

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Черновик диплома

Жигалкин А.С.

Группа: ЭЗ-122

Москва 2018

Содержание

1	ВВЕДЕНИЕ	3
2	Техническое задание на диплом.	4
3	Обоснование выбора схемы и параметров ГТУ.	5
3.1	Обзор существующих энергетических приводных ГТУ в классе мощности 16 МВт.	5
3.2	Выбор схемы и параметров проектируемой ГТУ.	9
4	Расчетно-конструкторская часть	12
4.1	Расчет цикла установки.	12
4.1.1	Параметры электрогенератора.	12
4.1.2	Исходные данные для расчета цикла.	13
4.1.3	Вариантные расчеты и выбор параметров.	14
4.1.4	Расчет цикла на номинальном режиме.	14
4.1.5	Параметры дожимного компрессора.	27
4.2	Расчет компрессора.	28
4.2.1	Результаты поступенчатого расчета.	28
4.2.2	Исходные данные для расчета первой ступени.	30
4.2.3	Расчет первой ступени.	31
4.3	Расчет турбины компрессора.	39
4.3.1	Результаты поступенчатого расчета.	39
4.3.2	Исходные данные для расчета первой ступени.	41
4.3.3	Расчет первой ступени.	42
4.3.4	Исходные данные для расчета второй ступени.	54
4.3.5	Расчет второй ступени.	55
4.3.6	Расчет интегральных параметров турбины.	68
4.3.7	Расчет параметров потока по высоте.	70
4.4	Расчет силовой турбины.	75
4.4.1	Результаты поступенчатого расчета.	75
4.4.2	Исходные данные для расчета первой ступени.	77
4.4.3	Расчет первой ступени.	79
4.4.4	Исходные данные для расчета второй ступени.	91

4.4.5	Расчет второй ступени.	92
4.4.6	Расчет интегральных параметров турбины.	105
4.5	Расчет камеры сгорания.	107
4.5.1	Исходные данные.	107
4.5.2	Расчет.	108
5	Научно-исследовательская часть.	111
5.1	Конструкция системы охлаждения лопатки СА первой ступени турбины компрессора.	111
5.2	Расчет конвективно-пленочной системы охлаждения СА первой ступени турбины компрессора.	111
5.3	Расчет переменных режимов работы установки.	111
6	Технологическая часть.	111
7	Организационно-экономическая часть.	111
8	Экология и промышленная безопасность.	111
9	ЗАКЛЮЧЕНИЕ	111

1 ВВЕДЕНИЕ

Газотурбинные имеют достаточно широкое применение в энергетике в качестве привода электрогенератора. Основными особенностями ГТУ по сравнению с энергетическими установками других типов являются:

1. Высокая маневренность.
2. Компактность.
3. Малый срок ввода в эксплуатацию.
4. Низкая потребность в воде.
5. Относительно низкий капитальные затраты.
6. Относительно низкая экономичность.
7. Относительно невысокая потребность в смазочных материалах (по сравнению с двигателями внутреннего сгорания)

Данные особенности определяют основные области применения ГТУ. Они используются как правило для покрытия пиковых нагрузок в составе электростанций или для энергоснабжения промышленных предприятий, морских платформ, небольших населенных пунктов и т.п. Энергетических установок, которые обладали бы в перечисленных областях существенными преимуществами перед ГТУ, на данный момент не существует. Поэтому создание новых газотурбинных установок, обладающих большей экономичностью, меньшими капитальными затратами, большей материалоемкостью, чем существующие, является актуальной задачей. В данной выпускной квалификационной работе эта задача будет решаться для класса мощности 16 МВт.

Проектируемая ГТУ будет обладать большей, чем у конкурентов, начальной температурой газа в цикле (1523 К). Это потребует проектирования более совершенной системы охлаждения, но позволит добиться большей экономичности и меньшей металлоёмкостью, за счет возможности уменьшить диаметральный размер лопаточных машин. Установка будет выполнена по двухвальной схеме со свободной турбиной. Энергоблок на основе ГТУ будет выполнен по модульному принципу, что обеспечит удобство транспортировки установки с завода-изготовителя и высокую скорость строительства блока.

2 Техническое задание на диплом.

Спроектировать газотурбинную установку мощностью 16 МВт, предназначенную для привода электрогенератора. Топливо - природный газ.

3 Обоснование выбора схемы и параметров ГТУ.

3.1 Обзор существующих энергетических приводных ГТУ в классе мощности 16 МВт.

Ниже будут рассмотрены следующие ГТУ энергетического назначения в классе мощность 16 МВт:

1. Установка ГТЭ-16ПА фирмы АО «ОДК-Пермские моторы».
2. Установка SGT-500 фирмы Siemens.
3. Установка Titan 130 фирмы Solar Turbines Inc.
4. Установка АЛ-31СТЭ фирмы ПАО «ОДК-УМПО».
5. Установка Т16 фирмы АО «РЭП Холдинг».

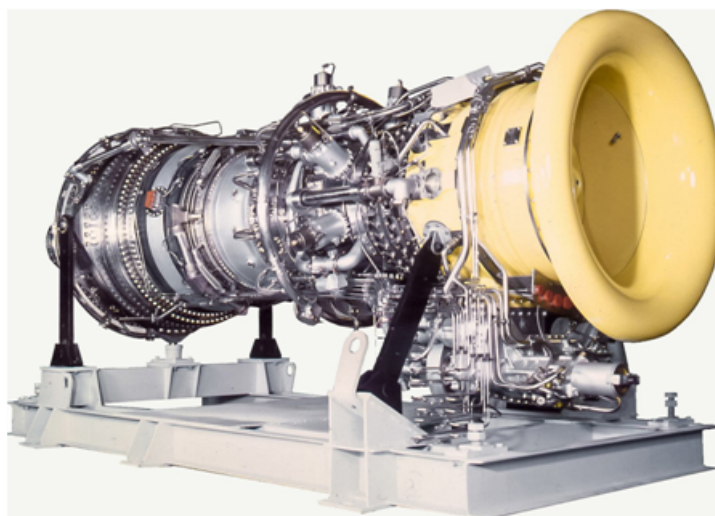


Рис. 1: Фотография установки ГТЭ-16ПА.

Установка ГТЭ-16ПА. Газотурбинная установка ГТЭ-16ПА (рис. 1) создана на базе двигателя ПС-90ЭУ-16А. Этот новый двигатель разработан в рамках сотрудничества ОАО «Авиадвигатель» с фирмой Pratt&Whitney (США). Установка выполнена по двухвальной схеме с силовой турбиной. Она состоит из 14-ти ступенчатого осевого компрессора, камеры сгорания, 2-х ступенчатой турбины компрессора и 4-х ступенчатой силовой турбины. Эффективный КПД установки составляет 36,6% [1]. С целью повышения

эксплуатационной технологичности и экологической безопасности на двигатель устанавливается система электрозапуска. Главным конструктивным отличием ПС-90ЭУ-16А от других промышленных двигателей, разработанных ОАО «Авиадвигатель» за последние 12-13 лет, является четырехступенчатая свободная силовая турбина с номинальной частотой вращения 3000 об/мин [2]. Выходной вал является приводом синхронного турбогенератора Т-16-2РУХЛЗ производства ОАО «Привод» (г. Лысьва). Уменьшение частоты оборотов дает возможность отказаться от использования редуктора, снизив тем самым эксплуатационные затраты и повысив надежность всей газотурбинной установки в целом. Вместо оптимальной по аэродинамике пятиступенчатой силовой турбины было принято решение о проектировании четырехступенчатой. Увеличение аэродинамической нагрузки на ступень и снижение примерно на 1% КПД силовой турбины от максимально достижимой величины позволило заведомо снизить суммарные затраты потенциальных заказчиков почти на 20% [3]. Для снижения материалоемкости и веса ГТЭ-16ПА был использован богатый опыт разработки авиационных турбин. В результате масса ротора двигателя ПС-90ЭУ-16А, несмотря на увеличение диаметра и количества ступеней, оказалась равной массе ротора ПС-90ГП-2, что позволило обеспечить высокую степень унификации трансмиссий. [3]

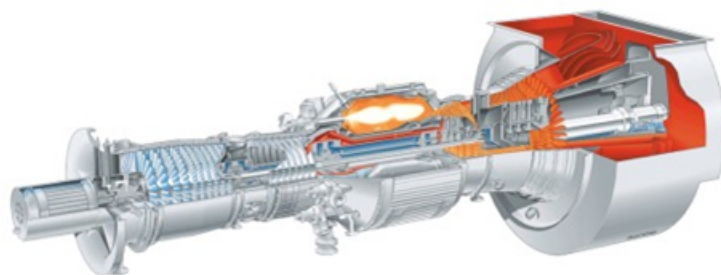


Рис. 2: Схема установки SGT-500.

Установка SGT-500. SGT-500 (GT35C) (рис. 2) мощностью 17 МВт применяется на различных объектах, где наиболее важными параметрами являются: базовая нагрузка, способность работать на различных видах топлива, простота технического обслуживания. Наряду с производством электроэнергии, SGT-500 широко используется как механический привод мощностью 23290 л.с. Может работать на различных видах тяжелого топлива. Отно-

сительно невысокая температура газов перед турбиной способствует снижению деградации характеристик и увеличению межремонтного ресурса ГТУ (80 000 ч), а модульный принцип конструкции позволяет быстро производить замену узлов. Модульная и компактная конструкция турбины SGT-500 облегчает обслуживание на месте — можно быстро менять целые модули. В турбине SGT-500 установлен двухвальный газогенератор: на валу низкого давления установлен 10-ступенчатый компрессор низкого давления и 2-ступенчатая турбина низкого давления. На валу высокого давления установлен 8-ступенчатый компрессор высокого давления и 1-ступенчатая турбина высокого давления. Обороты трехступенчатой турбины равны 3600 мин⁻¹ при генерации электроэнергии и 3450 мин⁻¹ при приводе механических устройств. Для повышения эффективности между статором и ротором силовой турбины устанавливается регулятор зазора между корпусом и концами лопаток. Турбина поставляется с обычной системой сжигания топлива либо с системой сухого снижения токсичности выхлопных газов (DLE). Обе системы поддерживают работу на двух видах топлива, а система DLE обеспечивает крайне низкий уровень выбросов $NO_{x\leq 42}$ ppmV. Все подшипники газодинамические, с шарнирно-закрепленным сегментом подпятника. Пусковой электродвигатель соединен с ротором компрессора низкого давления. [4]

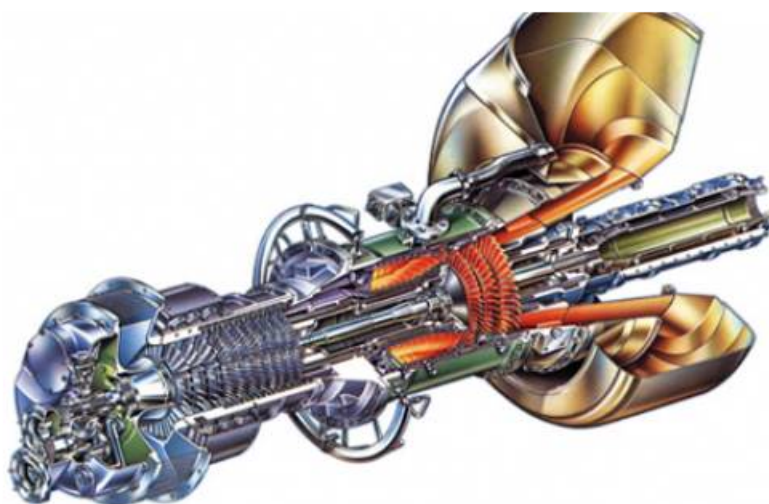


Рис. 3: Схема установки Titan 130.

Установка Titan 130. Titan 130 (рис. 3) – установка мощностью 16,5 МВт. Выполнена по одновальной схеме. Состоит из 14-ти ступенчатого компрессора со степенью сжатия 17,1, кольцевой камеры сгорания с системой сухого

снижения токсичности выхлопных газов и 3-х ступенчатой силовой турбины. Частота вращения вала силовой турбины 11220 об/мин. Электрический КПД установки составляет 35,5 %. [5]

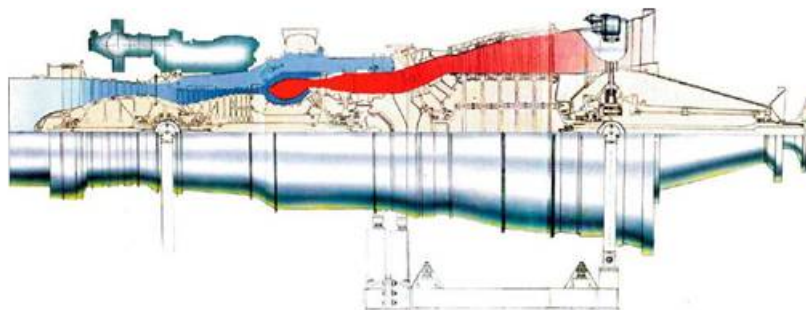


Рис. 4: Схема установки АЛ-31СТЭ.

Установка АЛ-31СТЭ. Также в классе мощности 16 МВт можно выделить двигатель АЛ-31СТЭ, конвертированный из двухконтурного двигателя самолета СУ-27 АЛ-31Ф. Схема данного двигателя представлена на рис. 4. Данный двигатель также состоит из газогенератора и модуля свободной турбины, что облегчает ее модульный монтаж. Мощность на валу силовой турбины составляет 18 МВт, КПД – 38,1%. Двигателю АЛ31-СТЭ свойственен невысокий по меркам стационарной техники ресурс в 75 000 ч, что связано с назначением двигателя – прототипа. Двигатель прототип АЛ-31Ф был разработан для высокоманевренного самолета СУ-27, и при его проектирование в основном велось на условие максимизации тяги. Низкоэмиссионная камера сгорания установки обеспечивает уровень вредных выбросов оксида азота менее 40 ppm и оксида углерода менее 80 ppm. Высокое совершенство рабочего процесса в камере сгорания достигнуто за счет предварительного смешения топливного газа в модуле-гомогенизаторе и поддержания оптимальных значений коэффициентов избытка воздуха в первой и второй зонах горения. Окружная неравномерность поля температуры на выходе из камеры сгорания снижена в 2 раза по сравнению с исходной камерой сгорания. [8] Модульная конструкция привода обеспечивает замену узлов без дополнительных работ по подгонке, балансировке и испытаниям. [8]

Установка Т16. Также в рассматриваемом классе мощностей присутствует одна из новейших российских газотурбинных электростанций: ГТЭ-16 на

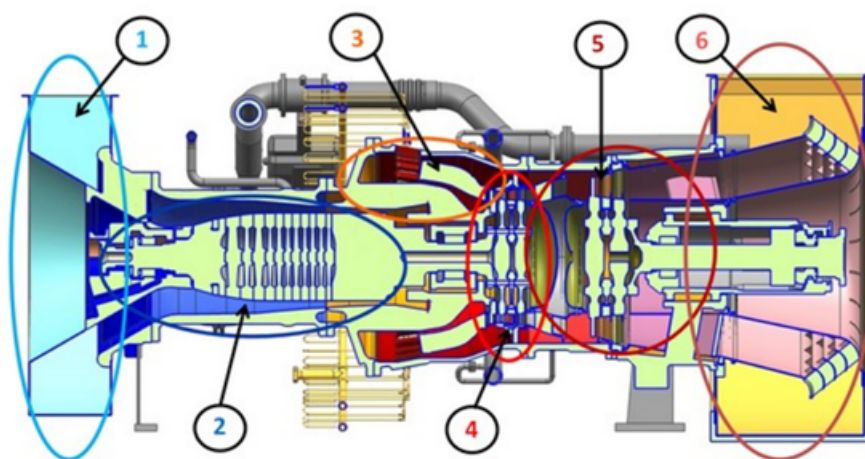


Рис. 5: Продольный разрез турбины Т16.

базе стационарной газотурбинной установки Т16 производства компании «РЭП Холдинг» в сотрудничестве с GEOil&Gas.

Схема установки представлена на рис. 5. Данная установка конструктивно выполнена по двухвальной схеме со свободной турбиной. Отличительной особенностью установки является высокий ресурс (200 000 ч) [7] при высоком значении КПД (37 %) и низком уровне эмиссии оксидов азота (менее 25 ppm) [6]. Камера сгорания выполнена по противоточной схеме. Для поддержания высокого КПД на режимах частичной мощности (от 20% до 100% номинальной мощности) применяются поворотные направляющие аппараты трех ступеней компрессора, а также поворотный сопловой аппарат первой ступени силовой турбины [6]. Модули высокого и низкого давления располагаются на отдельных рамах и монтируются в корпусе на подвижных опорах, что позволяет извлекать их из общего корпуса установки в боковом направлении (рис. 6- 8) по отдельности или совместно. Такое конструктивное решение значительно упрощает обслуживание установки [6].

3.2 Выбор схемы и параметров проектируемой ГТУ.

Таблица 1: Параметры различных установок в классе мощности 16 МВт.

Установка	ГТЭ-16ПА	SGT-500	Titan 130	АЛ-31СТЭ	Т16
-----------	----------	---------	-----------	----------	-----

Производитель	АО «ОДК- Пермские моторы»	Siemens	Solar Turbines Inc.	ПАО «ОДК- УМПО»	АО «РЭП Холдинг»
Мощность на валу силовой турбины, МВт	16,8	19,7	16,96	18	16,5
Эффективный КПД, %	36,6	34,7	36,6	38,1	37,0
Мощность на валу клеммах генератора, МВт	16,3	19,1	16,45	17,46	16
Электрический КПД, %	35,5	33,7	35,5	37	35,86
Схема	2Н	3Н	1Б	3Н	2Н
Степень по- вышения давления в компрессоре	19,9	13	17,1	—	19,0
Температура выхлопных газов, °C	481	369	490	515	490
Расход выхлоп- ных газов, кг/с	56,3	97,9	54,7	67	54,3
Частота вра- щения сило- вой турбины, об/мин	3000	3600	11220	3000	7800
Температура газа перед турбиной, °C	1410	1150	1400	—	1410

Число ступеней компрессора	14	10+8	14	4+10	12
Число ступеней турбины	2+3	1+2+3	3	1+1+5	2+2
Ресурс до капитального ремонта, ч	20000	80000	—	25000	—
Назначенный ресурс, ч	100000	160000	—	75000	200000

Как видно из таблицы 1 максимальный уровень температур газа для установок рассматриваемого класса мощности находится в районе 1400 К. Большинство установок, как конвертированные из авиационных, так и вновь создаваемые установки энергетического назначения (Т16), выполнено по двухвальной схеме со свободной турбиной. Для перспективной установки целесообразно выбрать такую же схему, но большую начальную температуру газа, так как ее увеличение при заданной мощности позволяет добиться меньшего расхода рабочего тела, а, следовательно, и меньших диаметральных размеров, что, в свою очередь, означает уменьшение массы. Также увеличение температуры газа после камеры сгорания ведет к росту эффективного КПД установки. Для проектируемой установки было выбрано значение начальной температуры газа $T_g^* = 1523$ К. Это выше, чем у конкурентов. Поэтому вышеуказанные преимущества будут обеспечены. Но при этом возникнет необходимость проектирования более эффективной системы охлаждения, а возможно и применения более эффективных защитных покрытий и жаростойких материалов для лопаточных аппаратов турбины. Это несколько увеличивает стоимость ГТУ, но как показывает опыт, несмотря на это, удельная стоимость установки при увеличении температуры газа при принятых методах охлаждения существенно снижается [9].

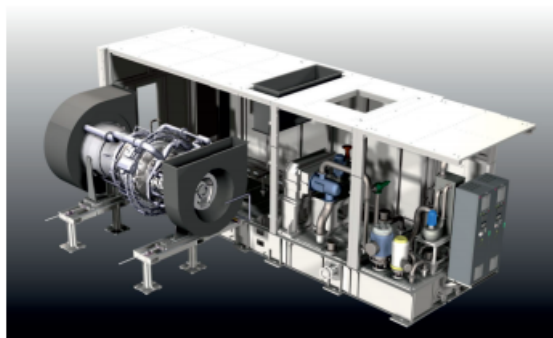


Рис. 6: Выкатка турбоблока целиком.

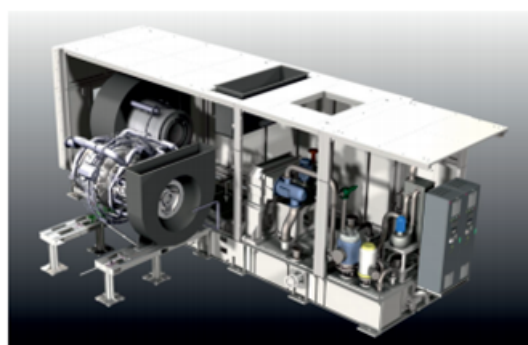


Рис. 7: Выкатка газогенератора.



Рис. 8: Выкатка модуля силовой турбины.

4 Расчетно-конструкторская часть

4.1 Расчет цикла установки.

4.1.1 Параметры электрогенератора.

1. Электрогенератор: Т-16-2Р УХЛЗ.1.
2. Мощность электрогенератора: $N_{\text{эГ}} = 16.0$ МВт.
3. КПД электрогенератора: $\eta_{\text{эГ}} = 0.978$

4. Мощность на валу электрогенератора: $N = \frac{N_{\text{эг}}}{\eta_{\text{эг}}} = 16.36 \text{ МВт}$.

4.1.2 Исходные данные для расчета цикла.

1. Давление окружающей среды: $p_{\text{н}} = 0.1013 \cdot 10^6 \text{ Па}$.
2. Температура окружающей среды: $T_{\text{н}} = 288 \text{ К}$.
3. Мощность на валу нагрузки: $N = 16.36 \cdot 10^6 \text{ МВт}$.
4. Температура торможения после камеры сгорания: $T_{\text{г}}^* = 1523 \text{ К}$.
5. Политропический КПД компрессора: $\eta_{\text{кп}}^* = 0.89$.
6. Политропический КПД турбины компрессора: $\eta_{\text{ткп}}^* = 0.884$.
7. Политропический КПД силовой турбины: $\eta_{\text{тсп}}^* = 0.884$.
8. Низшая теплота сгорания топлива (природный газ): $Q_{\text{н}}^{\text{р}} = 48.412 \cdot 10^6 \text{ Дж/кг}$.
9. Теоретически необходимая масса воздуха: $l_0 = 16.683 \text{ кг/кг}$.
10. Степень сохранения полного давления во входном патрубке: $\sigma_{\text{вх}} = 0.99$.
11. Степень сохранения полного давления в выходном патрубке: $\sigma_{\text{вых}} = 0.99$.
12. Степень сохранения полного давления в камере сгорания: $\sigma_{\text{г}} = 0.98$.
13. Коэффициент полноты сгорания: $\eta_{\text{г}} = 0.995$.
14. Относительный расход на охлаждение лопаток: $g_{\text{охл}} = 0.12$.
15. Относительный расход на прочие нужды: $g_{\text{ут}} = 0.03$.
16. Относительный расход воздуха, возвращаемого перед силовой турбиной:
 $g_{\text{воз}} = 0.12$.
17. Температура возвращаемого перед силовой турбиной воздуха: $T_{\text{воз}} = 800 \text{ К}$.
18. Механический КПД на валу турбины компрессора: $\eta_{\text{м.тк}} = 0.99$.
19. Механический КПД на валу силовой турбины: $\eta_{\text{м.тс}} = 0.99$.

20. КПД редуктора: $\eta_p = 0.99$.

21. Скорость на выходе из выходного устройства: $c_{\text{вых}} = 100$

4.1.3 Вариантные расчеты и выбор параметров.

Для выбора степени повышения давления и обоснования выбора начальной температуры газа была проведена серия расчетов для различных значений π_k^* в цикле при трех различных значениях T_r^* : выбранном, на 50 К больше и на 50 К меньше выбранного. В результате были получены зависимости удельного расхода топлива C_e , эффективного КПД η_e и расхода воздуха на входе в компрессор G_v и мощности, отнесенной к расходу в компрессоре, \bar{N}_e от степени повышения давления в компрессоре. Данные зависимости представлены на рис. 9, 10, 11, 12. Также была произведена оценка наименьших размеров лопаточных аппаратов. Для турбины - это размер лопатки СА первой ступени турбины компрессора, для компрессора - размер лопатки последней ступени. Размер СА и средний диаметр турбины компрессора на входе представлены на рис. 14 и 15.

С точки зрения максимального уменьшения диаметральных размеров лопаточных машин необходимо выбрать значение pi_k^* , соответствующее минимуму расхода воздуха G_v или максимуму удельной мощности \bar{N}_e . При этом данное значение не будет оптимальным с точки зрения экономичности. Как видно по графику максимум по КПД находится в районе $\pi_k^* \sim 35$. Выбирать такие значения π_k^* с точки зрения металлоемкости крайне невыгодно, так они далеки от оптимума по расходу, а также потому, что увеличение π_k^* приводит к увеличению числа ступеней, а, стало быть, и росту металлоемкости. В виду данных соображений наиболее предпочтительно выбрать значение π_k^* в промежутке между оптимумами по расходу и КПД, но ближе к оптимуму по расходу, чтобы выиграть в КПД но практически не проиграть по расходу, так как в районе оптимума по расходу функция $G_v = f(\pi_k^*)$ очень пологая. Таким образом, для проектируемой установки было выбрано значение степени повышения давления $\pi_k^* = 17$.

4.1.4 Расчет цикла на номинальном режиме.

1. Показатель адиабаты из предыдущей итерации: $k_b = 1.3852$.

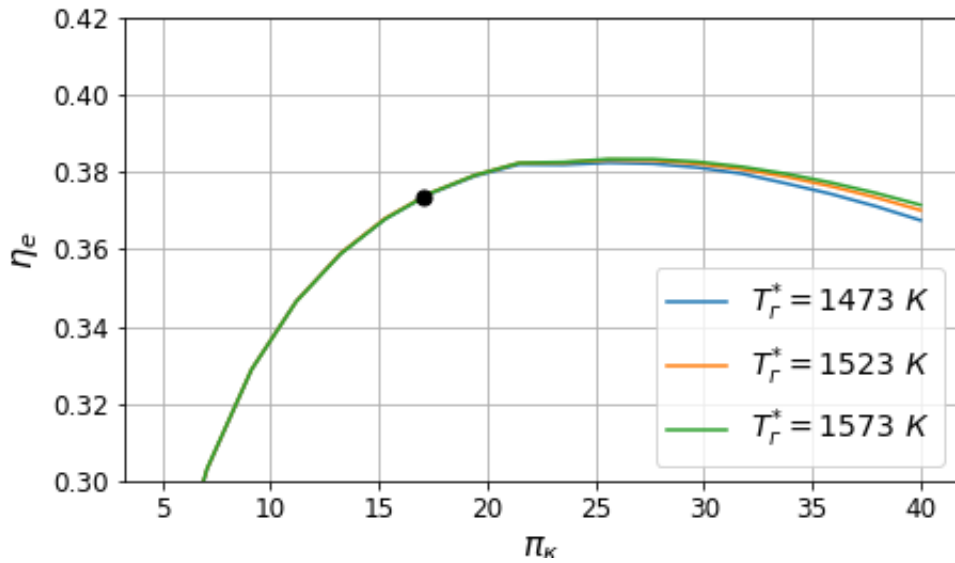


Рис. 9: Зависимость КПД цикла от степени повышения давления.

