (реламинаризации).

В работе [62] исследован переход на затупленном теле с распределенной шероховатостью в свободном полёте. Экспериментальным исследованиям перехода в пограничном слое и лётным испытаниям посвящена работа авторов [63]. Важные результаты

о переходе турбулентного пограничного слоя в ламинарный (реламинаризации) представлены в [64]. Результаты получены в полёте ракет-носителей по траектории на участке выведения в диапазоне чисел Маха $M_\infty = 3 \div 7$, единичных чисел Рейнольдса $Re_1 = 1 \cdot 10^6 \div 5 \cdot 10^4$. Носок летательного аппарата космического назначения в [64] изготовлен из металла и покрыт термостойкой тепловой защитой без её уноса. Температура тепловой защиты достигала 900°K и снижалась в высоких слоях атмосферы. Шероховатость поверхности формировалась за счет структуры тепловой защиты и лакокрасочного покрытия. Высота поверхностной шероховатости по отношению к радиусу скругления носка составляла $1 \cdot 10^{-4} \div 6 \cdot 10^{-4}$ и не изменялась на траектории выведения. Следует отметить, что в полёте имели место вибрации поверхности ракеты при работе маршевых двигателей, а их спектр находился в диапазоне от 0 до 10 кГц. Головной обтекатель исследуемых в [64] ракет космического назначения представлял собой затупленное тело с несколькими коническими участками, которое заканчивалось цилиндрическим участком. Отношение длины головного обтекателя к радиусу скругления носка не превышало 60. В лётных экспериментах [64] использовались датчики теплового потока, температуры среды внутри отсека, температуры поверхности тепловой защиты и датчики давления, установленные в четырех сечениях на конических участках и на цилиндрическом участке головного обтекателя. Все перечисленные датчики прошли дополнительные испытания, включая тарировки в наземных стендах, расчеты и измерения в различных условиях испытания в полёте. Комплексный подход позволил уменьшить ошибки определения параметров теплообмена до уровня меньше 10%.

На головном обатекателе исследованного в [64] ракетного комплекса ламинарный режим течения в пограничном слое переходил в турбулентный, а затем турбулентный режим снова переходил в ламинарный. В течение полёта ракеты в плотных слоях атмосферы в любой момент времени вдоль поверхности головного обтекателя происходил ламинарно-турбулентный переход, что определялось по зависимости безразмерного коэффициента теплоотдачи в виде критерия Нуссельта в зависимости от числа Рейнольдса $Re_{ek} = \rho_a u_e k / \mu_a$. Первоначально переход наступал на небольшом участке поверхности в области звуковой точки из-за дестабилизации ламинарного пограничного слоя вследствие вибрации корпуса ракеты при работе маршевых двигателей, атмосферными возмущениями, влияния схода турбулентных вихрей с вершин шероховатостей. На всей поверхности ракеты вниз по потоку до донного

среза формировался турбулентный пограничный слой и на высотах $36 \div 46$ км из-за малой плотности воздуха и уменьшения числа Рейнольдса потока в звуковой точке наступал обратный переход (реламинаризация). При этом протяженность зоны обратного перехода была неизвестна, но по оценкам она располагалась между сферическим носком и начальным участком первого конуса. Далее в полёте по траектории переход от ламинарного режима к переходному режиму за несколько секунд достигал конца головного обтекателя. На высотах более 46 км на всём головном обатекателе через 3-4 секунды формировался ламинарный пограничный слой. В [64] приведены лётные данные о зависимости теплового потока от времени для различных участков головного обтекателя.

В работе [64] наглядно показано, что при полёте по траектории при $t \leq 105$ секунд, $H = 2 \div 36$ км, $M_\infty \leq 5,6$, $Re_{ek} \geq 34$ на всей поверхности головного обтекателя существовал турбулентный пограничный слой; при $t \geq 123$ секунды, $H \geq 46$ км, $M_\infty \geq 7,7$, $Re_{ek} \leq 1,0$ – ламинарный слой; при $t = 105 \div 120$ секунд, $H = 36 \div 46$ км, $M_\infty = 5,6 \div 7,7$ – переходный режим. При этом отмечена сжатость по времени перехода от турбулентного пограничного слоя к переходному и далее к ламинарному. На основе проведенных в [64] обобщений сделан вывод о том, что в лётных условиях турбулентно-ламинарный (обратный) переход в пристеночном пограничном слое наступал при числах Рейнольдса Re_θ , где θ – толщина потери импульса, на порядок меньших, чем в экспериментах в аэродинамических установках. На турбулентно-ламинарный переход значительное влияние оказывала генерация вихрей в звуковой точке на сферическом скруглении на длине $L/R_{\text{но}} \leq 30 \div 60$. С научной и практической точек зрения представляют интерес лётные данные по переходу, полученные в [64] с помощью датчиков теплового потока при безотрывном течении и с помощью датчиков давления в отрывных циркуляционных течениях перед изломом образующей и перед донным отрывом. Получены зависимости чисел St , Nu и давления в области зоны отрыва от Re_θ . В [64] проведено сравнение результатов по переходу авторов этой работы, полученных в лётных условиях, с данными лётных исследований NASP (США) [66] и ЦНИИМаш [67] по турбулентному режиму течения, по границам перехода в виде экспериментальных зависимостей $Re_\theta = f(M_e)$ для чисел Маха $M_a = 2 \div 10$. Данные работы [64] частично коррелируют с результатами NASP, слабо зависят от числа Маха M_a . Имеется расхождение результатов

работы [64] с лётными данными ЦНИИМаша [67] по критерию перехода по верхней границе при малых числах Маха и по нижней границе при больших числах Маха.

Важные результаты по ламинарно-турбулентному переходу при гиперзвуковых скоростях полёта представлены в работе [65].

Ограниченное число средств диагностики на гиперзвуковых ракетных комплексах в [61÷67] для исследования ламинарно-турбулентного и турбулентно-ламинарного переходов в пристеночных пограничных слоях в условиях полёта по траектории выведения не позволило получить лётные данные о газодинамических особенностях обтекания ракет, о полях температуры и давления в пограничных слоях различной структуры, о распределении статического давления по длине головных обтекателей, о локальных пиках теплового потока и статическом давлении в зонах отрыва потока, о продольных и поперечных перегрузках, об изгибающих моментах, о вибрациях и деформациях ракет и т. д. Более многообразный комплекс измерительных средств позволил бы в каждом полёте значительно расширить получаемую экспериментальную информацию, учитывая большую стоимость гиперзвуковых ракет и экспериментов. Следует подчеркнуть, что результаты, полученные в [47÷60] и в [61÷67] имеют фундаментальное значение для развития и проектирования гиперзвуковых комплексов различного назначения, для создания банка лётных данных о различных характеристиках, что важно для тестирования численных методов расчета, для выбора концепции гиперзвуковых объектов нового поколения, для использования в проектах с целью сокращения их сроков и повышения надежности.

Выводы.

1. Проведен обзор и обсуждены методы диагностики и результаты экспериментов о тепловых, аэрофизических, аэродинамических и динамических характеристиках на транс-, сверх- и гиперзвуковых объектах в лётных условиях.

