

П.В. БУЛАТ,
д-р физ.-мат. наук,
Л.О. ВОКИН,
аспирант,
П.С. ЧЕРНЫШОВ,
аспирант
(ФГАОУ ВО
«Севастопольский
государственный
университет»,
Севастополь; БГТУ
«ВОЕНМЕХ»
им. Д.Ф. Устинова,
Санкт-Петербург)
pashachp8@gmail.com

Исследование применимости моделей турбулентности для расчетов центробежного компрессора микротурбинного двигателя в условиях ламинарно-турбулентного перехода

Проводится исследование влияния выбранной математической модели при моделировании проточной части компрессора микротурбинного двигателя. Представлено существенное влияние модели турбулентного движения на характер течения газа внутри компрессора, его коэффициент сжатия и коэффициент полезного действия.

Компрессор, ламинарно-турбулентный переход, модель турбулентности, численное моделирование

В случае беспилотных летательных аппаратов перспективно применение силовых установок на основе микротурбинных двигателей. Наиболее ответственной частью микротурбины является компрессор, эффективность которого в наибольшей степени влияет на КПД силовой установки в целом. В связи с этим предъявляются серьезные требования к качеству численного моделирования. Течения в межлопаточном пространстве колес микротурбинного двигателя происходят при низких числах Рейнольдса ($Re < 10^6$), что создает предпосылки к образованию ламинарно-турбулентного перехода, при котором часто возникают отрывные пузыри. Наличие низкорейнольдсовых течений в межлопаточном пространстве компрессора может приводить к необходимости использовать методы моделирования, способные стратифицировать области течения на ламинарные и турбулентные, а также учитывать влияние шероховатости поверхности на КПД лопаточной машины.

В качестве объекта исследования выбран реактивный микротурбинный двигатель JetCat P550 (рис. 1).

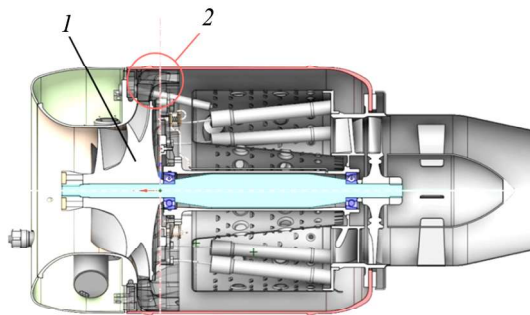


Рис. 1. Турбореактивный двигатель JetCat P550:
1 – колесо компрессора; 2 – диффузор компрессора

Исследуется применимость для расчетов центробежного компрессора ламинарной модели течения, модели турбулентности SST [1, 2] и переходной модели Transition SST $\gamma - Re_{\theta t}$ [3], в которой ламинарно-турбулентный переход прогнозируется на основе полуэмпирических моделей при достижении некоторых критических параметров пристеночного пограничного слоя. В модели Transition SST $\gamma - Re_{\theta t}$ к стандартным уравнениям SST-модели добавлено уравнение для переноса параметра перемежаемости γ , который определяет долю турбулентного течения во всем объеме потока. Если $\gamma = 1$, то течение турбулентное, если $\gamma = 0$, то течение ламинарное.

Для исследования влияния шероховатости выбраны три значения шероховатости: $R_a = 0$ мкм (абсолютно гладкая поверхность), $R_a = 1,6$ мкм (шлифование чистовое) и $R_a = 12,5$ мкм (фрезерование предварительное).

SST-модель является промышленным стандартом и позволяет получать качественные результаты в большинстве случаев, когда течение является развитым турбулентным или точка ламинарно-

турбулентного перехода заранее известна [4]. Однако если потоки имеют переходный участок и точка ламинарно-турбулентного перехода неизвестна, приходится прибегать к более сложным методам для моделирования низкорейнольдсовых течений [5, 6].

