

УСТОЙЧИВОСТЬ ЛАМИНАРНОГО ПОГРАНИЧНОГО СЛОЯ НА ПОВЕРХНОСТИ ПРОФИЛИРОВАННОГО СОПЛА ДЛЯ ЧИСЛА МАХА $M = 6$

С.О. Морозов^{1,2}, А.Н. Шиплюк^{1,3}

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

²*Новосибирский государственный университет, 630090 Новосибирск, Россия*

³*Новосибирский государственный технический университет, 630073 Новосибирск, Россия*

Исследования устойчивости и ламинарно-турбулентного перехода пограничного слоя в аэродинамических установках необходимы для понимания фундаментальных причин возникновения перехода, а так же для валидации теоретических или численных моделей. Для таких исследований поток, создаваемый аэродинамической установкой должен быть равномерным и малозумным (иметь малые пульсации). Равномерность потока достигается за счет специального профилирования сопла [1]. Пульсации в потоке создаются из-за конструктивных особенностей (дроссели, стыки деталей, измерительные приборы и др.) и турбулентного пограничного слоя, возникающего на стенках сопла [2]. Для подавления возмущений в форкамере перед дозвуковой частью сопла устанавливают набор сеток с различной степенью проницаемости. При малых возмущениях в форкамере и малой шероховатости на стенках сопла происходит ламинарно-турбулентный переход пограничного слоя. Для того что бы пограничный слой на всем протяжении сопла оставался ламинарным его профиль создают так что бы малые неустойчивые возмущения в пограничном слое не достигли уровня при котором возможен переход. Линейная теория устойчивости хорошо предсказывает рост собственных возмущений в пограничном слое.

В данной работе для определения положения перехода пограничного слоя на поверхности профилированного сопла аэродинамической трубы кратковременного действия Транзит-М рассчитанного на число Маха $M = 6$ используется e^N метод в рамках линейной теории устойчивости малых возмущений в пограничном слое [3]. Для пограничного слоя на поверхности профилированного гиперзвукового сопла характерны неустойчивые возмущения типа вихрей Гёртлера, возмущений первой и второй мод Мэка. Расчет устойчивости проводился в локальном линейном приближении с помощью метода коллокаций, как в работе [4].

Для расчета возмущений возмущений первой и второй мод Мэка использовалась система уравнений, описанная в работе [5]. Собственные значения и собственные функции находились для заданных размерных значений поперечного волнового числа и частоты ω возмущения. Расчет линейного развития неустойчивости Гёртлера проводился с помощью уравнений, описанных в [5]. Так как стационарные вихри Гёртлера нарастают быстрее нестационарных, расчет N-фактора проводился для фиксированного волнового числа и нулевой частоты.

Профили ламинарного пограничного слоя рассчитываются с помощью программы Fluent из пакета Ansys. Расчет проведен для сопла гиперзвуковой аэродинамической трубы кратковременного действия Транзит-М. Сопло рассчитано на число Маха $M = 6$ с выходным диаметром 0,3 м и длиной 1,46 м. Расчет проводился в осесимметричной постановке с ламинарной вязкостью. На входе в сужающуюся часть сопла выставлено граничное условие *pressure inlet*, на выходе – условие истечения в вакуум *pressure outlet*: $P = 0$. Температура стенки сопла $T_w = 295$ К. Единичное число Рейнольдса на выходе сопла

$$Re_{1\infty} = (4,6; 10,6; 19,4; 34,14 \text{ и } 48,1) \cdot 10^6 \text{ м}^{-1}.$$

