

## Impact Factor:

ISRA (India) = 1.344	SIS (USA) = 0.912	ICV (Poland) = 6.630
ISI (Dubai, UAE) = 0.829	ПИИЦ (Russia) = 0.179	PIF (India) = 1.940
GIF (Australia) = 0.564	ESJI (KZ) = 1.042	
JIF = 1.500	SJIF (Morocco) = 2.031	

SOI: [1.1/TAS](#) DOI: [10.15863/TAS](#)

## International Scientific Journal Theoretical & Applied Science

p-ISSN: 2308-4944 (print) e-ISSN: 2409-0085 (online)

Year: 2016 Issue: 2 Volume: 34

Published: 29.02.2016 <http://T-Science.org>



**Denis Alexandrovich Chemezov**  
Master of Engineering and Technology,  
Corresponding member of  
International Academy of  
Theoretical and Applied Sciences,  
Lecturer of  
Vladimir Industrial College,  
Russian Federation  
[chemezov-da@yandex.ru](mailto:chemezov-da@yandex.ru)

SECTION 7. Mechanics and machine construction.

## THE PARAMETERS OF THE GAS TURBINE BLADE WHEN CHANGING OF THE RATIO OF THE OUTPUT/INPUT RADIUS OF THE HUB

**Abstract:** The article is presented the calculation of parameters of the blade and defined the character of working changes of the gas turbine when the ratio of the output/input radius of the hub 0.2, 0.3 and 0.4.

**Key words:** a blade, a gas turbine, velocity, Mach number, pressure, an angle, a hub.

**Language:** Russian

**Citation:** Chemezov DA (2016) THE PARAMETERS OF THE GAS TURBINE BLADE WHEN CHANGING OF THE RATIO OF THE OUTPUT/INPUT RADIUS OF THE HUB. ISJ Theoretical & Applied Science, 02 (34): 75-85.

**Soi:** <http://s-o-i.org/1.1/TAS-02-34-13> **Doi:** <http://dx.doi.org/10.15863/TAS.2016.02.34.13>

## ПАРАМЕТРЫ ЛОПАСТИ ГАЗОВОЙ ТУРБИНЫ ПРИ ИЗМЕНЕНИИ ОТНОШЕНИЯ ВЫХОДНОГО/ВХОДНОГО РАДИУСОВ СТУПИЦЫ

**Аннотация:** В статье представлен расчет параметров лопасти и определен характер изменения работы газовой турбины при отношении выходного/входного радиусов ступицы 0.2, 0.3 и 0.4.

**Ключевые слова:** лопасть, газовая турбина, скорость, число Маха, давление, угол, ступица.

Газовая турбина применяется для преобразования энергии сжатого и нагретого газа в механическую работу (вращение вала турбины) [1]. Крутящий момент на главном валу газовой турбины создается за счет вращающихся деталей и в частности рабочих лопастей (лопаток), на которые действует газовый поток.

Аэродинамический профиль лопасти газовой турбины имеет сложную конфигурацию. Лопасть газовой турбины состоит из следующих частей: хвоста для крепления детали в ободу диска, рабочей части, находящейся под действием движущегося потока газа, и вершины для закрепления ленточного бандажа (связывание нескольких лопастей) [2]. Рабочая часть лопасти состоит из ряда элементов: наружной и внутренней поверхностей, входной и выходной кромок, утолщения, отверстия под скрепление, наружной и внутренней галтелей. Также рабочая часть лопасти характеризуется наружным и внутренним профилями сечения [3].

Геометрическая форма и величины размеров рабочей лопасти влияют на производительность газовой турбины. Анализ характера работы

газовой турбины при изменении геометрических параметров лопасти можно выполнить на этапе проектирования посредством специальных компьютерных программ.

Проектировались 3 радиальные газовые турбины с различными профилями рабочих лопастей в модуле Vista RTD (предварительный расчет радиальных турбин) программного комплекса Vista TF (экспресс-анализ характеристик течения газа в турбомашине). В качестве переменного параметра принято отношение выходного/входного радиусов ступицы ( $R_{3hub}/R_2$ ) газовой турбины величинами 0.2, 0.3 и 0.4. Проектирование лопасти газовой турбины осуществлялось для одной ступени. Исходными данными являлись условия эксплуатации газовой турбины и геометрические размеры ее основных элементов.

Условия эксплуатации (аэродинамические характеристики) радиальной газовой турбины при различных  $R_{3hub}/R_2$  представлены в табл. 1.

Геометрические размеры сопла и рабочего колеса радиальной газовой турбины при различных  $R_{3hub}/R_2$  представлены в табл. 2.

## Impact Factor:

ISRA (India) = 1.344	SIS (USA) = 0.912	ICV (Poland) = 6.630
ISI (Dubai, UAE) = 0.829	ПИИЦ (Russia) = 0.179	PIF (India) = 1.940
GIF (Australia) = 0.564	ESJI (KZ) = 1.042	
JIF = 1.500	SJIF (Morocco) = 2.031	

Таблица 1

### Аэродинамические характеристики.

Условия эксплуатации			
Отношение выходного/входного радиусов ступицы (R3hub/R2)	0.2	0.3	0.4
Температура торможения на входе, К (T01)	350		
Давление торможения на входе, кПа (P01)	152		
Удельный массовый расход, кг/с (Mass)	0.2		
Степень расширения газа /полная-полная/ (Exp tt)	2.917		
Частота вращения, мин <sup>-1</sup> (N)	42000		
Отношение скоростей (U/C t-t)	0.7		
<i>КПД ступени</i>			
Установка пользователя	0.8		
<i>Свойства газа (жидкости)</i>			
Удельная теплоемкость при постоянном давлении, Дж/(кг · К) (Cp)	1004		
Газовая постоянная, Дж/(кг · К) (R)	287		
<i>Углы отклонения потока</i>			
Входной угол			
Относительный, град.	-40.1		
Выходной угол			
Абсолютный, град.	0		

Таблица 2

### Геометрические размеры.

Отношение выходного/входного радиусов ступицы (R3hub/R2)	0.2	0.3	0.4
<i>Сопло</i>			
Средняя толщина лопасти в горловине, мм (Noz thk)	1		
Количество лопастей (Noz vanes)	10		
Проходное сечение горловины, мм <sup>2</sup> (Tht area)	780		
<i>Рабочее колесо</i>			
Средняя толщина лопасти на выходе, мм (Imp thk)	1.5		
Количество лопастей (Imp vanes)	14		
Отношение выходного/входного радиусов обода (R3shr/R2)	0.65		
Длина по оси, %	35		

Энергия потока газа полностью преобразовывалась в давление на входе, торможение газа адиабатное и изэнтропическое (тепловая характеристика набегающего потока) [4].

Результаты расчета производительности, скоростей течения газа и геометрических размеров элементов газовой турбины при различных R3hub/R2 представлены в табл. 3.

