

АНАЛИЗ ВЛИЯНИЯ МОДЕЛЕЙ ТУРБУЛЕНТНОЙ ВЯЗКОСТИ НА РАСЧЕТ СТРУЙНЫХ ТЕЧЕНИЙ ПРОДУКТОВ СГОРАНИЯ РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

Институт технической механики

*Национальной академии наук Украины и Государственного космического агентства Украины,
ул. Лешко-Попеля, 15, 49005, Днепр, Украина; e-mail: itm12@ukr.net*

У роботі наводяться результати розрахунків течій в турбулентних газових струменях з використанням моделей турбулентної в'язкості: алгебраїчної Сафронова А. і однопараметричних диференціальних моделей Секундова А. і Nut-90. Метою роботи є вибір із запропонованих трьох моделей найбільш відповідної моделі турбулентності, призначеної для використання при проведенні розрахунків течій в надзвукових турбулентних струменях продуктів згоряння реактивних двигунів. Розрахунок турбулентної течії в надзвуковому струмені здійснюється неявним маршовим методом уздовж осі струменя розв'язання рівнянь «в'язкого шару». Вибір моделі турбулентності, призначеної для розрахунку турбулентних течій в надзвукових струменях продуктів згоряння ракетних двигунів, ґрунтується на порівнянні результатів розрахунків з наведеними в літературі експериментальними даними. На основі порівняння з експериментальними даними для проведення розрахунків течій в турбулентних струменях реактивних двигунів були обрані алгебраїчна модель турбулентності і однопараметрична диференціальна модель турбулентності Nut-90. У моделі турбулентності Секундова реалізується завищене турбулентне перемішування в порівнянні з експериментальними даними, і тому цю модель було виключено з подальшого аналізу. З використанням обраних двох моделей турбулентності було проведено порівняльні розрахунки течій в струменях продуктів згоряння для двох реактивних двигунів, які відрізняються як розмірами вихідного сопла, так і складом продуктів згоряння. З результатів проведених досліджень течій в струменях продуктів згоряння можна зробити висновок про те, що жодна з досліджених моделей турбулентності не може бути використана в якості універсальної моделі для розрахунку течій в турбулентних струменях продуктів згоряння реактивних двигунів. Вибір відповідної моделі турбулентності може бути заснований тільки на експериментальних даних.

В работе приводятся результаты расчетов течений в турбулентных газовых струях с использованием моделей турбулентной вязкости: алгебраической Сафронова А. и однопараметрических дифференциальных моделей Секундова А. и Nut-90. Целью работы является выбор из предложенных трех моделей наиболее подходящей модели турбулентности, предназначенной для использования при проведении расчетов течений в сверхзвуковых турбулентных струях продуктов сгорания реактивных двигателей. Расчет турбулентного течения в сверхзвуковой струе осуществляется неявным маршевым методом вдоль оси струи решением уравнений «вязкого слоя». Выбор модели турбулентности, предназначенной для расчета турбулентных течений в сверхзвуковых струях продуктов сгорания ракетных двигателей, основывается на сравнении результатов расчетов с приведенными в литературе экспериментальными данными. На основе сравнения с экспериментальными данными для проведения расчетов течений в турбулентных струях реактивных двигателей были выбраны алгебраическая модель турбулентности и однопараметрическая дифференциальная модель турбулентности Nut-90. В модели турбулентности Секундова реализуется завышенное турбулентное перемешивание по сравнению с экспериментальными данными, и поэтому эта модель была исключена из последующего анализа. С использованием выбранных двух моделей турбулентности были проведены сравнительные расчеты течений в струях продуктов сгорания для двух реактивных двигателей, которые отличаются как размерами выходного сопла, так и составом продуктов сгорания. Из результатов проведенных исследований течений в струях продуктов сгорания можно сделать вывод о том, что ни одна из исследованных моделей турбулентности не может быть использована в качестве универсальной модели для расчета течений в турбулентных струях продуктов сгорания реактивных двигателей. Выбор подходящей модели турбулентности может быть основан только на экспериментальных данных.

