

MODELLING OF LOCAL HEATING/COOLING EFFECT ON LAMINAR-TURBULENT TRANSITION IN SUPERSONIC FLOWS WITH ENGINEERING CORRELATIONS AND REYNOLDS AVERAGED NAVIER-STOKES EQUATIONS.

*Kovalev R.V., Kudryavtsev V.V., Churakov D.A,
TsNIImash, Russia*

Determination of laminar-turbulence transition onset in supersonic and hypersonic flows is one of the most important unsolved problems of modern applied aeromechanics. In spite of doubtless progress in modeling of transition phenomena on the basis of physically-grounded approaches such as boundary layer stability theory equations or direct numerical simulation using unsteady Navier-Stokes equations engineering and design practice is still forced using empirical approaches based on simplest correlations. Multifactor nature of laminar-turbulent transition (LTT) and existing of different transition scenarios [1] result in large uncertainties in such correlation formulas. Due to elevated levels of heat transfer in turbulent flows (compared to laminar) these uncertainties in LTT simulation lead to utilizing “conservative” estimations of turbulence arising during vehicle trajectory motion, which, in turn, leads to redundant weights of vehicle TPS.

Aforementioned multifactor nature of LTT, that is its dependence on large collection of aerophysics phenomena (flow compressibility, inflow disturbance level, surface roughness, nose bluntness, values of blowing or suction within the boundary layer, etc.) does not allow simultaneous detailed simulation of all those features but requires separate consideration of these factors to catch general rules of LTT development and possibility of transition control. One of these factors is transition control by local heating/cooling of a vehicle surface. It is long known that surface temperature may exert dual influence on the LTT onset in supersonic flow conditions. On the one hand, surface cooling leads to damping of first unstable disturbance mode and breaking LTT, but on the other hand – may lead to the growth of second (Mack’s) mode and acceleration of LTT. Local character of surface heating/cooling also may result in either increase or decrease of boundary layer receptivity to the disturbances [2]. A TransHyBerIAN project of EU FP7 program is just devoted to the studying this effect. A simple generic form – 7 degree slender cone with symmetric ring-like region near the sharp nose capable for local heating/cooling in $M \approx 6$ supersonic flow was selected for the studies. Both experimental studies of LTT for such flow conditions and capability of numerical predictions of LTT onset and LTT zone extensions are of principal interest.

This paper deals with two possible means for LTT prediction for the test conditions. First, it is using algebraic correlations usual for spacecraft design practice. Different empirical approximations for LTT onset prediction are analyzed and compared, in particular, as concern their possibility to account for effect of local heating/cooling on transition. Also different empirical approaches for simulation of transition zone extension both algebraic and linear-combination ones are considered.

Another approach used for theoretical predictions of the LTT and estimation of local heat supply/sink closely related to using correlations is using Reynolds averaged Navier-Stokes (RANS) equations with additional equations for transition Reynolds number Re_θ and value of turbulent intermittency γ . In present paper the γ - Re_θ model [3] together with k - ω SST turbulent viscosity differential model is employed for these purposes. As a matter of fact this approach is a method of incorporation of correlation relationships into modern CFD codes based on numerical integration of RANS equations. Originally developed for modelling incompressible or weakly-compressible flows this method [3] encounters some difficulties when applied to the simulation of flows at large Mach numbers. This paper also addresses the reasons for origination these difficulties and some ways for their elimination are proposed. On the other hand the γ - Re_θ model together with RANS equations and differential model of turbulent viscosity have non-local

character by their nature that distinguish them from common correlations (for most of them the LTT depends only on local characteristics of the boundary layer and flow prehistory is accounted only in some integral manner through the momentum thickness). It may give rise specific non-local effects, particularly caused by the effect of local heating/cooling those cannot be accounted for using usual engineering approaches.

In the present paper several engineering correlations as well as γ - Re_θ model [3] are compared with the available experimental data on hypersonic LTT for sharp circular cones.

Acknowledgments: The work presented in this paper was made within the project TransHyBerIAN (Characterization of Wall Temperature Effect during Transition of Hypersonic flow over a Cone By Experiments And Numerical Simulations) funded by European Commission under Grant agreement no. 263182.

