

УДК 629.036

МЕТОДИКА ПРОФИЛИРОВАНИЯ ОСЕВЫХ КОМПРЕССОРОВ

© Горячкин Е.С., Кудряшов И.А., Сулейманов А.Р.

e-mail: gdi@ssau.ru

Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С.П. Королёва, г. Самара, Российская Федерация

В осевых компрессорах и вентиляторах современных авиационных газотурбинных двигателей, таких как GE-90, GENx, Leap X, CFM56 и др. используются лопатки с дуговыми или двухдуговыми профилями. Применение данных типов профилей обусловлено особенностями течения в осевых компрессорных машинах. При поиске методики построения двухдугового и однодугового профилей в отечественных публикациях не было найдено необходимой информации по двухдуговому профилю. И в связи с этим выполнен поиск по зарубежным источникам. В ходе поисков был найден технический отчет NASA [1] в котором приведено описание построения средней линии профиля типа Double Circular Arc (DCA), Multiple Circular Arc (MCA) (см. рис.).

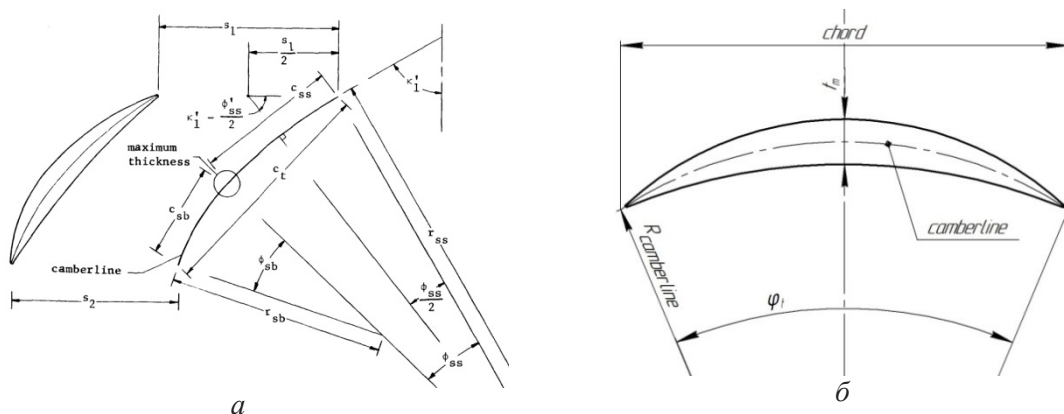


Рис. Профиля лопаток: а – MCA, б – DCA

DCA – это тип профиля, средняя линия которого описывается одной дугой окружности, в отечественной литературе – дуговой профиль. Спинка и корытце описываются дугами окружности. В основном используется для ступеней с числом маха $0,7 \leq M \leq 1,2$ [2].

MCA – это тип профиля, у которого средняя линия описывается двумя дугами окружностей и на котором присутствует два участка – сверхзвуковой и дозвуковой, в отечественной литературе – двухдуговой профиль. Спинка и корытце описываются двумя дугами окружностей каждая. Используется для высоконагруженных, сверхзвуковых ступеней с числом маха $1,1 \leq M \leq 1,5$ [2], обычно это лопатки вентилятора и первые ступени компрессора высокого давления.

В методике, изложенной в отчете NASA, создание средней линии профиля выполняется при следующих исходных данных: $\beta_1, \beta_2, \varphi_{SS}/\varphi_t, s_1$ и др., однако, не указано как определять некоторые параметры, необходимые для расчета готового профиля лопатки. Кроме того, предложенный алгоритм предполагает расчёт угла установки по заданному значению отношения угла поворота потока на сверхзвуковом

участке к углу поворота потока на дозвуковом участке – φ_{SS}/φ_t . Но такой подход неудобен в случае, если угол установки профиля известен заранее. Выполнена корректировка методики создания средней линии. В разработанной методике в исходных данных задаются параметры: γ (угол установки), c_m (положение максимальной толщины профиля относительно хорды). Вычисляются параметры φ_{SS}/φ_t (относительная угловая координата положения максимальной толщины), s_1 (окружная координата максимальной толщины). Стоит отметить, что в указанном отчете показан алгоритм построения средней линии профиля, однако отсутствует алгоритм построения спинки и корытца профиля. В ходе работы был выполнен и апробирован алгоритм задания толщины в виде 2 дуг окружности (DCA), 4 дуг окружностей (MCA).

Алгоритм разработанной программы приведен далее. На основе исходных данных (входной и выходной углы, угол установки, длина хорды и положение максимальной толщины) по методике, описанной в отчете [1] рассчитываются координаты точек средней линии. Затем для рассчитанных точек средней линии выполняется расчёт точек спинки и корытца профиля по разработанной методике. Полученные значения экспортируются в файл с расширением “.geomturbo”, который используется для создания моделей лопатки в программном пакете NUMECA FINE™/Turbo.

Главной особенностью данной работы является то, что на основе методики расчета, изложенной в документе NASA [1] удалось адаптировать алгоритм расчета средней линии профиля для исходных данных представленных в виде входного, выходного углов, угла установки, хорды, положения максимальной толщины профиля. В программе возможно изменение точки стыка сверхзвуковой и дозвуковой части профиля и как следствие изменение положения точки максимальной толщины.

В результате работы разработана методика расчета, которая позволяет выполнить моделирование лопатки с типами профилей: DCA и MCA как по данным из технических отчетов, так и по данным получаемым после 1D расчета осевого компрессора. Данная методика реализована в виде программы.

В дальнейшем планируется реализовать различные способы распределения толщины и другие средние линии профилей лопаток осевых компрессоров и турбин.

Библиографический список

1. Seyler, D.R., Smith L.H. Single stage experimental evaluation of high mach number compressor rotor blading. Part 1 – Design of rotor blading [Текст]/ Seyler D.R., Smith L.H. – Lynn, Massachusetts, Ohio, 1967. – 83 с.
2. Wright, L. C., Blade Selection for a Modern Axial-Flow Compressor [Текст]/ Wright L.C. – NASA Lewis Research Center, 1975. – 24 с.