This paper reports the results of calculations of turbulent gas jet flows with the use of an algebraic turbulence model (Safronov's model) and two one-parameter differential turbulence models (Sekundov's model and the Nut-90 model). The aim of the paper is to choose the model most appropriate for jet engine combustion product flow calculation out of the three above-mentioned models. A turbulent flow in a supersonic jet is calculated by solving the "viscous layer" equations by application of an implicit marching method along the jet axis. The turbulence model is chosen by comparing the calculated data with experimental data reported in the literature. Using this choice criterion, the algebraic turbulence model and the Nut-90 one-parameter differential turbulence model were chosen for the calculation of turbulent jet engine flows. Sekundov's turbulent model overestimates turbulent mixing in comparison with the experimental data; because of this, that model was excluded from the subsequent analysis. Using the two chosen turbulence models, flows in combustion product jets were calculated for two jet engines differing both in the exit nozzle dimensions and in the combustion product composition. From the results of the study of flows in combustion product jets it may be concluded that none of the three turbulence models considered cannot be used as a universal model in the calculation of jet engine combustion product flows. The appropriate turbulence model can only be chosen based on experimental data.

© В. П. Галинский, 2018

Ключевые слова: струя, турбулентность, эксперимент, ракетный двигатель, продукты сгорания, численный расчет, параметры потока.

При расчете струйных течений газа одной из основных проблем является выбор модели турбулентности, позволяющей адекватно моделировать процессы в струе. Вопросы выбора различных моделей турбулентности рассматривались в работах [1, 2] с использованием экспериментальных данных [3, 4]. В расчетных моделях, реализованных в [1, 2], используется метод установления по времени для решения осредненных уравнений Рейнольдса (модель RANS), что налагает ограничения на размеры расчетной сетки вдоль оси струи и значительно увеличивает время счета. Использование маршевого метода расчета течения в сверхзвуковой струе позволяет использовать более густую сетку в поперечном направлении и не имеет никаких ограничений на количество шагов вдоль оси струи, т. к. на каждом маршевом шаге вдоль струи решение переводится со старого слоя на новый слой. В настоящей работе используется алгоритм решения уравнений Навье–Стокса в приближении «вязкого слоя», описанный в [5]. В работе [6] рассчитаны струйные течения продуктов сгорания методом [5] с использованием модели турбулентности Nut-90.

Целью данной работы является тестирование трех моделей турбулентности, используемых для маршевого расчета струй продуктов сгорания ракетного двигателя в приближении «вязкого слоя».

Для проверки работоспособности реализованных моделей расчета турбулентности (алгебраическая модель Сафронова [4], модель Секундова [7], модель Nut-90 [8]) были проведены сопоставления с экспериментальными результатами по литературным данным [3, 4].

Для сравнения с экспериментальными данными Сейнера [3] были проведены расчеты течения в сверхзвуковой перерасширенной струе холодного воздуха при следующих параметрах потока на срезе сопла: нерасчетность $n = p_a / p_e = 1,45$, температура $T_a = 163$ К, число Маха $M_a = 2$. Параметры атмосферы: температура $T_e = 293$ К, давление $p_e = 1$ бар. Здесь нижний индекс a соответствует параметрам потока на срезе сопла, а нижний индекс e – параметрам атмосферы. Для поведения расчетов был использован компонентный состав воздуха с массовым содержанием кислорода $X_{O_2} = 0,23$ и азота $X_{N_2} = 0,77$. Расчеты были проведены для трех моделей турбулентности: алгебраической Сафронова, дифференциальной Секундова, дифференциальной Nut-90. На рис. 1 приведены сравнения с экспериментальными данными [3] результатов расчетов распределений статического давления вдоль оси струи для трех моделей турбулентности. Вдоль нижней оси рисунка задается продольная координата x , отнесенная к радиусу сопла R .

На этом и всех последующих рисунках цифрами 1, 2 и 3 обозначены результаты расчетов, полученные по алгебраической [4], Секундова [7] и Nut-90 [8] моделям турбулентности соответственно. Экспериментальные данные [3] нанесенные кружками.