Таблица 3

### Результаты расчета.

Отношение выходного/входного радиусов ступицы (R3hub/R2)	0.2	0.3	0.4
<i>Производительность</i>			
Оценка полного статического изэнтропического КПД ступени, % (Eff)	80		
Отношение выходной предельной относительной скорости к входной относительной скорости (W3s/W2)	2.367	2.395	2.467
Отношение выходной предельной осевой скорости к входной относительной скорости (Vax3/U2)	0.181	0.21	0.269
Степень расширения /полная-статическая/ (Exp ts)	2.973	2.992	3.041
Функция течения/Функция течения с учетом величины дросселирования (Q/Qchk)	0.937	0.943	0.953
Mass · √T05 / P05, кг · К/кПа (Mrt/P(e-5))	2.462 · 10 <sup>-5</sup>		

## Impact Factor:

<b>ISRA (India)</b> = 1.344	<b>SIS (USA)</b> = 0.912	<b>ICV (Poland)</b> = 6.630
<b>ISI (Dubai, UAE)</b> = 0.829	<b>ПИИЦ (Russia)</b> = 0.179	<b>PIF (India)</b> = 1.940
<b>GIF (Australia)</b> = 0.564	<b>ESJI (KZ)</b> = 1.042	
<b>JIF</b> = 1.500	<b>SJIF (Morocco)</b> = 2.031	

Мощность, кВт (Pwr)	14.822		
Реакция (Rctn)	0.583	0.59	0.607
C – скорость струи на выходе; т. е. это скорость, которая может быть получена если газ был изоэнтропически расширен (энтальпия торможения на входе и выходе), определяется как: $C = \sqrt{2 \cdot \Delta H_{isen}}$ (U/C ts)	0.695	0.693	0.689
Коэффициент нагрузки (dh/U2)	0.816		
Коэффициент быстроходности (Ns)	0.46	0.461	0.464
Температура, К (T3)	274.7	274.2	272.9
Температура, К (T03)	276.2		
Давление, кПа (P3)	51.13	50.81	49.98
Давление, кПа (P03)	52.11		
КПД ступени /полный-статический/, % (Stg ts)	78.8	78.4	77.4
КПД ступени /полный-полный/, % (Stg tt)	80.0		
КПД рабочего колеса /полный-статический/, % (Imp ts)	81.4	80.9	79.9
КПД рабочего колеса /полный-полный/, % (Imp tt)	82.6		
<i>Скорости на входе</i>			
Абсолютное число Маха (Mabs)	0.712		
Относительное число Маха (Mrel)	0.24		
Окружная скорость лопасти, м/с (U2)	301.31		
Абсолютная скорость, м/с (V2)	254.596		
Относительная скорость, м/с (W2)	85.919		
Абсолютная скорость закрутки потока, м/с (Vw2)	245.967		
Радиальная скорость, м/с (Vr)	65.721		
Абсолютный угол потока /радиальная ось/, град. (Alpha2)	75.04		
Относительный угол потока /радиальная ось/, град. (Beta2)	-40.1		
<i>Выходные скорости на ободу</i>			
Абсолютное число Маха (Mabs)	0.165	0.19	0.245
Относительное число Маха (Mrel)	0.612	0.62	0.64
Окружная скорость лопасти, м/с (U3)	195.851		
Абсолютная скорость, м/с (V3)	54.678	63.187	80.976
Относительная скорость, м/с (W3)	203.34	205.79	211.93
Абсолютная скорость закрутки потока, м/с (Vw3)	0		
Осевая скорость, м/с (Vax3)	54.678	63.187	80.976
Абсолютный угол потока /продольная ось/, град. (Alpha3)	0		
Относительный угол потока /продольная ось/, град. (Beta3)	-74.40	-72.12	-67.53
<i>Геометрические размеры рабочего колеса</i>			
Диаметр входа, мм (d2)	137.014		
Ширина концевой кромки, мм (Tip width)	6.191		
Входной диаметр ступицы, мм (d3hub)	27.403	41.104	54.806
Входной диаметр обода, мм (d3shr)	89.059		
Отношение входного диаметра к предельному выходному диаметру (d2/d3rms)	2.08	1.975	1.853
Предельный относительный угол потока, град. (Beta3rms)	-69.32	-67.49	-63.52
Относительный угол потока на ободу, град. (Beta3shr)	-74.40	-72.12	-67.53
Относительный угол потока на ступице, град. (Beta3hub)	-47.78	-55.04	-56.10
<i>Геометрия сопла</i>			
Функция течения/Функция течения с учетом величины дросселирования (Q/Qchk)	0.921		
Диаметр окружности, измеренный по задним кромкам лопасти, мм (Inner dia)	157.566		
Отношение A/R для безлопаточного сопла, мм (Vless A/R)	10.393		
Проходное сечение горловины, мм <sup>2</sup> (Tht area)	688		

Изоэнтропический КПД – коэффициент, характеризующий эффективность работы газовой турбины работающей в условиях отсутствия

теплообмена с окружающей средой. По значению коэффициента быстроходности определяют тип турбины. Число Маха является основным

## Impact Factor:

ISRA (India) = 1.344	SIS (USA) = 0.912	ICV (Poland) = 6.630
ISI (Dubai, UAE) = 0.829	ПИИЦ (Russia) = 0.179	PIF (India) = 1.940
GIF (Australia) = 0.564	ESJI (KZ) = 1.042	
JIF = 1.500	SJIF (Morocco) = 2.031	

параметром движения газа (дозвуковым или сверхзвуковым) [5].

Изменение профиля лопасти при R3hub/R2 равном 0.4 приводит к увеличению более чем на 5% (относительно R3hub/R2 равного 0.2) значений следующих коэффициентов производительности газовой турбины:  $W3s/W2$ ,  $Vax3/U2$ ,  $Exp\ ts$ ,  $Q/Qchk$ ,  $Rctn$ ,  $Ns$ . При этом уменьшаются величины коэффициента  $C$ , температуры и давления на выходе, КПД ступени ( $Stg\ ts$ ) и рабочего колеса ( $Imp\ ts$ ). Во всех случаях остаются неизменными параметры  $Eff$ ,  $MrtT/P(e-5)$ ,  $Pwr$ ,  $dh/U2$ ,  $T03$ ,  $P03$ ,  $Stg\ tt$  и  $Imp\ tt$ .

Движение газа в турбине дозвуковое. Расчетное  $Mabs$  на выходе уменьшается от 3 до 4 раз по сравнению с  $Mabs$  на входе. Наибольшая величина  $Mabs$  определена на входе.  $Mrel$  увеличивается примерно в 2.5 раза на выходе для всех R3hub/R2 радиальной газовой турбины.  $U$  изменяется в 1.5 раза с 301.3 м/с до 195.8 м/с.  $V2$  потока газа на входе составляет 254.6 м/с.  $V3$  на выходе достигает значений 54.6 м/с при R3hub/R2 = 0.2 и 80.9 м/с при R3hub/R2 = 0.4 (увеличение на 50%).  $Vw$  газа прямо пропорциональна углу поворота потока [6]. Расчетная величина  $Vw2$  составляет 246 м/с, а на выходе равна нулю. В соответствии с конструкцией турбины на входе течение газа происходит в радиальном направлении с неизменной скоростью, а на выходе – в осевом направлении. Значения осевых скоростей совпадают со значениями абсолютных скоростей при соответствующих R3hub/R2 газовой турбины.

