

УДК 621.165-226.1(043)

Гарагуля Б.А.
ОНМА

ПРИБЛИЖЕННЫЙ МЕТОД ПОСТРОЕНИЯ КРИТИЧЕСКОЙ ЛИНИИ В РЕШЕТКАХ ПРОФИЛЕЙ ПОСЛЕДНИХ СТУПЕНЕЙ ПАРОВЫХ ТУРБИН НИЗКОГО ДАВЛЕНИЯ

В предыдущих статьях [1, 2] были рассмотрены некоторые особенности структуры течения в области минимального проходного сечения («горла») турбинных решеток профилей последних ступеней ТНД. Показано, что критическая линия (линия перехода через скорость звука) в таких решетках имеет сложную форму и не совпадает с геометрическим «горлом» (линия OO_1 , рис. 1). В результате этого, во-первых, наблюдается несоответствие значений действительного расхода и расхода, определенного по параметрам в геометрическом «горле»; во-вторых, имеются характерные особенности в структуре течения в косом срезе, которые обязательно должны учитываться при профилировании турбинных решеток.

Для анализа обтекания и проектирования сверхзвуковых решеток профилей ступеней паровых турбин в инженерной практике обычно используют метод характеристик [3]. Однако расчет течения в косом срезе решетки с помощью этого метода затруднен в тех случаях, когда критическая линия имеет сложную форму и не совпадает с линией минимального геометрического проходного сечения (горла) решетки. Как правило, это имеет место в решетках профилей рабочих лопаток последних ступеней. Используя современные аналитические методы расчета обтекания сверхзвуковых решеток, например, можно не только определить форму и положение линии перехода, но и рассчитать все поле течения в решетке. В то же время эти методы сложны и могут использоваться только с использованием достаточно сложных дифференциальных и соответственно сложных компьютерных программ. Поэтому в ряде случаев представляется рациональным использовать приближенный метод построения критической линии, базирующийся на применении метода характеристик.

В основу его положен ряд допущений:

- 1) решетка обтекается невязким потоком;
- 2) на основании экспериментально полученных данных [6] принято:

– участки линий перехода вблизи точек O_1 и O_2 (рис. 1), лежащих на поверхности профиля, нормальны к поверхности;

– критическая линия имеет две точки перегиба и расположенный между ними прогиб по потоку;

3) критическая точка O_1 задается на стороне давления профиля в месте касания этой стороны окружности выходной кромки (рис. 1). Положение критической точки на стороне разрежения профиля – O_2 определяется или с помощью приближенных расчетов, например по [7], или исходя из результатов эксперимента;

4) предполагается, что скорости за критической линией по потоку всюду сверхзвуковые и, следовательно, на критическую линию падают только волны разрежения, причем в косом срезе существует система из четырех волн разрежения и трех волн сжатия (рис. 1):

– первичная волна *I* на выходной кромке; отклонение в этой волне соответствует расчетному числу Маха;

– волна *II* на стороне разрежения профиля, возникающая при обтекании потоком криволинейной поверхности;

– вторичная волна *III* – результат отражения волны *I* от спинки профиля;

– волна сжатия *IV*, возникающая при взаимодействии волны *I* с критической линией;

– волна *V*, возникающая при взаимодействии волны *II* с критической линией;

– волна разрежения *VI* – результат отражения волны сжатия *IV* от свободной границы;

– волна сжатия *VII* – результат отражения волны сжатия *V* от поверхности профиля.

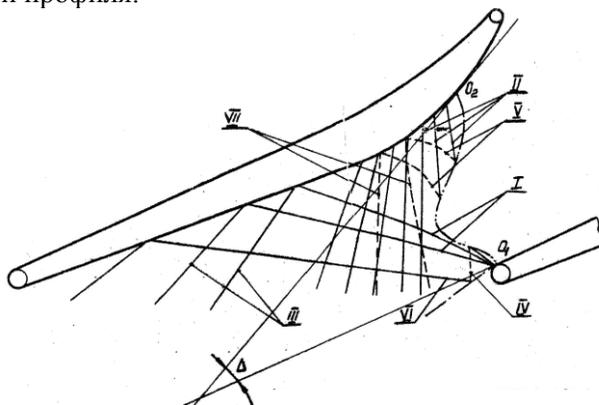


Рис. 1. Схема волновой структуры в косом срезе решетки

Построение критической линии и поля сверхзвуковых скоростей осуществляется последовательными приближениями и таким образом, чтобы в каждой элементарной ячейке поля, ограниченной характеристиками, обеспечивалось условие однозначности скоростей и направлений (например, относительно касательной к поверхности профиля в точке O_1). При этом, если волны I и II заменить семействами характеристик, обозначив угол отклонения потока в одной характеристике через δ , а угол между касательными к поверхности профиля в критических точках O_1 и O_2 через Δ , то указанное выше условие однозначности обеспечивается, когда число падающих на критическую линию характеристик волн I и II определяется следующим соотношением:

$$N = \frac{\Delta}{2\delta} \quad (1)$$

При построении критической линии в рамках первого приближения закон изменения углов наклона касательных к линиям тока между точками O_1 и O_2 можно принять линейным.

Если построения при первом приближении (согласно предыдущим описаниям ее формы) критическая линия не удовлетворяет поставленным условиям, в том числе соотношению (1), то необходимо выполнить второе приближение, несколько изменив форму первоначально заданной линии перехода. Как правило, все перечисленные выше условия удается удовлетворить, выполнив не более трех приближений.