Как показало исследование применимости различных моделей турбулентности для моделирования внутренних течений с ламинарно-турбулентным переходом, стандартная SST-модель не позволяет получить удовлетворительные результаты [7]. Однако при моделировании течения внутри винтокольцевых движителей при умеренной нагрузке на винт и углах установки лопастей до $22\text{--}24^\circ$ с помощью SST-модели получены качественно такие же результаты, как и в случае применения модели Transition SST $\gamma - \text{Re}_{\theta t}$ [8]. Связано это с тем, что на данных режимах развитый отрыв потока и ламинарные отрывные пузыри не возникают, а протяженность ламинарного участка течения сравнительно невелика. Когда угол установки лопасти винта превышает $25\text{--}30^\circ$, начинают образовываться ламинарные отрывные пузыри, которые SST-модель качественно верно моделировать не может. В связи с этим разница в результатах моделирования и экспериментов значительна, что неприемлемо.

Выполненные исследования применимости различных моделей турбулентности к расчету низкорейнольдсовых аэродинамических профилей [9, 10] показали, что в условиях, когда момент ламинарно-турбулентного перехода заранее неизвестен, модель Transition SST $\gamma - \text{Re}_{\theta t}$ является более универсальным средством моделирования, чем стандартные модели.

Как показали исследования [11, 12], по мере увеличения кривизны линий тока и угла атаки, т. е. с увеличением коэффициента подъемной силы C_y , увеличивается число погрешностей при применении как SST-модели, так и модели ламинарного течения. Причина заключается в отрыве, индуцированном ламинарно-турбулентным переходом. Образующиеся при этом ламинарные пузыри повторно присоединяются к поверхности, но SST-модель передать этот эффект не может, в результате на профиле образуется турбулентный отрывной след [13].

При использовании ламинарной модели на высоконесущих профилях при большой кривизне линий тока развитый отрыв возникает гораздо раньше, чем это происходит физически, что в результатах численных расчетов дает завышенный уровень сопротивления.

В реальности в широком диапазоне углов атаки и кривизны линий тока отрыв, вызванный ламинарно-турбулентным переходом, сопровождается последующим повторным присоединением к стенке. Образуется тонкий ламинарный отрывной пузырь, который особым образом влияет на внешнее течение, создавая картину увеличения толщины и кривизны профиля [14]. Это приводит к росту C_y без увеличения лобового сопротивления у высоконесущих профилей.

Таким образом, на основе сделанного обзора можно сделать следующий вывод: чем больше градиент давления у поверхности и кривизна линий тока, тем сильнее ламинарно-турбулентный переход влияет на аэродинамические характеристики. Основной механизм – образование тонких ламинарных отрывных пузырей на поверхности, что SST-модель турбулентности и модель ламинарного течения адекватно описать не могут. При развитом отрыве модель Transition SST $\gamma - \text{Re}_{\theta t}$ не имеет решающих преимуществ.

Течение в межлопаточном пространстве центробежных компрессоров характеризуется значительно большими градиентами давления и кривизной линий тока, чем течение около аэродинамических профилей. В связи с этим указанные проблемы все более актуальны, и результаты, полученные при помощи различных моделей, должны отличаться значительнее.

Далее приведены результаты сравнительного расчетного исследования центробежного компрессора с применением моделей турбулентности SST- и Transition SST $\gamma - \text{Re}_{\theta t}$, а также модели ламинарного течения.

Исследуется центробежный компрессор на номинальном режиме работы двигателя $n = n_{\text{ном}} = 83000$ об/мин и на частичном режиме $n = 60 \% n_{\text{ном}} = 49800$ об/мин. В качестве исследуемых параметров рассматриваются следующие интегральные характеристики: полное давление на выходе из компрессора P_0 , МПа; мощность N , Вт; кпд компрессора по полным параметрам η_0 . Эти данные известны из паспортных характеристик двигателя JetCat P550.