$\alpha$  газа изменяется на 75.04 град. на расстоянии от входа до выхода.  $\beta$  газа отрицательный, на выходе при R3hub/R2 = 0.2 имеет наибольшее значение (-74.40).

При одинаковом  $d2$  и  $d3shr$  рабочего колеса радиальной газовой турбины,  $d3hub$  изменяется в диапазоне от 27.4 до 54.8 мм. Наименьший диаметр ступицы соответствует R3hub/R2 = 0.2, наибольший – R3hub/R2 = 0.4. Разница  $d2/d3rms$  составляет 22.7% для R3hub/R2 = 0.2 и R3hub/R2 = 0.4. По отношению площадь/радиус сопла ( $A/R$ ) [7] производят выбор основных размеров газовой турбины. Расчетная величина  $Th\ area$  сопла газовой турбины составило 688 мм<sup>2</sup>, что на 92 мм<sup>2</sup> меньше, чем исходное значение.

Расчетные профили лопастей газовой турбины (цифры 2 и 3 идентифицируют входную и выходную зоны) и треугольники скоростей при различных R3hub/R2 представлены на рис. 1.

Треугольник скоростей рабочего колеса газовой турбины представляет собой треугольник, построенный из векторов относительной и абсолютной скоростей газа и окружной скорости лопасти. В таком треугольнике вектор абсолютной скорости

является геометрической суммой других векторов [8].

Контур меридиональной скорости газа на лопасти газовой турбины при различных R3hub/R2 представлены на рис. 2.

Меридиональная скорость газа равна геометрической сумме радиальной и осевой составляющих скорости. Наибольшая меридиональная скорость газа наблюдается на середине лопасти газовой турбины при R3hub/R2 = 0.4.

Контур скорости вращения закрученного потока газа на лопасти газовой турбины при различных R3hub/R2 представлены на рис. 3.

Максимальная величина скорости вращения закрученного потока газа отмечена на входе. На выходе эта скорость уменьшается до 20 – 40 м/с. Характер изменения скорости практически одинаков при различных R3hub/R2.

Контур статического давления на лопасти газовой турбины при различных R3hub/R2 представлены на рис. 4.

Статическое давление не выражает условия равновесия газа. В соответствии с контурами снижение давления происходит в 2 раза (P2 и P3). Характер изменения статического давления практически одинаков при различных R3hub/R2.

Контур статической температуры на лопасти газовой турбины при различных R3hub/R2 представлены на рис. 5.

Статическая температура представляет собой температуру газа в рассматриваемой точке. Разница температур на входе и на выходе – не менее 50 К. Характер изменения статической температуры практически одинаков при различных R3hub/R2.

Контур коэффициента дросселирования [9] на лопасти газовой турбины при различных R3hub/R2 представлены на рис. 6.

Коэффициент дросселирования или коэффициент Джоуля-Томсона характеризует предел отношения изменения температуры газа к изменению его давления в изэнтропийном процессе. Наибольшие потери скорости воздушного потока наблюдаются на выходе лопасти газовой турбины при R3hub/R2 = 0.4.

Контур погрешности решения на профиле лопасти газовой турбины при различных R3hub/R2 представлены на рис. 7.

Определяют величину погрешности расчета меридиональной скорости газа на лопасти газовой турбины в процентном выражении. Минимальная погрешность решения ( $\pm 0.01\%$ ) найдена для R3hub/R2 = 0.3 и R3hub/R2 = 0.4.

Зависимости величины числа Маха на линии воздушного потока для различных зон лопасти газовой турбины от нормализованного  $M$  [10] представлены на рис. 8 – 10.

## Impact Factor:

ISRA (India) = 1.344	SIS (USA) = 0.912	ICV (Poland) = 6.630
ISI (Dubai, UAE) = 0.829	ПИИЦ (Russia) = 0.179	PIF (India) = 1.940
GIF (Australia) = 0.564	ESJI (KZ) = 1.042	
JIF = 1.500	SJIF (Morocco) = 2.031	

Нормализованное  $M$  рассчитывается из соотношения  $M/M^+$ , где  $M$  – адаптивное управление крутящим моментом турбины;  $M^+$  – оптимальное управление крутящим моментом турбины. Максимальное значение числа Маха отмечено на линии воздушного потока в зоне концевой кромки лопасти со стороны всасывания при  $R3hub/R2 = 0.4$ . Со стороны нагнетания на определенных интервалах нормализованного  $M$  наблюдаются отрицательные значения числа Маха.

Зависимости величины нагрузочного параметра в межлопаточном канале [11] от нормализованного  $M$  представлены на рис. 11.

Наибольшая нагрузка действует у ступицы при  $R3hub/R2 = 0.2$ . В средней части и у концевой кромки межлопаточного канала этот параметр уменьшается примерно в 4 раза.

Зависимости величины углов бета лопасти газовой турбины и отклонения потока газа от нормализованного  $M$  представлены на рис. 12.

С увеличением значения нормализованного  $M$  увеличивается и угол бета лопасти. При этом наибольшая величина угла на концевой кромке лопасти получена для  $R3hub/R2 = 0.2$ , у ступицы – для  $R3hub/R2 = 0.4$ . Угол потока газа на концевой кромке и в средней части лопасти уменьшается при величинах нормализованного  $M$   $0 - 0.25$  и увеличивается на интервале  $0.25 - 1$ . У ступицы угол потока газа уменьшается на интервале  $0 - 0.32$ . Для  $R3hub/R2 = 0.2$  на концевой кромке лопасти газовой турбины угол потока имеет минимальное значение  $-21$  град., максимальное  $-72$  град.

Зависимости величины статического давления на лопасти газовой турбины в меридиональном сечении от нормализованного  $M$  представлены на рис. 13.

Характер снижения статического давления на лопасти газовой турбины представлен двумя фазами: первый – резкое уменьшение на интервале нормализованного  $M$   $0 - 0.35$  и второй – более медленное уменьшение на интервале  $0.35 - 1$ .

Зависимости величины нагрузочных параметров [12] от нормализованного размаха лопасти газовой турбины представлены на рис. 14.

