

УДК 621.44.533.697

И.Ф. КРАВЧЕНКО, В.М. ЛАПОТКО, Ю.П. КУХТИН

ГП «Ивченко-Прогресс», Запорожье, Украина

ОПРЕДЕЛЕНИЕ ТРАЕКТОРНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК НЕСТАЦИОНАРНОГО ПОТОКА ГАЗА В ТУРБИНЕ АВИАЦИОННОГО ДВИГАТЕЛЯ

Для проектирования системы розжига топлива форсажной камеры сгорания по методу «огневой дорожки» необходимо знание картины траекторий частиц газа при прохождении турбины авиационного двигателя. Показана возможность решения этой задачи путем численного моделирования нестационарного течения двухкомпонентного газа через многоступенчатую турбину с использованием эйлерово-лагранжева подхода. Представлены результаты расчета траекторий факелов, проходящих от основной камеры сгорания через турбину до стабилизаторов пламени форсажной камеры сгорания экспериментального двигателя.

форсажная камера, «огневая дорожка», нестационарное взаимодействие венцов, эйлерово-лагранжев подход

Введение

Известны различные системы запуска форсажных камер сгорания турбореактивных двигателей. Среди этих систем особое место занимает система розжига форсажной камеры сгорания по методу «огневой дорожки» [1] в связи с ее высокой надежностью розжига, минимизацией расхода пускового форсажного топлива, сокращением времени выхода двигателя на форсажные режимы работы.

Принцип работы такой системы основан на кратковременной организации в момент запуска топливовоздушного факела, распространяющегося через тракт турбины к стабилизатору пламени форсажной камеры сгорания, путем локального впрыска дополнительного топлива в основную камеру сгорания.

Факел «огневой дорожки» на выходе из турбины создает благоприятные условия для надежного воспламенения топливовоздушной смеси форсажной камеры сгорания.

Для разработки системы «огневая дорожка» необходимо решить комплекс взаимосвязанных научно-технических проблем. Среди этих проблем выделяется задача определения пространственной ориентации газотопливного факела в основной камере

сгорания, турбине и на входе в форсажную камеру сгорания.

Для ее решения необходимо определить траекторные характеристики нестационарного потока газа в тракте турбины.

1. Метод расчета

Для решения поставленной задачи авторами работы был разработан высокоточный q3d- метод расчета нестационарных течений газа, в основу которого положено численное интегрирование уравнений газовой динамики, записанных в криволинейной системе координат в эйлерово-лагранжевом представлении [2]:

$$\left\{ \begin{aligned} \frac{\partial}{\partial t} \int_{V(t)} \rho dV &= - \int_{A_{in/out}(t)} \rho W_n dA; \\ \frac{\partial}{\partial t} \int_{V(t)} \rho W_x dV &= - \int_{A_{in/out}(t)} \rho W_n W_x dA - \int_{A_\Sigma(t)} P \cdot (\bar{n})_x dA; \\ \frac{\partial}{\partial t} \int_{V(t)} \rho W_y dV &= - \int_{A_{in/out}(t)} \rho W_n W_y dA - \int_{A_\Sigma(t)} P \cdot (\bar{n})_y dA; \\ \frac{\partial}{\partial t} \int_{V(t)} \rho E dV &= - \int_{A_{in/out}(t)} \rho W_n E dA - \int_{A_\Sigma(t)} P W \bar{n} dA, \end{aligned} \right. \quad (1)$$

где $P = \rho RT$; $A_{in/out}(t) = A_{in}(t) + A_{ou}(t)$ – поверхности входа и выхода; $A_\Sigma = A_{in}(t) + A_{ou}(t) + A_s(t)$ – полная

поверхность расчетного элемента; $E = e + \frac{W_x^2 + W_y^2}{2}$ – полная энергия единицы массы.

Использование эйлерово-лагранжева подхода дало возможность проводить моделирование нестационарных течений газа в многоступенчатых турбомашинах в единой абсолютной системе координат, что позволило устранить негативный эффект – «мазание» параметров на стыках скользящих сеток [3].