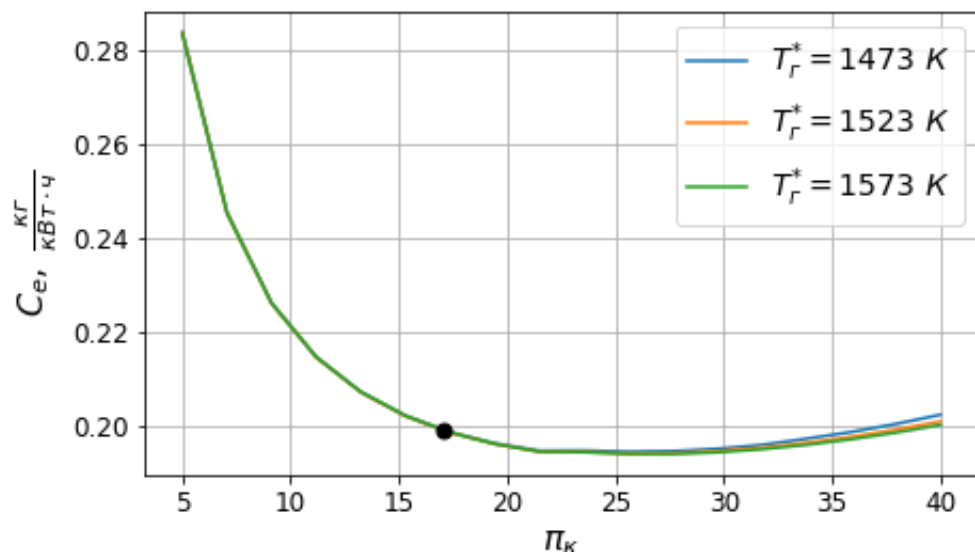


Рис. 10: Зависимость удельного расхода топлива в цикла от степени повышения давления.

2. Определим давление за входным устройством:

$$p_{\text{вх}}^* = \sigma_{\text{вх}} p_{\text{н}} = 0.99 \cdot 0.1013 \cdot 10^6 = 0.1 \cdot 10^6 \text{ Па}$$

3. Определим давление за компрессором:

$$p_{\text{к}}^* = \pi_{\text{к}} p_{\text{вх}}^* = 17 \cdot 0.1 \cdot 10^6 = 1.705 \cdot 10^6 \text{ Па}$$

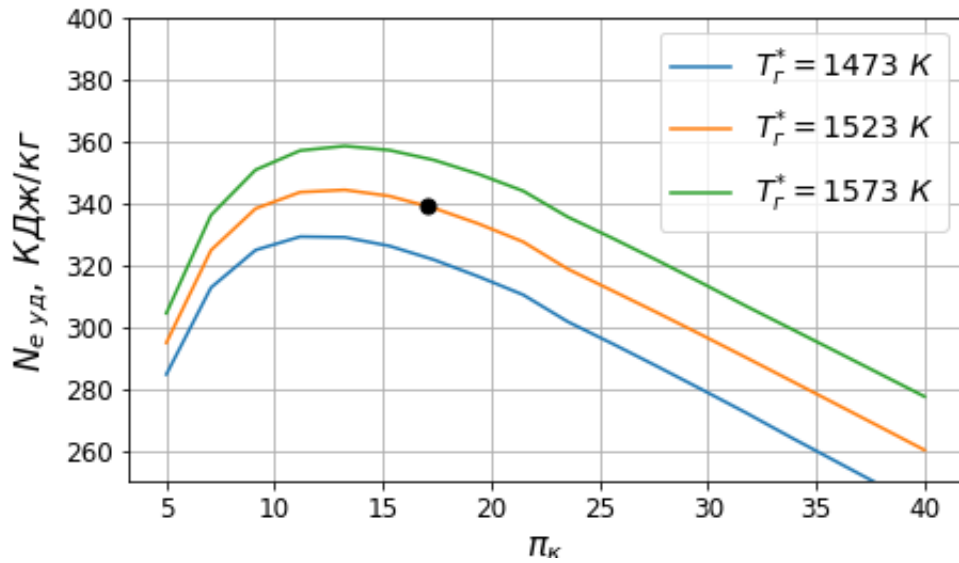


Рис. 11: Зависимость удельной мощности от степени повышения давления.

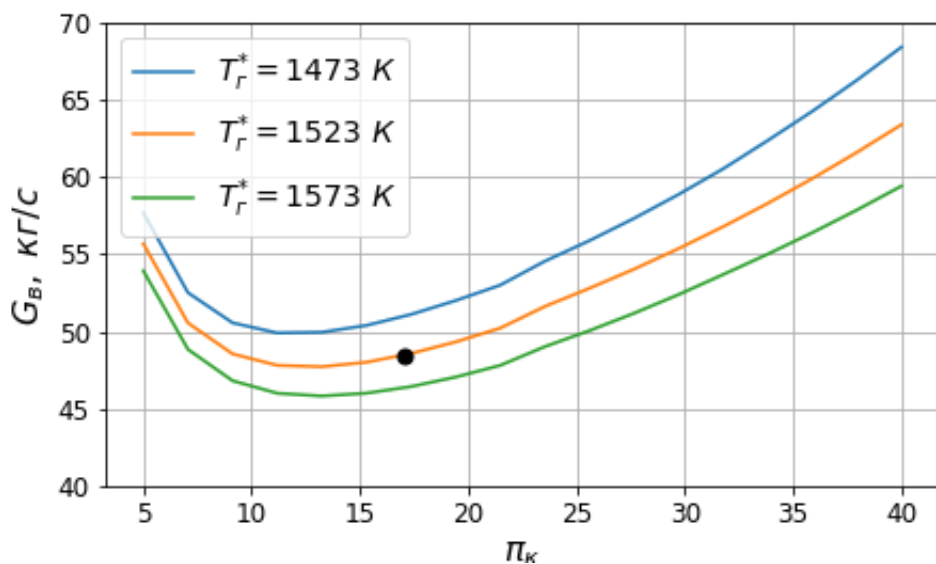


Рис. 12: Зависимость расхода воздуха на входе от степени повышения давления.

4. Определим адиабатический КПД компрессора:

$$\eta_K^* = \frac{\pi_K^{\frac{k_B-1}{k_B}} - 1}{\pi_K^{\frac{k_B-1}{k_B \eta_{K\Pi}^*} - 1}} = \frac{17^{\frac{1.3852-1}{1.3852}} - 1}{17^{\frac{1.3852-1}{1.3852 \cdot 0.89} - 1}} = 0.842$$

5. Определим температуру газа за компрессором:

$$T_K^* = T_H \left[1 + \frac{\pi_K^{\frac{k_B-1}{k_B}} - 1}{\eta_K^*} \right] = 288 \cdot \left[1 + \frac{17^{\frac{1.3852-1}{1.3852}} - 1}{0.842} \right] = 697.97 \text{ K}$$

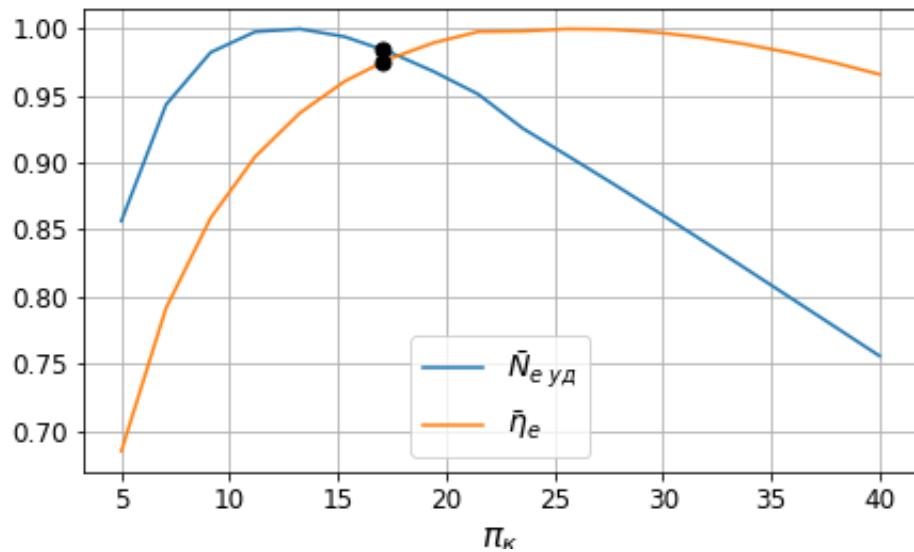


Рис. 13: Зависимости КПД и удельной мощности в относительных координатах от степени повышения давления.

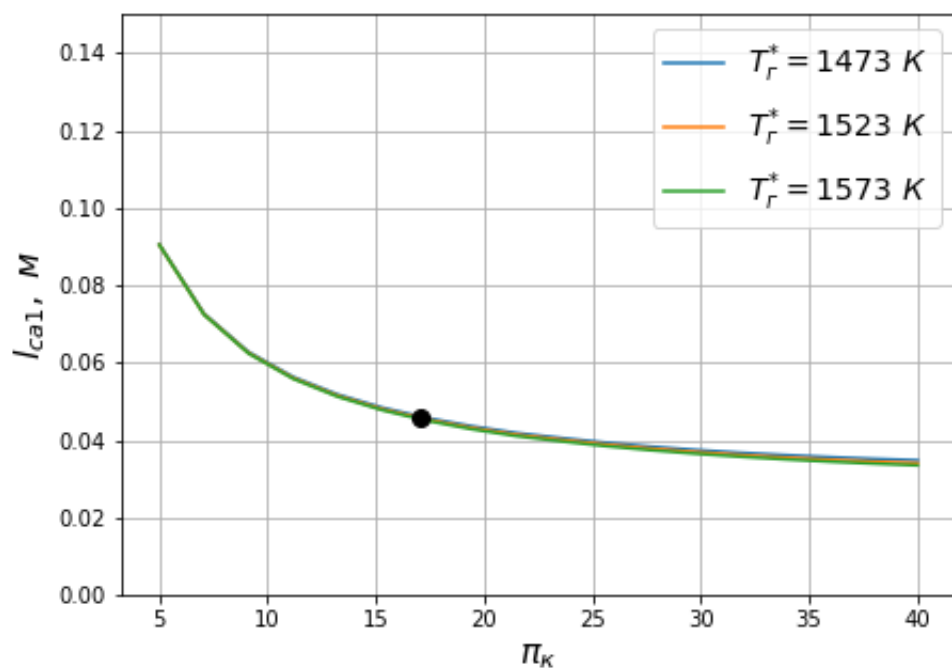


Рис. 14: Зависимость длина лопатки СА первой ступени турбины компрессора от степени повышения давления.

6. Определим уточненное значение показателя адиабаты:

6.1. Средняя теплоемкость воздуха в интервале температур от 273 К до T_H :

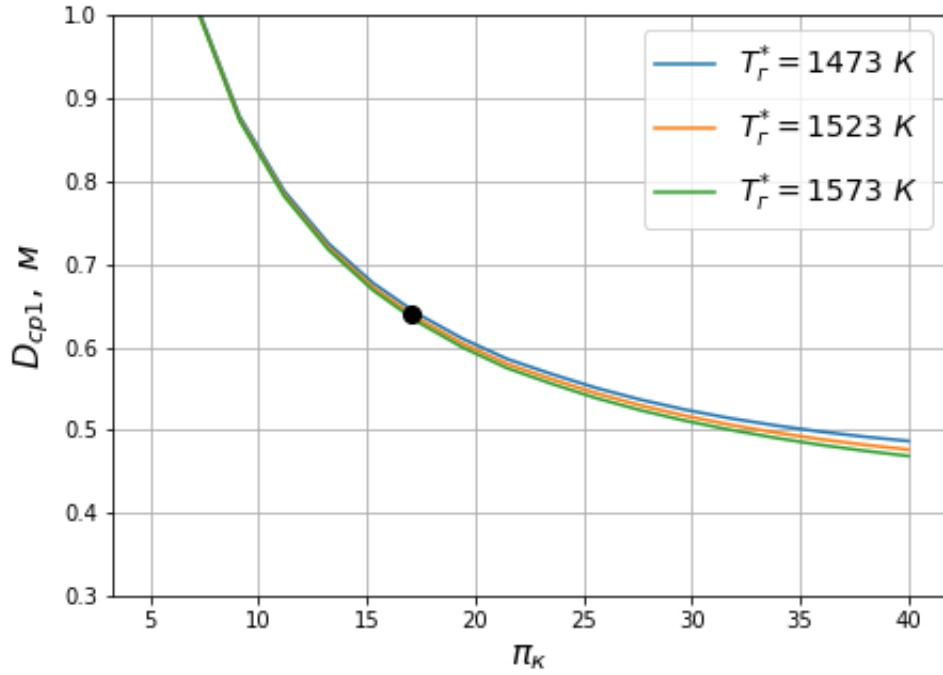


Рис. 15: Зависимость среднего диаметра на входе в турбину компрессора от степени повышения давления.

$$c_{pв\text{ ср}}(T_H) = 1003.98 \text{ Дж}/(\text{кг} \cdot \text{K})$$

6.2. Средняя теплоемкость воздуха в интервале температур от 273 K до T_K^* :

$$c_{pв\text{ ср}}(T_K^*) = 1030.9 \text{ Дж}/(\text{кг} \cdot \text{K})$$

6.3. Средняя теплоемкость воздуха в интервале температур от T_H до T_K^* :

$$\begin{aligned} c_{pв} &= \frac{c_{pв\text{ ср}}(T_K^*)(T_K^* - T_0) - c_{pв\text{ ср}}(T_H)(T_H - T_0)}{T_K^* - T_H} = \\ &= \frac{1030.9 \cdot (697.97 - 273) - 1003.98 \cdot (288 - 273)}{697.97 - 288} = 1008.04 \text{ Дж}/(\text{кг} \cdot \text{K}) \end{aligned}$$

6.4. Новое значение показателя адиабаты:

$$k'_B = \frac{c_{pв}}{c_{pв} - R_B} = \frac{1008.04}{1008.04 - 287.4} = 1.3988$$

7. Определим погрешность определения показателя адиабаты:

$$\delta = \frac{|k'_B - k_B|}{k_B} \cdot 100\% = \frac{|1.3988 - 1.3852|}{1.3852} \cdot 100\% = 0.0622\% < 1\%$$

Точность определения показателя адиабаты воздуха находится в пределах допуска.

8. Определим работу компрессора:

$$L_K = c_{pB} (T_K^* - T_a) = 1008.04 \cdot (697.97 - 288) = 0.423 \cdot 10^6 \text{ Дж/кг}$$

9. Температура газа за камерой сгорания:

$$T_r^* = 1523 \text{ К}$$

10. Относительный расход воздуха на входе в камеру сгорания:

$$g_{\text{вх.кк}} = 1 - g_{\text{охл}} - g_{\text{ут}} = 1 - 0.12 - 0.03 = 0.85$$

11. Значение коэффициента избытка воздуха из предпоследней итерации.

$$\alpha = 2.7177$$

12. Средняя теплоемкость воздуха в интервале температур от 273 К до T_K^* .

$$c_{pB}(T_K^*) = 1030.9 \text{ Дж/(кг} \cdot \text{К)}$$

13. Средняя теплоемкость продуктов сгорания природного газа после камеры сгорания.

$$c_{pг}(T_r^*, \alpha) = 1174.52 \text{ Дж/(кг} \cdot \text{К)}$$

14. Средняя теплоемкость продуктов сгорания природного газа при температуре $T_0 = 288 \text{ К}$.

$$c_{pг}(T_0, \alpha) = 1042.43 \text{ Дж/(кг} \cdot \text{К)}$$

15. Относительный расход топлива в камере сгорания:

$$g_T = \frac{G_T}{G_B} = \frac{c_{pT}(T_{\Gamma}^*) T_{\Gamma}^* - c_{pB}(T_K^*) T_K^*}{Q_H^p \eta_T - [c_{pT}(T_{\Gamma}^*) T_{\Gamma}^* - c_{pT}(T_0) T_0]} =$$

$$= \frac{1174.52 \cdot 1523 - 1030.9 \cdot 697.97}{48.412 \cdot 10^6 \cdot 0.995 - [1174.52 \cdot 1523 - 1042.43 \cdot 288]} = 0.0221$$

16. Новое значение коэффициента избытка воздуха:

$$\alpha' = \frac{1}{g_T l_0} = \frac{1}{0.0221 \cdot 16.683} = 2.7177$$

17. Погрешность определения коэффициента избытка воздуха:

$$\delta = \frac{|\alpha' - \alpha|}{\alpha} \cdot 100\% = \frac{|2.7177 - 2.7177|}{2.7177} \cdot \% = 0.0005\%$$

18. Относительный расход газа на входе в турбину компрессора:

$$g_{\Gamma.ТК} = g_{вх.кк} \cdot (1 + g_T) = 0.85 \cdot (1 + 0.0221) = 0.8687$$

Расчет турбины компрессора состоит из двух частей. Первая часть - это определения температуры на выходе из турбины. Этот расчет является итерационным и ведется до сходимости по k_{Γ} . Вторая часть - расчет давления торможения на выходе из турбины. Этот расчет также является итерационным и ведется до сходимости по $\pi_{ТК}^*$. Ниже приведены последние итерации обоих расчетов.

19. Определим удельную работу турбины компрессора:

$$L_{ТК} = \frac{L_K}{g_{\Gamma.ТК} \eta_{М.ТК}} = \frac{0.423 \cdot 10^6}{0.8687 \cdot 0.99} = 0.4919 \cdot 10^6 \text{ Дж/кг}$$

20. Определим давление газа перед турбиной:

$$p_{\Gamma}^* = p_K^* \sigma_{\Gamma} = 1.7053 \cdot 0.98 = 1.6712 \cdot 10^6 \text{ Па}$$

21. Коэффициент адиабаты из предыдущей итерации:

$$k_{\Gamma} = 1.3117$$

22. Средняя теплоемкость газа в процессе расширения в турбине при данном показателе адиабаты:

$$c_{p\Gamma} = \frac{k_{\Gamma}}{k_{\Gamma} - 1} \cdot R_{\Gamma} = \frac{1.3117}{1.3117 - 1} \cdot 300.67 = 1265.17 \text{ Дж}/(\text{кг} \cdot \text{K})$$

23. Определим температуру за турбиной компрессора:

$$T_{\text{TK}}^* = T_{\text{K}}^* - \frac{L_{\text{TK}}}{c_{p\Gamma}} = 697.97 - \frac{0.4919 \cdot 10^6}{1265.17} = 1134.22 \text{ K}$$

24. Определим уточненное значение показателя адиабаты газа.

24.1. Средняя удельная теплоемкость в интервале температур от 288 K до T_{TK}^* :

$$c_{p\Gamma \text{ ср}}(T_{\text{TK}}^*) = 1132.63 \text{ Дж}/(\text{кг} \cdot \text{K})$$

24.2. Средняя удельная теплоемкость в интервале температур от 288 K до T_{Γ}^* :

$$c_{p\Gamma \text{ ср}}(T_{\Gamma}^*) = 1174.52 \text{ Дж}/(\text{кг} \cdot \text{K})$$

24.3. Новое значение средней теплоемкости в интервале температуре от T_{TK}^* от T_{Γ}^* :

$$\begin{aligned} c'_{p\Gamma} &= \frac{c_{p\Gamma \text{ ср}}(T_{\Gamma}^*)(T_{\Gamma}^* - T_0) - c_{p\Gamma \text{ ср}}(T_{\text{TK}}^*)(T_{\text{TK}}^* - T_0)}{T_{\Gamma}^* - T_{\text{TK}}^*} = \\ &= \frac{1174.52 \cdot (1523 - 273) - 1132.63 \cdot (1134.22 - 273)}{1523 - 1134.22} = 1267.3 \text{ Дж}/(\text{кг} \cdot \text{K}) \end{aligned}$$

24.4. Новое значение показателя адиабаты:

$$k'_{\Gamma} = \frac{c'_{p\Gamma}}{c'_{p\Gamma} - R_{\Gamma}} = \frac{1267.3}{1267.3 - 300.67} = 1.3111$$

24.5. Погрешность определения показателя адиабаты:

$$\delta = \frac{|k'_{\Gamma} - k_{\Gamma}|}{k_{\Gamma}} \cdot 100\% = \frac{|1.3111 - 1.3117|}{1.3117} \cdot 100\% = 0.0523$$

25. Определим степень понижения давления в турбине.

25.1. Степень понижения давления из предыдущей итерации:

$$\pi_{\text{TK}} = 4.063$$

25.2. Адиабатический КПД турбины компрессора:

$$\eta_{\text{TK}}^* = \frac{1 - \pi_{\text{TK}}^{\frac{(1-k_{\Gamma})\eta_{\text{TKП}}^*}{k_{\Gamma}}}}{1 - \pi_{\text{TK}}^{\frac{1-k_{\Gamma}}{k_{\Gamma}}}} = \frac{1 - 4.063^{\frac{(1-1.3111)0.884}{1.3111}}}{1 - 4.063^{\frac{1-1.3111}{1.3111}}} = 0.9003$$

25.3. Новое значение степени понижения давления в турбине компрессора:

$$\pi'_{\text{TK}} = \left[1 - \frac{L_{\text{TK}}}{c_{p\Gamma} T_{\Gamma}^* \eta_{\text{TK}}^*} \right]^{\frac{k_{\Gamma}}{k_{\Gamma}-1}} = \left[1 - \frac{0.4919 \cdot 10^6}{1267.3 \cdot 1523 \cdot 0.9003} \right]^{\frac{1.3111}{1.3111-1}} = 4.066$$

25.4. Погрешность определения степени понижения давления:

$$\delta = \frac{|\pi_{\text{TK}} - \pi'_{\text{TK}}|}{\pi_{\text{TK}}} \cdot 100\% = \frac{|4.063 - 4.066|}{4.063} \cdot 100\% = 0.0645\%$$

26. Давление на выходе из турбины компрессора:

$$p_{\text{TK}}^* = \frac{p_{\Gamma}^*}{\pi'_{\text{TK}}} = \frac{1.6712 \cdot 10^6}{4.066} = 0.411059 \cdot 10^6 \text{ Па}$$

27. Относительный расход газа на входе в силовую турбину:

$$g_{\Gamma.\text{ТС}} = g_{\Gamma.\text{TK}} + g_{\text{ВОЗ}} = 0.8687 + 0.12 = 0.9887$$

28. Значение коэффициента избытка воздуха на входе в силовую турбину с учетом подмешивания охлаждающего воздуха:

$$\alpha_{\text{CM}} = \frac{1}{l_0 \cdot \frac{g_{\Gamma} \cdot g_{\text{ВХ.КС}}}{g_{\Gamma.\text{ТС}} - g_{\Gamma} \cdot g_{\text{ВХ.КС}}}} = \frac{1}{16.683 \cdot \frac{0.0221 \cdot 0.85}{0.9887 - 0.0221 \cdot 0.85}} = 3.101$$

29. Температура на входе в силовую турбину с учетом подмешивания охлаждающего воздуха.

29.1. Средняя теплоемкость охлаждающего воздуха от $T_0 = 273 \text{ K}$ до $T_{\text{воз}} = 800 \text{ K}$:

$$c_{p_{\text{в ср}}}(T_{\text{воз}}) = 1041.64 \text{ Дж}/(\text{кг} \cdot \text{K})$$

29.2. Средняя теплоемкость газа от $T_0 = 273 \text{ K}$ до $T_{\text{тк}} = 1134.22 \text{ K}$:

$$c_{p_{\text{г ср}}}(T_{\text{тк}}^*, \alpha) = 1132.63 \text{ Дж}/(\text{кг} \cdot \text{K})$$

29.3. Значение температуры смеси с предпоследней итерации $T_{\text{см}}^* = 1097.66 \text{ K}$.

29.4. Средняя теплоемкость смеси:

$$c_{p_{\text{г ср}}}(T_{\text{см}}^*, \alpha_{\text{см}}) = 1120.489 \text{ Дж}/(\text{кг} \cdot \text{K})$$

29.5. Новое значение температуры смеси:

$$\begin{aligned} T_{\text{см}}^*{}' &= \frac{c_{p_{\text{г ср}}}(T_{\text{тк}}^*, \alpha)T_{\text{тк}}^*g_{\text{г.тк}} + c_{p_{\text{в ср}}}(T_{\text{воз}})T_{\text{воз}}g_{\text{воз}}}{c_{p_{\text{г ср}}}(T_{\text{см}}^*, \alpha_{\text{см}})g_{\text{г.тс}}} = \\ &= \frac{1132.63 \cdot 1134.22 \cdot 0.869 + 1041.64 \cdot 800 \cdot 0.12}{1120.489 \cdot 0.989} = 1097.36 \text{ K} \end{aligned}$$

29.6. Значение невязки:

$$\delta = \frac{|T_{\text{см}}^* - T_{\text{см}}^*{}'|}{T_{\text{см}}^*} \cdot 100\% = \frac{|1097.66 - 1097.36|}{1097.66} \cdot 100\% = 0.0267\%$$

30. Температура на выходе из силовой турбины из предыдущей итерации:

$$T_{\text{тс}}^* = 802.43 \text{ K}.$$

31. Истинная теплоемкость газа при данной температуре:

$$c_{p_{\text{г ис}}}(T_{\text{тс}}^*, \alpha_{\text{см}}) = 1248.52 \text{ Дж}/(\text{кг} \cdot \text{K})$$

32. Коэффициент адиабаты:

$$k_{\text{г ис}}(T_{\text{тс}}^*) = \frac{c_{p_{\text{г ис}}}}{c_{p_{\text{г ис}}} - R_{\text{г}}} = \frac{1248.52}{1248.52 - 300.67} = 1.3172$$

33. Критическая скорость звука на выходе из выходного устройства:

$$a_{\text{кр вых}} = \sqrt{\frac{2k_{\Gamma \text{ ис}}}{k_{\Gamma \text{ ис}} + 1} \cdot R_{\Gamma} T_{\text{ТС}}^*} = \sqrt{\frac{2 \cdot k_{1.3172}}{1.3172 + 1} \cdot 300.67 \cdot 802.43} = 523.72 \text{ м/с}$$

34. Приведенная скорость на выходе из выходного устройства:

$$\lambda_{\text{вых}} = \frac{c_{\text{вых}}}{a_{\text{кр вых}}} = \frac{100}{523.72} = 0.191$$

35. Давление торможения на выходе из выходного устройства

$$\begin{aligned} p_{\text{вых}}^* &= \frac{p_{\text{н}}}{\left(1 - \frac{k_{\Gamma \text{ ис}} - 1}{k_{\Gamma \text{ ис}} + 1} \cdot \lambda_{\text{вых}}^2\right)^{\frac{k_{\Gamma \text{ ис}}}{k_{\Gamma \text{ ис}} - 1}}} = \\ &= \frac{0.1 \cdot 10^6}{\left(1 - \frac{1.3172 - 1}{1.3172 + 1} \cdot 0.2\right)^{\frac{1.3172}{1.3172 - 1}}} = 0.1035 \cdot 10^6 \text{ Па} \end{aligned}$$

36. Определим давление торможения за силовой турбиной:

$$p_{\text{ТС}}^* = \frac{p_{\text{вых}}^*}{\sigma_{\text{вых}}} = \frac{0.1035 \cdot 10^6}{0.99} = 0.1045 \cdot 10^6 \text{ Па}$$

37. Степень понижения давления в силовой турбине:

$$\pi_{\text{ТС}} = \frac{p_{\text{ТК}}^*}{p_{\text{ТС}}^*} = \frac{0.4111 \cdot 10^6}{0.1045 \cdot 10^6} = 3.934$$

38. Коэффициент адиабаты из предыдущей итерации:

$$k_{\Gamma} = 1.3409$$

39. Адиабатический КПД в силовой турбине:

$$\eta_{\text{ТС}}^* = \frac{1 - \pi_{\text{ТС}}^{\frac{(1-k_{\Gamma})\eta_{\text{ТСП}}^*}{k_{\Gamma}}}}{1 - \pi_{\text{ТС}}^{\frac{1-k_{\Gamma}}{k_{\Gamma}}}} = \frac{1 - 3.934^{\frac{(1-1.3409) \cdot 0.9}{1.3409}}}{1 - 3.934^{\frac{1-1.3409}{1.3409}}} = 0.9149$$

40. Определим температуру торможения на выходе из силовой турбины:

$$T_{\text{TC}}^* = T_{\text{CM}}^* \left\{ 1 - \left[1 - \left(\frac{p_{\text{TK}}^*}{p_{\text{TC}}^*} \right)^{\frac{k_{\Gamma}}{k_{\Gamma}-1}} \right] \cdot \eta_{\text{TC}}^* \right\} =$$

$$= 1097.66 \cdot \left\{ 1 - \left[1 - \left(\frac{0.4111 \cdot 10^6}{0.1045 \cdot 10^6} \right)^{\frac{1.3409}{1.3409-1}} \right] \cdot 0.9149 \right\} = 802.39 \text{ K}$$

41. Погрешность определения температуры за силовой турбиной:

$$\delta = \frac{|T_{\text{TC}}^* - T_{\text{ВЫХ}}^*|}{T_{\text{ВЫХ}}^*} \cdot 100\% = \frac{|802.39 - 802.43|}{802.39} \cdot 100\% = 0.005\%$$

42. Определим уточненное значение показателя адиабаты газа.