1. E. Reshotko, "Transition Issues for Atmospheric Entry", 45th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, 8 - 11 January 2007, Reno, Nevada, AIAA 2007-0304
2. E. Reshotko, "Control of transition – I: Heating and cooling", VKI LS on Advances in Laminar-Turbulent transition Modeling. January 12-15 2009.
3. Langtry R., Menter F, Correlation-Based Transition Modeling for Unstructured Parallelized Computational Fluid Dynamics Codes, AIAA JOURNAL, Vol. 47, No. 12, December 2009

Моделирование влияния локального нагрева/охлаждения на ламинарно-турбулентный переход в сверхзвуковых течениях на основе корреляционных соотношений и усреднённых уравнений Навье-Стокса

Ковалёв Р.В., Кудрявцев В.В., Чураков Д.А, ЦНИИмаш, Россия

Повышенные уровни теплообмена в турбулентных течениях в сравнении с ламинарными потоками ставят определение положения перехода ламинарного пограничного слоя в турбулентный в сверх- и гиперзвуковых течениях проблему в ряд наиболее важных в прикладной аэромеханике. Несмотря на ряд заметных успехов в области моделирования переходных явлений на основе физически обоснованных подходов, таких как методов теории устойчивости и прямое моделирование нестационарных уравнений Навье-Стокса, в инженерной и конструкторской практике всё ещё вынуждено используются эмпирические подходы, основанные на простейших корреляционных соотношениях. Многофакторность процесса перехода и существование целого ряда различных механизмов и сценариев перехода приводят к большим погрешностям таких корреляционных соотношений. Такая неопределённость в моделировании перехода приводит к использованию завышенных (консервативных) оценок возникновения турбулентности при траекторном движении космических летательных аппаратов, которые, в свою очередь, приводят к избыточным весам теплозащиты этих аппаратов. Указанная выше многофакторность ламинарно-турбулентного перехода, т.е. зависимость его от очень обширного списка аэрофизических явлений (степени сжимаемости среды, уровня возмущений в набегающем потоке, шероховатости поверхности, величины носового притупления аппарата, значений вдува или отсоса в пограничном слое и пр.) при отсутствии возможности одновременного детального моделирования всех этих явления приводит к необходимости исследований всех таких факторов по отдельности, с целью уловить основные закономерности развития переходных явлений и возможности управления процесса перехода. Одним из таких факторов является управление переходом при помощи локального нагрева (охлаждения) поверхности аппарата. Достаточно давно известно, что температура поверхности аппарата может оказывать двойное влияние на положение ламинарно-турбулентного перехода в сверхзвуковых течениях. С одной стороны, охлаждение поверхности приводит к демпфированию первой неустойчивой моды возмущений и замедлению перехода, а с другой – может приводить к росту второй (Маковской) моды и ускорению ЛТП. Локальный характер нагрева/охлаждения поверхности может приводить как к увеличению, так и ослаблению восприимчивости пограничного слоя к возмущениям.

Проект 7-й Европейской рамочной программы TransHyBerIAN как раз и посвящён исследованию этого эффекта. В качестве объекта исследований выбрана простейшая форма тела острый семиградусный конус в сверхзвуковом потоке $M \approx 6$ с возможностью локального нагрева/охлаждения тела в симметричной кольцевой области в окрестности носка. Большой интерес представляет как сами результаты экспериментального исследования ЛТП в таких условиях, так и возможности расчётного предсказания положения и протяжённости области перехода для условий экспериментов.

В данной работе рассматриваются две возможности теоретического предсказания перехода для экспериментальных исследований. В первую очередь, это использование инженерных корреляционных соотношений, которые обычно используются в инженерной практике. Проводится анализ эмпирических аппроксимаций для определения положения перехода и сравнение их между собой, в частности в возможности учёта ими влияния локального нагрева/охлаждения на замедление или ускорение перехода. Также рассматриваются различные эмпирические модели расчёта протяжённости самой переходной области как алгебраические, так и линейно-комбинационные.

Другой метод теоретического предсказания перехода и оценки влияния локального теплоподвода, близко связанный с использованием корреляционных зависимостей – использование уравнений RANS с дополнительными уравнениями для числа Рейнольдса перехода и величины турбулентной перемежаемости. В данной работе использовалась γ – Re_θ [] модель перехода совместно с дифференциальной моделью турбулентной вязкости K – ω SST. По сути, такой подход является методом включения корреляционных соотношений для моделирования перехода в современные вычислительные программы, основанные на численном интегрировании уравнений RANS. Первоначально разработанный для расчёта несжимаемых и слабосжимаемых течений, метод [] сталкивается с некоторыми трудностями при попытках моделирования течений при больших числах Маха. В данной работе рассматриваются причины возникновения таких трудностей и предлагаются возможности их преодоления. С другой стороны, уравнения модели γ – Re_θ совместно с уравнениями RANS и дифференциальной моделью турбулентной вязкости по своей природе носят нелокальный характер, в отличие от обычных корреляционных зависимостей (для большинства которых переход зависит только от локальных характеристик пограничного слоя, а предыстория течения учитывается лишь интегральным образом, через толщину потери импульса). Это может приводить к дополнительным нелокальным эффектам, в частности, обусловленным влиянием локального нагрева/охлаждения, которые не могут быть учтены при использовании обычных инженерных подходов. Работа выполнена при поддержке Европейского Союза по гранту 7-й Европейской рамочной программы TransHyVeriAN 4-го созыва №263182.