

3. Федорченко Ю.П., Шорстов В.А., Макаров В.Е. Программный комплекс COBRA NG v1.0 («ПК COBRA NG v1.0»). Свидетельство о государственной регистрации №2010756511.

## **ИДЕНТИФИКАЦИЯ И РАСЧЕТНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ТЕЧЕНИЯ В МНОГОСТУПЕНЧАТОМ ОСЕВОМ КОМПРЕССОРЕ ВЕРТОЛЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ ТВЗ-117**

О.В. Маракуева, ООО «НУМЕКА», Санкт-Петербург, contact@numeca-ru.com

Д.В. Ворошнин, ООО «НУМЕКА», Санкт-Петербург

А.С. Муравейко, ООО «НУМЕКА», Санкт-Петербург

Производится моделирование течения в многоступенчатом осевом компрессоре вертолетного двигателя ТВЗ-117 с использованием ПК FINE/Turbo с целью разработки расчетной модели и её идентификации. В процессе моделирования течения анализируется влияния некоторых геометрических и сеточных параметров на течение в компрессоре, а также рассматриваются различные постановки задачи.

Исследуемым объектом является многоступенчатый осевой компрессор турбовального вертолетного двигателя ТВЗ-117. Компрессор данного двигателя включает в себя ВНА (входной направляющий аппарат) и 12 ступеней. Лопатки ВНА и НА (направляющих аппаратов) первых 4-х ступеней являются регулируемые. РЛ (рабочие лопатки) всех ступеней имеют периферийные зазоры, НА с 3 по 12 ступени - втулочные зазоры, лопатки ВНА и НА 1-2 ступеней являются двухпорными. СА (спрямляющий аппарат) и НА последней ступени сопряжены тандемно.

Все расчеты проводятся для одного режима работы компрессора с 100%-ой частотой вращения ( $n=19500$  об/мин). Решается система уравнений RANS с параметрами термически совершенного газа с применением условия «Mixing Plane» для моделирования "ротор-статор" взаимодействия. Для замыкания системы уравнений используются модели турбулентности Спаларта - Аллмараса и k-ε. В качестве граничных условий на входе указываются стандартные полные параметры  $P^*=101325$  Па,  $T^*=288$  К, на выходе - статическое давление. В расчетной модели учитываются входные стойки. Сетка во всей расчетной области является гексагональной блочно-структурированной.

В данном проекте рассматриваются:

- сеточная сходимоссть;
- влияние моделей турбулентности;
- влияние притрактных полостей;
- зазоры двухпорных НА;
- применение метода NLN;
- начальный анализ работы ступеней.

Результаты расчетов численной модели с подключением моделей турбулентности Спаларта - Аллмараса и k-ε сравниваются с экспериментальными данными. Необходимо отметить, что экспериментальная кривая была получена путем осреднения результатов нескольких экспериментов, поэтому характер поведения данной кривой может значительно отличаться от характеристики при действительной работе компрессора. Оба расчета дают практически одинаковые результаты по расходу (разница менее 1% с экспериментом), но по КПД разница у модели турбулентности k-ε составляет порядка 4%, у модели Спаларта - Аллмараса - 5%.

Анализ течения показывает, что относительное число Маха возрастает по радиусу

на спинке РЛ 1-ой ступени, в периферийном сечении оно достигает значения 1.4, возникает ударная волна, соответственно, приводящая к торможению потока, на корытце лопатки в этом сечении реализуется отрыв пограничного слоя. Распределение числа Маха на спинке РЛ 2-ой ступени не является стандартным для осевых компрессоров: число Маха уменьшается по высоте.

Моделируются притрактовые полости в первых ступенях компрессора, в которых реализуется сложное вихревое течение. Но, тем не менее, интегральные характеристики имеют незначительно меньший расход и немного более пологий характер.

ВНА и НА 1-2 ступеней являются двухпорными и имеют частичные зазоры у втулки и периферии, данные зазоры моделируются полными, но с большой шириной: 2.5 и 1.0 мм. По результатам можно заключить, что чем больше размер зазора, тем левее ложится характеристика компрессора, имея при этом более пологий характер.

Применение нелинейного гармонического анализа позволяет оценивать нестационарные эффекты в компрессоре. Расчеты показывают, что на спинке РЛ 1-ой ступени образуются трансзвуковые зоны, которые в дальнейшем мигрируют вверх по течению, видны взаимодействия следов лопаток с лопатками следующих венцов.

Начальный анализ работы ступеней показывает, что 6-ая ступень ограничивает работу компрессора по расходу.

В данной работе в процессе разработки численной модели течения в многоступенчатом осевом компрессоре турбовального вертолетного двигателя исследовано влияние сходимости по сетке, оценено влияние моделей турбулентности на результаты расчетов, рассмотрены различные геометрические конфигурации проточной части (притрактовые полости, зазоры в двухпорных лопатках). Разработанная численная модель течения в компрессоре даёт приемлемые результаты при сравнении с экспериментальными данными, но требуется дальнейший детальный анализ работы каждой из ступеней для выявления элемента, запирающего компрессор.

В процессе исследования и анализа течения выявлен потенциал для дальнейшей аэродинамической оптимизации геометрии компрессора. Данный двигатель находится в эксплуатации уже долгое время, соответственно, цикл его производства отработан и оптимизирован с экономической и временной точек зрения. Таким образом, внесение изменений в данный цикл может привести немало сложностей и потребовать больших экономических затрат. Альтернативным путем является оптимизация программы регулирования, т.е. подбор оптимальных углов установки регулируемых НА на всех режимах работы компрессора.

### Список литературы

1. Кампсти, Н. Аэродинамика компрессоров Текст. / Н. Кампсти.- М.: Мир, перевод под ред. Ф. Ш. Гельмедова, 2000.
2. C. Hirsch, Numerical Computation of Internal & External Flows: the Fundamentals of Computational Fluid Dynamics, 2nd ed. Butterworth-Heinemann (Elsevier), 2007.
3. Japikse D. Nicholas C. Baines "Introduction to Turbomachinery", Concepts ETI, Inc., 1997
4. NUMECA Int., "Flow Integrated Environment", User Manual, Numeca Int., Brussels, Belgium, 2014.