42.1. Средняя удельная теплоемкость в интервале температур от 288 K до T_{CM}^* :

$$c_{p\Gamma \text{ ср}}(T_{\text{TK}}^*, \alpha_{\text{CM}}) = 1120.49 \text{ Дж}/(\text{кг} \cdot \text{K})$$

42.2. Средняя удельная теплоемкость в интервале температур от 288 K до T_{TC}^* :

$$c_{p\Gamma \text{ ср}}(T_{\text{CM}}^*, \alpha_{\text{CM}}) = 1084.73 \text{ Дж}/(\text{кг} \cdot \text{K})$$

42.3. Новое значение средней теплоемкости в интервале температуре от T_{TC}^* от T_{CM}^* :

$$c'_{p\Gamma} = \frac{c_{p\Gamma \text{ ср}}(T_{\text{CM}}^*)(T_{\text{CM}}^* - T_0) - c_{p\Gamma \text{ ср}}(T_{\text{TC}}^*)(T_{\text{TC}}^* - T_0)}{T_{\text{CM}}^* - T_{\text{TC}}^*} =$$

$$= \frac{1120.49 \cdot (1097.66 - 273) - 1084.73 \cdot (802.39 - 273)}{1097.66 - 802.39} = 1184.61 \text{ Дж}/(\text{кг} \cdot \text{K})$$

42.4. Новое значение показателя адиабаты:

$$k'_{\Gamma} = \frac{c'_{p\Gamma}}{c'_{p\Gamma} - R_{\Gamma}} = \frac{1184.61}{1184.61 - 300.67} = 1.3401$$

42.5. Погрешность определения показателя адиабаты:

$$\delta = \frac{|k'_\Gamma - k_\Gamma|}{k_\Gamma} \cdot 100\% = \frac{|1.3401 - 1.3409|}{1.3409} \cdot 100\% = 0.0524\%$$

43. Определим значение теплоемкости газа в свободной турбине:

$$c_{p\Gamma} = \frac{k'_\Gamma}{k'_\Gamma - 1} \cdot R_\Gamma = \frac{1.3401}{1.3401 - 1} \cdot 300.67 = 1184.61 \text{ Дж}/(\text{кг} \cdot \text{К})$$

44. Определим удельную работу силовой турбины:

$$L_{\text{тс}} = c_{p\Gamma}(T_{\text{тс}}^* - T_{\text{тк}}^*) = 1184.61 \cdot (1097.66 - 802.39) = 0.3498 \cdot 10^6 \text{ Дж}/\text{кг}$$

45. Определим удельную мощность ГТД:

$$N_{e \text{ уд}} = L_{\text{тс}} g_{\Gamma, \text{тс}} \eta_{\text{м.тс}} \eta_{\text{р}} = 0.3498 \cdot 10^6 \cdot 0.9887 \cdot 0.99 \cdot 0.99 = 0.339 \cdot 10^6 \text{ Дж}/\text{кг}$$

46. Определим экономичность ГТД:

$$C_e = \frac{3600}{N_{e \text{ уд}}} g_{\text{т}} g_{\text{вх.кс}} = \frac{3600}{0.339 \cdot 10^6} \cdot 0.0221 \cdot 0.85 = 0.1991 \cdot 10^{-3} \text{ кг}/(\text{Вт} \cdot \text{ч})$$

47. Определим КПД ГТД:

$$\eta_e = \frac{3600}{C_e Q_{\text{н}}^{\text{р}}} = \frac{3600}{0.1991 \cdot 10^{-3} \cdot 48.412 \cdot 10^6} = 0.3735$$

48. Определим расход воздуха:

$$G_{\text{в}} = \frac{N_e}{N_{e \text{ уд}}} = \frac{16.359918200409 \cdot 10^6}{0.339 \cdot 10^6} = 48.265 \text{ кг}/\text{с}$$

49. Расход топлива:

$$G_{\text{т}} = g_{\text{т}} g_{\text{вх.кс}} G_{\text{в}} = 0.0221 \cdot 0.85 \cdot 48.265 = 0.905 \text{ кг}/\text{с}$$

4.1.5 Параметры дожимного компрессора.

1. Дожимной компрессор: ТАКАТ-9/13-33,5.
2. Средняя теплоемкость природного газа: $c_{p \text{ пг.ср}} = 2300.0 \text{ Дж}/(\text{кг} \cdot \text{К})$.
3. Средний показатель адиабаты: $k_{\text{пг.ср}} = 1.31$.
4. Плотность по ГСССД 160-93 при давлении $p_{\text{вх}}$: $\rho_{\text{пг}} = 9.15 \text{ кг}/\text{м}^3$.
5. Адиабатический КПД компрессора: $\eta_{\text{ад}} = 0.82$.
6. КПД электродвигателя: $\eta_{\text{эд}} = 0.95$
7. Массовый расход: $G_{\text{г}} = G_{\text{т}} = 0.905$.
8. Температура на входе: $T_{\text{вх}} = 288 \text{ К}$.
9. Начальное давление: $p_{\text{вх}} = 1.3 \text{ МПа}$.
10. Давление на выходе: $p_{\text{вых}} = 2.2053 \text{ МПа}$.
11. Степень повышения давления:

$$\pi = \frac{p_{\text{вых}}}{p_{\text{вх}}} = \frac{2.2053}{1.3} = 1.696$$

12. Температура на выходе:

$$\begin{aligned} T_{\text{вых}} &= T_{\text{вх}} \cdot \left[1 + \frac{\pi^{\frac{k_{\text{пг.ср}}-1}{k_{\text{пг.ср}}}} - 1}{\eta_{\text{ад}}} \right] = \\ &= 288 \cdot \left[1 + \frac{1.696^{\frac{1.31-1}{1.31}} - 1}{0.82} \right] = 334.79 \text{ К} \end{aligned}$$

13. Удельная работа:

$$L_e = c_{p \text{ пг.ср}} \cdot (T_{\text{вых}} - T_{\text{вх}}) = 2300.0 \cdot (334.79 - 288) = 107.62 \text{ КДж}/\text{кг}$$

14. Мощность электродвигателя для привода компрессора:

$$N_{\text{эл}} = \frac{L_e}{G_{\text{г}} \cdot \eta_{\text{эд}}} = \frac{107.62}{0.905 \cdot 0.95} = 125.19 \text{ кВт}.$$

15. Электрическая мощность за вычетом затрат на привод компрессора:

$$N_{\text{эл}} = N_{\text{эГ}} - N_{\text{к}} = 15.87 \text{ МВт.}$$

16. Производительность компрессора:

$$Q = \frac{60 \cdot G_{\text{г}}}{\rho_{\text{гг}}} = \frac{60 \cdot 0.905}{9.15} = 5.936 \text{ м}^3/\text{мин.}$$

4.2 Расчет компрессора.

В данном разделе будут приведены результаты поступенчатого расчета компрессора проектируемой установки по средней линии тока и пример расчета для первой ступени, так как расчет каждой ступени совершается по одинаковой методике. Расчет произведен по методике изложенной в [10].

4.2.1 Результаты поступенчатого расчета.

Таблица 2: Параметры ступеней компрессора.

N	$D_{1\text{к}},$ м	$u_{1\text{к}},$ м/с	\bar{c}_{1a}	$\bar{H}_{\text{т}}$	$\eta_{\text{ад}}^*$	$c_{1a},$ м/с	$\Delta c_{1a \text{ ст}},$ м/с	$\Delta c_{1a \text{ рк}},$ м/с
1	0.66	380.34	0.47	0.17	0.85	178.76	6.64	3.32
2	0.636	366.36	0.47	0.205	0.867	172.12	6.18	3.09
3	0.614	353.67	0.469	0.23	0.881	165.93	5.44	2.72
4	0.595	342.82	0.468	0.248	0.893	160.49	4.75	2.37
5	0.579	333.75	0.467	0.261	0.903	155.76	4.15	2.07
6	0.566	326.2	0.465	0.27	0.91	151.62	0.77	0.38
7	0.566	326.19	0.462	0.276	0.916	150.85	0.91	0.45
8	0.566	326.19	0.46	0.279	0.919	149.94	1.06	0.53
9	0.566	326.19	0.456	0.279	0.92	148.88	1.21	0.61
10	0.566	326.19	0.453	0.278	0.92	147.67	1.37	0.68
11	0.566	326.19	0.449	0.275	0.918	146.3	1.53	0.76
12	0.566	326.19	0.444	0.27	0.915	144.77	1.69	0.85
13	0.566	326.19	0.439	0.264	0.909	143.08	1.86	0.93
14	0.566	326.19	0.433	0.257	0.903	141.22	2.03	1.01
15	0.566	326.19	0.427	0.249	0.895	139.2	2.03	1.01

Таблица 3: Параметры ступеней компрессора.

N	\bar{c}_{2a}	\bar{d}_{1BT}	$H_T,$ $\frac{\kappa D_{\text{ж}}}{\text{кг}}$	$L_z,$ $\frac{\kappa D_{\text{ж}}}{\text{кг}}$	$H_{ад},$ $\frac{\kappa D_{\text{ж}}}{\text{кг}}$	$\Delta T^*,$ К	$T_1^*,$ К	$p_1^* \cdot 10^{-4},$ Па
1	0.47	0.45	24.59	24.47	20.8	23.71	288	9.9
2	0.47	0.516	27.54	27.41	23.76	26.56	311.71	12.7
3	0.469	0.575	28.8	28.65	25.25	27.77	338.27	16.4
4	0.467	0.625	29.18	29.03	25.93	28.13	366.04	21.0
5	0.466	0.668	29.09	28.95	26.13	28.05	394.17	26.7
6	0.464	0.704	28.74	28.59	26.02	27.71	422.22	33.4
7	0.461	0.751	29.33	29.19	26.72	28.28	449.93	41.1
8	0.458	0.787	29.64	29.5	27.11	28.58	478.21	50.3
9	0.455	0.816	29.71	29.56	27.21	28.65	506.79	60.9
10	0.451	0.84	29.57	29.43	27.08	28.51	535.44	73.1
11	0.446	0.859	29.25	29.11	26.73	28.2	563.95	86.8
12	0.441	0.874	28.77	28.63	26.18	27.74	592.16	102.0
13	0.436	0.886	28.14	28.0	25.47	27.13	619.89	118.6
14	0.43	0.896	27.39	27.25	24.6	26.41	647.03	136.4
15	0.424	0.904	26.51	26.38	23.6	25.56	673.43	155.3

Таблица 4: Параметры ступеней компрессора.

N	$a_{кр1},$ м/с	$\bar{r}_{ср1}$	\bar{c}_{u1}	$\alpha_1, ^\circ$	$\alpha_2, ^\circ$	$\varepsilon_{рк}, ^\circ$	$\varepsilon_{на}, ^\circ$	$w_1,$ м/с
1	310.1	0.775	0.278	59.39	43.75	14.54	16.48	260.3
2	322.6	0.796	0.269	60.22	42.07	16.99	18.33	258.6
3	336.1	0.816	0.267	60.39	40.81	18.45	19.39	255.4
4	349.6	0.834	0.268	60.2	39.83	19.31	19.97	251.8
5	362.8	0.85	0.272	59.8	39.06	19.77	20.21	248.1
6	375.5	0.865	0.276	59.28	38.54	19.45	19.71	244.6
7	387.6	0.884	0.286	58.25	37.88	19.28	19.41	246.6
8	399.6	0.9	0.295	57.29	37.34	19.02	19.04	247.8
9	411.4	0.913	0.303	56.38	36.88	18.68	18.62	248.4

10	422.8	0.923	0.311	55.5	36.48	18.28	18.14	248.4
11	433.9	0.932	0.318	54.62	36.13	17.82	17.61	247.9
12	444.7	0.939	0.326	53.74	35.81	17.3	17.04	247.0
13	454.9	0.945	0.332	52.85	35.51	16.73	16.42	245.7
14	464.8	0.949	0.339	51.92	35.21	16.11	15.75	244.1
15	474.2	0.953	0.346	50.97	34.94	15.45	15.1	242.1

Таблица 5: Параметры ступеней компрессора.

N	w_2 , м/с	c_1 , м/с	c_2 , м/с	τ_1	T_1 , К	a_1 , м/с	M_{w1}	λ_{c2}
1	207.1	207.7	253.7	0.927	267.1	326.2	0.798	0.786
2	197.8	198.3	252.3	0.939	292.66	341.4	0.757	0.751
3	190.5	190.9	249.7	0.948	320.62	357.4	0.715	0.714
4	184.6	184.9	246.8	0.955	349.46	373.1	0.675	0.68
5	179.9	180.2	243.9	0.96	378.43	388.3	0.639	0.65
6	178.8	176.4	242.7	0.964	407.15	402.7	0.607	0.626
7	179.3	177.4	244.9	0.966	434.68	416.1	0.593	0.613
8	179.7	178.2	246.4	0.968	462.82	429.4	0.577	0.599
9	179.9	178.8	247.1	0.969	491.3	442.4	0.561	0.584
10	180.0	179.2	247.2	0.971	519.88	455.1	0.546	0.57
11	179.9	179.4	246.8	0.972	548.35	467.4	0.53	0.555
12	179.8	179.5	246.0	0.974	576.54	479.2	0.515	0.541
13	179.6	179.5	244.8	0.975	604.28	490.6	0.501	0.527
14	179.3	179.4	243.2	0.976	631.43	501.5	0.487	0.513
15	179.0	179.2	241.3	0.977	657.87	511.9	0.473	0.499

4.2.2 Исходные данные для расчета первой ступени.

1. Коэффициент напора ступени: $\bar{H}_T = 0.17$.
2. Коэффициент напора следующей ступени: $\bar{H}_{T \text{ след}} = 0.205$.
3. Окружная скорость на конце рабочей лопатки: $u_{1к} = 380.34$ м/с.
4. Поправочный коэффициент для учета влияния вязкости рабочего тела

у втулки и корпуса: $k_H = 0.995$.

5. Адиабатический КПД ступени: $\eta_{ад}^* = 0.85$.
6. Относительный диаметр втулки на входе: $\bar{d}_{1вт} = 0.45$.
7. Коэффициент расхода на входе в ступень: $\bar{c}_{1a} = 0.47$.
8. Коэффициент расхода на выходе из ступени: $\bar{c}_{3a} = 0.47$.
9. Степень реактивности на среднем радиусе ступени: $R_{ср} = 0.5$.
10. Степень реактивности на среднем радиусе следующей ступени: $R_{ср \text{ след}} = 0.5$.
11. Температура торможения на входе в ступень: $T_1^* = 288 \text{ К}$.
12. Давление торможения на входе в ступень: $p_1^* = 0.0995 \text{ МПа}$.
13. Расход на входе в ступень: $G = 48.27 \text{ кг/с}$.
14. Частота вращения на входе в ступень: $n = 11000.0 \text{ об/мин}$.
15. Параметр, определяющий положения постоянного диаметра ступени: $p_{\text{пост}} = 0.38$.

4.2.3 Расчет первой ступени.

1. Средняя теплоемкость в процессе сжатия в компрессоре:

$$c_{p \text{ ср}} = \frac{k_{ср} \cdot R}{k_{ср} - 1} = \frac{1.386 \cdot 287.4}{1.386 - 1} = 1031.97 \text{ Дж/кг}.$$

2. Осевая скорость на входе в рабочее колесо:

$$c_{1a} = u_{1к} \cdot \bar{c}_{1a} = 380.34 \cdot 0.47 = 178.76 \text{ м/с}.$$

3. Теоретический напор ступени:

$$H_T = \bar{H}_T \cdot u_{1к}^2 = 0.17 \cdot 380.34^2 = 24.5917 \text{ КДж/кг}.$$

4. Действительная работа сжатия:

$$L_z = k_H \cdot H_T = 0.995 \cdot 24.5917 = 24.4688 \text{ КДж/кг.}$$

5. Адиабатическая работа сжатия:

$$H_{ад} = L_z \cdot \eta_{ад}^* = 24.4688 \cdot 0.85 = 20.7985 \text{ КДж/кг.}$$

6. Повышение полной температуры в ступени:

$$\Delta T^* = \frac{L_z}{c_{p \text{ ср}}} = \frac{24.4688 \cdot 10^3}{1031.97} = 23.71 \text{ К.}$$

7. Полная температура на выходе из ступени:

$$T_3^* = T_1^* + \Delta T^* = 288 + 23.71 = 311.71 \text{ К.}$$

8. Степень повышения полного давления в ступени:

$$\pi^* = \left(1 + \frac{H_{ад}}{c_{p \text{ ср}} \cdot T_1^*}\right)^{\frac{k_{ср}}{k_{ср}-1}} = \left(1 + \frac{20.7985 \cdot 10^3}{1031.97 \cdot 288}\right)^{\frac{1.386}{1.386-1}} = 1.275$$

9. Полное давление на выходе из ступени:

$$p_3^* = p_1^* \cdot \pi^* = 0.0995 \cdot 1.275 = 0.1268 \text{ МПа.}$$

10. Критическая скорость звука на входе в ступень:

$$a_{кр1} = \sqrt{\frac{2 \cdot k_{ср}}{k_{ср} + 1} \cdot R \cdot T_1^*} = \sqrt{\frac{2 \cdot 1.386}{1.386 + 1} \cdot 287.4 \cdot 288} = 310.1 \text{ м/с.}$$

11. Критическая скорость звука на выходе из ступени:

$$a_{кр3} = \sqrt{\frac{2 \cdot k_{ср}}{k_{ср} + 1} \cdot R \cdot T_3^*} = \sqrt{\frac{2 \cdot 1.386}{1.386 + 1} \cdot 287.4 \cdot 311.71} = 322.61 \text{ м/с.}$$

12. Относительный средний радиус на входе в ступень:

$$\bar{r}_{1ср} = \sqrt{\frac{1 + d_{1вт}^2}{2}} = \sqrt{\frac{1 + 0.45^2}{2}} = 0.775.$$

13. Безразмерная окружная составляющая абсолютной скорости на входе:

$$\bar{c}_{1u} = \bar{r}_{1cp} \cdot (1 - R_{cp}) - \frac{\bar{H}_T}{2 \cdot \bar{r}_{1cp}} = 0.775 \cdot (1 - 0.5) - \frac{0.17}{2 \cdot 0.775} = 0.278.$$

14. Окружная составляющая абсолютной скорости на входе:

$$c_{1u} = \bar{c}_{1u} \cdot u_{1k} = 0.278 \cdot 380.34 = 105.765 \text{ м/с}.$$

15. Абсолютная скорость на входе:

$$c_1 = \sqrt{c_{1a}^2 + c_{1u}^2} = \sqrt{178.76^2 + 105.76^2} = 207.7 \text{ м/с}.$$

16. Направление абсолютной скорости на входе:

$$\alpha_1 = \arctan \frac{\bar{c}_{1a}}{\bar{c}_{1u}} = \arctan \frac{0.47}{0.278} = 59.389^\circ.$$

17. Приведенная скорость на входе:

$$\lambda_1 = \frac{c_{1a}}{\sin \alpha_1 \cdot a_{kp1}} = \frac{178.76}{\sin 59.389^\circ \cdot 310.1} = 0.6698.$$

18. ГДФ расхода на входе:

$$q_1 = q(\lambda_1, k_{cp}) = q(0.6698, 1.386) = 0.87.$$

19. Кольцевая площадь на входе в ступень:

$$\begin{aligned} F_1 &= \frac{G \cdot \sqrt{R \cdot T_1^*}}{k_{cp} \cdot p_1^* \cdot q_1 \cdot \sin \alpha_1} = \\ &= \frac{48.27 \cdot \sqrt{287.4 \cdot 288}}{1.386 \cdot 0.0995 \cdot 10^6 \cdot 0.87 \cdot \sin 59.389^\circ} = \\ &= 0.2731 \text{ м}^2. \end{aligned}$$

20. Периферийный диаметр на входе:

$$D_{1k} = \sqrt{\frac{4 \cdot F_1}{\pi \cdot (1 - \bar{d}_{1BT}^2)}} = \sqrt{\frac{4 \cdot 0.2731}{\pi \cdot (1 - 0.45^2)}} = 0.6604 \text{ м}.$$

21. Втулочный диаметр на входе:

$$D_{1\text{вт}} = \bar{d}_{1\text{вт}} \cdot D_{1\text{к}} = 0.45 \cdot 0.6604 = 0.2972 \text{ м.}$$

22. Постоянный диаметр:

$$\begin{aligned} D_{\text{пост}} &= D_{1\text{к}} \cdot \sqrt{\frac{1 + \bar{d}_{1\text{вт}}^2 \cdot \frac{1-p_{\text{пост}}}{p_{\text{пост}}}}{1 + \frac{1-p_{\text{пост}}}{p_{\text{пост}}}}} = \\ &= 0.6604 \cdot \sqrt{\frac{1 + 0.45^2 \cdot \frac{1-0.38}{0.38}}{1 + \frac{1-0.38}{0.38}}} = \\ &= 0.4695 \text{ м.} \end{aligned}$$

23. Параметры на выходе находятся методом последовательных приближений. Представим результат последней итерации.

23.1. Угол на выходе с предпоследней итерации:

$$\alpha'_3 = 60.223^\circ.$$

23.2. Периферийная окружная скорость на выходе с предпоследней итерации:

$$u'_{3\text{к}} = 366.374 \text{ м/с.}$$

23.3. Осевая скорость на выходе из РК:

$$c_{3a} = u'_{3\text{к}} \cdot \bar{c}_{3a} = 366.374 \cdot 0.47 = 172.12 \text{ м/с.}$$

23.4. Приведенная скорость на выходе из РК:

$$\lambda_3 = \frac{c_{3a}}{\sin \alpha'_3 \cdot a_{\text{кр}3}} = \frac{172.12}{\sin 60.223^\circ \cdot 322.61} = 0.615.$$

23.5. ГДФ расхода на выходе:

$$q_3 = q(\lambda_3, k_{\text{ср}}) = q(0.615, 1.386) = 0.825.$$

23.6. Кольцевая площадь на выходе:

$$F_3 = \frac{G \cdot \sqrt{R \cdot T_3^*}}{k_{\text{ср}} \cdot p_3^* \cdot q_3 \cdot \sin \alpha'_3} =$$

$$= \frac{48.27 \cdot \sqrt{287.4 \cdot 311.71}}{1.386 \cdot 0.1268 \cdot 10^6 \cdot 0.825 \cdot \sin 60.222^\circ} =$$

$$= 0.2333 \text{ м}^2.$$

23.7. Относительный диаметр втулки на выходе:

$$\bar{d}_{3\text{вт}} = \sqrt{\frac{0.25 \cdot \pi \cdot \left(1 + \frac{1-p_{\text{пост}}}{p_{\text{пост}}}\right) \cdot D_{\text{пост}}^2 - F_3}{F_3 \cdot \frac{1-p_{\text{пост}}}{p_{\text{пост}}} + 0.25 \cdot \pi \cdot \left(1 + \frac{1-p_{\text{пост}}}{p_{\text{пост}}}\right) \cdot D_{\text{пост}}^2}} =$$

$$= \sqrt{\frac{0.25 \cdot \pi \cdot \left(1 + \frac{1-0.38}{0.38}\right) \cdot 0.47^2 - 0.233}{0.233 \cdot \frac{1-0.38}{0.38} + 0.25 \cdot \pi \cdot \left(1 + \frac{1-0.38}{0.38}\right) \cdot 0.47^2}} =$$

$$= 0.516.$$

23.8. Относительный средний диаметр на выходе:

$$\bar{r}_{3\text{ср}} = \sqrt{\frac{1 + \bar{d}_{3\text{вт}}^2}{2}} = \sqrt{\frac{1 + 0.516^2}{2}} = 0.796.$$

23.9. Относительная окружная составляющая скорости на выходе из ступени:

$$\bar{c}_{3u} = \bar{r}_{3\text{ср}} \cdot (1 - R_{\text{ср след}}) - \frac{\bar{H}_{\text{т след}}}{2 \cdot \bar{r}_{3\text{ср}}} = 0.796 \cdot (1 - 0.5) - \frac{0.205}{2 \cdot 0.796} = 0.269.$$

23.10. Новое значение угла потока на выходе:

$$\alpha_3 = \arctan \frac{\bar{c}_{3a}}{\bar{c}_{3u}} = \arctan \frac{0.47}{0.269} = 60.222^\circ.$$

23.11. Периферийный диаметр на выходе:

$$D_{3\text{к}} = \sqrt{\frac{4 \cdot F_3}{\pi \cdot (1 - \bar{d}_{3\text{вт}}^2)}} = \sqrt{\frac{4 \cdot 0.2333}{\pi \cdot (1 - 0.516^2)}} = 0.6361 \text{ м}.$$

23.12. Втулочный диаметр на выходе:

$$D_{3\text{вт}} = \bar{d}_{3\text{вт}} \cdot D_{3\text{к}} = 0.516 \cdot 0.6361 = 0.328 \text{ м}.$$

23.13. Новое значение окружной скорости на периферии на выходе:

$$u_{3к} = \frac{\pi \cdot D_{3к} \cdot n}{60} = \frac{\pi \cdot 0.6361 \cdot 11000.0}{60} = 366.36 \text{ м/с.}$$

23.14. Невязка по углу:

$$\delta_{\alpha} = \frac{|\alpha'_3 - \alpha_3|}{\alpha'_3} \cdot 100\% = \frac{|60.22^\circ - 60.22^\circ|}{60.22^\circ} = 0.003\%.$$

23.15. Невязка по скорости:

$$\delta_u = \frac{|u'_{3к} - u_{3к}|}{u'_{3к}} \cdot 100\% = \frac{|366.37 - 366.36|}{20991.66} = 0.003\%.$$

24. Окружная составляющая скорости на выходе:

$$c_{3u} = \bar{c}_{3u} \cdot u_{3к} = 0.269 \cdot 366.36 = 98.48 \text{ м/с.}$$

25. Абсолютная скорость на выходе из ступени:

$$c_3 = \sqrt{c_{3u}^2 + c_{3a}^2} = \sqrt{98.48^2 + 172.12^2} = 16.45 \text{ м/с.}$$

26. Относительный средний диаметр на выходе из РК:

$$\bar{r}_{2ср} = 0.5 \cdot (\bar{r}_{1ср} + \bar{r}_{3ср}) = 0.5 \cdot (0.775 + 0.796) = 0.785.$$

27. Относительная окружная составляющая скорости на выходе из РК:

$$\bar{c}_{2u} = \frac{\bar{H}_T + \bar{c}_{1u} \cdot \bar{r}_{1ср}}{\bar{r}_{2ср}} = \frac{0.17 + 0.278 \cdot 0.775}{0.785} = 0.491.$$

28. Осевая составляющая скорости на выходе из РК:

$$c_{2a} = 0.5 \cdot (c_{1a} + c_{3a}) = 0.5 \cdot (178.759 + 172.121) = 175.44 \text{ м/с.}$$

29. Периферийная окружная скорость на выходе из РК:

$$u_{2к} = 0.5 \cdot (u_{1к} + u_{3к}) = 0.5 \cdot (380.34 + 366.36) = 373.35 \text{ м/с.}$$

30. Относительная осевая скорость на выходе из РК:

$$\bar{c}_{2a} = \frac{c_{2a}}{u_{2к}} = \frac{175.44}{373.35} = 0.47.$$

31. Угол потока в относительном движении на входе в РК:

$$\beta_1 = \arctan \frac{\bar{c}_{1a}}{\bar{r}_{1cp} - \bar{c}_{1u}} = \arctan \frac{0.47}{0.775 - 0.278} = 43.382^\circ.$$

32. Угол потока в относительном движении на выходе из РК:

$$\beta_2 = \arctan \frac{\bar{c}_{2a}}{\bar{r}_{2cp} - \bar{c}_{2u}} = \arctan \frac{0.47}{0.785 - 0.491} = 57.919^\circ.$$

33. Угол потока в абсолютном движении на выходе из РК:

$$\alpha_2 = \arctan \frac{\bar{c}_{2a}}{\bar{c}_{2u}} = \arctan \frac{0.47}{0.491} = 43.75^\circ.$$

34. Угол поворота потока в РК:

$$\varepsilon_{pk} = \beta_2 - \beta_1 = 57.92^\circ - 43.38^\circ = 14.54^\circ.$$

35. Угол поворота потока в НА:

$$\varepsilon_{na} = \alpha_3 - \alpha_2 = 60.22^\circ - 43.75^\circ = 16.48^\circ.$$

36. Относительная скорость на входе в РК:

$$w_1 = \frac{c_{1a}}{\sin \beta_1} = \frac{178.76}{\sin 43.38^\circ} = 260.26 \text{ м/с}.$$

37. Относительная скорость на выходе из РК:

$$w_2 = \frac{c_{2a}}{\sin \beta_2} = \frac{175.44}{\sin 57.92^\circ} = 207.06 \text{ м/с}.$$

38. Окружная составляющая относительной скорости на входе в РК:

$$w_{1u} = w_1 \cdot \cos \beta_1 = 260.26 \cdot 43.38^\circ = 189.15 \text{ м/с}.$$

39. Окружная составляющая относительной скорости на выходе из РК:

$$w_{2u} = w_2 \cdot \cos \beta_2 = 207.06 \cdot 57.92^\circ = 109.97 \text{ м/с}.$$

40. Абсолютная скорость на выходе из РК:

$$c_2 = \frac{c_{2a}}{\sin \alpha_2} = \frac{175.44}{\sin 43.75^\circ} = 253.72 \text{ м/с}.$$

41. Окружная составляющая скорости на выходе из РК:

$$c_{2u} = \bar{c}_{2u} \cdot u_{2k} = 0.491 \cdot 373.35 = 183.29 \text{ м/с.}$$

42. ГДФ температуры на входе в РК:

$$\tau_1 = 1 - \frac{k_{\text{ср}} - 1}{k_{\text{ср}} + 1} \cdot \lambda_1^2 = 1 - \frac{1.386 - 1}{1.386 + 1} \cdot 0.67^2$$

43. Статическая температура на входе в РК:

$$T_1 = T_1^* \cdot \tau_1 = 288 \cdot 0.9274 = 267.098 \text{ К.}$$

44. Скорость звука на входе в РК:

$$a_1 = \sqrt{k_{\text{ср}} \cdot R \cdot T_1} = \sqrt{1.386 \cdot 287.4 \cdot 267.1} = 326.18 \text{ м/с.}$$

45. Число Маха в относительном движении на входе в РК:

$$M_{w1 \text{ ср}} = \frac{w_1}{a_1} = \frac{260.26}{326.18} = 0.7979.$$

46. Приведенная скорость на выходе из РК:

$$\lambda_2 = \frac{c_2}{a_{\text{кр3}}} = \frac{253.72}{322.61} = 0.7865.$$

47. ГДФ температуры на выходе из РК:

$$\tau_2 = 1 - \frac{k_{\text{ср}} - 1}{k_{\text{ср}} + 1} \cdot \lambda_2^2 = 1 - \frac{1.386 - 1}{1.386 + 1} \cdot 0.786^2$$

48. Статическая температура на выходе из РК:

$$T_2 = T_2^* \cdot \tau_2 = 311.71 \cdot 0.8999 = 280.521 \text{ К.}$$

49. Скорость звука на выходе из РК:

$$a_2 = \sqrt{k_{\text{ср}} \cdot R \cdot T_2} = \sqrt{1.386 \cdot 287.4 \cdot 280.52} = 334.28 \text{ м/с.}$$

50. Число Маха в абсолютном движении на выходе из РК:

$$M_{c2 \text{ ср}} = \frac{c_2}{a_2} = \frac{253.72}{334.28} = 0.759.$$

4.3 Расчет турбины компрессора.