Массовый расход воздуха для данных режимов считается заданным: на номинальном режиме работы $G = G_{\text{ном}} = 0,93 \text{ кг/с}$, на частичном режиме работы $G = 60 \% G_{\text{ном}} = 0,558 \text{ кг/с}$. Для окружающей среды приняты условия стандартной атмосферы на уровне моря – давление $P = 0,1013 \text{ МПа}$ и температура $T = 288 \text{ К}$. Геометрия проточной части получена в результате сканирования поверхности колеса и статора компрессора (рис. 2).

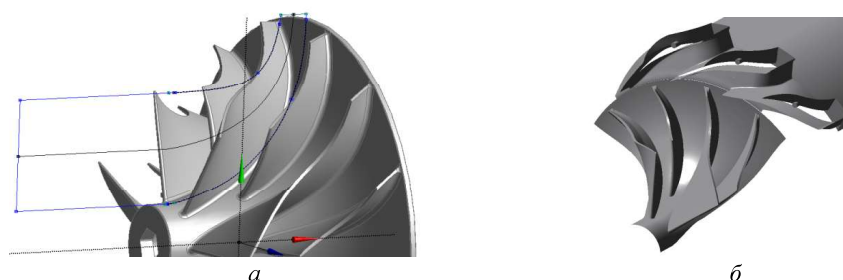


Рис. 2. Рабочее колесо с обводами проточной части и меридиональным сечением (а); колесо и статор компрессора (б)

Задачей исследования является сравнение результатов расчета параметров P_0 , N , η_0 , полученных с использованием разных моделей, с известными паспортными характеристиками двигателя JetCat P550.

Расчетная область разбита на два домена – вращающееся колесо компрессора и неподвижный статор. Для сокращения требуемых вычислительных ресурсов вращающийся домен образован 1/4 колеса компрессора (рис. 2, а), а неподвижный – одной лопаткой статора (рис. 3). Сшивка решений обеспечена граничным условием окружной симметрии. Проточная часть за лопаточным диффузором (см. рис. 3) искусственно продлена в область камеры сгорания с целью стабилизации течения рабочего тела в канале перед выходным граничным условием, которое чувствительно к возвратным течениям и влиянию «вверх по потоку». Течение считается адиабатическим. На твердых поверхностях поставлено граничное условие прилипания.

Между доменами назначен сеточный интерфейс с условием Stage Mixing Plane, осредняющий поля параметров по углу. Это сделано во избежание неадекватного обратного влияния от статора на течение в межлопаточном пространстве колеса, которое может проявиться в данном стационарном расчете в зависимости от взаимного расположения сеток.

Сеточная модель колеса компрессора построена в специализированном модуле TurboGrid, позволяющем создавать структурированные сетки для проточных частей турбомашин. В модуле TurboGrid автоматически создается сгущение около стенок. В качестве управляющей величины был выбран параметр y^+ – безразмерное расстояние от первого узла сетки до стенки, равный $y^+ = 1$ при заданном $Re = 10^6$.

На рис. 4 показана полученная структурированная сетка в меридиональном сечении.



Рис. 3. Сеточная модель одного сегмента статора

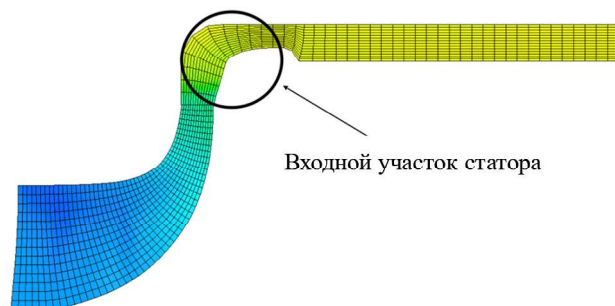


Рис. 4. Меридиональное сечение модели компрессора

Для статора в модуле Mesh сгенерирована неструктурированная сетка. Задано сгущение сетки у стенки со следующими параметрами: суммарная толщина призматических слоев – 1,5 мм, количество слоев – 7, отношение толщин слоев – 1,5.