2. Используемые методы диагностики и полученные лётные экспериментальные данные о различных тепловых, аэрофизических, аэродинамических и динамических характеристиках лётных объектов различных типов расширяют и углубляют физические представления о процессах и явлениях, сопровождающих полеты при транс-, сверх- и гиперзвуковых скоростях.

3. Полученные лётные данные о тепловых, аэрофизических, аэродинамических и динамических характеристиках транс-, сверх- и гиперзвуковых объектов имеют самостоятельное научное значение,

важны для тестирования методов расчета и для создания банка данных для проектирования перспективных транс-, сверх- и гиперзвуковых летательных аппаратов различного назначения.

4. Представленные в обзоре лётные данные о различных тепловых, аэрофизических, аэродинамических и динамических характеристиках транс-, сверх- и гиперзвуковых комплексов являются уникальными, имеют высокий уровень достоверности, вносят вклад в преодоление проблемы масштабных эффектов в аэродинамике больших скоростей.

Литература

1. О достижениях теоретических методов исследования и их ограничениях

1. Чэпмен, Д. Р. Вычислительная аэродинамика и перспективы ее развития [Текст] / Д. Р. Чэпмен // *Ракетная техника и космонавтика*. – 1980. – Т. 18, № 2. – С. 3-32.

2. Кутлер, П. Перспективы развития теоретической и прикладной вычислительной аэродинамики [Текст] / П. Кутлер // *Аэрокосмическая техника*. – 1985. – Т. 3, №8. – С. 11-29.

3. Приходько, А. А. Современные технологии математического моделирования в аэрогидродинамике и тепломассообмене / А. А. Приходько // *Техническая механика*. – Днепропетровск : ДГУ. – 2009. – №9. – С. 73-85.

4. Ковеня, В. М. Метод расщепления в задачах газовой динамики [Текст] / В. М. Ковеня, Н. Н. Яненко. – Н-ск: Наука, 1981. – 304 с.

5. Турбулентные течения в пограничном слое. Часть 2. Расчетные и экспериментальные исследования [Текст] / Обзоры. Переводы. Рефераты. – ОНТИ ЦАГИ. – 1980. – №575. – 187 с.

6. Хемш, М. Аэродинамика ракет. Кн. 2. Методы аэродинамического расчета / М. Хемш, Дж. Нильсен. – М.: Мир. 1989. – 510 с.

7. Липатов, И. И. Возмущенное течение в пограничном слое при локальном нестационарном нагреве поверхности [Текст] / И. И. Липатов // *Изв. РАН. МЖГ*. – 2006. – №5. – С. 19-25.

8. Колобов, Б. П. Пакет программ для научных исследований в области аэродинамики и гидродинамики [Текст] / Б. П. Колобов, Б. Г. Кузнецов, А. Н. Попков и др. // *Вопросы разработки и эксплуатации пакетов прикладных программ*. – Новосибирск: Изд-во ИТПМ СО АН СССР. – 1981. – С.3-32.

9. Авдеевский, В. С. Основы теплопередачи в авиационной и ракетно-космической технике [Текст] / В. С. Авдеевский, Б. М. Галицейский, Г. А. Глебов – М.: Машиностроение, 1975. – 362 с.

10. Кутателадзе, С. С. Тепломассообмен и трение в турбулентном пограничном слое [Текст] / С.С. Кутателадзе, А.И. Леонтьев – М.: Энергия, 1985. – 319 с.

11. Леонтьев, А. И. Ламинарно-турбулентный переход в сверхзвуковых пограничных слоях на летном осесимметричном аэрофизическом комплексе и на модели в сверхзвуковой трубе при наличии теплообмена и отсоса воздуха [Текст] / А. И. Леонтьев, А. М. Павлюченко // Теплофизика высоких температур. – 2008. – Т.46, №4. – С. 596-622.

12. Павлюченко, А. М. До проблеми розрахунку теплообміну і опору тертя надзвукових осесиметричних об'єктів в умовах працюючих двигунів РДТП за наявності в пристінному прикордонному шарі ламинарно-турбулентного переходу, ефекту стисливості і неізотермічності [Текст] / А. М. Павлюченко, А. Н. Шийко // Системи озброєння і військова техніка. – 2013. – № 4 (36). – С. 107-120.

13. Павлюченко, А. М. Теоретичне обґрунтування газодинамічної формули Ньютона і перевірка її в льотних умовах обтікання головних частин ряду аерофізичних комплексів для чисел Маха $M_\infty \leq 5,0$ та Рейнольдса $Re_{L,\infty} \leq 10^8$ [Текст] / А. М. Павлюченко, А. Н. Шийко // Авиационно-космическая техника и технология. – 2015. – № 2 (119). – Харьков, ХАИ. – С. 25-44.

II. Об экспериментах в сверх- и гиперзвуковых аэродинамических трубах и их ограничениях

14. Кендолл, Дж. М. Экспериментальное исследование процесса перехода к турбулентному течению в сверхзвуковом и гиперзвуковом пограничных слоях [Текст] / Дж. М. Кендолл // Ракетная техника и космонавтика. – 1975. – Т. 13, №3. – С. 47–60.

15. Пейт, С. Р. Влияние излучения аэродинамического шума на переход в сверхзвуковых и гиперзвуковых аэродинамических трубах [Текст] / С.Р. Пейт, С. Дж. Шюлер // Ракетная техника и космонавтика. – 1969. – Т. 7, №3. – С. 80–91.

16. Леонтьев, А. И. Характеристики турбулентных отрывных течений на пористой поверхности в условиях вдува [Текст] / А. И. Леонтьев, В. М. Епифанов, А. М. Павлюченко // Изв СО АН СССР: Сер. техн. наук. – 1989. – Вып.5. – С. 50-56.

17. Епифанов, В. М. О величине критического параметра проницаемости в сверхзвуковом турбулентном потоке [Текст] / В. М. Епифанов, А. И. Леонтьев, А. М. Павлюченко и др. // Теплофизика высоких температур. – 1985. – Т.23, №2. – С. 336-339.

18. Leontyev, A.I. Supersonic Turbulent Separated Flows of Three Types on Porous Surface Under Air Injection / A.I. Leontyev, V.M. Epifanov, A.M. Pavlyuchenko et al. [Текст] // Труды Международного Симпозиума. Новосибирск, июль 9-13. – Новосибирск: Изд. Springer – Verlag. – 1990. – pp. 728-732.

III. О лётных экспериментах при трансзвуковых скоростях полёта

19. Исследования NASA по ламинаризации обтекания крыла [Текст] / Техническая информация ЦАГИ: Сер. авиационной и ракетной техники. – 1986. – № 5. – 20 с.

20. Loving, D. L. Wind-tunnel-flight correlations of shock-induced separated flow. [Текст] / D. L. Loving // NASA TND-3580. – 1966. – 25 p.

21. Герасимов Ю. А. Исследование обтекания крыла самолета в полете и в аэродинамической трубе [Текст] / Ю. А. Герасимов, В. С. Грачев, И. С. Кабуров и др. // Ученые записки ЦАГИ. – 1982. – Т. 13, № 3. – С. 1-11.

IV. О лётных экспериментах при сверхзвуковых скоростях полёта

22. Erlich, E. Probing in flight the boundary Layer of the supersonic airplane Mirage – IV [Текст] / E. Erlich // La Rech. Aerospac. – 1968. №122. – P.11-19.