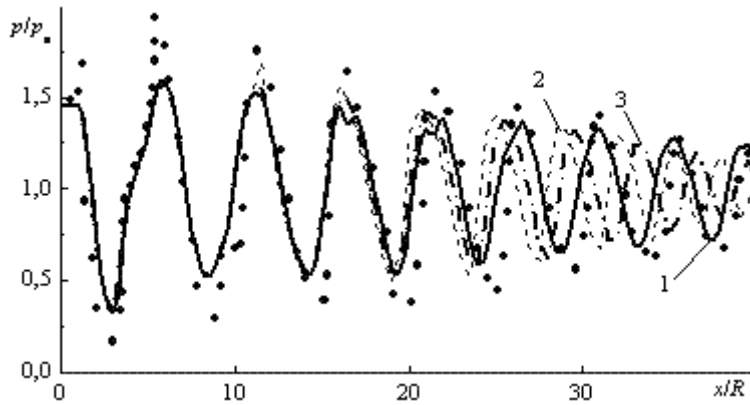


Рис. 1

Из сравнения результатов на рис. 1 видно, что наилучшим образом согласуются с экспериментальными данными результаты, полученные по алгебраической модели турбулентности.

Таким образом, можно отметить, что при расчете течения в холодной струе наилучшие результаты получаются при использовании алгебраической модели турбулентности.

В работе [4] представлены результаты измерений перерасширенных «горячих» струй модели 1:5 «Зенит». Температура в камере сгорания $T_o = 2950$ К, число Маха на срезе сопла $M_a = 4$, нерасчетность $n = 0,65$.

Избыточное давление торможения Пито $p_{izb} = (p'_o/p_e - 1)$ вычисляется по давлению торможения p'_o за прямым скачком

$$p'_o = p \left(\frac{\gamma - 1}{\gamma + 1} \right) \cdot \left(\frac{(\gamma + 1)^2}{2(\gamma - 1)} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}} \frac{M^2}{(2\gamma/(\gamma - 1) - 1/M^2)^{1/(\gamma - 1)}}.$$

Здесь $\gamma = C_p/C_v$ – отношение удельной теплоемкости газа при постоянном давлении C_p удельной теплоемкости газа при постоянном объеме C_v .

Сравнение данных расчетов избыточного давления торможения на оси струи с измерениями приведено на рис. 2.

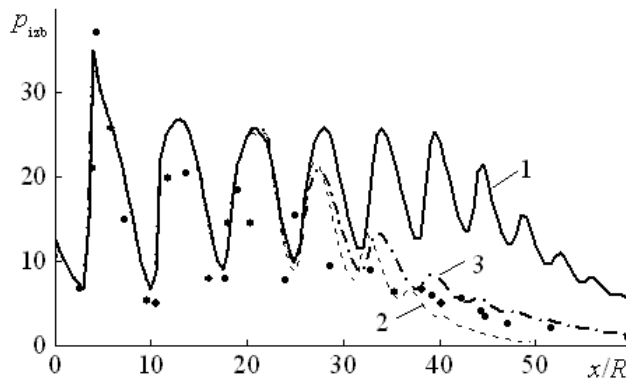


Рис. 2

Из сравнения результатов расчетов с экспериментальными данными на рис. 2 видно, что наилучшим образом согласуются с экспериментальными данными результаты, полученные по дифференциальной модели турбулентности Nut-90. Избыточное давление торможения на оси струи p_{izb} завышено для алгебраической модели и занижено для модели Секундова. При расчете течения в «горячей» струе наилучшие результаты получаются при использовании модели Nut-90.

Сравнения с экспериментальными данными показывают, что в одних случаях предпочтительно использовать алгебраическую модель турбулентности (эксперимент Seiner J. M., Norum T. D. [3] для холодной струи), в других случаях (эксперимент Сафронов А. В. [4] для горячей струи) – дифференциальную модель турбулентности Nut-90. В первом и во втором случаях модель Секундова показала худшие результаты, которые обусловлены более интенсивным турбулентным перемешиванием в струе. На основании полученных результатов были выбраны модели – алгебраическая и Nut-90 для проведения сравнительных расчетов истечения горячих струй продуктов сгорания для двух реактивных двигателей, отличающихся диаметрами выходного сечения сопла и составом продуктов сгорания в выходном сечении сопла.

Для первого двигателя заданы следующие параметры на срезе сопла: диаметр сопла $D_a = 1,683$ м, угол полураствора сопла $\beta = 8,15^\circ$, нерасчетность $n = 0,687$, температура $T_a = 1712$ К, число Маха $M_a = 3,8$. Массовый состав основных компонентов продуктов сгорания в выходном сечении сопла $X_{H_2O} = 0,415$, $X_{CO} = 0,234$; $X_{CO_2} = 0,272$, $X_H = 0,0005$, $X_{H_2} = 0,079$, $X_{OH} = 0,00025$.