Расчеты выполнялись методом установления при достижении остаточной невязки по η_0 на уровне менее 0,1 %. Если такая невязка не достигалась, то расчеты останавливались после 10000 итераций. Шаг по времени задавался автоматически.

Для моделей турбулентности взяты настройки по умолчанию.

В таблице приведены результаты расчетов интегральных характеристик компрессора.

n , об/мин	G , кг/с	R_a , мкм	P_0 , МПа	N , Вт	η_0
49800	0,558	Ламинарная модель			
		0,0	0,1788	56378	0,794
		1,7	0,1788	56378	0,794
		12,6	0,1788	56378	0,794
83000	0,930	0,0	0,3142	166469	0,631
		1,7	0,3142	166469	0,631
		12,6	0,3142	166469	0,631
		Модель SST			
49800	0,558	0,0	0,1788	59397	0,748
		1,7	0,1720	59561	0,692
		12,6	0,1662	58622	0,640
		83000	0,930	0,0	0,3582
1,7	0,3441			162600	0,621
12,6	0,3323			161387	0,621
Модель Transition SST $\gamma - Re_{\theta_l}$					
49800	0,558	0,0	0,1798	59771	0,751
		1,7	0,1794	60073	0,750
		12,6	0,1793	59901	0,749
		83000	0,930	0,0	0,3762
1,7	0,3688			173079	0,643
12,6	0,3748			169409	0,659

Как видим (см. таблицу), и выбор модели, и уровень шероховатости поверхности существенно влияют на результаты расчетов. У оригинального компрессора двигателя JetCat P550 паспортное значение $P_0 = 0,3850$ МПа. Модель Transition SST $\gamma - Re_{\theta_l}$ демонстрирует почти такое же расчетное значение, причем зависимость от степени шероховатости незначительная, что говорит о преимущественно ламинарном характере течения на поверхности колеса.

В рамках ламинарной модели получено течение с развитыми отрывными областями, что сказалось на значении P_0 . Ламинарная модель не учитывает наличие шероховатости.

С помощью SST-модели получены результаты, характерные для полностью турбулентного пограничного слоя, полное давление за компрессором падает с ростом шероховатости.

Для анализа влияния пограничных слоев были построены профили средних параметров течения в характерных сечениях компрессора (рис. 5): на входе (сечение 0–0), на входе в статор (сечение 1–1), на выходе из статора (сечение 2–2). Поток разворачивается в компрессоре на 90° два раза: первый раз – в колесе, второй раз – в статоре. У параметра «относительная высота» за ноль принята в сечении 0–0 втулка, в сечении 1–1 диск колеса, в сечении 2–2 обечайка статора. Профили параметров (рис. 6) выведены для результатов расчетов, полученных при помощи модели Transition SST $\gamma - Re_{\theta_l}$.