23. Павлюченко, А. М. Летные измерения температуры и давления на спасаемых головных частях метеорокетов типа М100 и «Облако» [Текст] / А. М. Павлюченко, О. А. Брагин, А. А. Тютин // Изв. СО АН СССР: Сер. техн. наук – 1983 – №3, Вып.1. – С. 46-54.

24. Pavlyuchenko, A. M. Laminar – Turbulent Transition, Relaminarization, Separated Flows, Interaction of Transition and Separation on Rocket Cones Two Types in Trajectory Flight at $Re_{L,\infty} \leq 10^8$, $M_\infty \leq 4,5$, $\alpha \leq 12^\circ$ [Текст] / А. М. Pavlyuchenko, О. А. Braagin, А. А. Tyutin // Proc. of Int. Conf. on the Meth. Aerophys. Research. Pt. III. Novosibirsk: Inst. of Theor. and Appl. Mechanics. Siberian Branch of the Russia Academy of Sci. – 1998. - P. 213–219.

25. Зоби, Э. В. Сопоставление результатов расчетов турбулентных течений различными методами с данными измерений теплоотдачи в лабораторных и летных испытаниях [Текст] / Э. В. Зоби, Р. А. Грейвс // Ракетная техника и космонавтика. – 1977. – Т.15, №7. – С.7–19.

26. Bercowitz, A. M. Boundary Layer Transition Flight Test Observations [Текст] / А. М. Bercowitz, С. L. Kyrriss, А. Martelluci // AIAA Paper 77-125. – 1977. – P.41–50.

27. Beckwith, I. E. A Survey of NASA Langley studies on high-speed transition and the quiet tunnel. [Текст] / I. E. Beckwith, М. Н. Bertram // NASA-TM-X-2566. – 1972. – P. 67–76.

28. Снодграсс, Р. Б. Полетные испытания по определению аэродинамического нагрева и точки перехода ламинарного пограничного слоя в турбулентный на носовой конической части ракеты «Викинг-10» [Текст] / Р. Б. Снодграсс // Вопросы ракетной техники. – 1957. - №1. – С. 28-39.

29. Леонтьев, А. И. К проблеме реламинаризации сверхзвуковых турбулентных пограничных слоев

на осесимметричных телах в лётных условиях при наличии теплообмена [Текст] / А. И. Леонтьев, А. М. Павлюченко // Теплофизика высоких температур. – 2004. – Т. 42, № 5. – С. 725-739.

30. Павлюченко, А. М. Аэрофизические эксперименты на метеоракете типа М100 в условиях отрыва турбулентного пограничного слоя перед ступенькой [Текст] / А. М. Павлюченко, О. А. Брагин, Г. А. Тучков // Изв. СО АН СССР: Сер. техн. наук. – 1987. – Вып. 2, № 7. – С. 71-79.

31. Павлюченко, А. М. Теплообмен на метеоракете типа «Облако» при наличии отрыва пограничного слоя [Текст] / А. М. Павлюченко, А. А. Тютин, А. В. Кораблев // Изв. СО АН СССР: Сер. техн. наук. – 1984. – Вып. 1, № 4. – С. 52–60.

32. Pavluchenko, A. M. Heat Transfer, Skin Friction and Aerophysical Characteristics of Nose Cones Turbulent Boundary Layer [Текст] / А. М. Pavluchenko // Heat Transfer Research. – 1993. – V. 25. № 3. – P. 329–340.

33. Шийко, О. М. Складова опору тиску аеродинамічного коефіцієнту лобового опору артилерійського снаряда [Текст] / О. М. Шийко, П. В. Полениця, І. В. Коплик та ін. // Системи озброєння і військова техніка. – Харків: ХУПС. – 2010. – № 1. – С. 108-117.

34. Желтухин, Н. А. Научные проблемы создания летного научно-исследовательского аэрофизического комплекса [Текст] / Н. А. Желтухин, А. М. Павлюченко // Прикладная аэрогазодинамика и тепловые процессы: сб. науч. тр. – Новосибирск: Изд-во ИТПМ СО АН СССР. – 1980. – С. 3-22.

35. Павлюченко, А. М. Исследование аэрофизических и динамических характеристик на летном осесимметричном комплексе с головной частью многоразового использования [Текст] / А. М. Павлюченко, О. А. Брагин // Сибирский физ.-техн. журн. – 1992. – Вып. 1. – С. 66–76.

36. Frederick, M. A. Flight Tests of a Supersonic Natural Laminar Flow Airfoil [Digital resource] / M. A. Frederick, D. W. Banks, G. A. Garzon, J. R. Matischeck // NASA Technical Reports Server (NTRS). Technical Report. NASA/TM-2015-218940, DFRC-E-DAA-TN28448. ID: 20160000701. – Jan. 13, 2016. – 29 p.

37. Максимова, Е. М. Сравнение расчетных и лётных данных по теплообмену для осесимметричных тел, движущихся по траектории при $M_\infty \leq 5,0$ [Текст] / Е. М. Максимова, А. М. Павлюченко // Изв. СО АН СССР: Сер. техн. наук. – 1982. – Вып. 3, № 13. – С. 40-52.

38. Павлюченко, А. М. Численный расчет аэрофизических характеристик сверхзвуковых осесимметричных объектов с использованием лётных данных в граничных условиях [Текст] / А. М. Павлюченко, Е. М. Максимова, А. Н. Попков и др. // Моделирование в механике: сб. науч. тр. – Новосибирск, 1990. – Т. 4 (21), № 1. – С. 136–147.

39. Гапонов, С. А. Эффективность инвариантного градиентного критерия устойчивости для натурных условий обтекания осесимметричных тел в зонах перехода и реламинаризации [Текст] / С. А. Гапонов, А. М. Павлюченко, А. Н. Попков // Прикладная механика и техническая физика: сб. науч. тр. – 1999. – Т. 40, № 1. – С. 89-100.

40. Meyer Robert, R. A. Unique flight test facility: description and result / ICAS Proc. 1982: 13th Congr. Int. Council. Aeron. Sci. [Текст] / AIAA Aircraft Syst. and Technol. Conf., Seattle. – 1982. – Vol. 1. S. I. – P. P. 433-448.

41. Леонтьев, А. И. Об эффективности теории турбулентных пятен Эммонса в зоне ламинарно-турбулентного перехода в сверхзвуковых пограничных слоях при наличии теплообмена и пористого отсоса [Текст] / А. И. Леонтьев, А. М. Павлюченко // Теплофизика и аэромеханика. – 1997. – Т. 4, № 2. – С. 353–365.

42. Dudley Collard. Future supersonic transport studies at aerospatiale [Текст] / Collard Dudley // SAE Techn. Paper. Ser. – 1990, № 901890. – P. 1-9.

43. First laminar flow flight test prove drag reduction potential [Текст] / Aircraft Eng. – 1992. – V. 64, № 1. – P. 5-6.

44. Коцеев, А. Б. Магистральная авиация 21 века – самолет ламинарного обтекания [Текст] / А. Б. Коцеев // Аэрокосмический курьер. – 1999. – № 6. – С. 68–73.