Распределения параметров потока вдоль оси струи, полученные численно для алгебраической и Nut-90 моделей турбулентности, приведены на рис. 3 для: а) отношения давлений p/p_e , б) температуры T в градусах Кельвина, в) скорости U вдоль оси струи, м/с, г) числа Маха M . До сечения $x/R \approx 40$ параметры потока для обеих моделей турбулентности достаточно хорошо согласуются, основные отличия результатов расчетов по этим моделям начинаются для $x/R > 40$, которые обусловлены более интенсивным турбулентным перемешиванием, реализующемся в алгебраической модели.

Интенсивность турбулентного перемешивания хорошо видна на полях изолиний продольной скорости (а) и температуры (б), приведенных на рис. 4. Результаты расчетов, полученные по алгебраической модели турбулентности, приведены на верхних рисунках, а для модели Nut-90 – на нижних рисунках. Для улучшения наглядности поля изолиний построены с поперечными размерами, увеличенными в 5 раз.

Результаты расчета турбулентной струи продуктов сгорания первого двигателя, полученные по двум моделям, имеют значительные расхождения при $x/R > 40$, и требуются экспериментальные данные для выбора предпочтительной модели турбулентности.

Для второго двигателя заданы следующие параметры на срезе сопла: диаметр сопла $D_a = 0,336$ м, угол полураствора сопла $\beta = 13,5^\circ$, нерасчетность $n = 0,935$, температура $T_a = 1887$ К, число Маха $M_a = 3,1$.

Массовый состав основных компонентов продуктов сгорания в выходном сечении сопла $X_{N_2} = 0,075$; $X_{H_2O} = 0,009$, $X_{CO} = 0,307$; $X_{CO_2} = 0,002$, $X_H = 0,0005$, $X_{H_2} = 0,459$, $X_{HCl} = 0,147$.