Число де Халлера равно отношению выходной/входной относительных скоростей. До  $0.13$  ( $R3hub/R2 = 0.4$ ) и  $0.35$  ( $R3hub/R2 = 0.2$ ) нормализованного размаха лопасти газовой турбины выходная относительная скорость меньше чем входная. Дальнейшее увеличение коэффициента нормализованного размаха лопасти газовой турбины приводит к увеличению выходной относительной скорости в 1.8 раза относительно входной. Лямбда – коэффициент работы. Определяется как отношение разности статических энтальпий пара в начале и в конце процесса расширения к окружной скорости лопасти газовой турбины. Минимальная величина коэффициента рассчитана для всех  $R3hub/R2$  при нормализованном размахе лопасти газовой турбины равно 1, максимальная – для  $R3hub/R2 = 0.2$ . Коэффициент восстановления идеального статического давления рассчитывается как отношение статических давлений в двух рассматриваемых сечениях потока газа. Увеличение коэффициента (1 при  $R3hub/R2 = 0.2$ ) позволит снизить мощность, потребную для работы турбины. Величина параметра Цвайфеля позволяет определить рациональное количество лопастей, вес, стоимость и КПД газовой турбины. При величине числа Цвайфеля более 0.8 возрастают потери, связанные с уменьшением количества лопастей газовой турбины.

Зависимости величины углов падения и отклонения от нормализованного размаха лопасти газовой турбины представлены на рис. 15.

Угол падения протекающего газа зависит от поворота лопасти в одном из направлений. Для всех  $R3hub/R2$  этот угол изменяется на  $3.2$  град в диапазоне от  $-48.7$  до  $-45.5$  град. Угол отклонения – угол, под которым линия, касательная к нижнему краю лопасти, проходит относительно горизонтали. Расчетные значения угла могут быть положительными и отрицательными, в зависимости от величины нормализованного размаха лопасти газовой турбины. Наибольшие значения угла отклонения получены для  $R3hub/R2 = 0.2$ .

## Impact Factor:

ISRA (India) = 1.344	SIS (USA) = 0.912	ICV (Poland) = 6.630
ISI (Dubai, UAE) = 0.829	ПИИЦ (Russia) = 0.179	PIF (India) = 1.940
GIF (Australia) = 0.564	ESJI (KZ) = 1.042	
JIF = 1.500	SJIF (Morocco) = 2.031	

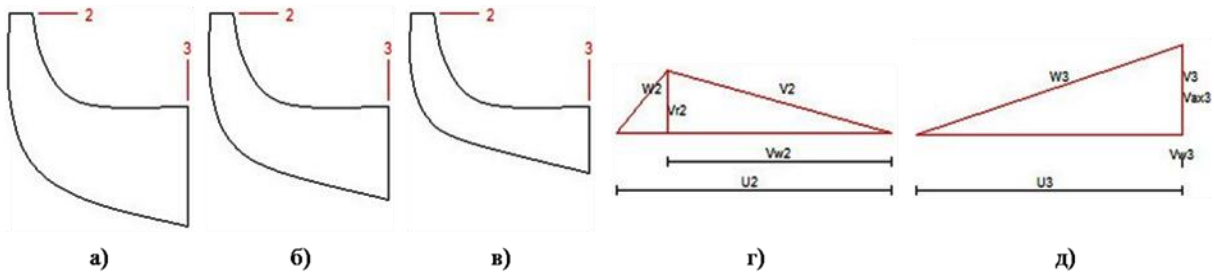


Рисунок 1 – Профили лопасти газовой турбины (а – отношение выходного/входного радиусов ступицы 0.2; б – отношение выходного/входного радиусов ступицы 0.3; в – отношение выходного/входного радиусов ступицы 0.4) и треугольники скоростей (г – на входе; д – на выходе).

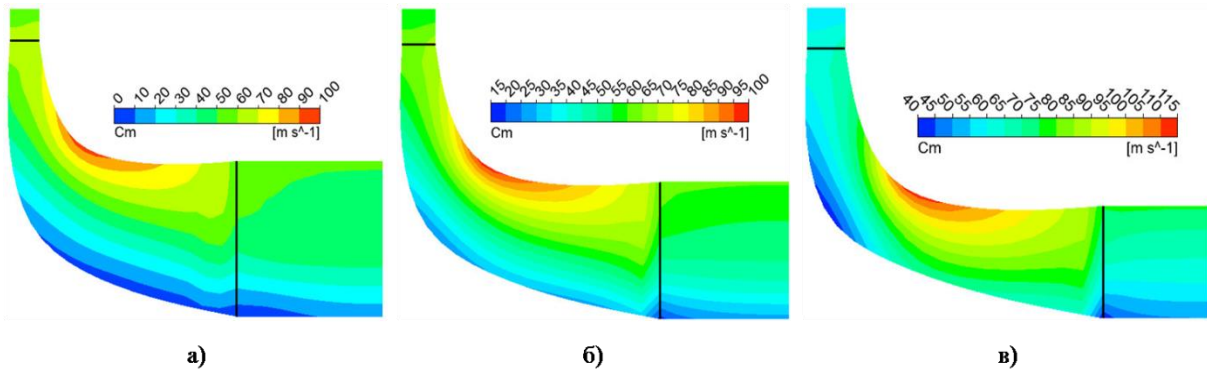


Рисунок 2 – Контуры меридиональной скорости. Отношение выходного/входного радиусов ступицы газовой турбины: а – 0.2; б – 0.3; в – 0.4.

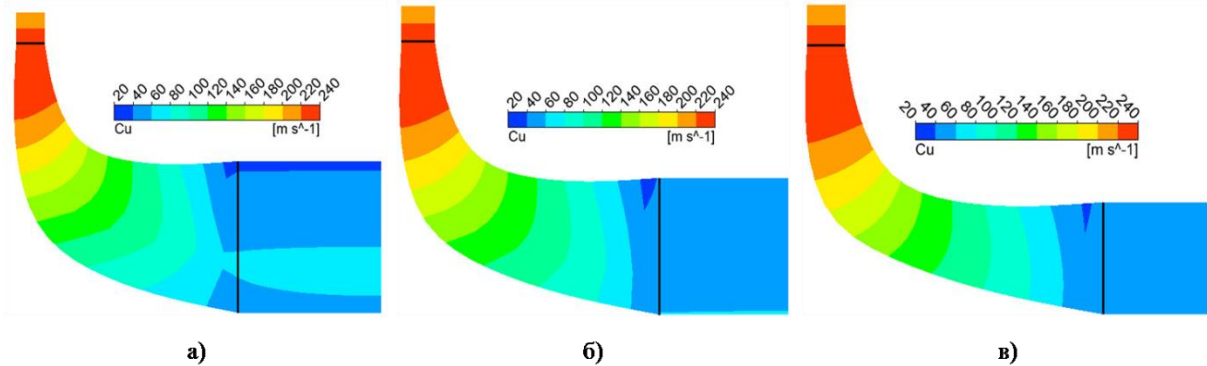


Рисунок 3 – Контуры скорости вращения закрученного потока газа. Отношение выходного/входного радиусов ступицы газовой турбины: а – 0.2; б – 0.3; в – 0.4.