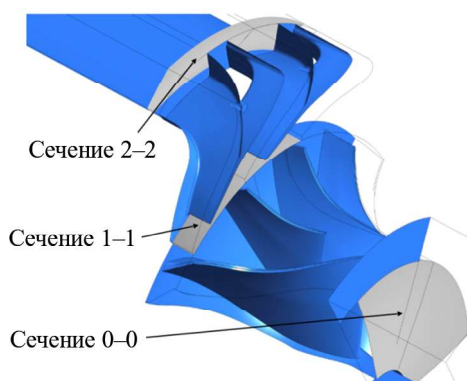


Рис. 5. Характерные сечения компрессора

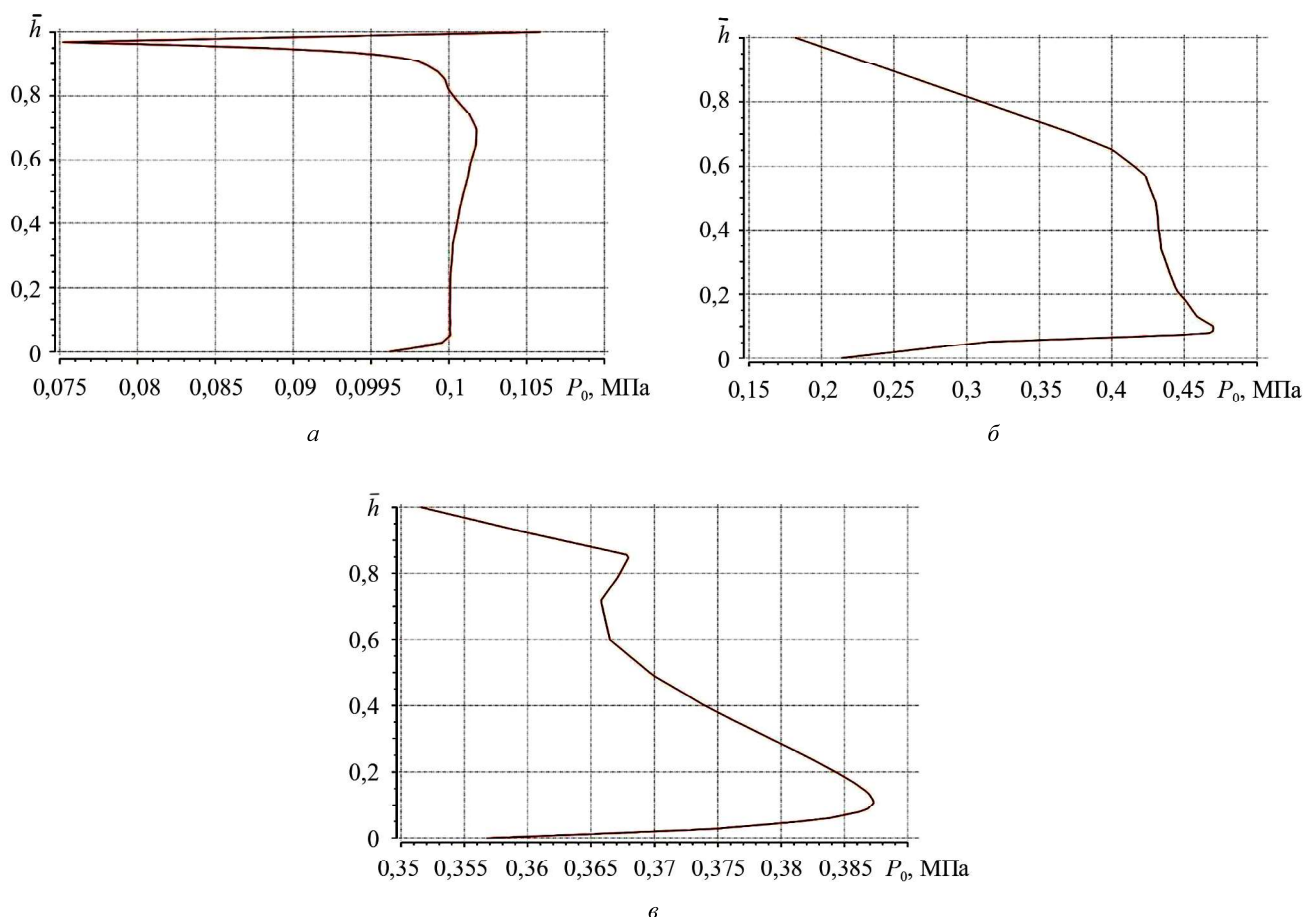


Рис. 6. Профиль полного давления в сечениях 0–0 (а), 1–1 (б); 2–2 (в) в зависимости от относительной высоты $\bar{h}$

Как видим (рис. 6, б), профиль полного давления в сечении 1–1 характерен для ламинарного и частично турбулентного пограничного слоя, а уже в сечении 2–2 (рис. 6, в) – для турбулентного. Появление «языков» турбулентного течения в пограничном слое в сечении 1–1 хорошо заметно на поле скорости (рис. 7).