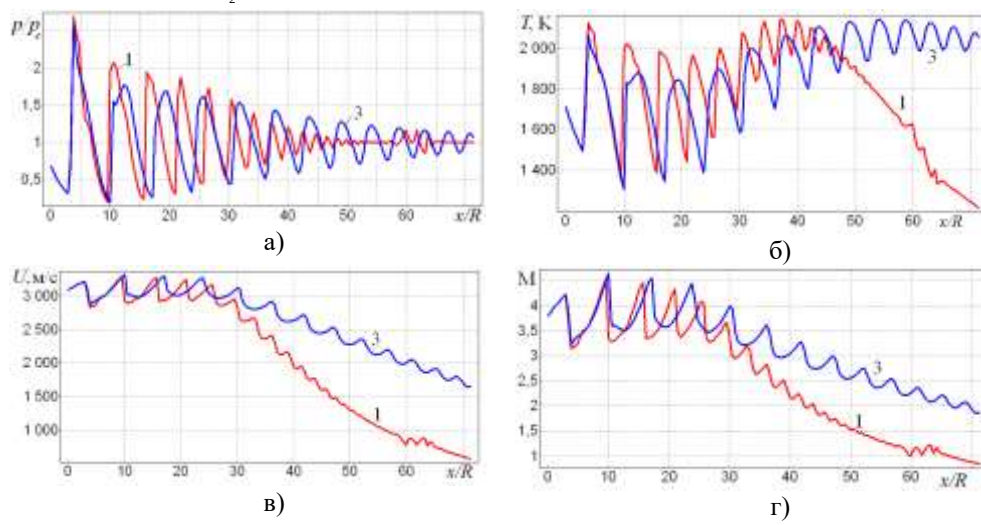


Рис. 3

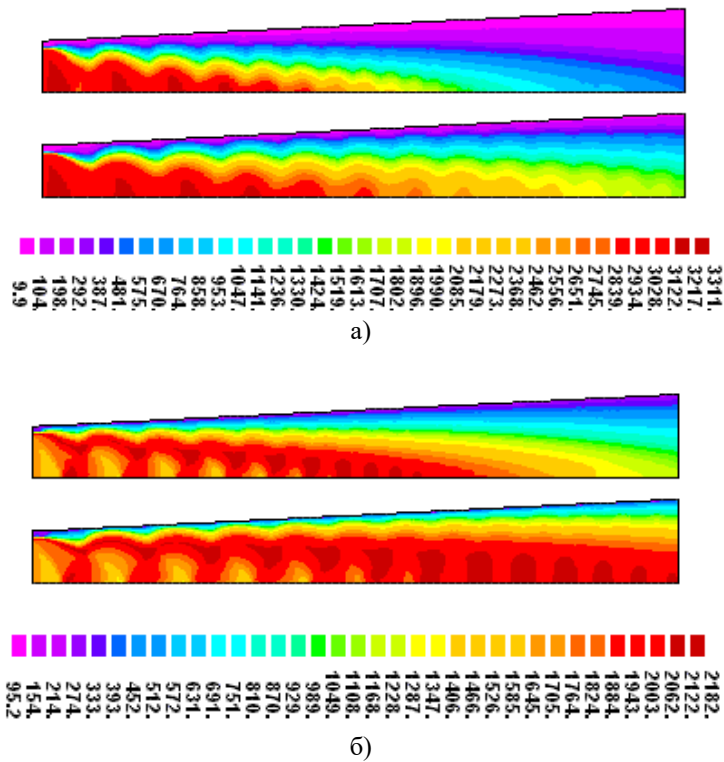


Рис. 4

Полученные численные распределения параметров потока вдоль оси струи приведены на рис. 5 для: а) избыточного давления торможения p_{izb} , б) температуры T К, в) скорости U м/с, г) числа Маха.

Поля изолиний продольной скорости и температуры приведены на рис. 6 с поперечными размерами, увеличенными в 5 раз: а) – для продольной скорости, б) – температуры. Верхние рисунки соответствуют алгебраической модели турбулентности, нижние – модели Nut-90.