45. Павлюченко, А. М. Численная интерпретация на ЭВМ лётных аэрофизических экспериментов с использованием сплайн - функций [Текст] / А. М. Павлюченко, С. Б. Пупышев, Е. М. Максимова // Численные методы механики сплошной среды. – Новосибирск: 1986. – Т. 17, № 4. – С. 137-142.

46. Plattner, C. M. XB-70A Flight Research. [Text] / C. M. Plattner // Aviation Week – 1966. – Part. 2, V. 84. – 60 p.

V. О лётных экспериментах при гиперзвуковых скоростях полёта

47. Various articles on the X-15 program. Aviation Week. [Текст] / Vol. 75, P. 52 (November 20, 1961); Vol. 76, P. 60 (November 27, 1961); Vol. 77, P. 35 (August 13, 1962); Vol. 78, P. 38. (June 10, 1963).

48. Anderson, I. D. A survey of modern research in hypersonic aerodynamics (Обзор современных исследований в гиперзвуковой аэродинамике) [Текст] / I. D. Anderson // AIAA Pap. 84, № 1578. – P. P. 24 (ЭИ Астронавтика и ракетодинамика. – 1985. – № 22. – С. 1-13).

49. Hamilton, H. H. Approximate method of predicting heating on the windward side of Space Shuttle orbiter and comparison with flight data [Текст] / H. H. Hamilton // AIAA Pap. № 0823. – 1982. – 14 p. p. (Астронавтика и ракетодинамика. – М., 1983. – № 30. – С. 1-19.).

50. Зоби, Э. В. Анализ полученных во втором полете КЛАМИИ «Спейс Шаттл» экспериментальных данных по тепловым потокам и переходу от ламинарного к турбулентному пограничному слою [Текст] / Э. В. Зоби // *Аэрокосмическая техника*. – 1984. – Т.2, № 3. – С. 110-118.

51. Бланиар, Р. К. Эксперимент с использованием системы акселерометров с высокой разрешающей способностью, установленной на орбитальной ступени «Спейс Шаттл» [Текст] / Р. К. Бланиар, Дж. Ф. Разерфорд // (*Shuttle Orbiter High Resolution Accelerometer Package Experiment: Preliminary Flight Results*). *Journ. of Spacecraft and Rockets*. – 1985. – V. 22, № 4. – P. 474-480.

52. Трокмортон, Д. А. Нагрев наветренной стороны крыла орбитальной ступени, обусловленный взаимодействием скачков уплотнения [Текст] / Д. А. Трокмортон, Л. К. Хартунг // *Аэрокосмическая техника*. – 1986. – Т.2, № 9. – С. 34-43.

53. Трокмортон, Д. А. Анализ результатов измерений тепловых потоков на подветренной стороне орбитального спускаемого аппарата [Текст] / Д. А. Трокмортон, Э. В. Зоби // *Аэрокосмическая техника*. – 1984. – Т.2, №11. – С. 51-58.

54. Hidalgo, H. Comparison Between Theory and Flight Ablation Data [Текст] / H. Hidalgo, L. P. Kadanoфф // *AIAA Journ.* – 1963. – V.1, №1 – P. 25-38.

55. Чжен, П. Отрывные течения [Текст] / П. Чжен. – М.: Мир – 1973. – Т.3. – С. 139-140.

56. Коркеги, Р. Х. Обзор взаимодействий с вязкими течениями при полётах с большими числами Маха [Текст] / Р. Х. Коркеги // *Ракетная техника и космонавтика*. – 1971. – Т. 9., № 5. – С. 3-19.

57. Алифанов, О. М. Алгоритмы диагностики тепловых нагрузок летательных аппаратов [Текст] / О.М. Алифанов, В.К. Зайцев, В. П. Мишин, Б. М. Панкратов и др. – М.: Машиностроение. – 1983. – 290 с.

58. Зоби, Э. В. Зависимость от температуры скорости рекомбинации кислорода для условий входа в атмосферу КС Space Shuttle [Текст] / Э. В. Зоби, Р. Н. Гунта, А. Л. Симмондс // *ЭИ «Астро-навтика и ракетодинамика»*. – М.: ВИНТИ. – 1985. – №1. – С. 12-19

59. Брагин, Ю. А. Прямые измерения электрической проводимости и времени релаксации ионизированного воздуха в стратосфере и мезосфере [Текст] / Ю. А. Брагин, А. А. Кочеев, О. А. Брагин // *Космические исследования*. – 1973. – Т. XI. – № 1. – С. 10-19.

60. Брагин, О. А. Прямые измерения электропроводности атмосферы до высот 80 км на станции «Молодёжная» (Антарктида) [Текст] / О. А. Брагин, Ю. А. Брагин, А. А. Кочеев // *Космические исследования*. – 1980. – Вып. 13. – № 2. – С. 21-29.

61. Ибраева, И. И. Исследование границ начала и конца ламинарно-турбулентного перехода в пограничном слое в лётном эксперименте при выведении ракет космического назначения [Текст] / И. И.

Ибраева // *Ученые записки ЦАГИ* – 2005. – Т. XXXVI. – №1-2. – С 70-79.

62. Reda, D.C Transition Experiments on Blunt Bodies with Distributed Roughness in Hypersonic Free Flight [Text] / D.C. Reda, M.C.Wilder, D.W. Bogdanoff, D.K. Prabhu // *Journal of Spacecraft and Rockets*. – 2008. – vol. 45. – no. 2. – P. 210-215.

63. Kuntz, D.W. Boundary-Layer Transition and Hypersonic Flight Testing [Text] / D.W. Kuntz, D.L. Potter // *Journal of Spacecraft and Rockets* – 2008. – vol. 45. – no. 2. – P. 184-192.

64. Юрченко, И. И. Турбулентно-ламинарный переход на поверхности ракет в условиях выведения [Электронный ресурс] / И. И. Юрченко, И. Н. Каракотин, А. С. Кудинов // *Наука и образование: Электронный журнал МГТУ им. Н.Э. Баумана*. – №9. – 2014. – С. 88-105.

65. Schneider, S. Flight Data for Boundary-Layer Transition at Hypersonic and Supersonic Speeds [Text] / S. Schneider // *Journal of Spacecraft and Rockets* – 1999. – vol. 36. – no.1. – P. 8-20.

66. Schneider, S. Laminar-Turbulent Transition on Reentry Capsules and Planetary Probes [Text] / Schneider S. // *Journal of Spacecraft and Rockets*. – 2006. – vol. 43. – no. 6. – P. 1153-1173.

67. Землянский, Б. А. Конвективный теплообмен изделий ракетной и космической техники [Текст] / Б.А. Землянский, В.В. Лунев, В.И. Власов // *Руководство для конструкторов*. – 2. Королев. – ЦНИИмаш. – 2010. – 397 с.

References

I. About achievements of theoretical methods of research and their restrictions

1. Chepmen, D.R. Vychislitel'naya aerodinamika i perspektivy ee razvitiya [Computing aerodynamics and prospects of her development]. *Rakennaya tekhnika i kosmonavtika*, 1980, vol. 18, no. 2, pp. 3-32.

