



Государственная корпорация
по космической деятельности «Роскосмос»

Акционерное общество
«Центральный научно-исследовательский институт
машиностроения» (АО «ЦНИИмаш»)



ул. Пионерская, д. 4, корп. 22
г.о. Королёв,
Московская область, 141070

Тел.: +7 (495) 513 5951
Факс: +7 (495) 512 2100

e-mail: corp@tsniimash.ru
http://www.tsniimash.ru

ОГРН 1195081054310
ИНН / КПП 5018200994 / 501801001

14.03.2025 исх. № 09001-4635

исх. № _____ от _____

Ученому секретарю диссертационного

совета 24.1.224.02, к.ф.-м.н.

Никонову В.И.

ОТЗЫВ

на автореферат диссертации Чувахова Павла Владимировича
«Зарождение турбулентности в сверхзвуковых пограничных слоях» на
соискание ученой степени доктора физико-математических наук по
специальности 1.1.9 - Механика жидкости газа и плазмы

Диссертация посвящена расчетно-теоретическому исследованию ламинарно-турбулентного перехода сверхзвукового пограничного слоя в условиях слабого фона внешних возмущений. В рамках уравнений Навье-Стокса впервые исследовано явление спонтанного излучения звука ламинарным пограничным слоем, получены новые результаты об эволюции возмущений над углами разрежения газового потока, а также определены возможные источники турбулентности на прямых крыльях с тонким профилем.

Изучение ламинарно-турбулентного перехода (ЛТП) является одной из ключевых проблем аэрогидродинамики летательных аппаратов (ЛА) нового поколения. Это объясняется тем, что при турбулизации пограничного слоя возрастают трение и тепловой поток к поверхности ЛА, а также возрастают потребная мощность и габариты силовой установки, расход топлива, увеличивается шум струи двигателя на режимах взлета и посадки, а также возрастает уровень звукового удара. Кроме того, увеличение протяженности ламинарного участка позволяет значительно уменьшить взлетный вес ЛА.

При зарождении турбулентности в естественных условиях ключевую роль играет процесс возбуждения неустойчивых мод внешними стохастическими возмущениями, источниками которых являются:

- атмосферная турбулентность;
- акустические возмущения;
- взвешенные в атмосфере микрочастицы.

Поскольку линейная стадия развития возмущений в пограничном слое хорошо исследована в рамках уравнений линейной теории устойчивости, основным инструментом детального изучения процессов зарождения турбулентности в сверхзвуковых пограничных слоях становится прямое численное моделирование в рамках уравнений Навье-Стокса. Такой подход позволяет изучить все стадии ЛТП в контролируемой постановке и получить подробную пространственно-временную информацию о развивающихся возмущениях.

Поскольку цель работы – исследовать новые механизмы ЛТП в сверхзвуковых пограничных слоях с градиентом давления с помощью теоретических и численных методов в рамках уравнений Навье-Стокса, то для достижения поставленной цели решены следующие задачи:

1. Рассмотрены свойства численного метода сквозного счета и сформулированы критерии его применимости при моделировании ЛТП в сверхзвуковом пограничном слое. Обоснована возможность моделирования различных стадий ЛТП (восприимчивость, устойчивость, развитие нелинейности) с помощью данного метода.
2. Разработан метод введения волновых потоков в расчетную область для исключения протяженной линейной стадии развития волновых пакетов в пограничном слое при численном моделировании.
3. Исследованы физические эффекты, связанные с эволюцией сверхзвуковых возмущений пограничного слоя и оценено их влияние на процесс ЛТП.

4. Исследовано влияние разрежения газового потока над выпуклым углом на развитие возмущений в сверхзвуковом пограничном слое. Оценена возможность ламинаризации пограничного слоя в таких условиях.
5. Определен наиболее вероятный источник внешних возмущений, приводящий к ЛТП на прямом крыле сверхзвукового пассажирского самолета. Предложены подходы к ламинаризации обтекания тонких крыльев.
6. Разработан метод численного моделирования восприимчивости сверхзвуковых пограничных слоев к твердым сферическим микрочастицам.

Научная новизна заключается в следующем:

- разработано нестационарное граничное условие для введения развитых волновых пакетов в расчетную область, что позволяет исключить протяженную линейную стадию развития возмущений из численного моделирования процессов ЛТП;
- показано, что вторая мода сверхзвукового пограничного слоя на достаточно сильно охлажденной поверхности может излучать акустические волны во внешнее невязкое течение;
- обнаружено, что характеристики устойчивости сверхзвукового пограничного слоя над углами разрежения газового потока масштабируются вместе с толщиной пограничного слоя;
- определено, что при резком разрежении потока происходит подавление малых возмущений и замедление роста турбулентных пятен;
- обнаружено, что амплитуда возмущений сверхзвукового пограничного слоя на прямом крыле с выпуклым профилем достигает максимума в средней части профиля, если его толщина превышает некоторое пороговое значение;
- показано, что наиболее вероятным источником ЛТП на прямом крыле сверхзвукового пассажирского самолет являются акустические волны,

излучаемые турбулентным пограничным слоем в передней части фюзеляжа.

Полученные в диссертации результаты обеспечивают основу для разработки физически обоснованных моделей ЛТП вплоть до формирования развитого турбулентного течения, их валидации и верификации.

Таким образом, полученные автором результаты важны для создания эффективных методов определения возмущений и механизмов зарождения турбулентности в номинально двумерных сверхзвуковых пограничных слоях при малых уровнях внешних возмущений. Разработанные модели и методы являются удобным инструментом для исследования процессов ЛТП при обтекании тел с произвольной геометрией, что является важным элементом отработки аэротермодинамики авиационной и ракетно-космической техники.

Работа выполнена на высоком научном-техническом уровне, а ее автор заслуживает присвоения ученой степени доктора физико-математических наук.

Доктор технических наук,
профессор

Подпись руки

Липницкого Ю.М. заверяю,
и.о. главного ученого

секретаря АО «ЦНИИмаш»,
доктор технических наук



Липницкий Ю.М.



Клюшников В.Ю.