Рассмотрим результаты применения данного метода для построения критической линии в рабочей решетке профилей периферийных сечений лопатки последней ступени ТНД (рис. 2а). Расчет выполнен для следующих параметров: $M_{2m} = 1,29$; $\Delta = 24^\circ$; $\delta = 2^\circ$. На рис. 2б-г показаны результаты последовательных приближений при построении критической линии в решетке. Например, при построении первого приближения (рис. 2б) характеристика τ волны сжатия УП (рис. 1) падает на критическую линию, что противоречит исходным допущениям. Во втором приближении (рис. 2в) не выдержано соотношение (1), так как число характеристик волн разрежения I, II, VI ($N = 8$), интерферирующих с критической линией, больше, чем расчетное $N = 6$. Наконец, третье приближение (рис. 2г) после соответствующей деформации линии перехода позволяет удовлетворить всем поставленным условиям.

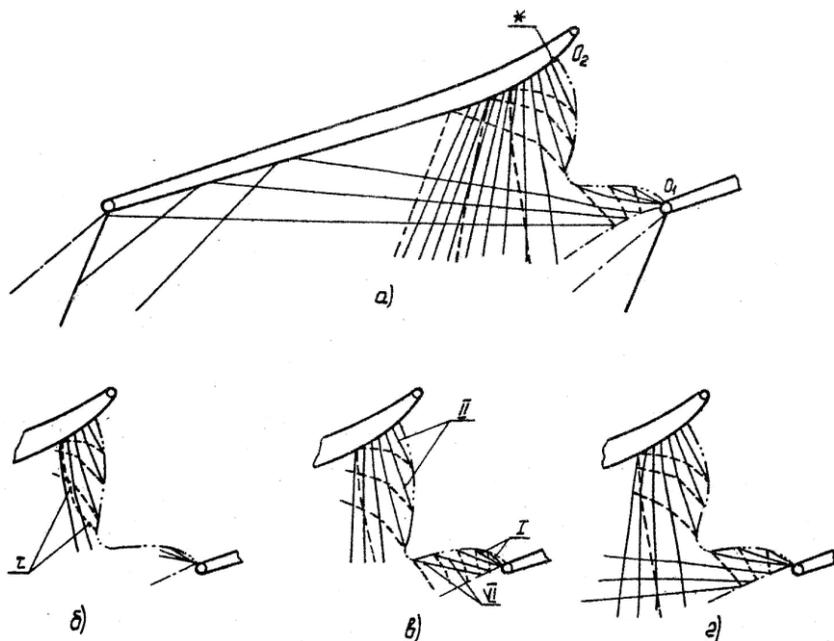


Рис. 2. Расчетное поле скоростей

На этом же рисунке звездочкой обозначено положение критической точки по данным эксперимента. На рис. 3 показано распределение скоростей в канале по данным экспериментального исследования при $M_{2m} = 1,29$ и $\beta = 141^\circ$ ($i = 0$). Сравнение опытных и расчетных результатов показывает их удовлетворительно совпадение. Это позволяет сделать вывод о том, что предложенный приближенный метод построения критической линии позволяет рассчитывать течение в косом срезе решетки и учитывать его конкретные особенности при проектировании.

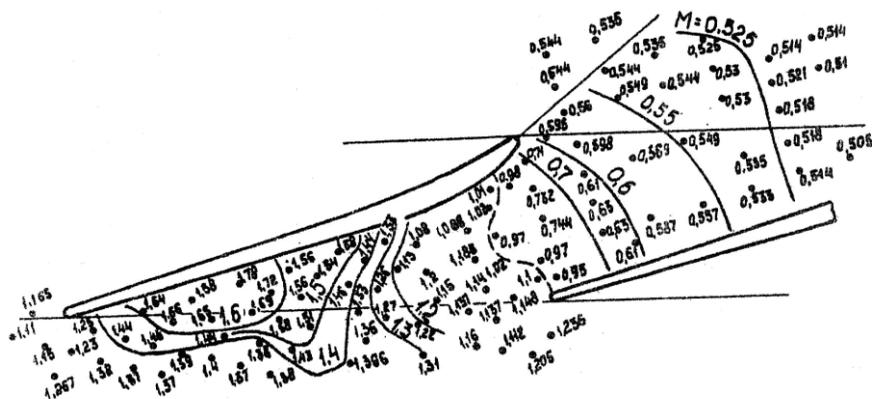


Рис. 3. Экспериментальное поле скоростей

СПИСОК ЛИТЕРАТУРЫ

1. Гарагуля Б.А. Исследование трансзвукового течения в области «горла» решеток профилей последних ступеней паровых турбин низкого давления. // Судовые энергетические установки: научн.-техн.сб. -2011,-Одесса: ОНМА.-с.83-91.
2. Гарагуля Б.А. Расходные характеристики каналов последних ступеней турбины. // Судовые энергетические установки: научн.-техн.сб.2012, -Одесса: ОНМА.-с.84-91.
3. Дейч М.Е. Техническая газодинамика. – М.: «Энергия», 1974. – 592 с.
4. Годунов С.В. Разностный метод численного расчета разрывных решений уравнений гидродинамики. – «Математический сборник», 1959. – Вып. 3, №47. – с. 17–20.
5. Дорфман Л.А. Численные методы в газодинамике турбомашин. – М.:»Наука», 1974. – 269 с.
6. Лукин В.В., Майорский Е.В. Исследование критической линии расходных характеристик в решетках с большим относительным шагом. – «Известия ВУЗов. Энергетика», 1973. – №9. – с. 37–38.
7. Исследование элементов паровых и газовых турбин и осевых компрессоров. Под ред. А.С. Зильбермана. – М.-Л.: ГНТИ, 1960. – 488 с.