2. Kutler, P. Perspektivy razvitiya teoreticheskoy i prikladnoy vychislitel'noy aerodinamiki [Prospects of development of theoretical and applied computing aerodynamics]. *Aerokosmicheskaya tekhnika*, 1985, vol. 3, no. 8, pp. 11-29.

3. Pridor'ko, A.A. Sovremennye tekhnologii matematicheskogo modelirovaniya v aerogidrodinamike i teplomassoobmene [Modern technologies of mathematical modeling in aero hydrodynamics and a heatmass exchange] *Tekhnicheskaya mexanika*. Dnipropetrovsk state univ. Publ., 2009, no 9, pp. 73-85.

4. Kovenya, V.M., Yanenko, N.N. Metod rasshepleniya v zadachakh gazovoy dinamiki [Splitting method in problems of gas dynamics]. Novosibirsk, Nauka Publ., 1981, 304 p.

5. *Turbulentnye techeniya v pograničnom sloe. Chast' 2. Raschetnye i eksperimental'nye issledovaniya. Obzory, Perevody, Referaty* [Turbulent flows in the boundary layer. Part 2. Settlement and pilot studies]. ONTI TsAGI Publ., 1980, no. 575, 187 p.

6. Khemsh, M., Nil'sen, D. *Aerodinamika raket. Kn. 2. Metody aerodinamicheskogo rascheta* [Aerodynamics of rockets. Book 2. Methods of aerodynamic calculation]. Moscow, Mir Publ., 1989, 510 p.

7. Lipatov, I. I. Vozmushchennoe techenie v pograničnom sloe pri lokal'nom nestatsionarnom nagreve poverkhnosti [The indignant current in the boundary layer at local non-stationary heating of a surface]. *Izv. RAN. MZhG*, 2006, no. 5, pp. 19-25.

8. Kolobov, B. P., Kuznetsov, B. G., Popkov, A. N. Paket programm dlya nauchnykh issledovaniy v oblasti aerodinamiki i gidrodinamiki [The software package for scientific researches in the field of aerodynamics and hydrodynamics]. *Voprosy razrabotki i ekspluatatsii paketov prikladnykh program*, Novosibirsk, ITPM SO AN SSSR publ., 1981, pp. 3-32.

9. Avduevskiy, V. S., Galitseyskiy, B. M., Glebov, G. A. *Osnovy teploperedachi v aviatsionnoy i raketno-kosmicheskoy tekhnike* [Heat transfer bases in aviation and the missile and space equipment]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1975, 362 p.

10. Kutateladze, S. S., Leont'ev, A. I. *Teploobmen i trenie v turbulentnom pograničnom sloe* [Heatmass exchange and friction in turbulent boundary layer]. Moscow, Energiya Publ., 1985, 319 p.

11. Leont'ev, A. I., Pavlyuchenko, A. M. Laminarno-turbulentnyy perekhod v sverkhzvukovykh pograničnykh sloyakh na letnom osesimmetrichnom aerofizicheskom komplekse i na modeli v sverkhzvukovoy trube pri nalichii teploobmena i otsosa vozdukha [Laminar and turbulent transition in supersonic boundary layer on a flight axisymmetric aerophysical complex and on model in a supersonic pipe in the presence of heat exchange and a suction of air]. *Teplofizika vysokikh temperature*, 2008, vol. 46, no. 4, pp. 596-622.

12. Pavlyuchenko, A. M., Shijko, A. N. Do problemi rozrakhunku teploobminu i oporu tertya nadzvukovykh osesimmetrichnykh ob'ektiv v umovakh pratsyuyuchikh dviguniv RDTP za nayavnosti v pristinnomu prikordonnomu shari laminarno-turbulentnogo perekhodu, efektu stislivosti i neizotermichnosti [To a problem of calculation of heat exchange and resistance of friction of supersonic axisymmetric objects in the conditions of the working JESF engines in the presence in a boundary layer of laminar and turbulent transition, effect of compressibility and heating]. *Sistemi ozbroennya i viys'kova tekhnika*, 2013, vol. 4 (36), pp. 107-120.

13. Pavlyuchenko, A. M., Shijko, A. N. Teoretichne obgruntuvannya gazodinamichnoi formuli N'yutona i perevirkva її v l'otnikh umovakh obtikannya go-

lovnikh chastin ryadu aerofizichnykh kompleksiv dlya chisel Makha ta Reynol'dsa [Theoretical justification of a gasdynamic formula of Newton and her check in flight conditions at a flow of head parts of a number of aerodynamic complexes for numbers $Max M_{\infty} \leq 5,0$ and

Reynolds $Re_{L,\infty} \leq 10^8$]. *Aviatsionno-kosmicheskaya tekhnika i tekhnologiya*, Khar'kov, KhAI Publ., 2015, vol. 2 (119), pp. 25-44.

II. About experiments in super and hypersonic wind tunnels and their restrictions

14. Kendoll, Dzh. M. Eksperimental'noe issledovanie protsessa perekhoda k turbulentnomu techeniyu v sverkhzvukovom i giperzvukovom pograničnykh sloyakh [Pilot study of process of transition to turbulent flow in supersonic and hypersonic boundary layers]. *Raketnaya tekhnika i kosmonavtika*, 1975, vol. 13, no. 3, pp. 47-60.

15. Pejt, S. R., Shjuler, S. Dzh. Vliyanie izlucheniya aerodinamicheskogo shuma na perekhod v sverkhzvukovykh i giperzvukovykh aerodinamicheskikh trubakh [Influence of radiation of aerodynamic noise on transition in supersonic and hypersonic wind tunnels]. *Raketnaya tekhnika i kosmonavtika*, 1969, vol. 7, no. 3, pp. 80-91.

16. Leont'ev, A. I., Epifanov, V. M., Pavljuchenko, A. M. Kharakteristiki turbulentnykh otryvnykh techeniy na poristoy poverkhnosti v usloviyakh vduva [Characteristics of turbulent detachable flows on a porous surface in the conditions of air supply]. *Izv. SO AN SSSR: Ser. tekhn. Nauk*, 1989, vol. 5, pp. 50-56.

17. Epifanov, V. M., Leont'ev, A. I., Pavljuchenko, A. M. O velichine kriticheskogo parametra pronitsaemosti v sverkhzvukovom turbulentnom potoke [About the size of critical parameter of permeability in a supersonic turbulent stream]. *Teplofizika vysokikh temperature*, 1985, vol. 23, no. 2, pp. 336-339.

18. Leontyev, A. I. Supersonic Turbulent Separated Flows of Three Types on Porous Surface Under Air Injection. *Works of the International Symposium. Novosibirsk, July 9-13*. Novosibirsk, Springer Verlag Publ., 1990, pp. 728-732.

III. About flight experiments at transonic speeds of flight

19. Issledovaniya NASA po laminarizatsii obtekaniya kryla [Researches of NASA on a wing flow laminarization]. *Texnicheskaya informatsiya CAGI: Ser. aviacionnoj i raketnoj tekhniki*, 1986, no. 5, 20 p.

20. Loving, D. L. Wind-tunnel-flight correlations of shock-induced separated flow, *NASA TND-3580*, 1966, 25 p.

21. Gerasimov, Yu. A., Grachev, V.S., Kaburov, I. S. Issledovanie obtekaniya kryla samoleta v polete i v aerodinamicheskoy trube [Research of a flow of a wing of the plane in flight and in a wind tunnel]. *Uchenye zapiski CAGI*, 1982, vol. 13, no.3, pp.1-11.