Явления тепломассообмена имитировались источниками и стоками массы, импульса и энергии, интенсивности которых определялись исходя из основных положений молекулярно-кинетической теории газов и современных моделей турбулентности [4].

2. Пример расчета

В качестве примера предлагается расчет траекторных характеристик турбины экспериментального двигателя (рис. 1).

Газодинамические параметры, при которых проводились исследования рассматриваемого узла, были следующие: $n_1 = 300,0$ об/сек; $n_2 = 200,0$ об/сек; $P^* = 1400000$ Па; $T^* = 1500$ К; $P_2 = 200000$ Па; $T_2 = 900$ К; $\alpha = 0,0$; $\kappa = 1,33$; $R = 287$ Дж/кг·К. Число Рейнольдса, определенное по общей осевой протяженности расчетной области, изотермической скорости звука $\sqrt{RT_2}$, физической вязкости среды на выходе из турбины, составило $4500000,0$.

В связи со спецификой поставленной задачи – определения оптимальной траектории факела топлива, распространяющегося от основной камеры сгорания до стабилизаторов пламени форсажной камеры сгорания, нестационарное течение в турбине, состоящей из 5-и полных венцов, рассчитывалось комплексно.

Полагалось, что перед входом в межлопаточный канал первого соплового аппарата происходило полное испарение топлива. Процессы горения топлива не моделировались.

В такой постановке распространение горящих струек топлива можно моделировать распространением струек газа, состоящих только из компонента примеси среды.

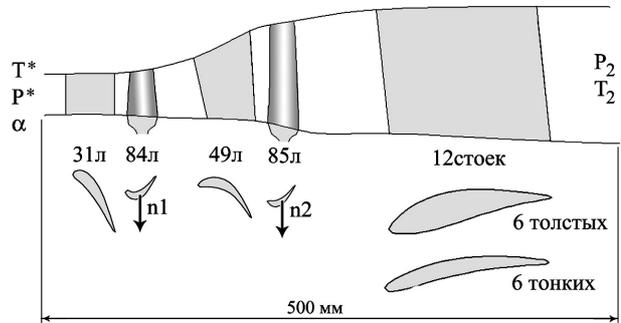


Рис. 1. Схема расчетной области

На рис. 2 показан фрагмент нестационарного течения, образующегося в турбине экспериментального двигателя. Из рисунка видно, что не все возможные положения (в данном случае их 31) «огневых дорожек» являются приемлемыми для благоприятного распространения факела пламени.