В данном разделе представлен поступенчатый газодинамический расчет турбины компрессора по средней линии тока. Также описана методика расчета параметров потока по высоте ступени и представлены результаты расчета параметров потока по высоте для обеих ступеней турбины. Расчет выполнен по методике, изложенной в [11] и [12]

4.3.1 Результаты поступенчатого расчета.

Таблица 6: Параметры ступеней турбины.

Номер ступени	1	2
Средний диаметр на входе в РК D_1 , м	0.677	0.693
Средний диаметр на выходе в РК D_1 , м	0.681	0.697
Длина лопатки на входе l_1 , м	0.05	0.068
Длина лопатки на выходе l_2 , м	0.054	0.072
Степень реактивности	0.282	0.183
Давление на входе в ступень p_0^* , МПа	1.6712	0.9602
Температура на входе в ступень T_0^* , К	1523.0	1312.32
Расход на входе в ступень $G_{\text{вх}}$, кг/с	41.93	45.91
Статический теплоперепад H_0 , МДж/кг	0.25	0.3147
Относительный расход охлаждающего воздуха $g_{\text{охл}}$	0.095	0.03
Теплоперепад на СА H_c , МДж/кг	0.1795	0.2571
Окружная скорость u_1 , м/с	390.0	398.9
Скорость истечения из СА c_1 , м/с	575.2	692.0
Статическая температура на выходе из СА T_1 , К	1394.1	1119.0

Статическое давление на выходе из СА p_1 , МПа	1.1078	0.4724
Угол потока на выходе из СА α_1 , град	15.0	18.7
Относительная скорость на выходе из СА w_1 , м/с	222.7	339.3
Угол потока в относительном движении на выходе из СА β_1 , град	41.9	40.9
Теплоперепад на РК $H_{л}$, МДж/кг	0.0711	0.0583
Окружная скорость на выходе из РК u_2 , м/с	392.4	401.5
Полная температура в относительном движении на выходе из СА T_{1w}^* , К	1413.4	1165.5
Относительная скорость на выходе из РК w_2 , м/с	422.4	466.6
Статическая температура на выходе из HR T_2 , К	1344.6	1078.4
Статическое давление на выходе из РК p_2 , МПа	0.9318	0.3957
Абсолютная скорость истечения из РК c_2 , м/с	156.4	238.2
Угол потока на выходе из РК α_2 , град	90.0	90.1
Угол потока в относительном движении на выходе из РК β_2 , град	21.7	30.7
Работа на окружности колеса L_u , МДж/кг	0.2167	0.2614
КПД на окружности колеса η_u	0.8667	0.8305
Мощностной КПД η_T	0.8481	0.8142
Лопаточный КПД η_l	0.897	0.9044
Удельная работа ступени L_T , МДж/кг	0.212	0.2563

Статическая температура за ступенью $T_{ст}$, К	1348.3	1082.5
Температура торможения за ступенью $T_{ст}^*$, К	1357.8	1105.4
Давление торможения за ступенью p_2^* , МПа	0.9602	0.4313
Теплоперепад по параметрам торможения H_0^* , МДж/кг	0.212	0.2563
КПД по параметрам торможения η_t^*	0.891	0.8929
Температура после подмешивания охлаждающего воздуха $T_{см}^*$	1312.3	1096.1

4.3.2 Исходные данные для расчета первой ступени.

1. Температура торможения на входе в ступень: $T_0^* = 1523.0$ К.
2. Давление торможения на входе в ступень: $p_0^* = 1.6712 \cdot 10^6$ Па.
3. Температура торможения на входе в ступень при адиабатическом процессе в турбине: $T_{0ад\ t}^* = 1523.0$ К
4. Расход газа на входе в ступень: $G_{вх} = 41.93$ кг/с.
5. Расход газа на входе в СА первой ступени: $G_t = 41.93$ кг/с.
6. Расход топлива на входе в турбину: $G_{топл} = 0.905$ кг/с.
7. Степень реактивности: $\rho = 0.282$.
8. Коэффициент скорости в СА: $\phi = 0.96$.
9. Коэффициент скорости в РК: $\psi = 0.96$.
10. Длина лопатки на входе в РК: $l_1 = 0.0501$ м.
11. Длина лопатки на выходе из РК: $l_2 = 0.0544$ м.
12. Средний диаметр на входе в РК: $D_1 = 0.6771$ м.
13. Средний диаметр на выходе в РК: $D_2 = 0.6814$ м.

14. Радиальный зазор: $\delta_r = 0.00054$ м.
15. Частота вращения ротора: $n = 11000.0$ об/мин
16. Степень парциальности: $\varepsilon = 1.0$.
17. Расход охлаждающего воздуха, отнесенный к расходу на входе в турбину: $g_{\text{охл}} = 0.095$.
18. Температура торможения охлаждающего воздуха: $T_{\text{охл}} = 760.0$ К.
19. Статический теплоперепад на ступени: $H_0 = 0.25 \cdot 10^6$ Дж/кг.

4.3.3 Расчет первой ступени.

1. Относительный расход топлива на входе в ступень:

$$g_{\text{топл.вх}} = \frac{G_{\text{топл}}}{G_{\text{вх}} - G_{\text{топл}}} = \frac{0.905}{41.93 - 0.905} = 0.0221$$

2. Коэффициент избытка воздуха на входе:

$$\alpha_{\text{вх}} = \frac{1}{l_0 g_{\text{топл.вх}}} = \frac{1}{16.683 \cdot 0.0221} = 2.717$$

3. Средний в ступени коэффициент адиабаты из предпоследней итерации:

$$k_{\Gamma} = 1.306$$

4. Средняя в ступени теплоемкость газа из предпоследней итерации:

$$c_{p\Gamma} = 1283.37 \text{ Дж}/(\text{кг} \cdot \text{К})$$

5. Средний в ступени коэффициент адиабаты при адиабатическом расширении в турбине до статических параметров из предпоследней итерации:

$$k_{\Gamma \text{ ад т}} = 1.3066$$

6. Средняя в ступени теплоемкость при адиабатическом расширении в турбине до статических параметров из предпоследней итерации:

$$c_{p\Gamma \text{ ад т}} = 1281.19 \text{ Дж}/(\text{кг} \cdot \text{К})$$

7. Средний в ступени коэффициент адиабаты при адиабатическом расширении в турбине до параметров торможения из предпоследней итерации:

$$k_{\Gamma \text{ ад т}}^* = 1.3064$$

8. Средняя в ступени теплоемкость при адиабатическом расширении в турбине до параметров торможения из предпоследней итерации:

$$c_{p\Gamma \text{ ад т}}^* = 1281.92 \text{ Дж}/(\text{кг} \cdot \text{K})$$

9. Определим теплоперепад на сопловом аппарате:

$$H_c = (1 - \rho) H_0 = (1 - 0.282) \cdot 0.25 \cdot 10^6 = 0.1795 \cdot 10^6 \text{ Дж}/\text{кг}$$

10. Окружная скорость на диаметре D_1 :

$$u_1 = \frac{\pi D_1 n}{60} = \frac{\pi \cdot 0.6771 \cdot 11000.0}{60} = 389.99 \text{ м/с}$$

11. Определим действительную скорость истечения из СА:

$$c_1 = \phi \sqrt{2H_c} = 0.96 \cdot \sqrt{2 \cdot 0.25 \cdot 10^6} = 575.2 \text{ м/с}$$

12. Определим температуру на выходе из СА:

$$T_1 = T_0^* - \frac{H_c \phi^2}{c_{p\Gamma}} = 1523.0 - \frac{0.1795 \cdot 10^6 \cdot 0.96^2}{2 \cdot 1283.37} = 1394.1 \text{ K}$$

13. Определим температуру конца адиабатного расширения:

$$T_1' = T_0^* - \frac{H_c}{c_{p\Gamma}} = 1523.0 - \frac{0.1795 \cdot 10^6}{1283.37} = 1383.13 \text{ K}$$

14. Определим давление на выходе из СА:

$$p_1 = p_0^* \left(\frac{T_1'}{T_0^*} \right)^{\frac{k_{\Gamma}}{k_{\Gamma}-1}} = 1.6712 \cdot 10^6 \cdot \left(\frac{1383.13}{1523.0} \right)^{\frac{1.306}{1.306-1}} = 1.1078 \cdot 10^6 \text{ МПа}$$

15. Определим площадь на выходе из СА:

$$A_{1a} = \pi l_1 D_1 = \pi \cdot 0.0501 \cdot 0.6771 = 0.10659 \text{ м}^2$$

16. Определим плотность газа на выходе из СА:

$$\rho_1 = \frac{p_1}{R_r T_1} = \frac{1.1078 \cdot 10^6}{300.67 \cdot 1394.1} = 2.643 \text{ кг/м}^3$$

17. Осевая составляющая абсолютной скорости на выходе из СА:

$$c_{1a} = \frac{G_{\text{вх}}}{\rho_1 A_{1a}} = \frac{41.93}{2.643 \cdot 0.10659} = 148.84 \text{ м/с}$$

18. Угол потока в абсолютном движении после СА:

$$\alpha_1 = \arcsin \frac{c_{1a}}{c_1} = \arcsin \frac{148.84}{575.2} = 14.997^\circ$$

19. Окружная составляющая абсолютной скорости на входе:

$$c_{1u} = c_1 \cos \alpha_1 = 575.2 \cdot \cos 14.997^\circ = 555.61 \text{ м/с}$$

20. Определим относительную скорость на входе в РК:

$$w_1 = \sqrt{c_1^2 + u_1^2 - 2c_1 u_1 \cos \alpha_1} = \\ = \sqrt{575.2^2 + 389.99^2 - 2 \cdot 575.2 \cdot 389.99 \cdot \cos 16.14.997^\circ} = 222.67 \text{ м/с}$$

21. Угол потока в относительном движении:

$$\beta_1 = \arctan \frac{c_{1a}}{c_{1u} - u_1} = \arctan \frac{148.84}{555.61 - 389.99} = 41.948^\circ$$

22. Осевая составляющая относительной скорости:

$$w_{1a} = w_1 \sin \beta_1 = 222.67 \cdot \sin 41.948^\circ = 148.84 \text{ м/с}$$

23. Окружная составляющая относительной скорости:

$$w_{1u} = w_1 \cos \beta_1 = 222.67 \cdot \cos 41.948^\circ = 165.61 \text{ м/с}$$

24. Определим теплоперепад на РК:

$$H_{\text{л}} = H_0 \rho \frac{T_1}{T'_1} = 0.25 \cdot 10^6 \cdot 0.282 \cdot \frac{1394.1}{1383.13} = 0.0711 \cdot 10^6 \text{ Дж/кг}$$

25. Окружная скорость на диаметре:

$$u_2 = \frac{\pi D_2 n}{60} = \frac{\pi \cdot 0.6814 \cdot 11000.0}{60} = 392.44 \text{ м/с}$$

26. Температура торможения в относительном движении после СА:

$$T_{1w}^* = T_1 + \frac{w_1^2}{2 \cdot c_{\text{пр}}} = 1394.1 + \frac{222.67^2}{2 \cdot 1283.37}$$

27. Определим относительную скорость истечения газа из РК:

$$\begin{aligned} w_2 &= \psi \sqrt{w_1^2 + 2H_{\text{л}} + (u_2^2 - u_1^2)} = \\ &= 0.96 \cdot \sqrt{222.67^2 + 2 \cdot 0.0711 \cdot 10^6 + (392.44^2 - 389.99^2)} = 422.41 \text{ м/с} \end{aligned}$$

28. Определим статическую температуру на выходе из РК:

$$\begin{aligned} T_2 &= T_1 + \frac{(w_1^2 - w_2^2) + (u_2^2 - u_1^2)}{2c_{\text{пр}}} = \\ &= 1394.1 + \frac{(222.67^2 - 422.41^2) + (392.44^2 - 389.99^2)}{2 \cdot 1283.37} = 1344.64 \text{ К} \end{aligned}$$

29. Определим статическую температуру при адиабатическом процессе в РК:

$$T'_2 = T_1 - \frac{H_{\text{л}}}{c_{\text{пр}}} = 1394.1 - \frac{0.0711 \cdot 10^6}{1283.37} = 1338.73 \text{ К}$$

30. Определим давление на выходе из РК:

$$p_2 = p_1 \left(\frac{T_2'}{T_1} \right)^{\frac{k_{\Gamma}}{k_{\Gamma}-1}} = 1.1078 \cdot 10^6 \cdot \left(\frac{1338.73}{1394.1} \right)^{\frac{1.306}{1.306-1}} = 0.9318 \cdot 10^6 \text{ Па}$$

31. Определим плотность газа на выходе из РК:

$$\rho_2 = \frac{p_2}{RT_2} = \frac{0.9318 \cdot 10^6}{300.67 \cdot 1344.64} = 2.305 \text{ кг/м}^3$$

32. Определим площадь на выходе из РК:

$$A_{2a} = \pi D_2 l_2 = \pi \cdot 0.6814 \cdot 0.0544 = 0.1163 \text{ м}^2$$

33. Осевая составляющая абсолютной скорости на выходе из РК:

$$c_{2a} = \frac{G_{\text{вх}}}{A_{2a} \rho_2} = \frac{41.93}{0.1163 \cdot 2.305} = 156.37 \text{ м/с}$$

34. Угол потока в относительном движении на выходе из РК:

$$\beta_2 = \arcsin \frac{c_{2a}}{w_2} = \arcsin \frac{156.37}{422.41} = 21.727^\circ$$

35. Осевая составляющая относительной скорости потока на выходе из РК:

$$w_{2a} = w_2 \cdot \sin \beta_2 = 422.41 \cdot \sin 21.727^\circ = 156.37 \text{ м/с}$$

36. Окружная составляющая относительной скорости потока на выходе из РК:

$$w_{2u} = w_2 \cdot \cos \beta_2 = 422.41 \cdot \cos 21.727^\circ = 392.41 \text{ м/с}$$

37. Определим окружную составляющую скорости на выходе из РК:

$$c_{2u} = w_{2u} - u_2 = 392.41 - 392.44 = -0.03 \text{ м/с}$$

38. Определим угол потока на выходе из РК:

$$\alpha_2 = \pi + \arctan \frac{c_{2a}}{c_{2u}} = \pi + \arctan \frac{156.37}{-0.03} = 90.012^\circ$$

39. Определим скорость потока на выходе из РК:

$$c_2 = \sqrt{c_{2u}^2 + c_{2a}^2} = \sqrt{-0.03^2 + 156.37^2} = 156.37 \text{ м/с}$$

40. Определим работу на окружности колеса:

$$L_u = c_{1u}u_1 + c_{2u}u_2 = 555.61 \cdot 389.99 + -0.03 \cdot 392.44 = 0.2167 \cdot 10^6 \text{ Дж/кг}$$

41. Определим КПД на окружности колеса:

$$\eta_u = \frac{L_u}{H_0} = \frac{0.2167 \cdot 10^6}{0.25 \cdot 10^6} = 0.8667$$

42. Определим удельные потери в СА:

$$h_c = \left(\frac{1}{\phi^2} - 1 \right) \frac{c_1^2}{2} = \left(\frac{1}{0.96^2} - 1 \right) \cdot \frac{575.2^2}{2} = 14.0728 \cdot 10^3 \text{ Дж/кг}$$

43. Удельные потери в СА с учетом их использования в рабочих лопатках:

$$h'_c = h_c \frac{T'_2}{T_1} = 14.0728 \cdot 10^3 \cdot \frac{1338.73}{1394.1} = 13.5139 \cdot 10^3 \text{ Дж/кг}$$

44. Относительные потери в СА:

$$\zeta_c = \frac{h_c}{H_0} = \frac{14.0728 \cdot 10^3}{0.25 \cdot 10^6} = 0.0563$$

45. Относительные потери в СА с учетом их использования в рабочих лопатках:

$$\zeta'_c = \frac{h'_c}{H_0} = \frac{13.5139 \cdot 10^3}{0.25 \cdot 10^6} = 0.0541$$

46. Удельные потери в рабочих лопатках:

$$h_{л} = \left(\frac{1}{\psi^2} - 1 \right) \cdot \frac{w_2^2}{2} = \left(\frac{1}{0.96^2} - 1 \right) \cdot \frac{422.41^2}{2} = 7.5896 \cdot 10^3 \text{ Дж/кг}$$

47. Относительные потери в рабочих лопатках:

$$\zeta_{л} = \frac{h_{л}}{H_0} = \frac{7.5896 \cdot 10^3}{0.25 \cdot 10^6} = 0.0304$$

48. Определим удельные потери с выходной скоростью:

$$h_{\text{вых}} = \frac{c_2^2}{2} = \frac{156.37^2}{2} = 12.2258 \cdot 10^3 \text{ Дж/кг}$$

49. Относительные потери с выходной скоростью:

$$\zeta_{\text{вых}} = \frac{h_{\text{вых}}}{H_0} = \frac{12.2258 \cdot 10^3}{0.25 \cdot 10^6} = 0.0489$$

50. Проверка КПД на окружности колеса:

$$\eta_u = 1 - \zeta'_c - \zeta_{\text{л}} - \zeta_{\text{вых}} = 1 - 0.0541 - 0.0304 - 0.0489 = 0.8667$$

51. Средний диаметр:

$$D_{\text{ср}} = 0.5 \cdot (D_1 + D_2) = 0.5 \cdot (0.6771 + 0.6814) = 0.6792 \text{ м}$$

52. Определим удельные потери в радиальном зазоре:

$$\begin{aligned} h_3 &= 1.37 \cdot (1 + 1.6\rho) \left(1 + \frac{l_2}{D_{\text{ср}}}\right) \frac{\delta_r}{l_2} \cdot L_u = \\ &= 1.37 \cdot (1 + 1.6 \cdot 0.28) \left(1 + \frac{0.0544}{0.6792}\right) \frac{0.00054}{0.0544} \cdot 0.2167 \cdot 10^6 = 4.6524 \cdot 10^3 \text{ Дж/кг} \end{aligned}$$

53. Относительные удельные потери в радиальном зазоре:

$$\zeta_3 = \frac{h_3}{H_0} = \frac{4.6524 \cdot 10^3}{0.25 \cdot 10^6} = 0.0186$$

54. Удельная работа ступени с учетом потери в радиальном зазоре:

$$L_{u3} = L_u - h_3 = 0.2167 \cdot 10^6 - 4.6524 \cdot 10^3 = 0.212 \cdot 10^6 \text{ Дж/кг}$$

55. Мощностной КПД ступени:

$$\eta'_T = \eta_u - \zeta_3 = 0.8667 - 0.0186 = 0.8481$$

56. Лопаточный КПД ступени:

$$\eta'_L = \eta'_T + \zeta_{\text{вых}} = 0.8481 + 0.0489 = 0.897$$

57. Средняя длина лопатки:

$$l_{\text{ср}} = 0.5 \cdot (l_1 + l_2) = 0.5 \cdot (0.0501 + 0.0544) = 0.0522 \text{ м}$$

58. Средняя окружная скорость:

$$u_{\text{ср}} = 0.5 \cdot (u_1 + u_2) = 0.5 \cdot (389.99 + 392.44) = 391.22 \text{ м/с}$$

59. Затраты мощности на трение и вентиляцию:

$$\begin{aligned} N_{\text{т.в}} &= [1.07 \cdot D_{\text{ав}}^2 + 61 \cdot (1 - \varepsilon) \cdot D_{\text{ав}} l_{\text{ав}}] \cdot \left(\frac{u_{\text{ав}}}{100} \right)^3 \cdot \rho = \\ &= [1.07 \cdot 0.6792^2 + 61 \cdot (1 - 1.0) \cdot 0.6792 \cdot 0.0522] \cdot \left(\frac{391.22}{100} \right)^3 \cdot 0.282 = \\ &= 0.0083 \cdot 10^3 \text{ Вт} \end{aligned}$$

60. Удельные потери на трение и вентиляцию:

$$h_{\text{т.в}} = \frac{N_{\text{т.в}}}{G_{\text{вх}}} = \frac{0.0083 \cdot 10^3}{41.93} = 0.0002 \cdot 10^3 \text{ Дж/кг}$$

61. Относительные потери на трение и вентиляцию:

$$\zeta_{\text{т.в}} = \frac{h_{\text{т.в}}}{H_0} = \frac{0.0002 \cdot 10^3}{0.25 \cdot 10^6} = 0.0$$

62. Мощностной КПД с учетом потерь на трение и вентиляцию:

$$\eta_{\text{т}} = \eta'_{\text{т}} - \zeta_{\text{т.в}} = 0.8481 - 0.0 = 0.8481$$

63. Лопаточный КПД с учетом потерь на трение и вентиляцию:

$$\eta_{\text{л}} = \eta'_{\text{л}} - \zeta_{\text{т.в}} = 0.897 - 0.0 = 0.897$$

64. Определим удельную работу ступени:

$$L_{\text{т}} = H_0 \eta_{\text{т}} = 0.25 \cdot 10^6 \cdot 0.8481 = 0.212 \cdot 10^6 \text{ Дж/кг}$$

65. Удельная работа ступени, отнесенная к расходу на в СА первой ступени:

$$L'_{\text{т}} = L_{\text{т}} \frac{G_{\text{вх}}}{G_{\text{т}}} = 0.212 \cdot 10^6 \cdot \frac{41.93}{41.93} = 0.212 \cdot 10^6 \text{ Дж/кг}$$

66. Статическая температура за ступенью:

$$T_{\text{ст}} = T_2 + \frac{h_3}{c_{p\Gamma}} + \frac{h_{\text{т.в}}}{c_{p\Gamma}} = 1344.64 + \frac{4.6524 \cdot 10^3}{1283.37} + \frac{0.0002 \cdot 10^3}{1283.37} = 1348.27 \text{ K}$$

67. Температура торможения за турбиной:

$$T_{\text{ст}}^* = T_{\text{ст}} + \frac{h_{\text{вых}}}{c_{p\Gamma}} = 1348.27 + \frac{12.2258 \cdot 10^3}{1283.37} = 1357.8 \text{ K}$$

68. Средняя теплоемкость газа в интервале температур от 273 K до T_0^* :

$$c_{p\Gamma \text{ ср}}(T_0^*, \alpha_{\text{вх}}) = 1174.53 \text{ Дж}/(\text{кг} \cdot \text{K})$$

69. Средняя теплоемкость газа в интервале температур от 273 K до $T_{\text{ст}}^*$:

$$c_{p\Gamma \text{ ср}}(T_{\text{ст}}^*, \alpha_{\text{вх}}) = 1157.84 \text{ Дж}/(\text{кг} \cdot \text{K})$$

70. Средняя теплоемкость газа в интервале температур от T_0^* до $T_{\text{ст}}^*$:

$$\begin{aligned} c'_{p\Gamma} &= \frac{c_{p\Gamma \text{ ср}}(T_0^*, \alpha_{\text{вх}})(T_0^* - T_0) - c_{p\Gamma \text{ ср}}(T_{\text{ст}}^*, \alpha_{\text{вх}})(T_{\text{ст}}^* - T_0)}{T_0^* - T_{\text{ст}}^*} = \\ &= \frac{1174.53 \cdot (1523.0 - 273) - 1157.84 \cdot (1357.8 - 273)}{1523.0 - 1357.8} = 1284.14 \text{ Дж}/(\text{кг} \cdot \text{K}) \end{aligned}$$

71. Новое значение показателя адиабаты:

$$k'_{\Gamma} = \frac{c'_{p\Gamma}}{c'_{p\Gamma} - R_{\Gamma}} = \frac{1284.14}{1284.14 - 300.67} = 1.3057$$

72. Невязка по коэффициенту адиабаты:

$$\delta = \frac{|k_{\Gamma} - k'_{\Gamma}|}{k_{\Gamma}} \cdot 100\% = \frac{|1.306 - 1.3057|}{1.306} \cdot 100\% = 0.0183\%$$

73. Давление торможения на выходе из ступени:

$$p_2^* = p_2 \left(\frac{T_{\text{ст}}^*}{T_{\text{ст}}} \right)^{\frac{k_{\Gamma}}{k_{\Gamma}-1}} = 0.9318 \cdot 10^6 \cdot \left(\frac{1357.8}{1348.27} \right)^{\frac{1.306}{1.306-1}} = 0.9602 \cdot 10^6 \text{ Па}$$

74. Статическая температура на выходе из ступени при адиабатическом процессе в турбине:

$$T_{2\text{ад т}} = T_{0\text{ад т}}^* \cdot \frac{p_2^{\frac{k_{\Gamma \text{ ад т}} - 1}{k_{\Gamma \text{ ад т}}}}}{p_0^*} = 1523.0 \cdot \frac{0.9318^{\frac{1.307-1}{1.307}}}{1.6712} = 1327.89 \text{ К}$$