IV. About flight experiments at supersonic speeds of flight

22. Erlich, E. Probing in flight the boundary layer of the supersonic airplane Mirage – IV. *La Rech. Aerospac.*, 1968, no. 122, pp. 1-19.

23. Pavlyuchenko, A. M., Bragin, O. A., Tjutin, A.A. Letnye izmereniya temperatury i davleniya na spasaemykh golovnykh chastyakh meteoraket tipa M100 i «Oblako» [Flight measurements of temperature and pressure on the rescued head parts of M100 and "Cloud" meteorockets]. *Izv. SO AN SSSR: Ser. tekhn. Nauk*, 1983, no. 3, vol.1. 46-54 pp.

24. Pavlyuchenko, A. M. Laminar – turbulent transition, relaminarization, separated flows, interaction of transition and separation on rocket cones two types in trajectory flight at $Re_{L,\infty} \leq 10^8$, $M_\infty \leq 4,5$, $\alpha \leq 12^\circ$. *Proc. of Int. Conf. on the Meth. Aerophys. Research. Pt. III. Novosibirsk: Inst. of Theor. and Appl. Mechanics, Siberian Branch of the Russia Academy of Sci.* Novosibirsk, 1998, pp. 213-219.

25. Zobi, E.V., Grejvs, R.A. Sopostavlenie rezul'tatov raschetov turbulentnykh techeniy razlichnymi metodami s dannymi izmereniy teplootdachi v laboratornykh i letnykh ispytaniyakh [Comparison of results of calculations of turbulent flows by various methods with data of measurements of a thermolysis in laboratory and flight researches]. *Raketnaya tekhnika i kosmonavtika*, 1977, vol.15, no.7, pp.7-19.

26. Bercowitz, A. M., Kyrriss, C.L., Martelluci, A. Boundary layer transition flight test observations. *AIAA Paper 77-125*, 1977, pp. 41 -50.

27. Beckwith, I. E., Bertram, M. H. A Survey of NASA Lengley studies on high-speed transition and the quiet tunnel. *NASA-TM-X-2566*, 1972, pp. 67-76.

28. Snodgrass, R. B. Poletnye ispytaniya po opredeleniyu aerodinamicheskogo nagreva i tochki perekhoda laminarnogo pogranichnogo sloya v turbulentnyy na nosovoy konicheskoy chasti rakety «Viking-10» [Flight tests by definition of aerodynamic heating and a point of transition of a laminar interface in turbulent on nasal conic part of the Viking-10 rocket]. *Voprosy raketnoy tekhniki*, 1957, no. 1, pp. 28-39.

29. Leont'ev, A. I., Pavlyuchenko, A. M. K probleme relaminarizatsii sverkhzvukovykh turbulentnykh pogranichnykh sloev na osesimmetrichnykh telakh v letnykh usloviyakh pri nalichii teploobmena [To a problem of a

relaminarization of supersonic turbulent interfaces on axisymmetric bodies in flight conditions in the presence of heat exchange]. *Teplofizika vysokikh temperatur*, 2004, vol. 42, no. 5, pp. 725-739.

30. Pavlyuchenko, A. M., Bragin, O. A., Tjutin, G.A. Aerofizicheskie eksperimenty na meteorakete tipa M-100 v usloviyakh otryva turbulentnogo pogranichnogo sloya pered stupen'koy [Aero physical experiments on the M-100 meteorocket in the conditions of a separation of a turbulent interface before a step]. *Izv. SO AN SSSR: Ser. takhn. Nauk*, 1987, vol. 2, no. 7, pp. 71-79

31. Pavlyuchenko, A. M., Tyutin, A. A., Korablev, A.V. Teploobmen na meteorakete tipa «Oblako» pri nalichii otryva pogranichnogo sloya [Heat exchange on the "Cloud" meteorocket in the presence of an interface separation]. *Izv. SO AN SSSR: Ser. tekhn. Nauk*, 1984, vol. 1, no. 4, pp. 52 -60.

32. Pavlyuchenko, A. M. Heat Transfer, Skin friction and Aerophysical Characteristics of Nose Cones Turbulent Boundary Layer. *Heat Transfer Research*, 1993, vol. 25, no.3. pp. 329 -340.

33. Shiyko, O. M., Polenitsya, P.V., Koplik, I.V. Skladova oporu tisku aerodinamichnogo koefitsientu lobovogo oporu artileriy'skogo snaryada [Making resistance of pressure of aerodynamic coefficient of front resistance of an artillery shell]. *Sistemi ozbroennya i viys'kova tekhnika*, Kharkiv, KhUPS Publ., 2010, no 1. pp. 108-117.

34. Zheltukhin, N.A., Pavlyuchenko, A.M. Nauchnye problemy sozdaniya letnogo nauchno-issledovatel'skogo aerofizicheskogo kompleksa [Scientific problems of creation of a flight research aero physical complex]. *Prikladnaya aerogazodinamika i teplovy protsessy: sb. nauch. tr.*, Novosibirsk, ITPM SO AN SSSR Publ., 1980, pp. 3-22.

35. Pavlyuchenko, A. M., Bragin, O. A. Issledovanie aerofizicheskikh i dinamicheskikh kharakteristik na letnom osesimmetrichnom komplekse s golovnoy chast'yu mnogorazovogo ispol'zovaniya [Research of aero physical and dynamic characteristics on a flight axisymmetric complex with head part of reusable use]. *Sibirskiy fiz. - tekhn. zhurnal*, 1992, vol. 1. pp. 66-76.

36. Frederick, M. A., Banks, D.W., Garzon, G. A., Matischeck J. R. Flight Tests of a Supersonic Natural Laminar Flow Airfoil [Digital resource]. *NASA Technical Reports Server (NTRS)*, Technical Report. NASA/TM-2015-218940, DFRC-E-DAA-TN28448, ID: 20160000701, Jan. 13, 2016. 29 p.

37. Maksimova, E. M., Pavlyuchenko, A. M. Sravnenie raschetnykh i letnykh dannykh po teploobmenu dlya osesimmetrichnykh tel, dvizhushchikhsya po traektorii pri $M_\infty \leq 5,0$ [Comparison of settlement and flight data on heat

exchange for the axisymmetric bodies moving on a trajectory at $M_\infty \leq 5,0$. *Izv. SO AN SSSR: Ser. tekhn. Nauk*, 1982, vol. 3, no.13, pp. 40-52.

38. Pavlyuchenko, A.M., Maksimova, E.M., Popkov A.N. Chislennyy raschet aerofizicheskikh kharakteristik sverkhzvukovykh osesimmetrichnykh ob"ektov s ispol'zovaniem letnykh dannykh v granichnykh usloviyakh [Numerical calculation of aerophysical characteristics of supersonic axisymmetric objects with use of flight data in boundary conditions]. *Modelirovanie v mekhanike: sb. nauch. Tr.* Novosibirsk, 1990, vol.4 (21), no. 1, pp. 136-148.