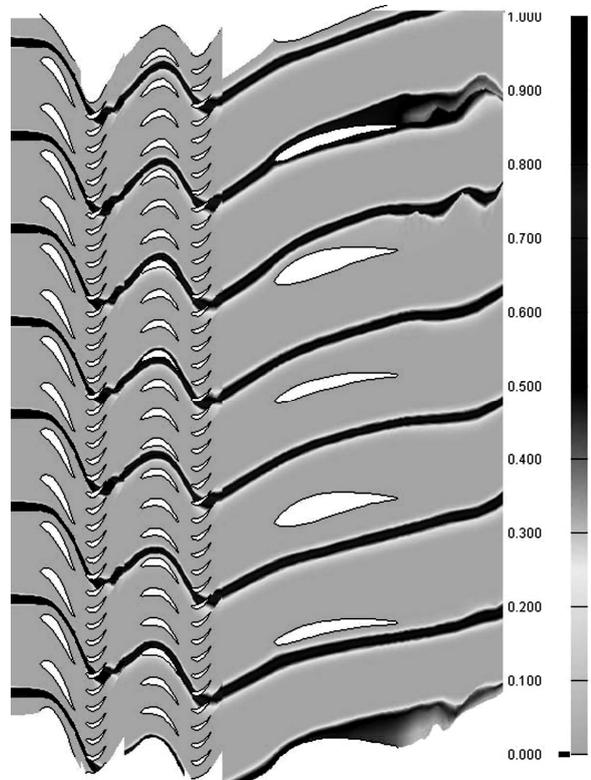


Рис. 2. Фрагмент нестационарного поля компонента примеси в турбине

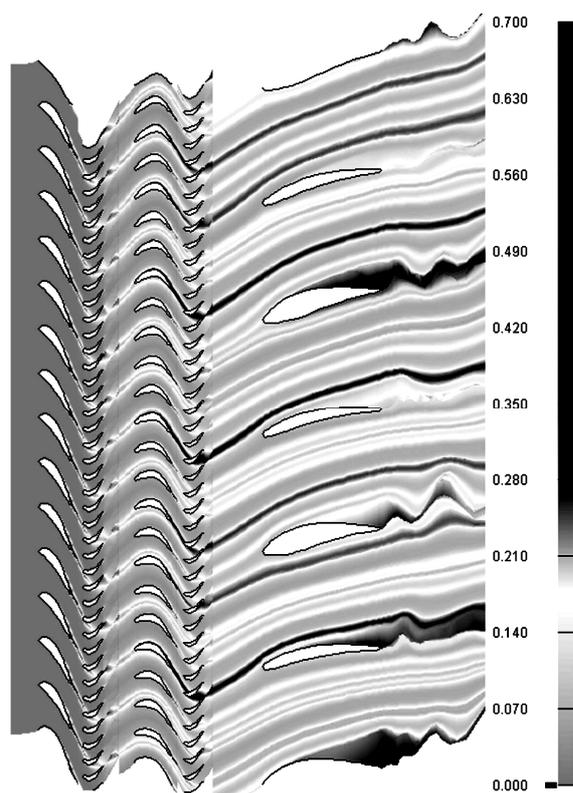


Рис. 3. Фрагмент нестационарного поля энтропийной функции в турбине

Вследствие взаимодействия с элементами тракта турбины некоторые «огневые дорожки» могут быть существенно рассеяны. Некоторые «огневые дорожки» могут вызвать перегрев отдельных частей турбины при продолжительном впрыске топлива.

Окружное смещение точки выхода факела пламени относительно точки входа составило $\approx 16^\circ$ в направлении, противоположном направлению вращения роторов.

На рис. 3 изображен фрагмент нестационарного поля энтропийной функции, который показывает возможности используемого нестационарного метода расчета для описания распространения закомочных турбулентных следов по тракту турбины при решении, например, задачи создания математической модели авиационного двигателя.

Выводы

Представленный расчетный материал был использован конструкторами для конкретной прора-

ботки при проектировании системы запуска форсажной камеры сгорания типа «огневая дорожка».

Заключительные экспериментальные исследования на двигателе подтвердили работоспособность разработанной системы розжига форсажной камеры сгорания, спроектированной исходя из представленного в данной работе расчетного материала.

Разработанный метод расчета нестационарных течений в многовенцовых лопаточных машинах может быть использован для проектирования систем розжига форсажных камер сгорания типа «огневая дорожка».

Литература

1. Марчик Э.А. Решение проблемы запуска форсажных камер сгорания турбореактивных двигателей // Двигатель. – 2006. – № 5 (47). – С. 14-16.
2. Лапотко В.М., Кухтин Ю.П. Эйлерово-лагранжев подход при численном моделировании нестационарных течений идеального газа // Авиационно-космическая техника и технология: – 2007. – № 7 (43). – С. 12-17.
3. Кухтин Ю.П., Лапотко В.М. Явление «мазания» на границах скольжения сеток при численном моделировании нестационарного взаимодействия венцов турбомашин // Вестник двигателестроения: – Запорожье: ОАО «Мотор Сич», 2007. – № 3. – С. 46-50.
4. Лапотко В.М., Кухтин Ю.П. Модель и метод расчета турбулентных течений вязкого теплопроводного газа // Авиационно-космическая техника и технология. – 2003. – № 41/6. – С. 65-68.

Поступила в редакцию 15.05.2008

Рецензент: д-р техн. наук, проф. Г.И. Слынько, Запорожский национальный технический университет, Запорожье.