75. Полная температура на выходе из ступени при адиабатическом процессе в турбине:

$$T_{2\text{ад т}}^* = T_{0\text{ад т}}^* \cdot \frac{p_2^{\frac{k_{\Gamma \text{ ад т}}^* - 1}{k_{\Gamma \text{ ад т}}^*}}}{p_0^*} = 1523.0 \cdot \frac{0.9602^{\frac{1.306-1}{1.306}}}{1.6712} = 1337.39 \text{ К}$$

76. Статический теплоперепад при адиабатическом процессе в турбине:

$$H_{0\text{ад т}} = c_{p\Gamma \text{ ад т}} \cdot (T_{0\text{ад т}}^* - T_{2\text{ад т}}) = 1281.19 \cdot (1523.0 - 1327.89) = 0.25 \cdot 10^6 \text{ Дж/кг}$$

77. Статический теплоперепад при адиабатическом процессе в турбине, отнесенный к расходу на входе:

$$H'_{0\text{ад т}} = H_{0\text{ад т}} \cdot \frac{G_{\text{вх}}}{G_{\text{т}}} = 0.25 \cdot 10^6 \cdot \frac{41.93}{41.93} = 0.25 \cdot 10^6 \text{ Дж/кг}$$

78. Теплоперепад по параметрам торможения при адиабатическом процессе в турбине:

$$H_{0\text{ад т}}^* = c_{p\Gamma \text{ ад т}}^* \cdot (T_{0\text{ад т}}^* - T_{2\text{ад т}}^*) = 1281.92 \cdot (1523.0 - 1337.39) = 0.2379 \cdot 10^6 \text{ Дж/кг}$$

79. Теплоперепад по параметрам торможения при адиабатическом процессе в турбине, отнесенный к расходу на входе:

$$H'^*_{0\text{ад т}} = H_{0\text{ад т}}^* \cdot \frac{G_{\text{вх}}}{G_{\text{т}}} = 0.2379 \cdot 10^6 \cdot \frac{41.93}{41.93} = 0.2379 \cdot 10^6 \text{ Дж/кг}$$

80. Средняя теплоемкость газа в интервале температур от 273 К до $T_{0\text{ад т}}^*$:

$$c_{p\Gamma \text{ ср}}(T_{0\text{ад т}}^*, \alpha_{\text{вх}}) = 1174.53 \text{ Дж/(кг} \cdot \text{К)}$$

81. Средняя теплоемкость газа в интервале температур от 273 К до $T_{2\text{ад т}}$:

$$c_{p\Gamma \text{ ср}}(T_{2\text{ад т}}, \alpha_{\text{вх}}) = 1154.6 \text{ Дж/(кг} \cdot \text{К)}$$

82. Средняя теплоемкость газа в интервале температур от $T_{0\text{ад т}}^*$ до $T_{2\text{ад т}}$:

$$c'_{p\text{г ад т}} = \frac{c_{p\text{г ср}}(T_{0\text{ад т}}^*, \alpha_{\text{вх}})(T_{0\text{ад т}}^* - T_0) - c_{p\text{г ср}}(T_{2\text{ад т}}, \alpha_{\text{вх}})(T_{2\text{ад т}} - T_0)}{T_{0\text{ад т}}^* - T_{2\text{ад т}}} =$$

$$= \frac{1174.53 \cdot (1523.0 - 273) - 1154.6 \cdot (1327.89 - 273)}{1523.0 - 1327.89} = 1282.29 \text{ Дж}/(\text{кг} \cdot \text{K})$$

83. Новое значение показателя адиабаты:

$$k'_{\text{г ад т}} = \frac{c'_{p\text{г ад т}}}{c'_{p\text{г ад т}} - R_{\text{г}}} = \frac{1282.29}{1282.29 - 300.67} = 1.3063$$

84. Средняя теплоемкость газа в интервале температур от 273 К до $T_{2\text{ад т}}^*$:

$$c_{p\text{г ср}}(T_{2\text{ад т}}^*, \alpha_{\text{вх}}) = 1155.63 \text{ Дж}/(\text{кг} \cdot \text{K})$$

85. Средняя теплоемкость газа в интервале температур от $T_{0\text{ад т}}^*$ до $T_{2\text{ад т}}$:

$$c^{*'}_{p\text{г ад т}} = \frac{c_{p\text{г ср}}(T_{0\text{ад т}}^*, \alpha_{\text{вх}})(T_{0\text{ад т}}^* - T_0) - c_{p\text{г ср}}(T_{2\text{ад т}}^*, \alpha_{\text{вх}})(T_{2\text{ад т}}^* - T_0)}{T_{0\text{ад т}}^* - T_{2\text{ад т}}^*} =$$

$$= \frac{1174.53 \cdot (1523.0 - 273) - 1155.63 \cdot (1337.39 - 273)}{1523.0 - 1337.39} = 1282.92 \text{ Дж}/(\text{кг} \cdot \text{K})$$

86. Новое значение показателя адиабаты:

$$k^{*'}_{\text{г ад т}} = \frac{c^{*'}_{p\text{г ад т}}}{c^{*'}_{p\text{г ад т}} - R_{\text{г}}} = \frac{1282.92}{1282.92 - 300.67} = 1.3061$$

87. Теплоперепад по параметрам торможения:

$$H_0^* = c_{p\text{г}} T_0^* \left[1 - \left(\frac{p_2^*}{p_0^*} \right)^{\frac{k_{\text{г}} - 1}{k_{\text{г}}}} \right] =$$

$$1283.37 \cdot 1523.0 \cdot \left[1 - \left(\frac{0.9602 \cdot 10^6}{1.6712 \cdot 10^6} \right)^{\frac{1.306 - 1}{1.306}} \right] = 0.238 \cdot 10^6 \text{ Дж}/\text{кг}$$

88. КПД по параметрам торможения:

$$\eta_{\text{т}}^* = \frac{L_{\text{т}}}{H_0^*} = \frac{0.212 \cdot 10^6}{0.238 \cdot 10^6} = 0.891$$

89. Расход на выходе из ступени:

$$G_{\text{ВЫХ}} = G_{\text{ВХ}} + G_{\text{Т}} g_{\text{ОХЛ}} = 41.93 + 41.93 \cdot 0.095 = 45.91 \text{ кг/с}$$

90. Относительный расход топлива на выходе из ступени:

$$g_{\text{ТОПЛ.ВЫХ}} = \frac{G_{\text{ТОПЛ}}}{G_{\text{ВЫХ}} - G_{\text{ТОПЛ}}} = \frac{0.905}{45.91 - 0.905} = 0.0201$$

91. Коэффициент избытка воздуха на выходе из ступени:

$$\alpha_{\text{ВЫХ}} = \frac{1}{l_0 g_{\text{ТОПЛ.ВЫХ}}} = \frac{1}{16.683 \cdot 0.0201} = 2.981$$

92. Абсолютный расход охлаждающего воздуха:

$$G_{\text{ОХЛ}} = G_{\text{Т}} g_{\text{ОХЛ}} = 41.93 \cdot 0.095 = 3.983$$

93. Определим температуру торможения на выходе из ступени после подмешивания охлаждающего воздуха.

93.1. Средняя теплоемкость охлаждающего воздуха при температуре $T_{\text{ОХЛ}} = 760.0 \text{ K}$:

$$c_{p\text{в ср}}(T_{\text{ОХЛ}}) = 1037.35 \text{ Дж/(кг} \cdot \text{K)}$$

93.2. Средняя теплоемкость газа при температуре $T_{\text{СТ}}^* = 1357.8 \text{ K}$:

$$c_{p\text{г ср}}(T_{\text{СТ}}^*, \alpha_{\text{ВХ}}) = 1157.84 \text{ Дж/(кг} \cdot \text{K)}$$

93.3. Значение температуры смеси с предпоследней итерации $T_{\text{СМ}}^* = 1312.32 \text{ K}$.

93.4. Средняя теплоемкость смеси:

$$c_{p\text{г ср}}(T_{\text{СМ}}^*, \alpha_{\text{ВЫХ}}) = 1146.34 \text{ Дж/(кг} \cdot \text{K)}$$

93.5. Новое значение температуры смеси:

$$\begin{aligned} T_{\text{СМ}}^* ' &= \frac{c_{p\text{г ср}}(T_{\text{СТ}}^*, \alpha_{\text{ВХ}}) T_{\text{СТ}}^* G_{\text{ВХ}} + c_{p\text{в ср}}(T_{\text{ОХЛ}}) T_{\text{ОХЛ}} G_{\text{ОХЛ}}}{c_{p\text{г ср}}(T_{\text{СМ}}^*, \alpha_{\text{ВЫХ}}) G_{\text{ВЫХ}}} = \\ &= \frac{1157.84 \cdot 1357.8 \cdot 41.93 + 1037.35 \cdot 760.0 \cdot 3.983}{1146.34 \cdot 45.91} = 1311.85 \text{ K} \end{aligned}$$

93.6. Значение невязки:

$$\delta = \frac{|T_{\text{см}}^* - T_{\text{см}}'^*|}{T_{\text{см}}^*} \cdot 100\% = \frac{|1312.32 - 1311.85|}{1312.32} \cdot 100\% = 0.035\%$$

94. Определим температуру торможения на выходе из ступени после подмешивания охлаждающего воздуха при адиабатическом процессе в турбине..

94.1. Средняя теплоемкость охлаждающего воздуха при температуре $T_{\text{охл}} = 760.0 \text{ K}$:

$$c_{p\text{в ср}}(T_{\text{охл}}) = 1037.35 \text{ Дж}/(\text{кг} \cdot \text{K})$$

94.2. Средняя теплоемкость газа при температуре $T_{2\text{ад т}}^* = 1337.39 \text{ K}$:

$$c_{p\text{г ср}}(T_{2\text{ад т}}^*, \alpha_{\text{вх}}) = 1155.63 \text{ Дж}/(\text{кг} \cdot \text{K})$$

94.3. Значение температуры смеси с предпоследней итерации $T_{\text{см ад т}}^* = 1293.38 \text{ K}$.

94.4. Средняя теплоемкость смеси:

$$c_{p\text{г ср}}(T_{\text{см ад т}}^*, \alpha_{\text{вых}}) = 1144.33 \text{ Дж}/(\text{кг} \cdot \text{K})$$

94.5. Новое значение температуры смеси:

$$\begin{aligned} T_{\text{см ад т}}'^* &= \frac{c_{p\text{г ср}}(T_{2\text{ад т}}^*, \alpha_{\text{вх}})T_{2\text{ад т}}^*G_{\text{вх}} + c_{p\text{в ср}}(T_{\text{охл}})T_{\text{охл}}G_{\text{охл}}}{c_{p\text{г ср}}(T_{\text{см ад т}}^*, \alpha_{\text{вых}})G_{\text{вых}}} = \\ &= \frac{1155.63 \cdot 1337.39 \cdot 41.93 + 1037.35 \cdot 760.0 \cdot 3.983}{1144.33 \cdot 45.91} = 1292.94 \text{ K} \end{aligned}$$

94.6. Значение невязки:

$$\delta = \frac{|T_{\text{см ад т}}^* - T_{\text{см ад т}}'^*|}{T_{\text{см ад т}}^*} \cdot 100\% = \frac{|1293.38 - 1292.94|}{1293.38} \cdot 100\% = 0.034\%$$

4.3.4 Исходные данные для расчета второй ступени.

1. Температура торможения на входе в ступень: $T_0^* = 1312.32 \text{ K}$.
2. Давление торможения на входе в ступень: $p_0^* = 0.9602 \cdot 10^6 \text{ Па}$.

3. Температура торможения на входе в ступень при адиабатическом процессе в турбине: $T_{0ад\ t}^* = 1293.38\text{ К}$
4. Расход газа на входе в ступень: $G_{вх} = 45.91\text{ кг/с}$.
5. Расход газа на входе в СА первой ступени: $G_t = 41.93\text{ кг/с}$.
6. Расход топлива на входе в турбину: $G_{топл} = 0.905\text{ кг/с}$.
7. Степень реактивности: $\rho = 0.183$.
8. Коэффициент скорости в СА: $\phi = 0.965$.
9. Коэффициент скорости в РК: $\psi = 0.965$.
10. Длина лопатки на входе в РК: $l_1 = 0.0677\text{ м}$.
11. Длина лопатки на выходе из РК: $l_2 = 0.0721\text{ м}$.
12. Средний диаметр на входе в РК: $D_1 = 0.6927\text{ м}$.
13. Средний диаметр на выходе в РК: $D_2 = 0.6971\text{ м}$.
14. Радиальный зазор: $\delta_r = 0.00072\text{ м}$.
15. Частота вращения ротора: $n = 11000.0\text{ об/мин}$
16. Степень парциальности: $\varepsilon = 1.0$.
17. Расход охлаждающего воздуха, отнесенный к расходу на входе в турбину: $g_{охл} = 0.03$.
18. Температура торможения охлаждающего воздуха: $T_{охл} = 760.0\text{ К}$.
19. Удельная работы турбины: $L_{т\ зад} = 0.2563 \cdot 10^6\text{ Дж/кг}$.

4.3.5 Расчет второй ступени.

1. Относительный расход топлива на входе в ступень:

$$g_{топл.вх} = \frac{G_{топл}}{G_{вх} - G_{топл}} = \frac{0.905}{45.91 - 0.905} = 0.0201$$

2. Коэффициент избытка воздуха на входе:

$$\alpha_{\text{вх}} = \frac{1}{l_0 g_{\text{топл.вх}}} = \frac{1}{16.683 \cdot 0.0201} = 2.981$$

3. Мощностной КПД из предпоследней итерации:

$$\eta_{\text{т0}} = 0.8144$$

4. Статический теплоперепад на ступени:

$$H_0 = \frac{L_{\text{т зад}}}{\eta_{\text{т0}}} = \frac{0.2563 \cdot 10^6}{0.8144} = 0.3147 \cdot 10^6 \text{ Дж/кг}$$

5. Средний в ступени коэффициент адиабаты из предпоследней итерации:

$$k_{\text{т}} = 1.3205$$

6. Средняя в ступени теплоемкость газа из предпоследней итерации:

$$c_{p\text{т}} = 1238.72 \text{ Дж/(кг} \cdot \text{K)}$$

7. Средний в ступени коэффициент адиабаты при адиабатическом расширении в турбине до статических параметров из предпоследней итерации:

$$k_{\text{т ад т}} = 1.3232$$

8. Средняя в ступени теплоемкость при адиабатическом расширении в турбине до статических параметров из предпоследней итерации:

$$c_{p\text{т ад т}} = 1230.86 \text{ Дж/(кг} \cdot \text{K)}$$

9. Средний в ступени коэффициент адиабаты при адиабатическом расширении в турбине до параметров торможения из предпоследней итерации:

$$k_{\text{т ад т}}^* = 1.3224$$

10. Средняя в ступени теплоемкость при адиабатическом расширении в турбине до параметров торможения из предпоследней итерации:

$$c_{p\text{т ад т}}^* = 1233.14 \text{ Дж/(кг} \cdot \text{K)}$$

11. Определим теплоперепад на сопловом аппарате:

$$H_c = (1 - \rho) H_0 = (1 - 0.183) \cdot 0.3147 \cdot 10^6 = 0.2571 \cdot 10^6 \text{ Дж/кг}$$

12. Окружная скорость на диаметре D_1 :

$$u_1 = \frac{\pi D_1 n}{60} = \frac{\pi \cdot 0.6927 \cdot 11000.0}{60} = 398.95 \text{ м/с}$$

13. Определим действительную скорость истечения из СА:

$$c_1 = \phi \sqrt{2H_c} = 0.965 \cdot \sqrt{2 \cdot 0.3147 \cdot 10^6} = 692.03 \text{ м/с}$$

14. Определим температуру на выходе из СА:

$$T_1 = T_0^* - \frac{H_c \phi^2}{c_{pг}} = 1312.32 - \frac{0.2571 \cdot 10^6 \cdot 0.965^2}{2 \cdot 1238.72} = 1119.01 \text{ К}$$

15. Определим температуру конца адиабатного расширения:

$$T'_1 = T_0^* - \frac{H_c}{c_{pг}} = 1312.32 - \frac{0.2571 \cdot 10^6}{1238.72} = 1104.73 \text{ К}$$

16. Определим давление на выходе из СА:

$$p_1 = p_0^* \left(\frac{T'_1}{T_0^*} \right)^{\frac{k_{г-}}{k_{г-}-1}} = 0.9602 \cdot 10^6 \cdot \left(\frac{1104.73}{1312.32} \right)^{\frac{1.3205}{1.3205-1}} = 0.4724 \cdot 10^6 \text{ МПа}$$

17. Определим площадь на выходе из СА:

$$A_{1a} = \pi l_1 D_1 = \pi \cdot 0.0677 \cdot 0.6927 = 0.14727 \text{ м}^2$$

18. Определим плотность газа на выходе из СА:

$$\rho_1 = \frac{p_1}{R_{г} T_1} = \frac{0.4724 \cdot 10^6}{300.67 \cdot 1119.01} = 1.404 \text{ кг/м}^3$$

19. Осевая составляющая абсолютной скорости на выходе из СА:

$$c_{1a} = \frac{G_{\text{вх}}}{\rho_1 A_{1a}} = \frac{45.91}{1.404 \cdot 0.14727} = 222.06 \text{ м/с}$$

20. Угол потока в абсолютном движении после СА:

$$\alpha_1 = \arcsin \frac{c_{1a}}{c_1} = \arcsin \frac{222.06}{692.03} = 18.716^\circ$$

21. Окружная составляющая абсолютной скорости на входе:

$$c_{1u} = c_1 \cos \alpha_1 = 692.03 \cdot \cos 18.716^\circ = 655.44 \text{ м/с}$$

22. Определим относительную скорость на входе в РК:

$$\begin{aligned} w_1 &= \sqrt{c_1^2 + u_1^2 - 2c_1 u_1 \cos \alpha_1} = \\ &= \sqrt{692.03^2 + 398.95^2 - 2 \cdot 692.03 \cdot 398.95 \cdot \cos 16.18.716^\circ} = 339.26 \text{ м/с} \end{aligned}$$

23. Угол потока в относительном движении:

$$\beta_1 = \arctan \frac{c_{1a}}{c_{1u} - u_1} = \arctan \frac{222.06}{655.44 - 398.95} = 40.884^\circ$$

24. Осевая составляющая относительной скорости:

$$w_{1a} = w_1 \sin \beta_1 = 339.26 \cdot \sin 40.884^\circ = 222.06 \text{ м/с}$$

25. Окружная составляющая относительной скорости:

$$w_{1u} = w_1 \cos \beta_1 = 339.26 \cdot \cos 40.884^\circ = 256.5 \text{ м/с}$$

26. Определим теплоперепад на РК:

$$H_{\text{тл}} = H_0 \rho \frac{T_1}{T'_1} = 0.3147 \cdot 10^6 \cdot 0.183 \cdot \frac{1119.01}{1104.73} = 0.0583 \cdot 10^6 \text{ Дж/кг}$$

27. Окружная скорость на диаметре:

$$u_2 = \frac{\pi D_2 n}{60} = \frac{\pi \cdot 0.6971 \cdot 11000.0}{60} = 401.5 \text{ м/с}$$

28. Температура торможения в относительном движении после СА:

$$T_{1w}^* = T_1 + \frac{w_1^2}{2 \cdot c_{p\Gamma}} = 1119.01 + \frac{339.26^2}{2 \cdot 1238.72}$$

29. Определим относительную скорость истечения газа из РК:

$$\begin{aligned} w_2 &= \psi \sqrt{w_1^2 + 2H_{\text{л}} + (u_2^2 - u_1^2)} = \\ &= 0.965 \cdot \sqrt{339.26^2 + 2 \cdot 0.0583 \cdot 10^6 + (401.5^2 - 398.95^2)} = 466.63 \text{ м/с} \end{aligned}$$

30. Определим статическую температуру на выходе из РК:

$$\begin{aligned} T_2 &= T_1 + \frac{(w_1^2 - w_2^2) + (u_2^2 - u_1^2)}{2c_{p\Gamma}} = \\ &= 1119.01 + \frac{(339.26^2 - 466.63^2) + (401.5^2 - 398.95^2)}{2 \cdot 1238.72} = 1078.4 \text{ К} \end{aligned}$$

31. Определим статическую температуру при адиабатическом процессе в РК:

$$T_2' = T_1 - \frac{H_{\text{л}}}{c_{p\Gamma}} = 1119.01 - \frac{0.0583 \cdot 10^6}{1238.72} = 1071.91 \text{ К}$$

32. Определим давление на выходе из РК:

$$p_2 = p_1 \left(\frac{T_2'}{T_1} \right)^{\frac{k_{\Gamma}}{k_{\Gamma}-1}} = 0.4724 \cdot 10^6 \cdot \left(\frac{1071.91}{1119.01} \right)^{\frac{1.321}{1.321-1}} = 0.3957 \cdot 10^6 \text{ Па}$$

33. Определим плотность газа на выходе из РК:

$$\rho_2 = \frac{p_2}{RT_2} = \frac{0.3957 \cdot 10^6}{300.67 \cdot 1078.4} = 1.22 \text{ кг/м}^3$$

34. Определим площадь на выходе из РК:

$$A_{2a} = \pi D_2 l_2 = \pi \cdot 0.6971 \cdot 0.0721 = 0.1579 \text{ м}^2$$

35. Осеваая составляющая абсолютной скорости на выходе из РК:

$$c_{2a} = \frac{G_{\text{вх}}}{A_{2a} \rho_2} = \frac{45.91}{0.1579 \cdot 1.22} = 238.24 \text{ м/с}$$

36. Угол потока в относительном движении на выходе из РК:

$$\beta_2 = \arcsin \frac{c_{2a}}{w_2} = \arcsin \frac{238.24}{466.63} = 30.7^\circ$$

37. Осеваая составляющая относительной скорости потока на выходе из РК:

$$w_{2a} = w_2 \cdot \sin \beta_2 = 466.63 \cdot \sin 30.7^\circ = 238.24 \text{ м/с}$$

38. Окружная составляющая относительной скорости потока на выходе из РК:

$$w_{2u} = w_2 \cdot \cos \beta_2 = 466.63 \cdot \cos 30.7^\circ = 401.23 \text{ м/с}$$

39. Определим окружную составляющую скорости на выходе из РК:

$$c_{2u} = w_{2u} - u_2 = 401.23 - 401.5 = -0.27 \text{ м/с}$$

40. Определим угол потока на выходе из РК:

$$\alpha_2 = \pi + \arctan \frac{c_{2a}}{c_{2u}} = \pi + \arctan \frac{238.24}{-0.27} = 90.064^\circ$$

41. Определим скорость потока на выходе из РК:

$$c_2 = \sqrt{c_{2u}^2 + c_{2a}^2} = \sqrt{-0.27^2 + 238.24^2} = 238.24 \text{ м/с}$$

42. Определим работу на окружности колеса:

$$L_u = c_{1u} u_1 + c_{2u} u_2 = 655.44 \cdot 398.95 + -0.27 \cdot 401.5 = 0.2614 \cdot 10^6 \text{ Дж/кг}$$

43. Определим КПД на окружности колеса:

$$\eta_u = \frac{L_u}{H_0} = \frac{0.2614 \cdot 10^6}{0.3147 \cdot 10^6} = 0.8305$$

44. Определим удельные потери в СА:

$$h_c = \left(\frac{1}{\phi^2} - 1 \right) \frac{c_1^2}{2} = \left(\frac{1}{0.965^2} - 1 \right) \cdot \frac{692.03^2}{2} = 17.6849 \cdot 10^3 \text{ Дж/кг}$$

45. Удельные потери в СА с учетом их использования в рабочих лопатках:

$$h'_c = h_c \frac{T'_2}{T_1} = 17.6849 \cdot 10^3 \cdot \frac{1071.91}{1119.01} = 16.9405 \cdot 10^3 \text{ Дж/кг}$$

46. Относительные потери в СА:

$$\zeta_c = \frac{h_c}{H_0} = \frac{17.6849 \cdot 10^3}{0.3147 \cdot 10^6} = 0.0562$$

47. Относительные потери в СА с учетом их использования в рабочих лопатках:

$$\zeta'_c = \frac{h'_c}{H_0} = \frac{16.9405 \cdot 10^3}{0.3147 \cdot 10^6} = 0.0538$$

48. Удельные потери в рабочих лопатках:

$$h_{\text{л}} = \left(\frac{1}{\psi^2} - 1 \right) \cdot \frac{w_2^2}{2} = \left(\frac{1}{0.96^2} - 1 \right) \cdot \frac{466.63^2}{2} = 8.0407 \cdot 10^3 \text{ Дж/кг}$$

49. Относительные потери в рабочих лопатках:

$$\zeta_{\text{л}} = \frac{h_{\text{л}}}{H_0} = \frac{8.0407 \cdot 10^3}{0.3147 \cdot 10^6} = 0.0255$$

50. Определим удельные потери с выходной скоростью:

$$h_{\text{вых}} = \frac{c_2^2}{2} = \frac{238.24^2}{2} = 28.3788 \cdot 10^3 \text{ Дж/кг}$$

51. Относительные потери с выходной скоростью:

$$\zeta_{\text{вых}} = \frac{h_{\text{вых}}}{H_0} = \frac{28.3788 \cdot 10^3}{0.3147 \cdot 10^6} = 0.0902$$

52. Проверка КПД на окружности колеса:

$$\eta_u = 1 - \zeta'_c - \zeta_{\text{л}} - \zeta_{\text{вых}} = 1 - 0.0538 - 0.0255 - 0.0902 = 0.8305$$

53. Средний диаметр:

$$D_{\text{ср}} = 0.5 \cdot (D_1 + D_2) = 0.5 \cdot (0.6927 + 0.6971) = 0.6949 \text{ м}$$

54. Определим удельные потери в радиальном зазоре:

$$\begin{aligned} h_3 &= 1.37 \cdot (1 + 1.6\rho) \left(1 + \frac{l_2}{D_{\text{ср}}}\right) \frac{\delta_r}{l_2} \cdot L_u = \\ &= 1.37 \cdot (1 + 1.6 \cdot 0.18) \left(1 + \frac{0.0721}{0.6949}\right) \frac{0.00072}{0.0721} \cdot 0.2614 \cdot 10^6 = 5.1098 \cdot 10^3 \text{ Дж/кг} \end{aligned}$$

55. Относительные удельные потери в радиальном зазоре:

$$\zeta_3 = \frac{h_3}{H_0} = \frac{5.1098 \cdot 10^3}{0.3147 \cdot 10^6} = 0.0162$$

56. Удельная работа ступени с учетом потери в радиальном зазоре:

$$L_{u3} = L_u - h_3 = 0.2614 \cdot 10^6 - 5.1098 \cdot 10^3 = 0.2563 \cdot 10^6 \text{ Дж/кг}$$

57. Мощностной КПД ступени:

$$\eta'_T = \eta_u - \zeta_3 = 0.8305 - 0.0162 = 0.8142$$

58. Лопаточный КПД ступени:

$$\eta'_\text{л} = \eta'_T + \zeta_{\text{вых}} = 0.8142 + 0.0902 = 0.9044$$

59. Средняя длина лопатки:

$$l_{\text{ср}} = 0.5 \cdot (l_1 + l_2) = 0.5 \cdot (0.0677 + 0.0721) = 0.0699 \text{ м}$$

60. Средняя окружная скорость:

$$u_{\text{ср}} = 0.5 \cdot (u_1 + u_2) = 0.5 \cdot (398.95 + 401.5) = 400.22 \text{ м/с}$$

61. Затраты мощности на трение и вентиляцию:

$$\begin{aligned} N_{\text{т.в}} &= [1.07 \cdot D_{av}^2 + 61 \cdot (1 - \varepsilon) \cdot D_{av} l_{av}] \cdot \left(\frac{u_{av}}{100} \right)^3 \cdot \rho = \\ &= [1.07 \cdot 0.6949^2 + 61 \cdot (1 - 1.0) \cdot 0.6949 \cdot 0.0699] \cdot \left(\frac{400.22}{100} \right)^3 \cdot 0.183 = \\ &= 0.0061 \cdot 10^3 \text{ Вт} \end{aligned}$$

62. Удельные потери на трение и вентиляцию:

$$h_{\text{т.в}} = \frac{N_{\text{т.в}}}{G_{\text{вх}}} = \frac{0.0061 \cdot 10^3}{45.91} = 0.0001 \cdot 10^3 \text{ Дж/кг}$$