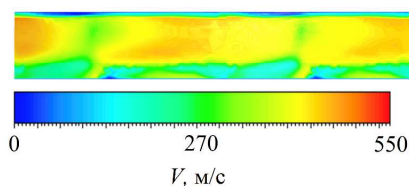


Рис. 7. Поле скорости в зазоре в сечении 1–1

Толщина пограничного слоя достигает 10 % сечения на выходе из статора компрессора. Данный факт подтверждает важность корректного моделирования пограничного слоя и правильного выбора модели турбулентности.

Для выяснения отличия расчетных результатов от паспортных данных были построены картины течения в межлопаточном пространстве. На полях распределения чисел Маха (рис. 8) и полной температуры (рис. 9) хорошо видны слабые скачки уплотнения одного направления, образующие при интерференции более мощный скачок.

Как видим (см. рис. 8), один слабый скачок распространяется от лопатки колеса, а второй – от лопатки статора. Потери полного давления на скачках могут быть причиной «недобора» степени сжатия компрессора. Образование скачков является штатным режимом работы. Возможно, это чисто вычислительный эффект, вызванный искусственной стыковкой четверти колеса с одной лопаткой статора при использовании различных условий окружной симметрии.

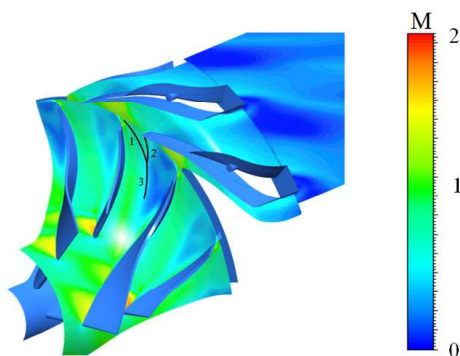


Рис. 8. Поле чисел Маха в сечении 50 % высоты лопатки: 1, 2 – слабые скачки уплотнения; 3 – результирующий скачок

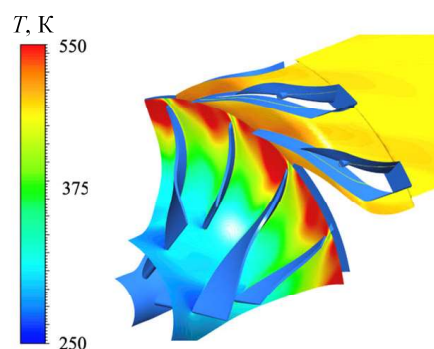


Рис. 9. Поле полной температуры в сечении 50 % высоты лопатки

Таким образом, выполненные исследования демонстрируют однозначное преимущество модели турбулентности Transition SST $\gamma - \text{Re}_{\theta^*}$ при $\text{Re} < 10^6$. Как правило, лопатки компрессора и направляющего аппарата (диффузора) выполняются гладкими шлифованными, т. е. при таких числах Рейнольдса значительная часть пограничных слоев является ламинарными или переходными. Большой положительный градиент давления приводит к отрывам чисто ламинарного пограничного слоя, поэтому ламинарная модель занижает степень повышения давления примерно на 20 %, что является неприемлемой погрешностью. Стандартная SST-модель предполагает, что на поверхности пограничные слои полностью турбулентные, т. е. завышается сила трения. Кроме того, SST-модель не может передать образование отрывных пузырей. В связи с этим возникают погрешности до 10 %.

Работа выполнена при финансовой поддержке Министерства науки и высшего образования Российской Федерации в ходе реализации проекта «Фундаментальные основы механики, систем контроля и управления беспилотных авиационных систем с формообразующими конструкциями, глубоко интегрированными с силовыми установками, и уникальными свойствами, неприменимыми сегодня в пилотируемой авиации», № FEFM-2020-0001.