39. Gaponov, S. A., Pavlyuchenko, A. M., Popkov, A. N. Effektivnost' invariantnogo gradientnogo kriteriya ustoychivosti dlya naturnykh usloviy obtekaniya osesimmetrichnykh tel v zonakh perekhoda i relaminarizatsii [Efficiency of invariant gradient criterion of stability for natural conditions of a flow of axisymmetric bodies in zones of transition and a relaminarization]. *Prikladnaya mekhanika i tekhnicheskaya fizika: sb. nauch. tr.*, 1999, vol. 40, no. 1, pp. 89-100.

40. Meyer Robert, R. A. Unique flight test facility: description and result. *ICAS Proc. 1982: 13th Congr. Int. Counc. Aeron. Sci.; AIAA Aircraft Syst. and Technol. Conf., Seattle*, 1982, Vol. 1. S. I, pp. 433-448.

41. Leont'ev, A. I., Pavlyuchenko, A. M. Ob effektivnosti teorii turbulentnykh pyaten Emmonsa v zone laminarno-turbulentnogo perekhoda v sverkhzvukovykh pogranichnykh sloyakh pri nalichii teploobmena i poristogo otsosa [About efficiency of the theory of turbulent spots of Emmons in a zone of laminar and turbulent transition in supersonic interfaces in the presence of heat exchange and a porous suction]. *Teplofizika i aeromekhanika: sb. nauch. tr.*, 1997, vol. 4, no. 2pp, pp. 353-365.

42. Dudley, Collard. Future supersonic transport studies at Aerospatiale. *SAE Techn. Paper. Ser.*, 1990, no. 901890, pp. 1-9.

43. First laminar flow flight test prove drag reduction potential. *Aircraft Eng.*, 1992, vol. 64, no.1, pp.5-6.

44. Koshheev, A. B. Magistral'naja aviatsiya 21 veka – samolet laminarnogo obtekaniya [The main aircraft of 21 centuries – the plane of a laminar flow]. *Aerokosmicheskij kur'er*, 1999, no. 6, pp. 68-73.

45. Pavlyuchenko, A. M., Pupyshev, S. B., Maksimova, E.M. Chislennaya interpretatsiya na EVM letnykh aerofizicheskikh eksperimentov s ispol'zovaniem splayn - funktsiy [Numerical interpretation on the computer of flight aero physical experiments with use a spline - functions]. *Chislennyye metody mekhaniki sploshnoy sredy*. Novosibirsk, 1986, vol.17, no. 4, pp. 137-142.

46. Plattner, C. M. XB-70A Flight Research. *Aviation Week*, 1966, vol. 84, 60 p.

V. About flight experiments at hypersonic speeds of flight

47. Various articles on the X-15 program. *Aviation Week*, vol. 75, p. 52 (November 20, 1961); vol. 76, p. 60 (November 27, 1961); vol. 77, p. 35 (August 13, 1962); vol. 78, p. 38. (June 10, 1963).

48. Anderson, I. D. A syrvey of modern research in hypersonic aerodynamics. *AIAA Paper*, vol. 84, no. 1578, pp. 24; *Astronavtika i raketodinamika*, 1985, no. 22, pp. 1-13.

49. Hamilton, H. H. Approximate method of predicting heating on the windward side of Space Shuttle orbiter and comparison with flight data. *AIAA*, no.0823, 1982, pp.14-32; *Astronavtika i raketodinamika*, Moskow, 1983. no 30, pp. 1-19.

50. Zobi, E.V. Analiz poluchennykh vo vtorom polete KLAMI «Speys Shattl» eksperimental'nykh dannykh po teplovym potokam i perekhodu ot laminarnogo k turbulentnomu sloyu [The analysis of the experimental data received in the second flight of Space Shuttle on thermal streams and transition from laminar to a turbulent layer]. *Aerokosmicheskaya tekhnika*, 1984, vol.2, no 3, pp. 110-118.

51. Blanshar, R. K., Razerford, J.F. Eksperiment s ispol'zovaniem sistemy akselerometrov s vysokoy razreshayushchey sposobnost'yu, ustanovlennoy na orbital'noy stupeni «Speys Shattl» [Experiment with use of the system of accelerometers with high resolution installed at an orbital step Space Shuttle (Shuttle Orbiter High Resolution Accelerometer Package Experiment: Preliminary Flight Results)]. *Journ. of Spacecraft and Rockets*, 1985, vol. 22, no 4, pp. 474-480.

52. Trokmorton, D.A., Khartung, L.K. Nagrev navetrennoy storony kryla orbital'noy stupeni, obuslovlennyy vzaimodeystviem skachkov uplotneniya [The heating of a windward side of a wing of an orbital step caused by interaction of jumps of consolidation]. *Aerokosmicheskaya tekhnika*, 1986, vol.2, no.9, pp.34-45.

53. Trokmorton, D.A., Zobi, E.V. Analiz rezul'tatov izmereniy teplovykh potokov na podvetrennoy storone orbital'nogo spuskaemogo apparata [The analysis of results of measurements of thermal streams on lee side of the orbital lander]. *Aerokosmicheskaya tekhnika*. 1984, vol. 2, no.11, pp. 51-58.

54. Hidalgo, H., Kadanoff, L. P. Comparison between theory and flight ablation data. *AIAA Journ.* 1963, vol.1, no №1, pp. 25–38.

55. Chzhen, P. Otryvnye techeniya [Detachable currents]. Moskow, Mir Publ., 1973, vol. 3, pp. 139-140.

56. Korkegi, R. Kh. Obzor vzaimodeystviy s vyzakimi techeniyami pri poletakh s bol'shimi chislami

Makha [The review of interactions with viscous currents when flying with large numbers of the Max]. *Raketnaya tekhnika i kosmonavtika*, 1971, vol. 9., no 5, pp. 3-19.

57. Alifanov, O.M., Zaytsev, V.K., Mishin, V.P., Pankratov, B.M. *Algoritmy diagnostiki teplovykh nagruzok letatel'nykh apparatov* [Algorithms of diagnostics of thermal loadings of aircraft]. Moscow, Mashinostroenie Publ., 1983, 290 p.

58. Zobi, E.V., Gunta, R.N., Simmonds, A.L. Zavisimost' ot temperatury skorosti rekombinatsii kisloroda dlya usloviy vkhoda v atmosferu KS Space Shuttle [Dependence on oxygen recombination speed temperature for conditions of atmospheric entry of KS Space Shuttle]. *Astronavtika i raketodinamika*, Moscow, VINITI Publ., 1985, no. 1, pp.12-19

59. Bragin, Yu.A., Kocheev, A.A., Bragin, O.A. Pryamye izmereniya elektricheskoy provodimosti i vremeni relaksatsii ionizirovannogo vozdukh v stratosfere i mezofere [Direct measurements of electric conductivity and time of a relaxation of the ionized air in a stratosphere and the mesosphere]. *Kosmicheskie issledovaniya*, 1973, vol. XI, no. 1, pp. 10-19.

60. Bragin, O.A., Bragin, Yu.A., Kocheev, A.A. Pryamye izmereniya elektroprovodnosti atmosfery do vysot 80 km na stantsii «Molodezhnaya» (Antarktida) [Direct measurements of conductivity of the atmosphere up to the heights of 80 km at Molodyozhnaya station (Antarctica)]. *Kosmicheskie issledovaniya*, 1980, vol. 13, no. 2, pp. 21-29.