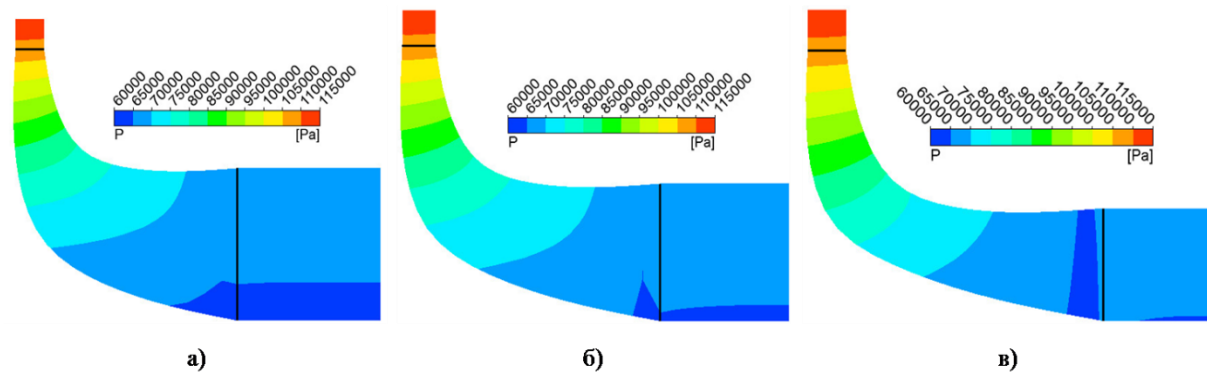


Рисунок 4 – Контуры статического давления. Отношение выходного/входного радиусов ступицы газовой турбины: а – 0.2; б – 0.3; в – 0.4.

**Impact Factor:**

ISRA (India) = 1.344	SIS (USA) = 0.912	ICV (Poland) = 6.630
ISI (Dubai, UAE) = 0.829	ПИИЦ (Russia) = 0.179	PIF (India) = 1.940
GIF (Australia) = 0.564	ESJI (KZ) = 1.042	
JIF = 1.500	SJIF (Morocco) = 2.031	

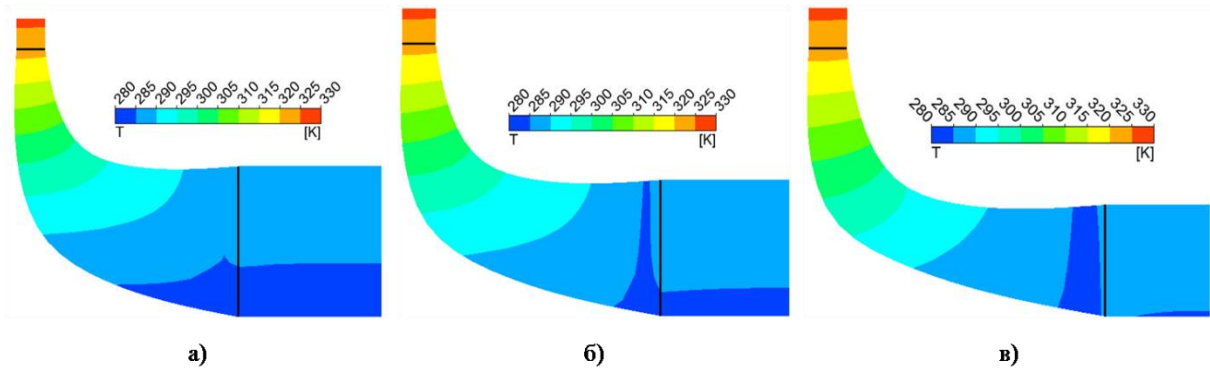


Рисунок 5 – Контуры статической температуры. Отношение выходного/входного радиусов ступицы газовой турбины: а – 0.2; б – 0.3; в – 0.4.

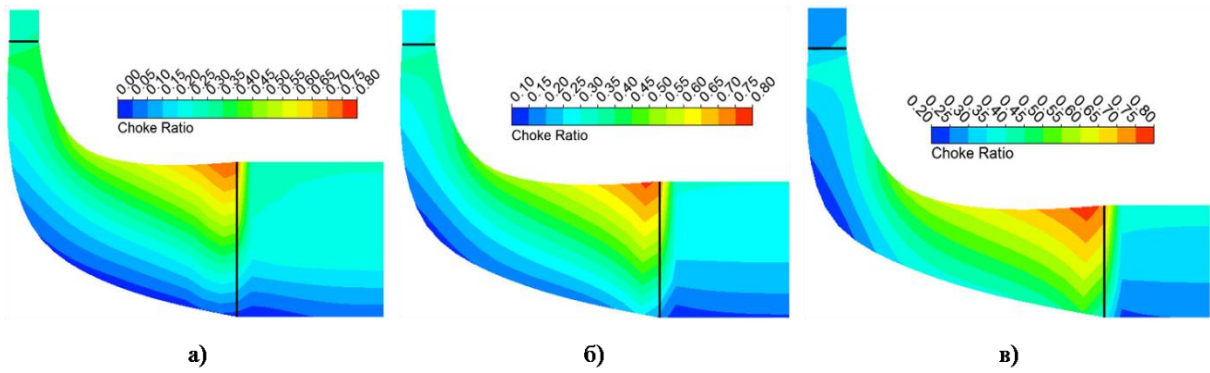


Рисунок 6 – Контуры коэффициента дросселирования. Отношение выходного/входного радиусов ступицы газовой турбины: а – 0.2; б – 0.3; в – 0.4.

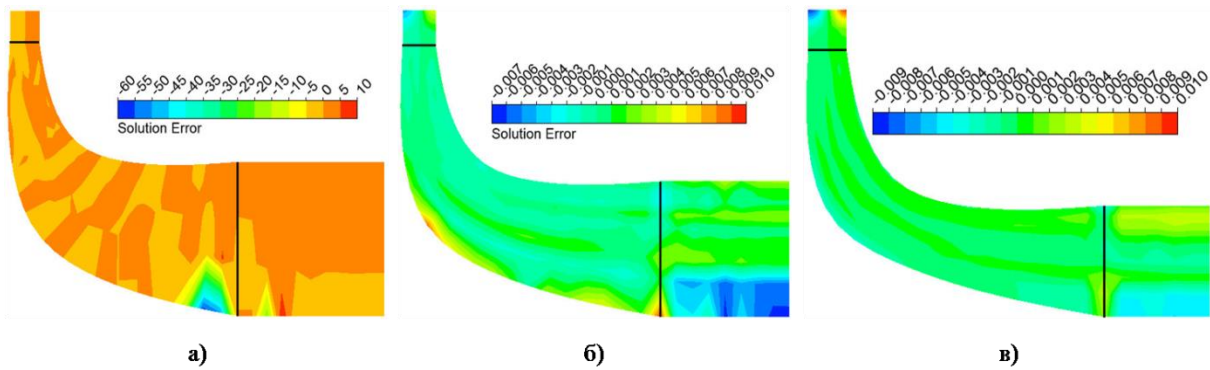


Рисунок 7 – Контуры погрешности решения. Отношение выходного/входного радиусов ступицы газовой турбины: а – 0.2; б – 0.3; в – 0.4. Значения коэффициента погрешности выражаются в процентах.