63. Относительные потери на трение и вентиляцию:

$$\zeta_{\text{т.в}} = \frac{h_{\text{т.в}}}{H_0} = \frac{0.0001 \cdot 10^3}{0.3147 \cdot 10^6} = 0.0$$

64. Мощностной КПД с учетом потерь на трение и вентиляцию:

$$\eta_{\text{т}} = \eta'_{\text{т}} - \zeta_{\text{т.в}} = 0.8142 - 0.0 = 0.8142$$

65. Лопаточный КПД с учетом потерь на трение и вентиляцию:

$$\eta_{\text{л}} = \eta'_{\text{л}} - \zeta_{\text{т.в}} = 0.9044 - 0.0 = 0.9044$$

66. Определим удельную работу ступени:

$$L_{\text{т}} = H_0 \eta_{\text{т}} = 0.3147 \cdot 10^6 \cdot 0.8142 = 0.2563 \cdot 10^6 \text{ Дж/кг}$$

67. Удельная работа ступени, отнесенная к расходу на в СА первой ступени:

$$L'_{\text{т}} = L_{\text{т}} \frac{G_{\text{вх}}}{G_{\text{т}}} = 0.2563 \cdot 10^6 \cdot \frac{45.91}{41.93} = 0.2806 \cdot 10^6 \text{ Дж/кг}$$

68. Статическая температура за ступенью:

$$T_{\text{ст}} = T_2 + \frac{h_3}{c_{p\Gamma}} + \frac{h_{\text{т.в}}}{c_{p\Gamma}} = 1078.4 + \frac{5.1098 \cdot 10^3}{1238.72} + \frac{0.0001 \cdot 10^3}{1238.72} = 1082.52 \text{ К}$$

69. Температура торможения за турбиной:

$$T_{\text{ст}}^* = T_{\text{ст}} + \frac{h_{\text{вых}}}{c_{p\Gamma}} = 1082.52 + \frac{28.3788 \cdot 10^3}{1238.72} = 1105.43 \text{ K}$$

70. Средняя теплоемкость газа в интервале температур от 273 К до T_0^* :

$$c_{p\Gamma \text{ ср}}(T_0^*, \alpha_{\text{вх}}) = 1146.34 \text{ Дж}/(\text{кг} \cdot \text{K})$$

71. Средняя теплоемкость газа в интервале температур от 273 К до $T_{\text{ст}}^*$:

$$c_{p\Gamma \text{ ср}}(T_{\text{ст}}^*, \alpha_{\text{вх}}) = 1123.04 \text{ Дж}/(\text{кг} \cdot \text{K})$$

72. Средняя теплоемкость газа в интервале температур от T_0^* до $T_{\text{ст}}^*$:

$$\begin{aligned} c'_{p\Gamma} &= \frac{c_{p\Gamma \text{ ср}}(T_0^*, \alpha_{\text{вх}})(T_0^* - T_0) - c_{p\Gamma \text{ ср}}(T_{\text{ст}}^*, \alpha_{\text{вх}})(T_{\text{ст}}^* - T_0)}{T_0^* - T_{\text{ст}}^*} = \\ &= \frac{1146.34 \cdot (1312.32 - 273) - 1123.04 \cdot (1105.43 - 273)}{1312.32 - 1105.43} = 1240.1 \text{ Дж}/(\text{кг} \cdot \text{K}) \end{aligned}$$

73. Новое значение показателя адиабаты:

$$k'_{\Gamma} = \frac{c'_{p\Gamma}}{c'_{p\Gamma} - R_{\Gamma}} = \frac{1240.1}{1240.1 - 300.67} = 1.3201$$

74. Невязка по коэффициенту адиабаты:

$$\delta = \frac{|k_{\Gamma} - k'_{\Gamma}|}{k_{\Gamma}} \cdot 100\% = \frac{|1.3205 - 1.3201|}{1.3205} \cdot 100\% = 0.0356\%$$

75. Давление торможения на выходе из ступени:

$$p_2^* = p_2 \left(\frac{T_{\text{ст}}^*}{T_{\text{ст}}} \right)^{\frac{k_{\Gamma}}{k_{\Gamma}-1}} = 0.3957 \cdot 10^6 \cdot \left(\frac{1105.43}{1082.52} \right)^{\frac{1.3205}{1.3205-1}} = 0.4313 \cdot 10^6 \text{ Па}$$

76. Статическая температура на выходе из ступени при адиабатическом процессе в турбине:

$$T_{2\text{ад т}} = T_{0\text{ад т}}^* \cdot \frac{p_2^{\frac{k_{\Gamma \text{ ад т}}}{k_{\Gamma \text{ ад т}}-1}}}{p_0^*} = 1293.38 \cdot \frac{0.3957^{\frac{1.323-1}{1.323}}}{0.9602} = 1041.53 \text{ K}$$

77. Полная температура на выходе из ступени при адиабатическом процессе в турбине:

$$T_{2ад\ T}^* = T_{0ад\ T}^* \cdot \frac{p_2^{\frac{k_{г\ ад\ T}^*}{k_{г\ ад\ T}^* - 1}}}{p_0^*} = 1293.38 \cdot \frac{0.4313^{\frac{1.322-1}{1.322}}}{0.9602} = 1064.1\ K$$

78. Статический теплоперепад при адиабатическом процессе в турбине:

$$H_{0ад\ T} = c_{pг\ ад\ T} \cdot (T_{0ад\ T}^* - T_{2ад\ T}) = 1230.86 \cdot (1293.38 - 1041.53) = 0.31 \cdot 10^6\ Дж/кг$$

79. Статический теплоперепад при адиабатическом процессе в турбине, отнесенный к расходу на входе:

$$H'_{0ад\ T} = H_{0ад\ T} \cdot \frac{G_{вх}}{G_T} = 0.31 \cdot 10^6 \cdot \frac{45.91}{41.93} = 0.3394 \cdot 10^6\ Дж/кг$$

80. Теплоперепад по параметрам торможения при адиабатическом процессе в турбине:

$$H_{0ад\ T}^* = c_{pг\ ад\ T}^* \cdot (T_{0ад\ T}^* - T_{2ад\ T}^*) = 1233.14 \cdot (1293.38 - 1064.1) = 0.2827 \cdot 10^6\ Дж/кг$$

81. Теплоперепад по параметрам торможения при адиабатическом процессе в турбине, отнесенный к расходу на входе:

$$H'_{0ад\ T} = H_{0ад\ T}^* \cdot \frac{G_{вх}}{G_T} = 0.2827 \cdot 10^6 \cdot \frac{45.91}{41.93} = 0.3096 \cdot 10^6\ Дж/кг$$

82. Средняя теплоемкость газа в интервале температур от 273 К до $T_{0ад\ T}^*$:

$$c_{pг\ ср}(T_{0ад\ T}^*, \alpha_{вх}) = 1144.33\ Дж/(кг \cdot K)$$

83. Средняя теплоемкость газа в интервале температур от 273 К до $T_{2ад\ T}$:

$$c_{pг\ ср}(T_{2ад\ T}, \alpha_{вх}) = 1115.46\ Дж/(кг \cdot K)$$

84. Средняя теплоемкость газа в интервале температур от $T_{0ад\ T}^*$ до $T_{2ад\ T}$:

$$\begin{aligned} c'_{pг\ ад\ T} &= \frac{c_{pг\ ср}(T_{0ад\ T}^*, \alpha_{вх})(T_{0ад\ T}^* - T_0) - c_{pг\ ср}(T_{2ад\ T}, \alpha_{вх})(T_{2ад\ T} - T_0)}{T_{0ад\ T}^* - T_{2ад\ T}} = \\ &= \frac{1144.33 \cdot (1293.38 - 273) - 1115.46 \cdot (1041.53 - 273)}{1293.38 - 1041.53} = 1233.98\ Дж/(кг \cdot K) \end{aligned}$$

85. Новое значение показателя адиабаты:

$$k'_{\Gamma \text{ ад т}} = \frac{c'_{p\Gamma \text{ ад т}}}{c'_{p\Gamma \text{ ад т}} - R_{\Gamma}} = \frac{1232.43}{1232.43 - 300.67} = 1.3227$$

86. Средняя теплоемкость газа в интервале температур от 273 К до $T_{2\text{ад т}}^*$:

$$c_{p\Gamma \text{ ср}}(T_{2\text{ад т}}^*, \alpha_{\text{вх}}) = 1118.17 \text{ Дж}/(\text{кг} \cdot \text{К})$$

87. Средняя теплоемкость газа в интервале температур от $T_{0\text{ад т}}^*$ до $T_{2\text{ад т}}^*$:

$$\begin{aligned} c_{p\Gamma \text{ ад т}}^{*'} &= \frac{c_{p\Gamma \text{ ср}}(T_{0\text{ад т}}^*, \alpha_{\text{вх}})(T_{0\text{ад т}}^* - T_0) - c_{p\Gamma \text{ ср}}(T_{2\text{ад т}}^*, \alpha_{\text{вх}})(T_{2\text{ад т}}^* - T_0)}{T_{0\text{ад т}}^* - T_{2\text{ад т}}^*} = \\ &= \frac{1144.33 \cdot (1293.38 - 273) - 1118.17 \cdot (1064.1 - 273)}{1293.38 - 1064.1} = 1234.59 \text{ Дж}/(\text{кг} \cdot \text{К}) \end{aligned}$$

88. Новое значение показателя адиабаты:

$$k_{\Gamma \text{ ад т}}^{*'} = \frac{c_{p\Gamma \text{ ад т}}^{*'}}{c_{p\Gamma \text{ ад т}}^{*'} - R_{\Gamma}} = \frac{1234.59}{1234.59 - 300.67} = 1.3219$$

89. Теплоперепад по параметрам торможения:

$$\begin{aligned} H_0^* &= c_{p\Gamma} T_0^* \left[1 - \left(\frac{p_2^*}{p_0^*} \right)^{\frac{k_{\Gamma}-1}{k_{\Gamma}}} \right] = \\ 1238.72 \cdot 1312.32 \cdot \left[1 - \left(\frac{0.4313 \cdot 10^6}{0.9602 \cdot 10^6} \right)^{\frac{1.3205-1}{1.3205}} \right] &= 0.287 \cdot 10^6 \text{ Дж}/\text{кг} \end{aligned}$$

90. КПД по параметрам торможения:

$$\eta_{\text{т}}^* = \frac{L_{\text{т}}}{H_0^*} = \frac{0.2563 \cdot 10^6}{0.287 \cdot 10^6} = 0.8929$$

91. Расход на выходе из ступени:

$$G_{\text{вых}} = G_{\text{вх}} + G_{\text{т}} g_{\text{охл}} = 45.91 + 41.93 \cdot 0.03 = 47.17 \text{ кг/с}$$

92. Относительный расход топлива на выходе из ступени:

$$g_{\text{топл.вых}} = \frac{G_{\text{топл}}}{G_{\text{вых}} - G_{\text{топл}}} = \frac{0.905}{47.17 - 0.905} = 0.0196$$

93. Коэффициент избытка воздуха на выходе из ступени:

$$\alpha_{\text{ВЫХ}} = \frac{1}{l_0 g_{\text{ТОПЛ.ВЫХ}}} = \frac{1}{16.683 \cdot 0.0196} = 3.064$$

94. Абсолютный расход охлаждающего воздуха:

$$G_{\text{ОХЛ}} = G_{\text{Т}} g_{\text{ОХЛ}} = 41.93 \cdot 0.03 = 1.258$$

95. Определим температуру торможения на выходе из ступени после подмешивания охлаждающего воздуха.

95.1. Средняя теплоемкость охлаждающего воздуха при температуре $T_{\text{ОХЛ}} = 760.0 \text{ K}$:

$$c_{p\text{В ср}}(T_{\text{ОХЛ}}) = 1037.35 \text{ Дж}/(\text{кг} \cdot \text{K})$$

95.2. Средняя теплоемкость газа при температуре $T_{\text{СТ}}^* = 1105.43 \text{ K}$:

$$c_{p\text{Г ср}}(T_{\text{СТ}}^*, \alpha_{\text{ВХ}}) = 1123.04 \text{ Дж}/(\text{кг} \cdot \text{K})$$

95.3. Значение температуры смеси с предпоследней итерации $T_{\text{СМ}}^* = 1096.11 \text{ K}$.

95.4. Средняя теплоемкость смеси:

$$c_{p\text{Г ср}}(T_{\text{СМ}}^*, \alpha_{\text{ВЫХ}}) = 1120.75 \text{ Дж}/(\text{кг} \cdot \text{K})$$

95.5. Новое значение температуры смеси:

$$\begin{aligned} T_{\text{СМ}}^*{}' &= \frac{c_{p\text{Г ср}}(T_{\text{СТ}}^*, \alpha_{\text{ВХ}})T_{\text{СТ}}^*G_{\text{ВХ}} + c_{p\text{В ср}}(T_{\text{ОХЛ}})T_{\text{ОХЛ}}G_{\text{ОХЛ}}}{c_{p\text{Г ср}}(T_{\text{СМ}}^*, \alpha_{\text{ВЫХ}})G_{\text{ВЫХ}}} = \\ &= \frac{1123.04 \cdot 1105.43 \cdot 45.91 + 1037.35 \cdot 760.0 \cdot 1.258}{1120.75 \cdot 47.17} = 1096.91 \text{ K} \end{aligned}$$

95.6. Значение невязки:

$$\delta = \frac{|T_{\text{СМ}}^* - T_{\text{СМ}}^*{}'|}{T_{\text{СМ}}^*} \cdot 100\% = \frac{|1096.11 - 1096.91|}{1096.11} \cdot 100\% = 0.073\%$$

96. Определим температуру торможения на выходе из ступени после подмешивания охлаждающего воздуха при адиабатическом процессе в турбине..

96.1. Средняя теплоемкость охлаждающего воздуха при температуре $T_{\text{охл}} = 760.0 \text{ K}$:

$$c_{p\text{в ср}}(T_{\text{охл}}) = 1037.35 \text{ Дж}/(\text{кг} \cdot \text{K})$$

96.2. Средняя теплоемкость газа при температуре $T_{2\text{ад т}}^* = 1064.1 \text{ K}$:

$$c_{p\text{г ср}}(T_{2\text{ад т}}^*, \alpha_{\text{вх}}) = 1118.17 \text{ Дж}/(\text{кг} \cdot \text{K})$$

96.3. Значение температуры смеси с предпоследней итерации $T_{\text{см ад т}}^* = 1055.88 \text{ K}$.

96.4. Средняя теплоемкость смеси:

$$c_{p\text{г ср}}(T_{\text{см ад т}}^*, \alpha_{\text{вых}}) = 1116.0 \text{ Дж}/(\text{кг} \cdot \text{K})$$

96.5. Новое значение температуры смеси:

$$\begin{aligned} T_{\text{см ад т}}^{*'} &= \frac{c_{p\text{г ср}}(T_{2\text{ад т}}^*, \alpha_{\text{вх}})T_{2\text{ад т}}^*G_{\text{вх}} + c_{p\text{в ср}}(T_{\text{охл}})T_{\text{охл}}G_{\text{охл}}}{c_{p\text{г ср}}(T_{\text{см ад т}}^*, \alpha_{\text{вых}})G_{\text{вых}}} = \\ &= \frac{1118.17 \cdot 1064.1 \cdot 45.91 + 1037.35 \cdot 760.0 \cdot 1.258}{1116.0 \cdot 47.17} = 1056.57 \text{ K} \end{aligned}$$

96.6. Значение невязки:

$$\delta = \frac{|T_{\text{см ад т}}^* - T_{\text{см ад т}}^{*'}|}{T_{\text{см ад т}}^*} \cdot 100\% = \frac{|1055.88 - 1056.57|}{1055.88} \cdot 100\% = 0.065\%$$

97. Невязка по работе ступени:

$$\delta_L = \frac{|L_{\text{т зад}} - L_{\text{т}}|}{L_{\text{т зад}}} \cdot 100\% = \frac{|0.2563 - 0.2563|}{0.2563} \cdot 100\% = 0.0265\%$$

4.3.6 Расчет интегральных параметров турбины.

1. Суммарная работа всех ступеней:

$$L_{\text{т}\Sigma} = \sum_{i=1}^{i=n} L'_{\text{т}i} = 0.212 \cdot 10^6 + 0.2806 \cdot 10^6 = 0.4926 \cdot 10^6 \text{ Дж}/\text{кг}$$

2. Средняя теплоемкость газа в интервале температур от 273 K до $T_{\text{г}}^*$:

$$c_{p\text{г ср}}(T_{\text{г}}^*, \alpha_{\text{вх}}) = 1174.53 \text{ Дж}/(\text{кг} \cdot \text{K})$$

3. Средняя теплоемкость газа в интервале температур от 273 К до T_T :

$$c_{p\Gamma \text{ ср}}(T_T, \alpha_{\text{вх}}) = 1126.49 \text{ Дж}/(\text{кг} \cdot \text{К})$$

4. Средняя теплоемкость газа в интервале температур от T_0^* до T_T :

$$\begin{aligned} c_{p\Gamma} &= \frac{c_{p\Gamma \text{ ср}}(T_{\Gamma}^*, \alpha_{\text{вх}})(T_{\Gamma}^* - T_0) - c_{p\Gamma \text{ ср}}(T_T, \alpha_{\text{вх}})(T_T - T_0)}{T_{\Gamma}^* - T_T} = \\ &= \frac{1174.53 \cdot (1523.0 - 273) - 1126.49 \cdot (1082.52 - 273)}{1523.0 - 1082.52} = 1254.29 \text{ Дж}/(\text{кг} \cdot \text{К}) \end{aligned}$$

5. Средний показателя адиабаты:

$$k_{\Gamma} = \frac{c_{p\Gamma}}{c_{p\Gamma} - R_{\Gamma}} = \frac{1254.29}{1254.29 - 300.67} = 1.3153$$

6. Статический теплоперепад на турбине:

$$H_T = \sum_{i=1}^{i=n-1} H'_{0\text{ад } T \ i} + H'_{0\text{ад } T \ n} = 0.5774 \cdot 10^6 \text{ Дж}/\text{кг}$$

7. Средняя теплоемкость газа в интервале температур от 273 К до T_T^* :

$$c_{p\Gamma \text{ ср}}(T_T^*, \alpha_{\text{вх}}) = 1128.11 \text{ Дж}/(\text{кг} \cdot \text{К})$$

8. Средняя теплоемкость газа в интервале температур от T_0^* до T_T^* :

$$\begin{aligned} c_{p\Gamma}^* &= \frac{c_{p\Gamma \text{ ср}}(T_{\Gamma}^*, \alpha_{\text{вх}})(T_{\Gamma}^* - T_0) - c_{p\Gamma \text{ ср}}(T_T^*, \alpha_{\text{вх}})(T_T^* - T_0)}{T_{\Gamma}^* - T_T^*} = \\ &= \frac{1174.53 \cdot (1523.0 - 273) - 1128.11 \cdot (1096.11 - 273)}{1523.0 - 1096.11} = \\ &= 1256.29 \text{ Дж}/(\text{кг} \cdot \text{К}) \end{aligned}$$

9. Средний показателя адиабаты по параметрам торможения:

$$k_{\Gamma}^* = \frac{c_{p\Gamma}^*}{c_{p\Gamma}^* - R_{\Gamma}} = \frac{1256.29}{1256.29 - 300.67} = 1.3146$$

10. Теплоперепад по параметрам торможения на турбине:

$$H_{\text{т}}^* = \sum_{i=1}^{i=n} H_{0\text{ад т } i}^* = 0.5475 \cdot 10^6 \text{ Дж/кг}$$

11. Мощностной КПД турбины:

$$\eta_{\text{т}} = \frac{L_{\text{т}\Sigma}}{H_{\text{т}}} = \frac{0.4926 \cdot 10^6}{0.5774 \cdot 10^6} = 0.8532$$

12. Лопаточный КПД турбины:

$$\eta_{\text{л}} = \frac{L_{\text{т}\Sigma} + 0.5 \cdot c_{\text{вых}}^2}{H_{\text{т}}} = \frac{0.4926 \cdot 10^6 + 0.5 \cdot 238.24^2}{0.5774 \cdot 10^6} = 0.9024$$

13. КПД турбины по параметрам торможения:

$$\eta_{\text{т}}^* = \frac{L_{\text{т}\Sigma}}{H_{\text{т}}^*} = \frac{0.4926 \cdot 10^6}{0.5475 \cdot 10^6} = 0.8997$$

14. Степень понижения давления по статическим параметрам:

$$\pi_{\text{т}} = \frac{p_{01}^*}{p_{22}} = \frac{1.6712}{0.3957} = 4.224$$

15. Степень понижения давления по параметрам торможения:

$$\pi_{\text{т}}^* = \frac{p_{01}^*}{p_{22}^*} = \frac{1.6712}{0.4313} = 3.874$$

4.3.7 Расчет параметров потока по высоте.

При расчете параметров потока по высоте лопаточного венца будем пользоваться описанной ниже методикой.

1. Допущения:

1.1. Постоянство температуры торможения на входе в СА: $T_0^*(r) = \text{const}$.

1.2. Постоянство скорости на входе: $c_0(r) = \text{const}$.

1.3. Постоянство угла потока на входе: $\alpha_0(r) = \text{const}$.

1.4. Постоянство полного давления на входе: $p_0^*(r) = \text{const}$.

1.5. Постоянство работы на окружности колеса: $L_u(r) = const.$

1.6. Потерь в лопаточных венцах нет.

1.7. Степень цилиндрическая.

2. Статическая температура на входе в СА:

$$T_0(r) = T_0^* - \frac{c_0^2}{2c_p}$$

3. Окружная скорость на выходе из СА:

4. Осевая скорость на выходе из СА:

5. Скорость в абсолютном движении на выходе из СА:

$$c_1(r) = \sqrt{c_{1a}(r)^2 + c_{1u}(r)^2}$$

6. Угол потока в абсолютном движении на выходе из СА:

$$\alpha_1(r) = \arcsin \frac{c_{1a}(r)}{c_1(r)}$$

7. Теплоперепад на СА:

$$H_c(r) = \frac{c_1(r)^2}{2}$$

8. Статическое давление на выходе из СА:

$$p_1 = p_0^*(r) \left(1 - \frac{H_c(r)}{T_0^* c_p} \right)^{\frac{k}{k-1}}$$

9. Статическая температура на выходе из СА:

$$T_1(r) = T_0^*(r) - \frac{H_c(r)}{c_p}$$

10. Окружная скорость:

$$u(r) = \frac{2\pi n r}{60}$$

11. Температура торможения на выходе из РК:

$$T_2^* = T_0^*(r) - \frac{L_u(r)}{c_p}$$

12. Окружная скорость на выходе из РК:

$$c_{2u}(r) = \frac{L_u(r) - c_{1u}u(r)}{u(r)}$$

13. Осевая скорость на выходе из РК:

$$c_{2a}(r) = \sqrt{c_{2a \text{ ср}}^2 + c_{2u \text{ ср}}^2 - c_{2u}(r)^2 - 2 \cdot \int_{r_{\text{ср}}}^r \frac{c_{2u}(r)^2}{r} dr}$$

14. Скорость в абсолютном движении на выходе из РК:

$$c_2(r) = \sqrt{c_{2a}(r)^2 + c_{2u}(r)^2}$$

15. Угол потока в абсолютном движении на выходе из РК:

$$\alpha_2(r) = \arctan \frac{c_{2a}(r)}{c_{2u}(r)}$$

16. Окружная составляющая относительной скорости на выходе из РК:

$$w_{2u}(r) = c_{2u}(r) + u(r)$$

17. Относительная скорость на выходе из РК:

$$w_2(r) = \sqrt{w_{2u}(r)^2 + c_{2a}(r)^2}$$

18. Относительная скорость на выходе из СА:

$$w_1(r) = \sqrt{c_1(r)^2 + u(r)^2 - 2 \cdot u(r)c_1(r) \cos \alpha_1(r)}$$

19. Температура торможения в относительном движении на выходе из РК:

$$T_{1w}^* = T_1(r) + \frac{w_1(r)^2}{2c_p}$$

20. Теплоперепад в РК:

$$H_{\text{л}}(r) = 0.5 \cdot (w_2(r)^2 - w_1(r)^2)$$

21. Статическое давление на выходе из РК:

$$p_2(r) = p_1(r) \cdot \left(1 - \frac{H_{\text{л}}}{c_p T_1(r)}\right)^{\frac{k}{k-1}}$$

22. Статическая температура на выходе из РК:

$$T_2(r) = T_1(r) - \frac{w_2(r)^2 - w_1(r)^2}{2c_p}$$

23. Статический теплоперепад на ступени:

$$H_0(r) = c_p \cdot T_0^*(r) \cdot \left(1 - \frac{p_0^*(r)}{p_2(r)}\right)^{\frac{1-k}{k}}$$

24. Степень реактивности:

$$\rho(r) = \frac{H_{\text{л}}(r)}{H_0(r)}$$

Таблица 7: Параметры первой ступени на различных радиусах.

$\frac{r-r_{\text{BT}}}{r_{\text{II}}-r_{\text{BT}}}$	0.0	0.25	0.5	0.75	1.0
r , мм	313.5	326.0	338.6	351.1	363.6
ρ	0.166	0.225	0.277	0.325	0.367
c_1 , м/с	618.0	595.8	575.2	556.0	538.1
c_{1a} , м/с	159.9	154.2	148.8	143.9	139.3
c_{1u} , м/с	596.9	575.5	555.6	537.1	519.8
α_1 , °	15.0	15.0	15.0	15.0	15.0
w_1 , м/с	284.9	252.5	222.7	195.7	172.0
w_{1a} , м/с	159.9	154.2	148.8	143.9	139.3
w_{1u} , м/с	235.8	199.9	165.6	132.7	100.9
β_1 , °	34.1	37.6	41.9	47.3	54.1
u , м/с	361.1	375.6	390.0	404.4	418.9
M_{c0}	0.129	0.129	0.129	0.129	0.129
M_{c1}	0.841	0.808	0.777	0.749	0.723
M_{w1}	0.388	0.342	0.301	0.264	0.231
T_1 , К	1374.2	1384.7	1394.1	1402.5	1410.2
p_1 , МПа	1.0776	1.1132	1.1458	1.1757	1.2032
T_{1w}^* , К	1405.8	1409.5	1413.4	1417.5	1421.7
c_2 , м/с	156.4	156.4	156.4	156.4	156.4

c_{2a} , м/с	156.3	156.4	156.4	156.4	156.3
c_{2u} , м/с	3.0	1.4	-0.0	-1.3	-2.5
α_2 , °	88.9	89.5	90.0	90.5	90.9
w_2 , м/с	396.3	408.1	420.1	432.4	444.7
w_{2a} , м/с	156.3	156.4	156.4	156.4	156.3
w_{2u} , м/с	364.2	377.0	390.0	403.1	416.3
β_2 , °	23.2	22.5	21.9	21.2	20.6
M_{w2}	0.545	0.562	0.578	0.595	0.612
T_2 , К	1344.6	1344.6	1344.6	1344.6	1344.6
p_2 , МПа	0.9821	0.9821	0.9821	0.9821	0.9821
p_2^* , МПа	1.0121	1.0121	1.0121	1.0121	1.0121
π_T	1.702	1.702	1.702	1.702	1.702
π_T^*	1.651	1.651	1.651	1.651	1.651
$H_{\text{л}}, \frac{\text{кДж}}{\text{кг}}$	37.9	51.4	63.5	74.3	84.1
$H_0, \frac{\text{кДж}}{\text{кг}}$	228.9	228.9	228.9	228.9	228.9

Таблица 8: Параметры второй ступени на различных радиусах.