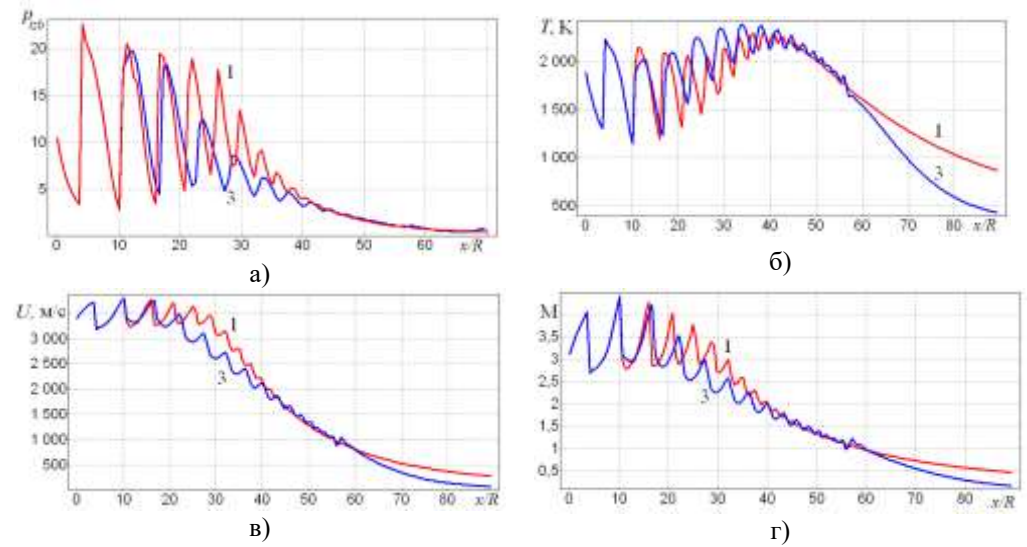


Рис. 5

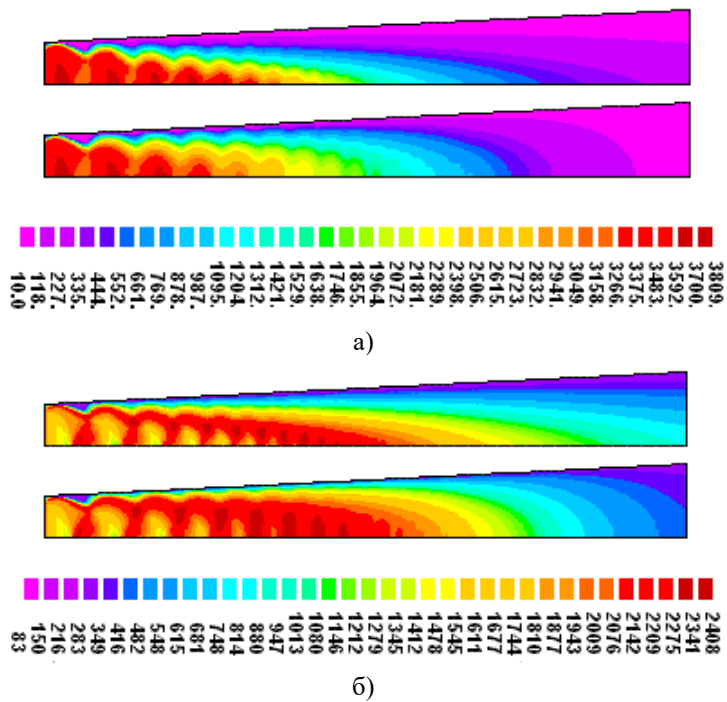


Рис. 6

Параметры потока, полученные по обеим моделям, хорошо согласуются. Более интенсивное турбулентное перемешивание реализуется для модели Nut-90. Для расчета турбулентной струи продуктов сгорания второго двигателя могут быть использованы обе модели, но предпочтительней пользоваться алгебраической моделью.

Выводы. Рассмотрены три модели турбулентности: алгебраическая Сафронова А., Секундова А. и Nut-90. Из сравнения с экспериментальными данными для дальнейшего использования выбраны две модели турбулентности – алгебраическая и Nut-90, модель Секундова отпадает, т. к. реализуется завышенное турбулентное перемешивание. Из результатов расчетов течений в горячих турбулентных струях продуктов сгорания для двух реактивных двигателей видно, что для одного двигателя результаты, полученные по обеим моделям, хорошо согласуются, а для другого двигателя отличия результатов значительные на основном участке струи при $x/R > 40$ и неясно, какая модель предпочтительнее. Для выбора предпочтительной модели необходимо иметь экспериментальные данные.

- 1 Молчанов А. М. Численный метод расчета сверхзвуковых турбулентных струй. Физико-химическая кинетика в газовой динамике. 2009. С. 1–24. URL: <http://www.chemphys.edu.ru/pdf/2009-12-14-001.pdf>.
- 2 Ларина Е. В., Крюков И. А., Иванов И. Э. Моделирование осесимметричных струйных течений с использованием дифференциальных моделей турбулентной вязкости. Труды МАИ. 2015. Выпуск № 91. 24 с. URL: <http://www.mai.ru/science/trudy>.
- 3 Seiner J. M., Norum T. D. Experiments of shock associated noise on supersonic jets. AIAA Paper. 1979. № 79-1526.
- 4 Сафронов А. В. Метод расчета струй продуктов сгорания при старте. Физико-химическая кинетика в газовой динамике. 2006. С. 1–19. URL: <http://www.chemphys.edu.ru/pdf/2006-10-23-001.pdf>.
- 5 Тимошенко В. И., Белоцерковец И. С. Маршевый расчет течения при взаимодействии сверхзвуковой турбулентной струи со спутным ограниченным дозвуковым потоком. Вісн. Дніпропетр. ун-ту. 2008. 1, вип. 1. С. 15–23.
- 6 Тимошенко В. И., Дешко А. Е. Численное моделирование истечения сверхзвуковой многокомпонентной химически реагирующей струи продуктов сгорания ракетного двигателя. Космічна наука і технологія. 2017. Т. 23, № 5. С. 3–11.
- 7 Секундов А. Н. Применение дифференциального уравнения для турбулентной вязкости к анализу плоских неавтономных течений. Изв. АН СССР. Сер. МЖГ. 1971. № 5. С. 114–127.
- 8 Гуляев А. Н., Козлов В. Е., Секундов А. Н. К созданию универсальной однопараметрической модели турбулентной вязкости. Изв. АН СССР. Сер. МЖГ. 1993. № 4. С. 69–81.

Получено 11.12.2018,
в окончательном варианте 20.12.2018