## Impact Factor:

ISRA (India) = 1.344	SIS (USA) = 0.912	ICV (Poland) = 6.630
ISI (Dubai, UAE) = 0.829	ПИИЦ (Russia) = 0.179	PIF (India) = 1.940
GIF (Australia) = 0.564	ESJI (KZ) = 1.042	
JIF = 1.500	SJIF (Morocco) = 2.031	

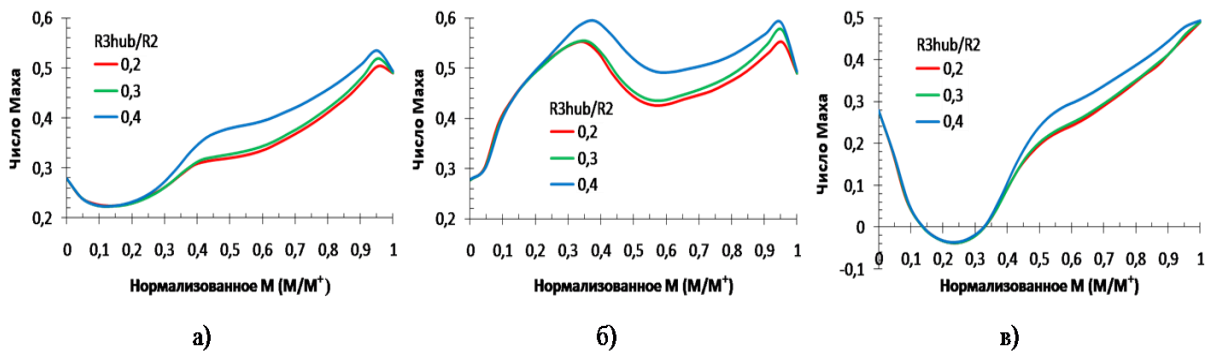


Рисунок 8 – Величина числа Маха на линии воздушного потока (концевая кромка) от нормализованного M: а – средняя линия; б – сторона всасывания; в – сторона нагнетания.

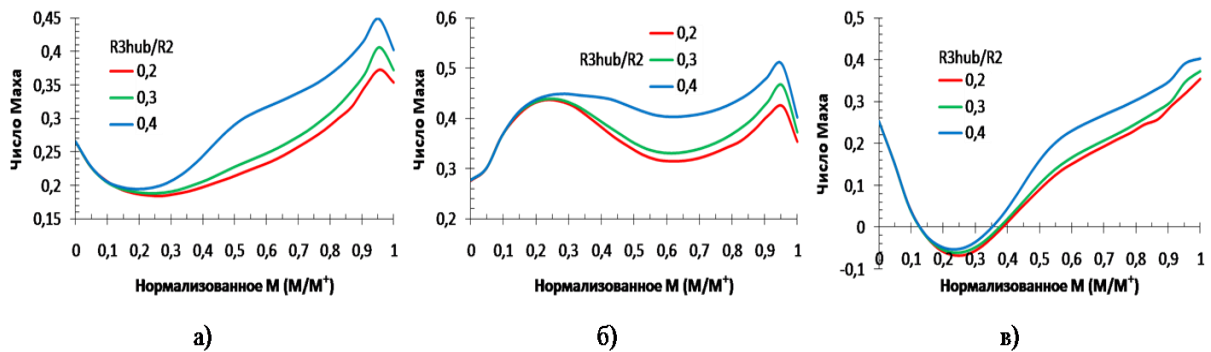


Рисунок 9 – Величина числа Маха на линии воздушного потока (средняя часть) от нормализованного M: а – средняя линия; б – сторона всасывания; в – сторона нагнетания.

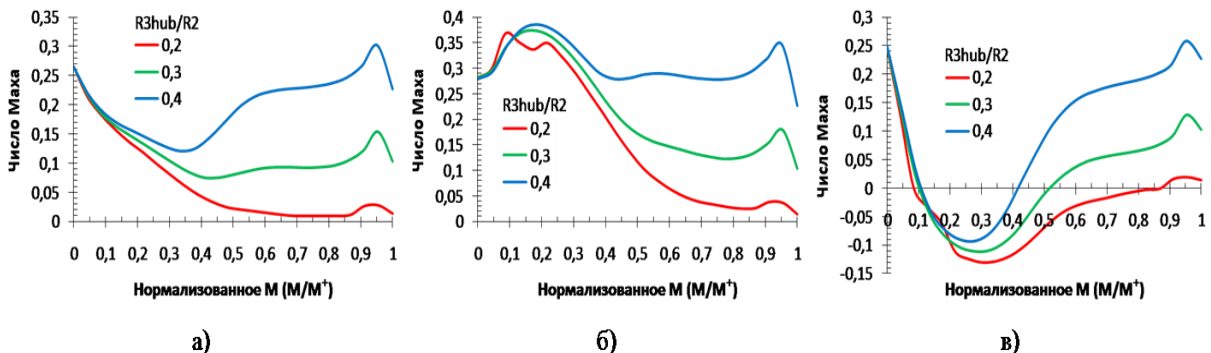


Рисунок 10 – Величина числа Маха на линии воздушного потока (ступица) от нормализованного M: а – средняя линия; б – сторона всасывания; в – сторона нагнетания.

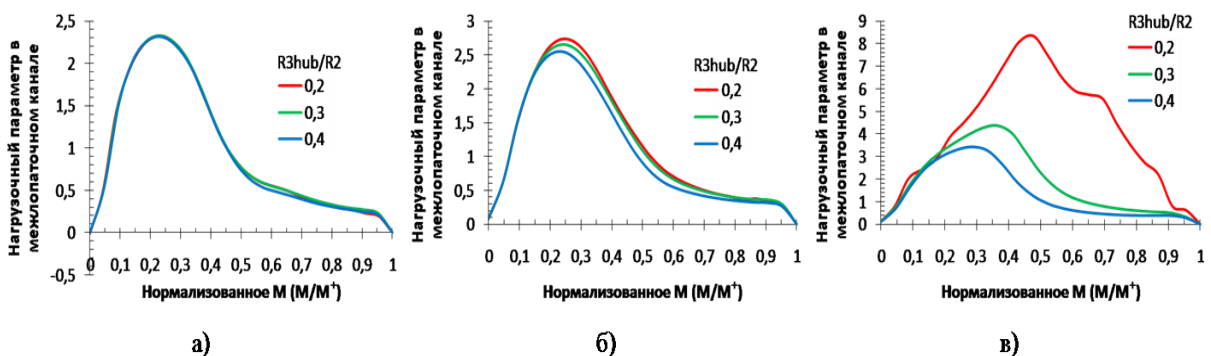


Рисунок 11 – Величина нагрузочного параметра в межлопаточном канале (меридиональное сечение) от нормализованного M: а – концевая кромка; б – средняя часть; в – у ступицы.