$\frac{r-r_{\text{вг}}}{r_{\text{п}}-r_{\text{вг}}}$	0.0	0.25	0.5	0.75	1.0
r , мм	312.5	329.4	346.3	363.3	380.2
ρ	0.006	0.096	0.174	0.241	0.301
c_1 , м/с	758.9	723.8	692.0	663.1	636.5
c_{1a} , м/с	243.5	232.3	222.1	212.8	204.2
c_{1u} , м/с	718.8	685.6	655.4	628.0	602.9
α_1 , °	18.7	18.7	18.7	18.7	18.7
w_1 , м/с	433.6	384.2	339.3	298.6	262.5
w_{1a} , м/с	243.5	232.3	222.1	212.8	204.2
w_{1u} , м/с	358.8	306.1	256.5	209.6	164.9
β_1 , °	34.2	37.2	40.9	45.4	51.1
u , м/с	360.0	379.5	398.9	418.4	437.9
M_{c0}	0.214	0.214	0.214	0.214	0.214
M_{c1}	1.137	1.075	1.019	0.97	0.926

M_{w1}	0.65	0.57	0.5	0.437	0.382
T_1 , К	1121.7	1142.7	1160.9	1176.7	1190.6
p_1 , МПа	0.4658	0.5028	0.5366	0.5674	0.5956
T_{1w}^* , К	1197.6	1202.3	1207.3	1212.7	1218.5
c_2 , м/с	238.2	238.2	238.2	238.2	238.2
c_{2a} , м/с	238.1	238.2	238.2	238.2	238.2
c_{2u} , м/с	7.4	3.3	-0.3	-3.3	-6.0
α_2 , °	88.2	89.2	90.1	90.8	91.4
w_2 , м/с	437.8	450.8	464.4	478.6	493.2
w_{2a} , м/с	238.1	238.2	238.2	238.2	238.2
w_{2u} , м/с	367.3	382.7	398.7	415.1	431.9
β_2 , °	33.0	31.9	30.9	29.9	28.9
M_{w2}	0.656	0.676	0.696	0.718	0.74
T_2 , К	1120.3	1120.3	1120.3	1120.3	1120.3
p_2 , МПа	0.4634	0.4634	0.4634	0.4634	0.4634
p_2^* , МПа	0.5037	0.5037	0.5037	0.5037	0.5037
π_T	2.184	2.184	2.184	2.184	2.184
π_T^*	2.009	2.009	2.009	2.009	2.009
$H_{л}, \frac{\text{кДж}}{\text{кг}}$	1.8	27.8	50.3	69.9	87.2
$H_0, \frac{\text{кДж}}{\text{кг}}$	289.8	289.8	289.8	289.8	289.8

4.4 Расчет силовой турбины.

В данном разделе представлен поступенчатый газодинамический расчет силовой турбины по средней линии тока. Расчет выполнен по методике, изложенной в [11] и [12]

4.4.1 Результаты поступенчатого расчета.

Таблица 9: Параметры ступеней турбины.

Номер ступени	1	2
Средний диаметр на входе в РК D_1 , м	0.895	0.927

Средний диаметр на выходе в РК D_1 , м	0.904	0.938
Длина лопатки на входе l_1 , м	0.126	0.163
Длина лопатки на выходе l_2 , м	0.136	0.174
Степень реактивности	0.394	0.305
Давление на входе в ступень p_0^* , МПа	0.4313	0.2488
Температура на входе в ступень T_0^* , К	1096.11	967.94
Расход на входе в ступень $G_{\text{вх}}$, кг/с	47.17	47.17
Статический теплоперепад H_0 , МДж/кг	0.18	0.2368
Относительный расход охлаждающего воздуха $g_{\text{охл}}$	0.0	0.0
Теплоперепад на СА H_c , МДж/кг	0.1091	0.1646
Окружная скорость u_1 , м/с	365.4	378.6
Скорость истечения из СА c_1 , м/с	453.1	556.5
Статическая температура на выходе из СА T_1 , К	1010.8	835.5
Статическое давление на выходе из СА p_1 , МПа	0.3053	0.135
Угол потока на выходе из СА α_1 , град	17.0	19.3
Относительная скорость на выходе из СА w_1 , м/с	148.8	235.4
Угол потока в относительном движении на выходе из СА β_1 , град	62.9	51.5
Теплоперепад на РК $H_{\text{л}}$, МДж/кг	0.0713	0.0729
Окружная скорость на выходе из РК u_2 , м/с	369.4	383.1
Полная температура в относительном движении на выходе из СА T_{1w}^* , К	1020.0	859.2

Относительная скорость на выходе из РК w_2 , м/с	397.2	438.9
Статическая температура на выходе из НК T_2 , К	955.6	778.3
Статическое давление на выходе из РК p_2 , МПа	0.2397	0.0999
Абсолютная скорость истечения из РК c_2 , м/с	146.5	215.0
Угол потока на выходе из РК α_2 , град	90.1	90.1
Угол потока в относительном движении на выходе из РК β_2 , град	21.6	29.3
Работа на окружности колеса L_u , МДж/кг	0.1583	0.1986
КПД на окружности колеса η_u	0.8792	0.8388
Мощностной КПД η_T	0.8566	0.8185
Лопаточный КПД η_l	0.9162	0.9161
Удельная работа ступени L_T , МДж/кг	0.1542	0.1938
Статическая температура за ступенью $T_{ст}$, К	959.0	782.4
Температура торможения за ступенью $T_{ст}^*$, К	967.9	802.2
Давление торможения за ступенью p_2^* , МПа	0.2488	0.11
Теплоперепад по параметрам торможения H_0^* , МДж/кг	0.1542	0.1938
КПД по параметрам торможения η_T^*	0.9101	0.9049
Температура после подмешивания охлаждающего воздуха $T_{см}^*$	967.9	802.2

4.4.2 Исходные данные для расчета первой ступени.

1. Температура торможения на входе в ступень: $T_0^* = 1096.11$ К.

2. Давление торможения на входе в ступень: $p_0^* = 0.4313 \cdot 10^6$ Па.
3. Температура торможения на входе в ступень при адиабатическом процессе в турбине: $T_{0ад\ T}^* = 1096.11$ К
4. Расход газа на входе в ступень: $G_{вх} = 47.17$ кг/с.
5. Расход газа на входе в СА первой ступени: $G_T = 47.17$ кг/с.
6. Расход топлива на входе в турбину: $G_{топл} = 0.905$ кг/с.
7. Степень реактивности: $\rho = 0.394$.
8. Коэффициент скорости в СА: $\phi = 0.97$.
9. Коэффициент скорости в РК: $\psi = 0.97$.
10. Длина лопатки на входе в РК: $l_1 = 0.1262$ м.
11. Длина лопатки на выходе из РК: $l_2 = 0.1358$ м.
12. Средний диаметр на входе в РК: $D_1 = 0.8947$ м.
13. Средний диаметр на выходе в РК: $D_2 = 0.9044$ м.
14. Радиальный зазор: $\delta_r = 0.00136$ м.
15. Частота вращения ротора: $n = 7800.0$ об/мин
16. Степень парциальности: $\varepsilon = 1.0$.
17. Расход охлаждающего воздуха, отнесенный к расходу на входе в турбину: $g_{охл} = 0.0$.
18. Температура торможения охлаждающего воздуха: $T_{охл} = 700.0$ К.
19. Статический теплоперепад на ступени: $H_0 = 0.18 \cdot 10^6$ Дж/кг.

4.4.3 Расчет первой ступени.

1. Относительный расход топлива на входе в ступень:

$$g_{\text{топл.вх}} = \frac{G_{\text{топл}}}{G_{\text{вх}} - G_{\text{топл}}} = \frac{0.905}{47.17 - 0.905} = 0.0196$$

2. Коэффициент избытка воздуха на входе:

$$\alpha_{\text{вх}} = \frac{1}{l_0 g_{\text{топл.вх}}} = \frac{1}{16.683 \cdot 0.0196} = 3.064$$

3. Средний в ступени коэффициент адиабаты из предпоследней итерации:

$$k_{\Gamma} = 1.3333$$

4. Средняя в ступени теплоемкость газа из предпоследней итерации:

$$c_{p\Gamma} = 1202.9 \text{ Дж}/(\text{кг} \cdot \text{K})$$

5. Средний в ступени коэффициент адиабаты при адиабатическом расширении в турбине до статических параметров из предпоследней итерации:

$$k_{\Gamma \text{ ад т}} = 1.3341$$

6. Средняя в ступени теплоемкость при адиабатическом расширении в турбине до статических параметров из предпоследней итерации:

$$c_{p\Gamma \text{ ад т}} = 1200.51 \text{ Дж}/(\text{кг} \cdot \text{K})$$

7. Средний в ступени коэффициент адиабаты при адиабатическом расширении в турбине до параметров торможения из предпоследней итерации:

$$k_{\Gamma \text{ ад т}}^* = 1.3338$$

8. Средняя в ступени теплоемкость при адиабатическом расширении в турбине до параметров торможения из предпоследней итерации:

$$c_{p\Gamma \text{ ад т}}^* = 1201.5 \text{ Дж}/(\text{кг} \cdot \text{K})$$

9. Определим теплоперепад на сопловом аппарате:

$$H_c = (1 - \rho) H_0 = (1 - 0.394) \cdot 0.18 \cdot 10^6 = 0.1091 \cdot 10^6 \text{ Дж/кг}$$

10. Окружная скорость на диаметре D_1 :

$$u_1 = \frac{\pi D_1 n}{60} = \frac{\pi \cdot 0.8947 \cdot 7800.0}{60} = 365.4 \text{ м/с}$$

11. Определим действительную скорость истечения из СА:

$$c_1 = \phi \sqrt{2H_c} = 0.97 \cdot \sqrt{2 \cdot 0.18 \cdot 10^6} = 453.06 \text{ м/с}$$

12. Определим температуру на выходе из СА:

$$T_1 = T_0^* - \frac{H_c \phi^2}{c_{pr}} = 1096.11 - \frac{0.1091 \cdot 10^6 \cdot 0.97^2}{2 \cdot 1202.9} = 1010.79 \text{ К}$$

13. Определим температуру конца адиабатного расширения:

$$T'_1 = T_0^* - \frac{H_c}{c_{pr}} = 1096.11 - \frac{0.1091 \cdot 10^6}{1202.9} = 1005.43 \text{ К}$$

14. Определим давление на выходе из СА:

$$p_1 = p_0^* \left(\frac{T'_1}{T_0^*} \right)^{\frac{k_{\Gamma}}{k_{\Gamma}-1}} = 0.4313 \cdot 10^6 \cdot \left(\frac{1005.43}{1096.11} \right)^{\frac{1.3333}{1.3333-1}} = 0.3053 \cdot 10^6 \text{ МПа}$$

15. Определим площадь на выходе из СА:

$$A_{1a} = \pi l_1 D_1 = \pi \cdot 0.1262 \cdot 0.8947 = 0.35459 \text{ м}^2$$

16. Определим плотность газа на выходе из СА:

$$\rho_1 = \frac{p_1}{R_{\Gamma} T_1} = \frac{0.3053 \cdot 10^6}{300.67 \cdot 1010.79} = 1.005 \text{ кг/м}^3$$

17. Осевая составляющая абсолютной скорости на выходе из СА:

$$c_{1a} = \frac{G_{\text{BX}}}{\rho_1 A_{1a}} = \frac{47.17}{1.005 \cdot 0.35459} = 132.42 \text{ м/с}$$

18. Угол потока в абсолютном движении после СА:

$$\alpha_1 = \arcsin \frac{c_{1a}}{c_1} = \arcsin \frac{132.42}{453.06} = 16.994^\circ$$

19. Окружная составляющая абсолютной скорости на входе:

$$c_{1u} = c_1 \cos \alpha_1 = 453.06 \cdot \cos 16.994^\circ = 433.28 \text{ м/с}$$

20. Определим относительную скорость на входе в РК:

$$w_1 = \sqrt{c_1^2 + u_1^2 - 2c_1 u_1 \cos \alpha_1} = \\ = \sqrt{453.06^2 + 365.4^2 - 2 \cdot 453.06 \cdot 365.4 \cdot \cos 16.16.994^\circ} = 148.8 \text{ м/с}$$

21. Угол потока в относительном движении:

$$\beta_1 = \arctan \frac{c_{1a}}{c_{1u} - u_1} = \arctan \frac{132.42}{433.28 - 365.4} = 62.86^\circ$$

22. Осевая составляющая относительной скорости:

$$w_{1a} = w_1 \sin \beta_1 = 148.8 \cdot \sin 62.86^\circ = 132.42 \text{ м/с}$$

23. Окружная составляющая относительной скорости:

$$w_{1u} = w_1 \cos \beta_1 = 148.8 \cdot \cos 62.86^\circ = 67.88 \text{ м/с}$$

24. Определим теплоперепад на РК:

$$H_{\text{л}} = H_0 \rho \frac{T_1}{T'_1} = 0.18 \cdot 10^6 \cdot 0.394 \cdot \frac{1010.79}{1005.43} = 0.0713 \cdot 10^6 \text{ Дж/кг}$$

25. Окружная скорость на диаметре:

$$u_2 = \frac{\pi D_2 n}{60} = \frac{\pi \cdot 0.9044 \cdot 7800.0}{60} = 369.36 \text{ м/с}$$

26. Температура торможения в относительном движении после СА:

$$T_{1w}^* = T_1 + \frac{w_1^2}{2 \cdot c_{pr}} = 1010.79 + \frac{148.8^2}{2 \cdot 1202.9}$$

27. Определим относительную скорость истечения газа из РК:

$$\begin{aligned} w_2 &= \psi \sqrt{w_1^2 + 2H_{\text{л}} + (u_2^2 - u_1^2)} = \\ &= 0.97 \cdot \sqrt{148.8^2 + 2 \cdot 0.0713 \cdot 10^6 + (369.36^2 - 365.4^2)} = 397.16 \text{ м/с} \end{aligned}$$

28. Определим статическую температуру на выходе из РК:

$$\begin{aligned} T_2 &= T_1 + \frac{(w_1^2 - w_2^2) + (u_2^2 - u_1^2)}{2c_{pr}} = \\ &= 1010.79 + \frac{(148.8^2 - 397.16^2) + (369.36^2 - 365.4^2)}{2 \cdot 1202.9} = 955.64 \text{ К} \end{aligned}$$

29. Определим статическую температуру при адиабатическом процессе в РК:

$$T_2' = T_1 - \frac{H_{\text{л}}}{c_{pr}} = 1010.79 - \frac{0.0713 \cdot 10^6}{1202.9} = 951.52 \text{ К}$$

30. Определим давление на выходе из РК:

$$p_2 = p_1 \left(\frac{T_2'}{T_1} \right)^{\frac{k_{\Gamma}}{k_{\Gamma}-1}} = 0.3053 \cdot 10^6 \cdot \left(\frac{951.52}{1010.79} \right)^{\frac{1.333}{1.333-1}} = 0.2397 \cdot 10^6 \text{ Па}$$

31. Определим плотность газа на выходе из РК:

$$\rho_2 = \frac{p_2}{RT_2} = \frac{0.2397 \cdot 10^6}{300.67 \cdot 955.64} = 0.834 \text{ кг/м}^3$$

32. Определим площадь на выходе из РК:

$$A_{2a} = \pi D_2 l_2 = \pi \cdot 0.9044 \cdot 0.1358 = 0.386 \text{ м}^2$$

33. Осевая составляющая абсолютной скорости на выходе из РК:

$$c_{2a} = \frac{G_{\text{вх}}}{A_{2a} \rho_2} = \frac{47.17}{0.386 \cdot 0.834} = 146.47 \text{ м/с}$$

34. Угол потока в относительном движении на выходе из РК:

$$\beta_2 = \arcsin \frac{c_{2a}}{w_2} = \arcsin \frac{146.47}{397.16} = 21.641^\circ$$

35. Осевая составляющая относительной скорости потока на выходе из РК:

$$w_{2a} = w_2 \cdot \sin \beta_2 = 397.16 \cdot \sin 21.641^\circ = 146.47 \text{ м/с}$$

36. Окружная составляющая относительной скорости потока на выходе из РК:

$$w_{2u} = w_2 \cdot \cos \beta_2 = 397.16 \cdot \cos 21.641^\circ = 369.17 \text{ м/с}$$

37. Определим окружную составляющую скорости на выходе из РК:

$$c_{2u} = w_{2u} - u_2 = 369.17 - 369.36 = -0.19 \text{ м/с}$$

38. Определим угол потока на выходе из РК:

$$\alpha_2 = \pi + \arctan \frac{c_{2a}}{c_{2u}} = \pi + \arctan \frac{146.47}{-0.19} = 90.074^\circ$$

39. Определим скорость потока на выходе из РК:

$$c_2 = \sqrt{c_{2u}^2 + c_{2a}^2} = \sqrt{-0.19^2 + 146.47^2} = 146.47 \text{ м/с}$$

40. Определим работу на окружности колеса:

$$L_u = c_{1u} u_1 + c_{2u} u_2 = 433.28 \cdot 365.4 + -0.19 \cdot 369.36 = 0.1583 \cdot 10^6 \text{ Дж/кг}$$

41. Определим КПД на окружности колеса:

$$\eta_u = \frac{L_u}{H_0} = \frac{0.1583 \cdot 10^6}{0.18 \cdot 10^6} = 0.8792$$

42. Определим удельные потери в СА:

$$h_c = \left(\frac{1}{\phi^2} - 1 \right) \frac{c_1^2}{2} = \left(\frac{1}{0.97^2} - 1 \right) \cdot \frac{453.06^2}{2} = 6.4466 \cdot 10^3 \text{ Дж/кг}$$

43. Удельные потери в СА с учетом их использования в рабочих лопатках:

$$h'_c = h_c \frac{T'_2}{T_1} = 6.4466 \cdot 10^3 \cdot \frac{951.52}{1010.79} = 6.0686 \cdot 10^3 \text{ Дж/кг}$$

44. Относительные потери в СА:

$$\zeta_c = \frac{h_c}{H_0} = \frac{6.4466 \cdot 10^3}{0.18 \cdot 10^6} = 0.0358$$

45. Относительные потери в СА с учетом их использования в рабочих лопатках:

$$\zeta'_c = \frac{h'_c}{H_0} = \frac{6.0686 \cdot 10^3}{0.18 \cdot 10^6} = 0.0337$$

46. Удельные потери в рабочих лопатках:

$$h_{\text{л}} = \left(\frac{1}{\psi^2} - 1 \right) \cdot \frac{w_2^2}{2} = \left(\frac{1}{0.97^2} - 1 \right) \cdot \frac{397.16^2}{2} = 4.954 \cdot 10^3 \text{ Дж/кг}$$

47. Относительные потери в рабочих лопатках:

$$\zeta_{\text{л}} = \frac{h_{\text{л}}}{H_0} = \frac{4.954 \cdot 10^3}{0.18 \cdot 10^6} = 0.0275$$

48. Определим удельные потери с выходной скоростью:

$$h_{\text{вых}} = \frac{c_2^2}{2} = \frac{146.47^2}{2} = 10.7267 \cdot 10^3 \text{ Дж/кг}$$

49. Относительные потери с выходной скоростью:

$$\zeta_{\text{вых}} = \frac{h_{\text{вых}}}{H_0} = \frac{10.7267 \cdot 10^3}{0.18 \cdot 10^6} = 0.0596$$

50. Проверка КПД на окружности колеса:

$$\eta_u = 1 - \zeta'_c - \zeta_{\text{л}} - \zeta_{\text{вых}} = 1 - 0.0337 - 0.0275 - 0.0596 = 0.8792$$

51. Средний диаметр:

$$D_{\text{ср}} = 0.5 \cdot (D_1 + D_2) = 0.5 \cdot (0.8947 + 0.9044) = 0.8995 \text{ м}$$

52. Определим удельные потери в радиальном зазоре:

$$\begin{aligned} h_3 &= 1.37 \cdot (1 + 1.6\rho) \left(1 + \frac{l_2}{D_{\text{ср}}}\right) \frac{\delta_r}{l_2} \cdot L_u = \\ &= 1.37 \cdot (1 + 1.6 \cdot 0.39) \left(1 + \frac{0.1358}{0.8995}\right) \frac{0.00136}{0.1358} \cdot 0.1583 \cdot 10^6 = 4.0686 \cdot 10^3 \text{ Дж/кг} \end{aligned}$$

53. Относительные удельные потери в радиальном зазоре:

$$\zeta_3 = \frac{h_3}{H_0} = \frac{4.0686 \cdot 10^3}{0.18 \cdot 10^6} = 0.0226$$

54. Удельная работа ступени с учетом потери в радиальном зазоре:

$$L_{u3} = L_u - h_3 = 0.1583 \cdot 10^6 - 4.0686 \cdot 10^3 = 0.1542 \cdot 10^6 \text{ Дж/кг}$$

55. Мощностной КПД ступени:

$$\eta'_T = \eta_u - \zeta_3 = 0.8792 - 0.0226 = 0.8566$$

56. Лопаточный КПД ступени:

$$\eta'_\text{л} = \eta'_T + \zeta_{\text{вых}} = 0.8566 + 0.0596 = 0.9162$$

57. Средняя длина лопатки:

$$l_{\text{ср}} = 0.5 \cdot (l_1 + l_2) = 0.5 \cdot (0.1262 + 0.1358) = 0.131 \text{ м}$$

58. Средняя окружная скорость:

$$u_{\text{ср}} = 0.5 \cdot (u_1 + u_2) = 0.5 \cdot (365.4 + 369.36) = 367.38 \text{ м/с}$$

59. Затраты мощности на трение и вентиляцию:

$$\begin{aligned} N_{\text{т.в}} &= [1.07 \cdot D_{av}^2 + 61 \cdot (1 - \varepsilon) \cdot D_{av} l_{av}] \cdot \left(\frac{u_{av}}{100} \right)^3 \cdot \rho = \\ &= [1.07 \cdot 0.8995^2 + 61 \cdot (1 - 1.0) \cdot 0.8995 \cdot 0.131] \cdot \left(\frac{367.38}{100} \right)^3 \cdot 0.394 = \\ &= 0.0169 \cdot 10^3 \text{ Вт} \end{aligned}$$

60. Удельные потери на трение и вентиляцию:

$$h_{\text{т.в}} = \frac{N_{\text{т.в}}}{G_{\text{вх}}} = \frac{0.0169 \cdot 10^3}{47.17} = 0.0004 \cdot 10^3 \text{ Дж/кг}$$

61. Относительные потери на трение и вентиляцию:

$$\zeta_{\text{т.в}} = \frac{h_{\text{т.в}}}{H_0} = \frac{0.0004 \cdot 10^3}{0.18 \cdot 10^6} = 0.0$$

62. Мощностной КПД с учетом потерь на трение и вентиляцию:

$$\eta_{\text{т}} = \eta'_{\text{т}} - \zeta_{\text{т.в}} = 0.8566 - 0.0 = 0.8566$$

63. Лопаточный КПД с учетом потерь на трение и вентиляцию:

$$\eta_{\text{л}} = \eta'_{\text{л}} - \zeta_{\text{т.в}} = 0.9162 - 0.0 = 0.9162$$

64. Определим удельную работу ступени:

$$L_{\text{т}} = H_0 \eta_{\text{т}} = 0.18 \cdot 10^6 \cdot 0.8566 = 0.1542 \cdot 10^6 \text{ Дж/кг}$$

65. Удельная работа ступени, отнесенная к расходу на в СА первой ступени:

$$L'_{\text{т}} = L_{\text{т}} \frac{G_{\text{вх}}}{G_{\text{т}}} = 0.1542 \cdot 10^6 \cdot \frac{47.17}{47.17} = 0.1542 \cdot 10^6 \text{ Дж/кг}$$

66. Статическая температура за ступенью:

$$T_{\text{ст}} = T_2 + \frac{h_3}{c_{\text{пр}}} + \frac{h_{\text{т.в}}}{c_{\text{пр}}} = 955.64 + \frac{4.0686 \cdot 10^3}{1202.9} + \frac{0.0004 \cdot 10^3}{1202.9} = 959.02 \text{ К}$$

67. Температура торможения за турбиной:

$$T_{\text{ст}}^* = T_{\text{ст}} + \frac{h_{\text{вых}}}{c_{\text{пг}}} = 959.02 + \frac{10.7267 \cdot 10^3}{1202.9} = 967.94 \text{ K}$$

68. Средняя теплоемкость газа в интервале температур от 273 K до T_0^* :

$$c_{\text{пг ср}}(T_0^*, \alpha_{\text{вх}}) = 1120.75 \text{ Дж}/(\text{кг} \cdot \text{K})$$

69. Средняя теплоемкость газа в интервале температур от 273 K до $T_{\text{ст}}^*$:

$$c_{\text{пг ср}}(T_{\text{ст}}^*, \alpha_{\text{вх}}) = 1105.45 \text{ Дж}/(\text{кг} \cdot \text{K})$$

70. Средняя теплоемкость газа в интервале температур от T_0^* до $T_{\text{ст}}^*$:

$$\begin{aligned} c'_{\text{пг}} &= \frac{c_{\text{пг ср}}(T_0^*, \alpha_{\text{вх}})(T_0^* - T_0) - c_{\text{пг ср}}(T_{\text{ст}}^*, \alpha_{\text{вх}})(T_{\text{ст}}^* - T_0)}{T_0^* - T_{\text{ст}}^*} = \\ &= \frac{1120.75 \cdot (1096.11 - 273) - 1105.45 \cdot (967.94 - 273)}{1096.11 - 967.94} = 1203.7 \text{ Дж}/(\text{кг} \cdot \text{K}) \end{aligned}$$

71. Новое значение показателя адиабаты:

$$k'_{\text{г}} = \frac{c'_{\text{пг}}}{c'_{\text{пг}} - R_{\text{г}}} = \frac{1203.7}{1203.7 - 300.67} = 1.333$$

72. Невязка по коэффициенту адиабаты:

$$\delta = \frac{|k_{\text{г}} - k'_{\text{г}}|}{k_{\text{г}}} \cdot 100\% = \frac{|1.3333 - 1.333|}{1.3333} \cdot 100\% = 0.0221\%$$

73. Давление торможения на выходе из ступени:

$$p_2^* = p_2 \left(\frac{T_{\text{ст}}^*}{T_{\text{ст}}} \right)^{\frac{k_{\text{г}}}{k_{\text{г}} - 1}} = 0.2397 \cdot 10^6 \cdot \left(\frac{967.94}{959.02} \right)^{\frac{1.3333}{1.3333 - 1}} = 0.2488 \cdot 10^6 \text{ Па}$$

74. Статическая температура на выходе из ступени при адиабатическом процессе в турбине:

$$T_{2\text{ад т}} = T_{0\text{ад т}}^* \cdot \frac{p_2^{\frac{k_{\text{г ад т}}}{k_{\text{г ад т}} - 1}}}{p_0^*} = 1096.11 \cdot \frac{0.2397^{\frac{1.334 - 1}{1.334}}}{0.4313} = 946.19 \text{ K}$$

75. Полная температура на выходе из ступени при адиабатическом процессе в турбине:

$$T_{2ад\ T}^* = T_{0ад\ T}^* \cdot \frac{p_2^{\frac{k_{г\ ад\ T}^*}{k_{г\ ад\ T}^* - 1}}}{p_0^*} = 1096.11 \cdot \frac{0.2488^{\frac{1.334-1}{1.334}}}{0.4313} = 955.12\ K$$

76. Статический теплоперепад при адиабатическом процессе в турбине:

$$H_{0ад\ T} = c_{pг\ ад\ T} \cdot (T_{0ад\ T}^* - T_{2ад\ T}) = 1200.51 \cdot (1096.11 - 946.19) = 0.18 \cdot 10^6\ Дж/кг$$

77. Статический теплоперепад при адиабатическом процессе в турбине, отнесенный к расходу на входе:

$$H'_{0ад\ T} = H_{0ад\ T} \cdot \frac{G_{вх}}{G_T} = 0.18 \cdot 10^6 \cdot \frac{47.17}{47.17} = 0.18 \cdot 10^6\ Дж/кг$$

78. Теплоперепад по параметрам торможения при адиабатическом процессе в турбине:

$$H_{0ад\ T}^* = c_{pг\ ад\ T}^* \cdot (T_{0ад\ T}^* - T_{2ад\ T}^*) = 1201.5 \cdot (1096.11 - 955.12) = 0.1694 \cdot 10^6\ Дж/кг$$

79. Теплоперепад по параметрам торможения при адиабатическом процессе в турбине, отнесенный к расходу на входе:

$$H'_{0ад\ T} = H_{0ад\ T}^* \cdot \frac{G_{вх}}{G_T} = 0.1694 \cdot 10^6 \cdot \frac{47.17}{47.17} = 0.1694 \cdot 10^6\ Дж/кг$$