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Menter F.R., Langtry R., Volker S. Transition Modelling for General Purpose CFD Codes // Flow, Turbulence and Combustion. 2006. Vol. 77. P. 277–303.
2. Menter F.R. Zonal Two-Equation $k-\omega$ Turbulence Models for Aerodynamic Flows // Proc. of the 23rd Fluid Dynamics, Plasmadynamics, and Lasers Conference, July 6–9, 1993, Orlando, USA. AIAA Paper № 93-2906.
3. Langtry R.B., Menter F.R. Correlation-Based Transition Modeling for Unstructured Parallelized Computational Fluid Dynamics Codes // AIAA Journal. 2009. Vol. 47. Iss. 12. P. 2894–2906.
4. Menter F.R., Kuntz M., Langtry R. Ten Years of Industrial Experience with the SST Turbulence Model // Turbulence, Heat and Mass Transfer / Eds K. Hajalic, Y. Nogano, M. Tummers. Begell House, 2003. Vol. 4. P. 625–632.
5. Кусюмов А.Н. и др. Моделирование обтекания неподвижного кругового цилиндра с учетом ламинарно-турбулентного перехода // Изв. вузов. Авиационная техника. 2012. № 3. С. 31–34.
6. Богомазова Г.Н. и др. О моделировании работы элементов щелевой механизации крыла в штопорном эксперименте при низких числах Рейнольдса // Изв. вузов. Авиационная техника. 2021. № 3. С. 83–88.
7. Gorji S. et al. A Comparative Study of Turbulence Models in a Transient Channel Flow // Computers and Fluids. 2014. Vol. 89. P. 111–123.
8. Булат П.В., Продан Н.В., Вокин Л.О. Сравнение моделей турбулентности при расчете модельного винтокольцевого движителя // Изв. вузов. Авиационная техника. 2022. № 4. С. 74–80.
9. Rogowski K., Krolak G., Bangga G. Numerical Study on the Aerodynamic Characteristics of the NACA0018 Airfoil at Low Reynolds Number for Darrieus Wind Turbines Using the Transition SST Model // Processes [Electronical Journal]. 2021. Vol. 9. URL: <https://www.mdpi.com/2227-9717/9/3/477> (дата обращения: 29.04.2023).
10. Liu Y., Li P., Jiang K. Comparative Assessment of Transitional Turbulence Models for Airfoil Aerodynamics in the Low Reynolds Number Range // Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics. 2021. Vol. 217. Iss. 4. Article № 104726.
11. Wauters J., Degroote J. On the Study of Transitional Low-Reynolds Number Flows over Airfoils Operating at High Angles of Attack and Their Prediction Using Transitional Turbulence Models // Progress in Aerospace Sciences. 2018. Vol. 103. P. 52–68.

12. Holman J., Furst J. Numerical Simulation of Separation Induced Laminar to Turbulent Transition over an Airfoil // Journal of Computational and Applied Mathematics. 2021. Vol. 394. Article № 113530.
13. Булат П.В. и др. Исследование характеристик аэродинамических профилей с отбором воздуха с верхней поверхности и заданным распределением давления // Изв. вузов. Авиационная техника. 2022. № 3. С. 71–78.
14. Булат П.В., Продан Н.В., Курнухин А.А. О влиянии ламинарно-турбулентного перехода при численном моделировании профиля крыла // Изв. вузов. Авиационная техника. 2021. № 3. С. 89–98.

Поступила в редакцию 31.05.23

После доработки 1.06.23

Принята к публикации 1.06.23

Study of Applicability of Turbulence Models for Calculations of a Microturbine Engine Centrifugal Compressor under Laminar-Turbulent Transition Conditions

P.V. BULAT^{1,2}, L.O. VOKIN^{1,2}, P.S. CHERNYSHOV^{1,2}

¹ Sevastopol State University, Sevastopol

² Baltic State Technical University “Voenmeh”, Saint Petersburg

The influence of the selected mathematical model in simulation of the compressor flow passage of the microturbine engine, is studied. The significant influence of the turbulent model on the character of gas flow in compressor, its compression ratio and efficiency, is shown.

Compressor, laminar-turbulent transition, turbulence model, numerical simulation