## Impact Factor:

ISRA (India) = 1.344	SIS (USA) = 0.912	ICV (Poland) = 6.630
ISI (Dubai, UAE) = 0.829	ПИИЦ (Russia) = 0.179	PIF (India) = 1.940
GIF (Australia) = 0.564	ESJI (KZ) = 1.042	
JIF = 1.500	SJIF (Morocco) = 2.031	

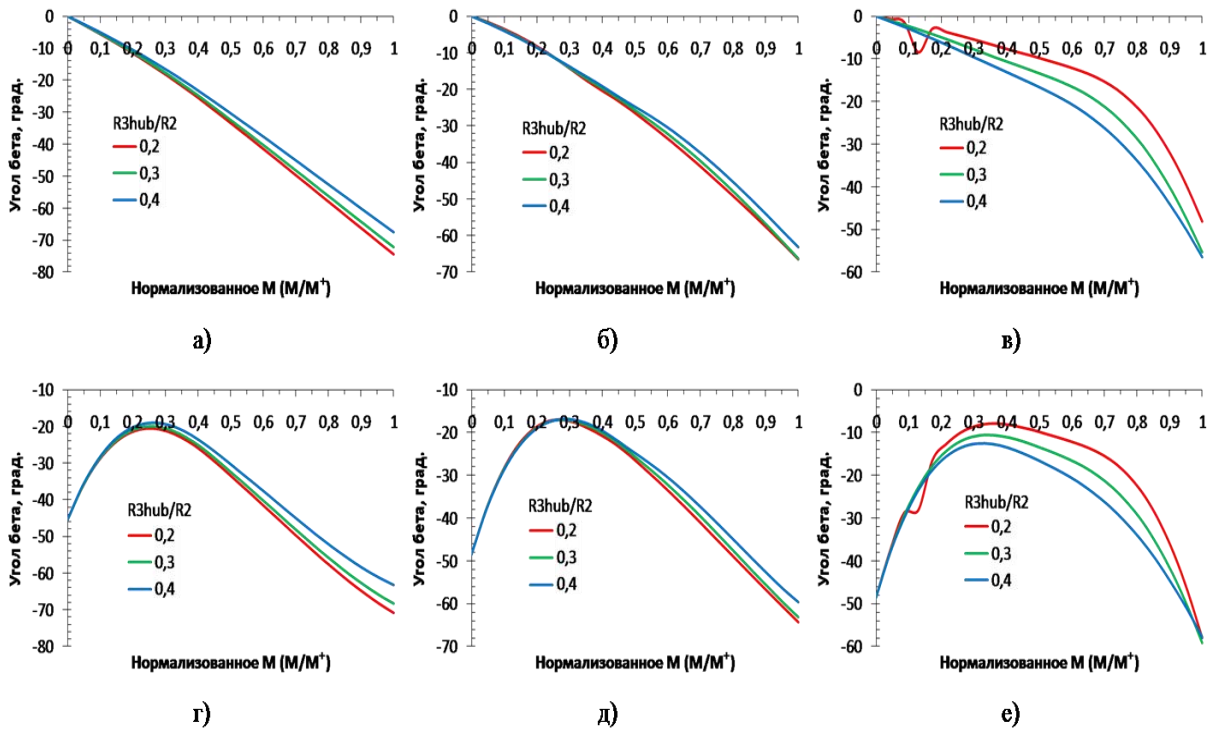


Рисунок 12 – Величина углов бета лопасти газовой турбины и отклонения потока газа от нормализованного  $M$ : а – концевая кромка лопасти; б – средняя часть лопасти; в – лопасть у ступицы; г – угол потока на концевой кромке лопасти; д – угол потока в средней части лопасти; е – угол потока у ступицы.

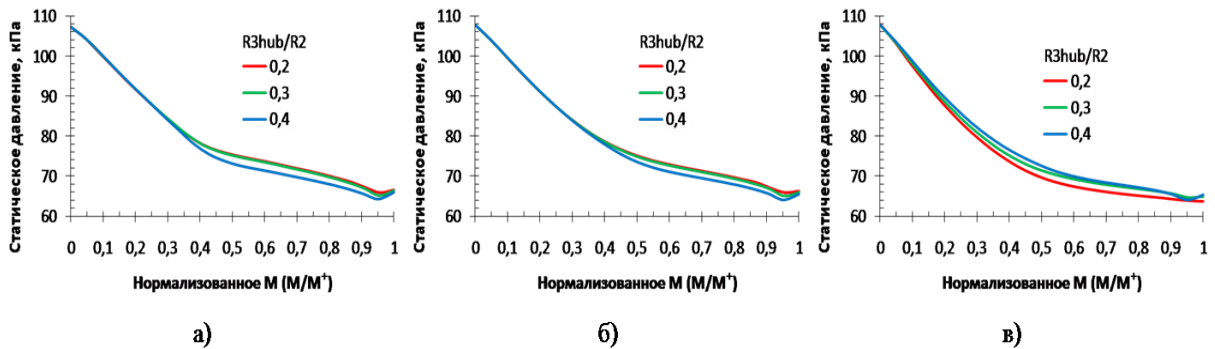


Рисунок 13 – Величина статического давления в меридиональном сечении от нормализованного  $M$ : а – концевая кромка лопасти; б – средняя часть лопасти; в – лопасть у ступицы.

## Impact Factor:

ISRA (India) = 1.344	SIS (USA) = 0.912	ICV (Poland) = 6.630
ISI (Dubai, UAE) = 0.829	ПИИЦ (Russia) = 0.179	PIF (India) = 1.940
GIF (Australia) = 0.564	ESJI (KZ) = 1.042	
JIF = 1.500	SJIF (Morocco) = 2.031	