На **Ошибка! Источник ссылки не найден.** показана зависимость максимального N-фактора возмущений вдоль поверхности сопла для единичных чисел Рейнольдса на выходе сопла $Re_{1\infty} = 19,4 \cdot 10^6 \text{ м}^{-1}$ и $Re_{1\infty} = 48,1 \cdot 10^6 \text{ м}^{-1}$. N-фактор вихрей Гёртлера растёт гораздо быстрее, чем для возмущений первой и второй мод Мэка. Максимальное значение N-фактора достигается в конце сопла и составляет $N_{\max} = 15,6$ и $20,9$ для $Re_1 = (19,4 \text{ и } 48,1) \cdot 10^6 \text{ м}^{-1}$, соответственно. Второе по скорости нарастания – возмущения первой моды Мэка. Для $Re_{1\infty} = 19,4 \cdot 10^6 \text{ м}^{-1}$ наиболее неустойчивыми являются возмущения с частотами $f = 15 \div 25$ кГц, для $Re_{1\infty} = 48,1 \cdot 10^6 \text{ м}^{-1}$ – $f = 25 \div 30$ кГц. Угол наклона волнового вектора данных возмущений меняется вниз по потоку лежит в пределах от 55° до 85° для исследуемых параметров потока. Рост N-фактора возмущений начинается от $x \approx 0,2$ м и достигает максимального значения на выходе из сопла $N_{\max} = 5,3$ и $8,9$ для $Re_{1\infty} = (19,4 \text{ и } 48,1) \cdot 10^6 \text{ м}^{-1}$, соответственно. Неустойчивость второй моды возмущений характерна для гиперзвукового потока, поэтому заметный рост N-фактора начинается там, где поток разгоняется до числа Маха $M > 5$. На исследуемом сопле $M > 5$ при $x > 0,4$ м. Видно, что N-фактор второй моды возмущений достигает максимального значения в конце сопла $N_{\max} = 2,5$ ($f = 75$ кГц) и $N_{\max} = 4$ ($f = 120$ кГц) для $Re_{1\infty} = 19,4 \cdot 10^6 \text{ м}^{-1}$ и $Re_{1\infty} = 48,1 \cdot 10^6 \text{ м}^{-1}$, соответственно.

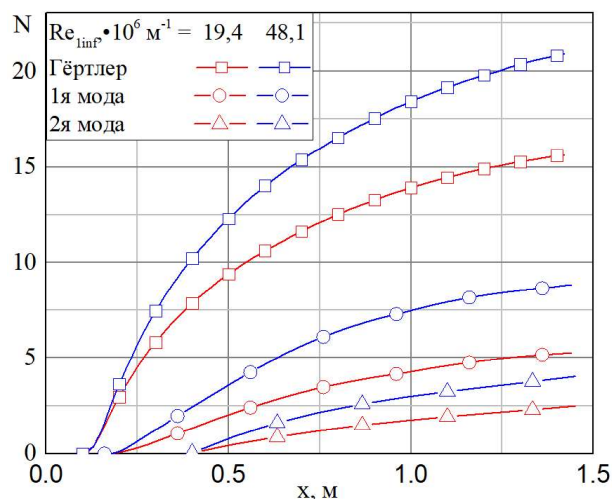


Рис. 1. Максимальный N-фактор возмущений вдоль поверхности сопла.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Aulchenko S.M., Galkin V.M., Zvegintsev V.I., Shpiyuk A.N. Numerical design of multimodal axisymmetric hypersonic nozzles for wind tunnels // J. of Applied Mechanics and Technical Physics. 2010. Vol.51, No.2. P. 218-225.
2. Schneider S.P. Development of Hypersonic Quiet Tunnels // J. of Spacecraft and Rockets. 2008. Vol.45, No.4. P. 641-664
3. Boiko A.V., Kirilovskiy S.V., Maslov A.A., Poplavskaya T.V. Engineering modeling of the laminar-turbulent transition: Achievements and problems (Review) // J. of Applied Mechanics and Technical Physics. 2015. Vol.56, No.5. P. 761-776.
4. Boiko A.V., Demyanko K.V., Nechepurenko Y.M. On computing the location of laminar-Turbulent transition in compressible boundary layers // Russian Journal of Numerical Analysis and Mathematical Modeling. 2017. Vol.32, No.1. P. 1-12.
5. Spall R.E., and Malik M.R. Goertler vortices in supersonic and hypersonic boundary layers // Physics of Fluids A. 1989. Vol. 1, No.11. P. 1822-1835.