61. Ibraeva, I. I. Issledovanie granic nachala i konca laminarno-turbulentnogo perexoda v pograničnom sloe v lyotnom e'ksperimente pri vyvedenii raket kosmicheskogo naznacheniya [Research of borders of the beginning and end of laminar and turbulent transition in an interface in flight experiment at removal of rockets

of space appointment]. *Uchenye zapiski CAGI*, 2005, vol. XXXVI, no. 1-2, pp. 70-79.

62. Reda, D.C., Wilder, M.C., Bogdanoff, D.W., Prabhu D.K. Transition Experiments on Blunt Bodies with Distributed Roughness in Hypersonic Free Flight. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 2008, vol. 45, no. 2, pp. 210-215.

63. Kuntz, D.W., Potter D.L. Boundary-Layer Transition and Hypersonic Flight Testing. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 2008, vol. 45, no. 2, pp. 184-192.

64. Yurchenko, I. I., Karakotin, I.N., Kudinov A.S. Turbulentno-laminarnyj perexod na poverxnosti raket v usloviyax vyvedeniya [Turbulent and laminar transition to surfaces of rockets in the conditions of removal]. *Nauka i obrazovanie: E'lektronnyj zhurnal MGTU im. N.E. Bauman*, no. 9, 2014, pp. 88-105.

65. Schneider, S. Flight Data for Boundary-Layer Transition at Hypersonic and Supersonic Speeds. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 1999, vol. 36, no.1, pp. 8-20.

66. Schneider, S. Laminar-Turbulent Transition on Reentry Capsules and Planetary Probes. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 2006, vol. 43, no. 6, pp. 1153-1173.

67. Zemlyanskij, B. A., Lunev, V.V., Vlasov V.I. Konvektivnyj teploobmen izdelij raketnoj i kosmicheskoy tekhniki. [Convective heat exchange of products of rocket and space equipment]. *Rukovodstvo dlya konstruktorov*, city of Korolev, CNIImash, 2010, 397 p.

МЕТОДИ ДІАГНОСТИКИ І РЕЗУЛЬТАТИ ВІМІРІВ ХАРАКТЕРИСТИК ТРАНС,- НАД- І ГІПЕРЗВУКОВИХ КОМПЛЕКСІВ РІЗНИХ ТИПІВ В ЛЬОТНИХ УМОВАХ

А. М. Павлюченко, О. М. Шийко

Проведено огляд методів діагностики аерофізичних, аеродинамічних і динамічних процесів в умовах обтікання транс,- над- і гіперзвукових льотних комплексів. Обговорені результати експериментальних досліджень різних характеристик льотних об'єктів, створених на основі транс- і надзвукових літаків, ракет, метеоракет, об'єктів типу X-15 і КЛАБВ «Спейс Шаттл». В польоті транс,- над- і гіперзвукових комплексів при наявності ефектів стискаємості і неізотермічності пристінної течії, ламінарного і турбулентного режимів обтікання, ламінарно-турбулентного переходу і ефекту реламінаризації в пристінному пограничному шарі, відриву ламінарного і турбулентного пограничного шару, взаємодії ламінарно-турбулентного переходу і відриву потоку, поздовжніх і поперечних перевантажень, аеродинамічного нагріву отримані результати про температуру, статичний тиск і теплові потоки на обтічних поверхнях, про локальні піки температури стінки і теплових потоків, про профілі швидкості і повної температури в турбулентном пограничному шарі, про числа Рейнольдса початку ламінарно-турбулентного переходу і початку реламінаризації, про теплову гравітаційну конвекцію в бортових відсіках при великих динамічних перевантаженнях, про кут атаки, про тепло-

вий захист гіперзвукової ракети в умовах працюючих двигунів літаків, двигунів РРД і РДТП ракет, що мають самостійний науковий інтерес і важливе практичне значення.

Ключові слова: льотні умови при транс-, над- і гіперзвукових польотах, льотний і наземний експеримент, діагностика, аеродинамічні, аерофізичні і динамічні характеристики, методи, вимірювальний комплекс, ламінарно-турбулентний перехід, реламінарізація, моделювання, масштабний ефект, неізотермічність, стискаємість, кут атаки, температура, тиск.

METHODS OF DIAGNOSTIC AND MEASUREMENTS RESULTS OF CHARACTERISTICS TRANS-, SUPERSONIC AND HYPERSONIC COMPLEXES OF DIFFERENT TYPES IN FLIGHT CONDITIONS

A. M. Pavlyuchenko, O. M. Shiyko

The analysis of diagnostic methods of aerophysical, aerodynamic and dynamic processes in a flow of trans-, over- and hypersonic flight systems is done. The results of experimental studies of different characteristics of flight objects created on the basis of trans- and supersonic aircraft, rockets, meteorockets, objects such as X-15 and SFO-MU "Space Shuttle" are discussed. During the flight of the trans-, super- and hypersonic systems with the available effects of compressibility and non-isothermal near – wall flow, laminar and turbulent flow regimes, laminar - turbulent transition and effect of relaminarization in the near - wall boundary layer, separation of the laminar and turbulent boundary layer, interaction of laminar-turbulent transition and flow separation, the longitudinal and transverse accelerations, aerodynamic heating, the data on temperature, static pressure and heat flows at the streamlined surfaces, on the local peaks of the wall temperature and heat flows, speed and complete temperature profiles in a turbulent boundary layer, on the Reynolds numbers of laminar - turbulent transition, on thermal gravitational convection in the side compartments for large dynamic overloads, on the angle of attack of the thermal protection of hypersonic missile in terms of running engines of aircraft, on LRE and SPE engine rockets are obtained. These data have original scientific interest and practical importance.

Key words: flight conditions at a trans-, super- and hypersonic flights, flight and land experiment, diagnostics, aerodynamic, aerophysical and dynamic characteristics, methods, a measuring complex, laminar and turbulent transition, a relaminarization, modeling, scale effect, compressibility, an angle of attack, temperature, pressure.

Павлюченко Анатолій Михайлович – д-р техн. наук, професор, академик Российской Академии естественных наук, профессор каф. «Электротехнические системы в АПК и физика» Сумского национального аграрного университета, Сумы, Украина.

Шийко Александр Николаевич – канд. техн. наук, доцент, ведущий научный сотрудник Сумского филиала ЦНИИ ВВТ ВС Украины, Сумы, Украина, e-mail: shiykoa@mail.ru.

Pavlyuchenko Anatoly Mikhaylovich – Doctor of Engineering, professor, the academician of the Russian Academy of natural sciences, professor of "Electrotechnical Systems in Agrarian and Industrial Complex and Physics" department of the Sumy national agricultural university, Sumy, Ukraine.

Shiyko Alexander Nikolaevich – Candidate of Techn. Scien., the associate professor, the leading researcher of the Sumy branch Central Research Institute AME AF of Ukraine, Sumy, Ukraine, e-mail: shiykoa@mail.ru.

Рецензент: доктор техн. наук, профессор, профессор кафедры «Энергетика в АПК» Сумского национально-аграрного университета Кузема Александр Сергеевич, Сумы, Украина.