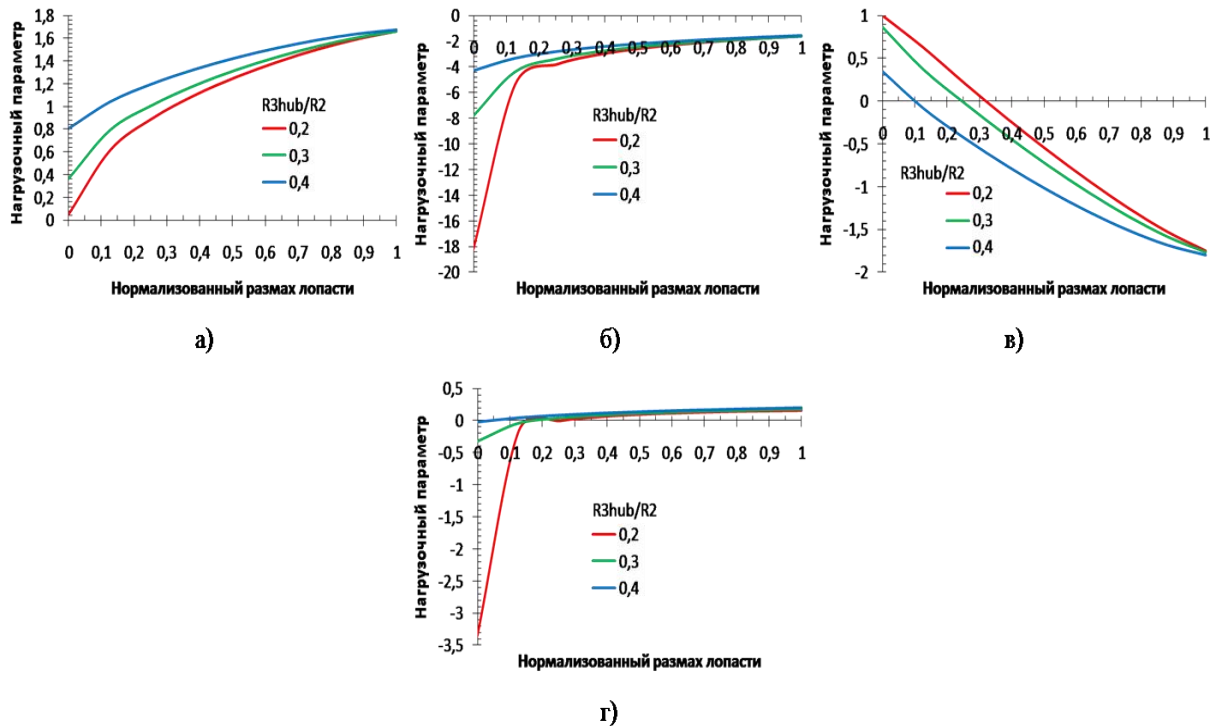


Рисунок 14 – Величина нагрузочных параметров от нормализованного размаха лопасти газовой турбины: а – число де Халлера; б – лямбда; в – коэффициент восстановления идеального статического давления; г – параметр Цвайфеля.

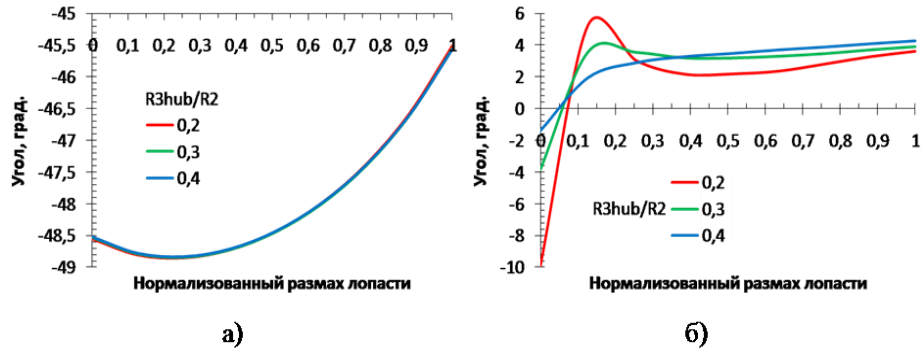


Рисунок 15 – Величина углов падения (а) и отклонения (б) в меридиональном сечении от нормализованного размаха лопасти газовой турбины.

На основании проведенного анализа результатов компьютерного расчета параметров лопасти можно сделать следующие выводы о возможной эксплуатации радиальной газовой турбины при различных отношениях выходного/входного радиусов ступицы:

1. Для получения высокого КПД газовой турбины рекомендуется применять лопасти с параметрами, рассчитанными для  $R3_{hub}/R2 = 0.2$ . Уменьшение температуры и давления газа при

$R3_{hub}/R2 = 0.4$  приводит к снижению КПД газовой турбины.

2. С учетом высоких скоростей течения газа, действующих на рабочие лопасти газовой турбины при  $R3_{hub}/R2 = 0.4$ , потери напора более значительны, чем у лопастей с другими аэродинамическими характеристиками.

3. Возможно уменьшение заданного количества лопастей газовой турбины при  $R3_{hub}/R2 = 0.2$ , т. к. величина расчетного числа Цвайфеля в данном случае больше оптимального.

## Impact Factor:

<b>ISRA</b> (India) = <b>1.344</b>	<b>SIS</b> (USA) = <b>0.912</b>	<b>ICV</b> (Poland) = <b>6.630</b>
<b>ISI</b> (Dubai, UAE) = <b>0.829</b>	<b>PIHHI</b> (Russia) = <b>0.179</b>	<b>PIF</b> (India) = <b>1.940</b>
<b>GIF</b> (Australia) = <b>0.564</b>	<b>ESJI</b> (KZ) = <b>1.042</b>	
<b>JIF</b> = <b>1.500</b>	<b>SJIF</b> (Morocco) = <b>2.031</b>	

## References:

- (2016) Gazovaya turbina. Available: <http://enciklopediya-tehniki.ru/promyshlennost-na-g/gazovaya-turbina.html> (Accessed: 23.02.2016).
- (2016) Rabochie i napravlyayushchie lopatki turbiny. Available: <http://vdvzhke.ru/sudovye-parovye-turbiny/detali-sudovyh-parovyh-turbin/rabochie-i-napravljajuwie-lopatki-turbiny.html> (Accessed: 23.02.2016).
- (2016) Konstruktsii lopatok turbin, tehnikheskie trebovaniya k konstruktsiyam, ih klassifikatsiya. Available: <http://chiefengineer.ru/tehnologii-metalloobrabotki/tehnologii-obrabotki-metalla/konstrukcii-lopatok-turbin/> (Accessed: 23.02.2016).
- (2016) Temperatura tormozheniya. Available: <http://www.heuristic.su/effects/catalog/est/by/d/description/701/index.html> (Accessed: 23.02.2016).
- (2016) Chislo Maha. Available: <http://nature.web.ru/db/msg.html?mid=1173609> (Accessed: 23.02.2016).
- (2016) Zakrutka potoka. Available: <http://neftandgaz.ru/?p=4149> (Accessed: 23.02.2016).
- (2016) Vyor razmera turbiny i chto takoe A/R turbiny. Available: <https://www.drive2.ru/b/1448570/> (Accessed: 23.02.2016).
- (2016) Treugolniki (plany) skorostey. Available: <http://helgior.livejournal.com/24729.html> (Accessed: 23.02.2016).
- (2016) Drosselirovanie gazov, parov i zhidkostey. Available: [http://ispu.ru/files/u2/book2/TD2\\_19-06/5.html](http://ispu.ru/files/u2/book2/TD2_19-06/5.html) (Accessed: 23.02.2016).
- Johnson KE (2004) Adaptive Torque Control of Variable Speed Wind Turbines. National Renewable Energy Laboratory, Colorado. – 94 p.
- (2016) Teoreticheskaya karakteristika rabocheho koleasa i ego osnovnye parametry. Available: <http://msd.com.ua/vakuumnye-porshnevye-nasosy/teoreticheskaya-karakteristika-rabocheho-kolesa-i-ee-osnovnye-parametry/> (Accessed: 23.02.2016).
- TurboSystem. Release 12.0. 2009 SAS IP, Inc. – 152 p.