80. Средняя теплоемкость газа в интервале температур от 273 К до $T_{0ад\ T}^*$:

$$c_{pг\ ср}(T_{0ад\ T}^*, \alpha_{вх}) = 1120.75\ Дж/(кг \cdot K)$$

81. Средняя теплоемкость газа в интервале температур от 273 К до $T_{2ад\ T}$:

$$c_{pг\ ср}(T_{2ад\ T}, \alpha_{вх}) = 1102.78\ Дж/(кг \cdot K)$$

82. Средняя теплоемкость газа в интервале температур от $T_{0ад\ T}^*$ до $T_{2ад\ T}$:

$$\begin{aligned} c'_{pг\ ад\ T} &= \frac{c_{pг\ ср}(T_{0ад\ T}^*, \alpha_{вх})(T_{0ад\ T}^* - T_0) - c_{pг\ ср}(T_{2ад\ T}, \alpha_{вх})(T_{2ад\ T} - T_0)}{T_{0ад\ T}^* - T_{2ад\ T}} = \\ &= \frac{1120.75 \cdot (1096.11 - 273) - 1102.78 \cdot (946.19 - 273)}{1096.11 - 946.19} = 1201.44\ Дж/(кг \cdot K) \end{aligned}$$

83. Новое значение показателя адиабаты:

$$k'_{\Gamma \text{ ад т}} = \frac{c'_{p\Gamma \text{ ад т}}}{c'_{p\Gamma \text{ ад т}} - R_{\Gamma}} = \frac{1201.44}{1201.44 - 300.67} = 1.3338$$

84. Средняя теплоемкость газа в интервале температур от 273 К до $T_{2\text{ад т}}^*$:

$$c_{p\Gamma \text{ ср}}(T_{2\text{ад т}}^*, \alpha_{\text{вх}}) = 1103.87 \text{ Дж}/(\text{кг} \cdot \text{К})$$

85. Средняя теплоемкость газа в интервале температур от $T_{0\text{ад т}}^*$ до $T_{2\text{ад т}}^*$:

$$\begin{aligned} c_{p\Gamma \text{ ад т}}^{*'} &= \frac{c_{p\Gamma \text{ ср}}(T_{0\text{ад т}}^*, \alpha_{\text{вх}})(T_{0\text{ад т}}^* - T_0) - c_{p\Gamma \text{ ср}}(T_{2\text{ад т}}^*, \alpha_{\text{вх}})(T_{2\text{ад т}}^* - T_0)}{T_{0\text{ад т}}^* - T_{2\text{ад т}}^*} = \\ &= \frac{1120.75 \cdot (1096.11 - 273) - 1103.87 \cdot (955.12 - 273)}{1096.11 - 955.12} = 1202.39 \text{ Дж}/(\text{кг} \cdot \text{К}) \end{aligned}$$

86. Новое значение показателя адиабаты:

$$k_{\Gamma \text{ ад т}}^{*'} = \frac{c_{p\Gamma \text{ ад т}}^{*'}}{c_{p\Gamma \text{ ад т}}^{*'} - R_{\Gamma}} = \frac{1202.39}{1202.39 - 300.67} = 1.3334$$

87. Теплоперепад по параметрам торможения:

$$\begin{aligned} H_0^* &= c_{p\Gamma} T_0^* \left[1 - \left(\frac{p_2^*}{p_0^*} \right)^{\frac{k_{\Gamma}-1}{k_{\Gamma}}} \right] = \\ 1202.9 \cdot 1096.11 \cdot &\left[1 - \left(\frac{0.2488 \cdot 10^6}{0.4313 \cdot 10^6} \right)^{\frac{1.3333-1}{1.3333}} \right] = 0.1694 \cdot 10^6 \text{ Дж}/\text{кг} \end{aligned}$$

88. КПД по параметрам торможения:

$$\eta_{\text{т}}^* = \frac{L_{\text{т}}}{H_0^*} = \frac{0.1542 \cdot 10^6}{0.1694 \cdot 10^6} = 0.9101$$

89. Расход на выходе из ступени:

$$G_{\text{вых}} = G_{\text{вх}} + G_{\text{т}} g_{\text{охл}} = 47.17 + 47.17 \cdot 0.0 = 47.17 \text{ кг}/\text{с}$$

90. Относительный расход топлива на выходе из ступени:

$$g_{\text{топл.вых}} = \frac{G_{\text{топл}}}{G_{\text{вых}} - G_{\text{топл}}} = \frac{0.905}{47.17 - 0.905} = 0.0196$$

91. Коэффициент избытка воздуха на выходе из ступени:

$$\alpha_{\text{ВЫХ}} = \frac{1}{l_0 g_{\text{ТОПЛ.ВЫХ}}} = \frac{1}{16.683 \cdot 0.0196} = 3.064$$

92. Абсолютный расход охлаждающего воздуха:

$$G_{\text{ОХЛ}} = G_{\text{Т}} g_{\text{ОХЛ}} = 47.17 \cdot 0.0 = 0.0$$

93. Определим температуру торможения на выходе из ступени после подмешивания охлаждающего воздуха.

93.1. Средняя теплоемкость охлаждающего воздуха при температуре $T_{\text{ОХЛ}} = 700.0 \text{ K}$:

$$c_{p\text{В СР}}(T_{\text{ОХЛ}}) = 1031.11 \text{ Дж}/(\text{кг} \cdot \text{K})$$

93.2. Средняя теплоемкость газа при температуре $T_{\text{СТ}}^* = 967.94 \text{ K}$:

$$c_{p\text{Г СР}}(T_{\text{СТ}}^*, \alpha_{\text{ВХ}}) = 1105.45 \text{ Дж}/(\text{кг} \cdot \text{K})$$

93.3. Значение температуры смеси с предпоследней итерации $T_{\text{СМ}}^* = 967.94 \text{ K}$.

93.4. Средняя теплоемкость смеси:

$$c_{p\text{Г СР}}(T_{\text{СМ}}^*, \alpha_{\text{ВЫХ}}) = 1105.45 \text{ Дж}/(\text{кг} \cdot \text{K})$$

93.5. Новое значение температуры смеси:

$$\begin{aligned} T_{\text{СМ}}^*{}' &= \frac{c_{p\text{Г СР}}(T_{\text{СТ}}^*, \alpha_{\text{ВХ}})T_{\text{СТ}}^*G_{\text{ВХ}} + c_{p\text{В СР}}(T_{\text{ОХЛ}})T_{\text{ОХЛ}}G_{\text{ОХЛ}}}{c_{p\text{Г СР}}(T_{\text{СМ}}^*, \alpha_{\text{ВЫХ}})G_{\text{ВЫХ}}} = \\ &= \frac{1105.45 \cdot 967.94 \cdot 47.17 + 1031.11 \cdot 700.0 \cdot 0.0}{1105.45 \cdot 47.17} = 967.94 \text{ K} \end{aligned}$$

93.6. Значение невязки:

$$\delta = \frac{|T_{\text{СМ}}^* - T_{\text{СМ}}^*{}'|}{T_{\text{СМ}}^*} \cdot 100\% = \frac{|967.94 - 967.94|}{967.94} \cdot 100\% = 0.0\%$$

94. Определим температуру торможения на выходе из ступени после подмешивания охлаждающего воздуха при адиабатическом процессе в турбине..

94.1. Средняя теплоемкость охлаждающего воздуха при температуре $T_{\text{охл}} = 700.0 \text{ K}$:

$$c_{p\text{в ср}}(T_{\text{охл}}) = 1031.11 \text{ Дж}/(\text{кг} \cdot \text{K})$$

94.2. Средняя теплоемкость газа при температуре $T_{2\text{ад т}}^* = 955.12 \text{ K}$:

$$c_{p\text{г ср}}(T_{2\text{ад т}}^*, \alpha_{\text{вх}}) = 1103.87 \text{ Дж}/(\text{кг} \cdot \text{K})$$

94.3. Значение температуры смеси с предпоследней итерации $T_{\text{см ад т}}^* = 955.12 \text{ K}$.

94.4. Средняя теплоемкость смеси:

$$c_{p\text{г ср}}(T_{\text{см ад т}}^*, \alpha_{\text{вых}}) = 1103.87 \text{ Дж}/(\text{кг} \cdot \text{K})$$

94.5. Новое значение температуры смеси:

$$\begin{aligned} T_{\text{см ад т}}^{*'} &= \frac{c_{p\text{г ср}}(T_{2\text{ад т}}^*, \alpha_{\text{вх}})T_{2\text{ад т}}^*G_{\text{вх}} + c_{p\text{в ср}}(T_{\text{охл}})T_{\text{охл}}G_{\text{охл}}}{c_{p\text{г ср}}(T_{\text{см ад т}}^*, \alpha_{\text{вых}})G_{\text{вых}}} = \\ &= \frac{1103.87 \cdot 955.12 \cdot 47.17 + 1031.11 \cdot 700.0 \cdot 0.0}{1103.87 \cdot 47.17} = 955.12 \text{ K} \end{aligned}$$

94.6. Значение невязки:

$$\delta = \frac{|T_{\text{см ад т}}^* - T_{\text{см ад т}}^{*'}|}{T_{\text{см ад т}}^*} \cdot 100\% = \frac{|955.12 - 955.12|}{955.12} \cdot 100\% = 0.0\%$$

4.4.4 Исходные данные для расчета второй ступени.

1. Температура торможения на входе в ступень: $T_0^* = 967.94 \text{ K}$.
2. Давление торможения на входе в ступень: $p_0^* = 0.2488 \cdot 10^6 \text{ Па}$.
3. Температура торможения на входе в ступень при адиабатическом процессе в турбине: $T_{0\text{ад т}}^* = 955.12 \text{ K}$
4. Расход газа на входе в ступень: $G_{\text{вх}} = 47.17 \text{ кг/с}$.
5. Расход газа на входе в СА первой ступени: $G_{\text{т}} = 47.17 \text{ кг/с}$.
6. Расход топлива на входе в турбину: $G_{\text{топл}} = 0.905 \text{ кг/с}$.

7. Степень реактивности: $\rho = 0.305$.
8. Коэффициент скорости в СА: $\phi = 0.97$.
9. Коэффициент скорости в РК: $\psi = 0.97$.
10. Длина лопатки на входе в РК: $l_1 = 0.1635$ м.
11. Длина лопатки на выходе из РК: $l_2 = 0.1744$ м.
12. Средний диаметр на входе в РК: $D_1 = 0.9271$ м.
13. Средний диаметр на выходе в РК: $D_2 = 0.9381$ м.
14. Радиальный зазор: $\delta_r = 0.00174$ м.
15. Частота вращения ротора: $n = 7800.0$ об/мин
16. Степень парциальности: $\varepsilon = 1.0$.
17. Расход охлаждающего воздуха, отнесенный к расходу на входе в турбину: $g_{\text{охл}} = 0.0$.
18. Температура торможения охлаждающего воздуха: $T_{\text{охл}} = 700.0$ К.
19. Удельная работы турбины: $L_{\text{т зад}} = 0.1938 \cdot 10^6$ Дж/кг.

4.4.5 Расчет второй ступени.

1. Относительный расход топлива на входе в ступень:

$$g_{\text{топл.вх}} = \frac{G_{\text{топл}}}{G_{\text{вх}} - G_{\text{топл}}} = \frac{0.905}{47.17 - 0.905} = 0.0196$$

2. Коэффициент избытка воздуха на входе:

$$\alpha_{\text{вх}} = \frac{1}{l_0 g_{\text{топл.вх}}} = \frac{1}{16.683 \cdot 0.0196} = 3.064$$

3. Мощностной КПД из предпоследней итерации:

$$\eta_{\text{т0}} = 0.8187$$

4. Статический теплоперепад на ступени:

$$H_0 = \frac{L_{\text{т ад}}}{\eta_{\text{т0}}} = \frac{0.1939 \cdot 10^6}{0.8187} = 0.2368 \cdot 10^6 \text{ Дж/кг}$$

5. Средний в ступени коэффициент адиабаты из предпоследней итерации:

$$k_{\text{т}} = 1.3461$$

6. Средняя в ступени теплоемкость газа из предпоследней итерации:

$$c_{p\text{т}} = 1169.46 \text{ Дж/(кг} \cdot \text{K)}$$

7. Средний в ступени коэффициент адиабаты при адиабатическом расширении в турбине до статических параметров из предпоследней итерации:

$$k_{\text{т ад т}} = 1.3492$$

8. Средняя в ступени теплоемкость при адиабатическом расширении в турбине до статических параметров из предпоследней итерации:

$$c_{p\text{т ад т}} = 1161.7 \text{ Дж/(кг} \cdot \text{K)}$$

9. Средний в ступени коэффициент адиабаты при адиабатическом расширении в турбине до параметров торможения из предпоследней итерации:

$$k_{\text{т ад т}}^* = 1.3482$$

10. Средняя в ступени теплоемкость при адиабатическом расширении в турбине до параметров торможения из предпоследней итерации:

$$c_{p\text{т ад т}}^* = 1164.29 \text{ Дж/(кг} \cdot \text{K)}$$

11. Определим теплоперепад на сопловом аппарате:

$$H_c = (1 - \rho) H_0 = (1 - 0.305) \cdot 0.2368 \cdot 10^6 = 0.1646 \cdot 10^6 \text{ Дж/кг}$$

12. Окружная скорость на диаметре D_1 :

$$u_1 = \frac{\pi D_1 n}{60} = \frac{\pi \cdot 0.9271 \cdot 7800.0}{60} = 378.64 \text{ м/с}$$

13. Определим действительную скорость истечения из СА:

$$c_1 = \phi \sqrt{2H_c} = 0.97 \cdot \sqrt{2 \cdot 0.2368 \cdot 10^6} = 556.49 \text{ м/с}$$

14. Определим температуру на выходе из СА:

$$T_1 = T_0^* - \frac{H_c \phi^2}{c_{pr}} = 967.94 - \frac{0.1646 \cdot 10^6 \cdot 0.97^2}{2 \cdot 1169.46} = 835.53 \text{ К}$$

15. Определим температуру конца адиабатного расширения:

$$T'_1 = T_0^* - \frac{H_c}{c_{pr}} = 967.94 - \frac{0.1646 \cdot 10^6}{1169.46} = 827.22 \text{ К}$$

16. Определим давление на выходе из СА:

$$p_1 = p_0^* \left(\frac{T'_1}{T_0^*} \right)^{\frac{k_r}{k_r-1}} = 0.2488 \cdot 10^6 \cdot \left(\frac{827.22}{967.94} \right)^{\frac{1.3461}{1.3461-1}} = 0.135 \cdot 10^6 \text{ МПа}$$

17. Определим площадь на выходе из СА:

$$A_{1a} = \pi l_1 D_1 = \pi \cdot 0.1635 \cdot 0.9271 = 0.47619 \text{ м}^2$$

18. Определим плотность газа на выходе из СА:

$$\rho_1 = \frac{p_1}{R_r T_1} = \frac{0.135 \cdot 10^6}{300.67 \cdot 835.53} = 0.538 \text{ кг/м}^3$$

19. Осевая составляющая абсолютной скорости на выходе из СА:

$$c_{1a} = \frac{G_{\text{вх}}}{\rho_1 A_{1a}} = \frac{47.17}{0.538 \cdot 0.47619} = 184.28 \text{ м/с}$$

20. Угол потока в абсолютном движении после СА:

$$\alpha_1 = \arcsin \frac{c_{1a}}{c_1} = \arcsin \frac{184.28}{556.49} = 19.339^\circ$$

21. Окружная составляющая абсолютной скорости на входе:

$$c_{1u} = c_1 \cos \alpha_1 = 556.49 \cdot \cos 19.339^\circ = 525.09 \text{ м/с}$$

22. Определим относительную скорость на входе в РК:

$$\begin{aligned} w_1 &= \sqrt{c_1^2 + u_1^2 - 2c_1u_1 \cos \alpha_1} = \\ &= \sqrt{556.49^2 + 378.64^2 - 2 \cdot 556.49 \cdot 378.64 \cdot \cos 19.339^\circ} = 235.39 \text{ м/с} \end{aligned}$$

23. Угол потока в относительном движении:

$$\beta_1 = \arctan \frac{c_{1a}}{c_{1u} - u_1} = \arctan \frac{184.28}{525.09 - 378.64} = 51.526^\circ$$

24. Осевая составляющая относительной скорости:

$$w_{1a} = w_1 \sin \beta_1 = 235.39 \cdot \sin 51.526^\circ = 184.28 \text{ м/с}$$

25. Окружная составляющая относительной скорости:

$$w_{1u} = w_1 \cos \beta_1 = 235.39 \cdot \cos 51.526^\circ = 146.45 \text{ м/с}$$

26. Определим теплоперепад на РК:

$$H_{\text{л}} = H_0 \rho \frac{T_1}{T'_1} = 0.2368 \cdot 10^6 \cdot 0.305 \cdot \frac{835.53}{827.22} = 0.0729 \cdot 10^6 \text{ Дж/кг}$$

27. Окружная скорость на диаметре:

$$u_2 = \frac{\pi D_2 n}{60} = \frac{\pi \cdot 0.9381 \cdot 7800.0}{60} = 383.11 \text{ м/с}$$

28. Температура торможения в относительном движении после СА:

$$T_{1w}^* = T_1 + \frac{w_1^2}{2 \cdot c_{p\Gamma}} = 835.53 + \frac{235.39^2}{2 \cdot 1169.46}$$

29. Определим относительную скорость истечения газа из РК:

$$\begin{aligned} w_2 &= \psi \sqrt{w_1^2 + 2H_{\text{л}} + (u_2^2 - u_1^2)} = \\ &= 0.97 \cdot \sqrt{235.39^2 + 2 \cdot 0.0729 \cdot 10^6 + (383.11^2 - 378.64^2)} = 438.87 \text{ м/с} \end{aligned}$$

30. Определим статическую температуру на выходе из РК:

$$\begin{aligned} T_2 &= T_1 + \frac{(w_1^2 - w_2^2) + (u_2^2 - u_1^2)}{2c_{p\Gamma}} = \\ &= 835.53 + \frac{(235.39^2 - 438.87^2) + (383.11^2 - 378.64^2)}{2 \cdot 1169.46} = 778.33 \text{ К} \end{aligned}$$

31. Определим статическую температуру при адиабатическом процессе в РК:

$$T_2' = T_1 - \frac{H_{\text{л}}}{c_{p\Gamma}} = 835.53 - \frac{0.0729 \cdot 10^6}{1169.46} = 773.16 \text{ К}$$

32. Определим давление на выходе из РК:

$$p_2 = p_1 \left(\frac{T_2'}{T_1} \right)^{\frac{k_{\Gamma}}{k_{\Gamma}-1}} = 0.135 \cdot 10^6 \cdot \left(\frac{773.16}{835.53} \right)^{\frac{1.346}{1.346-1}} = 0.0999 \cdot 10^6 \text{ Па}$$

33. Определим плотность газа на выходе из РК:

$$\rho_2 = \frac{p_2}{RT_2} = \frac{0.0999 \cdot 10^6}{300.67 \cdot 778.33} = 0.427 \text{ кг/м}^3$$

34. Определим площадь на выходе из РК:

$$A_{2a} = \pi D_2 l_2 = \pi \cdot 0.9381 \cdot 0.1744 = 0.5141 \text{ м}^2$$

35. Осевая составляющая абсолютной скорости на выходе из РК:

$$c_{2a} = \frac{G_{\text{вх}}}{A_{2a}\rho_2} = \frac{47.17}{0.5141 \cdot 0.427} = 215.03 \text{ м/с}$$

36. Угол потока в относительном движении на выходе из РК:

$$\beta_2 = \arcsin \frac{c_{2a}}{w_2} = \arcsin \frac{215.03}{438.87} = 29.339^\circ$$

37. Осевая составляющая относительной скорости потока на выходе из РК:

$$w_{2a} = w_2 \cdot \sin \beta_2 = 438.87 \cdot \sin 29.339^\circ = 215.03 \text{ м/с}$$

38. Окружная составляющая относительной скорости потока на выходе из РК:

$$w_{2u} = w_2 \cdot \cos \beta_2 = 438.87 \cdot \cos 29.339^\circ = 382.58 \text{ м/с}$$

39. Определим окружную составляющую скорости на выходе из РК:

$$c_{2u} = w_{2u} - u_2 = 382.58 - 383.11 = -0.53 \text{ м/с}$$

40. Определим угол потока на выходе из РК:

$$\alpha_2 = \pi + \arctan \frac{c_{2a}}{c_{2u}} = \pi + \arctan \frac{215.03}{-0.53} = 90.142^\circ$$

41. Определим скорость потока на выходе из РК:

$$c_2 = \sqrt{c_{2u}^2 + c_{2a}^2} = \sqrt{-0.53^2 + 215.03^2} = 215.03 \text{ м/с}$$

42. Определим работу на окружности колеса:

$$L_u = c_{1u}u_1 + c_{2u}u_2 = 525.09 \cdot 378.64 + -0.53 \cdot 383.11 = 0.1986 \cdot 10^6 \text{ Дж/кг}$$

43. Определим КПД на окружности колеса:

$$\eta_u = \frac{L_u}{H_0} = \frac{0.1986 \cdot 10^6}{0.2368 \cdot 10^6} = 0.8388$$

44. Определим удельные потери в СА:

$$h_c = \left(\frac{1}{\phi^2} - 1 \right) \frac{c_1^2}{2} = \left(\frac{1}{0.97^2} - 1 \right) \cdot \frac{556.49^2}{2} = 9.7258 \cdot 10^3 \text{ Дж/кг}$$

45. Удельные потери в СА с учетом их использования в рабочих лопатках:

$$h'_c = h_c \frac{T'_2}{T_1} = 9.7258 \cdot 10^3 \cdot \frac{773.16}{835.53} = 8.9997 \cdot 10^3 \text{ Дж/кг}$$

46. Относительные потери в СА:

$$\zeta_c = \frac{h_c}{H_0} = \frac{9.7258 \cdot 10^3}{0.2368 \cdot 10^6} = 0.0411$$

47. Относительные потери в СА с учетом их использования в рабочих лопатках:

$$\zeta'_c = \frac{h'_c}{H_0} = \frac{8.9997 \cdot 10^3}{0.2368 \cdot 10^6} = 0.038$$

48. Удельные потери в рабочих лопатках:

$$h_{л} = \left(\frac{1}{\psi^2} - 1 \right) \cdot \frac{w_2^2}{2} = \left(\frac{1}{0.97^2} - 1 \right) \cdot \frac{438.87^2}{2} = 6.0489 \cdot 10^3 \text{ Дж/кг}$$

49. Относительные потери в рабочих лопатках:

$$\zeta_{л} = \frac{h_{л}}{H_0} = \frac{6.0489 \cdot 10^3}{0.2368 \cdot 10^6} = 0.0255$$

50. Определим удельные потери с выходной скоростью:

$$h_{\text{вых}} = \frac{c_2^2}{2} = \frac{215.03^2}{2} = 23.1195 \cdot 10^3 \text{ Дж/кг}$$

51. Относительные потери с выходной скоростью:

$$\zeta_{\text{вых}} = \frac{h_{\text{вых}}}{H_0} = \frac{23.1195 \cdot 10^3}{0.2368 \cdot 10^6} = 0.0976$$

52. Проверка КПД на окружности колеса:

$$\eta_u = 1 - \zeta'_c - \zeta_{л} - \zeta_{\text{вых}} = 1 - 0.038 - 0.0255 - 0.0976 = 0.8388$$

53. Средний диаметр:

$$D_{\text{ср}} = 0.5 \cdot (D_1 + D_2) = 0.5 \cdot (0.9271 + 0.9381) = 0.9326 \text{ м}$$

54. Определим удельные потери в радиальном зазоре:

$$\begin{aligned} h_3 &= 1.37 \cdot (1 + 1.6\rho) \left(1 + \frac{l_2}{D_{\text{ср}}}\right) \frac{\delta_r}{l_2} \cdot L_u = \\ &= 1.37 \cdot (1 + 1.6 \cdot 0.3) \left(1 + \frac{0.1744}{0.9326}\right) \frac{0.00174}{0.1744} \cdot 0.1986 \cdot 10^6 = 4.8062 \cdot 10^3 \text{ Дж/кг} \end{aligned}$$

55. Относительные удельные потери в радиальном зазоре:

$$\zeta_3 = \frac{h_3}{H_0} = \frac{4.8062 \cdot 10^3}{0.2368 \cdot 10^6} = 0.0203$$

56. Удельная работа ступени с учетом потери в радиальном зазоре:

$$L_{u3} = L_u - h_3 = 0.1986 \cdot 10^6 - 4.8062 \cdot 10^3 = 0.1938 \cdot 10^6 \text{ Дж/кг}$$

57. Мощностной КПД ступени:

$$\eta'_T = \eta_u - \zeta_3 = 0.8388 - 0.0203 = 0.8185$$

58. Лопаточный КПД ступени:

$$\eta'_L = \eta'_T + \zeta_{\text{вых}} = 0.8185 + 0.0976 = 0.9161$$

59. Средняя длина лопатки:

$$l_{\text{ср}} = 0.5 \cdot (l_1 + l_2) = 0.5 \cdot (0.1635 + 0.1744) = 0.169 \text{ м}$$

60. Средняя окружная скоротсь:

$$u_{\text{ср}} = 0.5 \cdot (u_1 + u_2) = 0.5 \cdot (378.64 + 383.11) = 380.88 \text{ м/с}$$

61. Затраты мощности на трение и вентиляцию:

$$\begin{aligned} N_{\text{т.в}} &= [1.07 \cdot D_{av}^2 + 61 \cdot (1 - \varepsilon) \cdot D_{av} l_{av}] \cdot \left(\frac{u_{av}}{100}\right)^3 \cdot \rho = \\ &= [1.07 \cdot 0.9326^2 + 61 \cdot (1 - 1.0) \cdot 0.9326 \cdot 0.169] \cdot \left(\frac{380.88}{100}\right)^3 \cdot 0.305 = \\ &= 0.0157 \cdot 10^3 \text{ Вт} \end{aligned}$$

62. Удельные потери на трение и вентиляцию:

$$h_{\text{т.в}} = \frac{N_{\text{т.в}}}{G_{\text{вх}}} = \frac{0.0157 \cdot 10^3}{47.17} = 0.0003 \cdot 10^3 \text{ Дж/кг}$$

63. Относительные потери на трение и вентиляцию:

$$\zeta_{\text{т.в}} = \frac{h_{\text{т.в}}}{H_0} = \frac{0.0003 \cdot 10^3}{0.2368 \cdot 10^6} = 0.0$$

64. Мощностной КПД с учетом потерь на трению и вентиляцию:

$$\eta_{\text{т}} = \eta'_{\text{т}} - \zeta_{\text{т.в}} = 0.8185 - 0.0 = 0.8185$$

65. Лопаточный КПД с учетом потерь на трению и вентиляцию:

$$\eta_{\text{л}} = \eta'_{\text{л}} - \zeta_{\text{т.в}} = 0.9161 - 0.0 = 0.9161$$

66. Определим удельную работу ступени:

$$L_{\text{т}} = H_0 \eta_{\text{т}} = 0.2368 \cdot 10^6 \cdot 0.8185 = 0.1938 \cdot 10^6 \text{ Дж/кг}$$

67. Удельная работа ступени, отнесенная к расходу на в СА первой ступени:

$$L'_{\text{т}} = L_{\text{т}} \frac{G_{\text{вх}}}{G_{\text{т}}} = 0.1938 \cdot 10^6 \cdot \frac{47.17}{47.17} = 0.1938 \cdot 10^6 \text{ Дж/кг}$$

68. Статическая температура за ступенью:

$$T_{\text{ст}} = T_2 + \frac{h_3}{c_{\text{пр}}} + \frac{h_{\text{т.в}}}{c_{\text{пр}}} = 778.33 + \frac{4.8062 \cdot 10^3}{1169.46} + \frac{0.0003 \cdot 10^3}{1169.46} = 782.44 \text{ К}$$

69. Температура торможения за турбиной:

$$T_{\text{ст}}^* = T_{\text{ст}} + \frac{h_{\text{вых}}}{c_{\text{пр}}} = 782.44 + \frac{23.1195 \cdot 10^3}{1169.46} = 802.21 \text{ К}$$

70. Средняя теплоемкость газа в интервале температур от 273 К до T_0^* :

$$c_{\text{пр ср}}(T_0^*, \alpha_{\text{вх}}) = 1105.45 \text{ Дж/(кг} \cdot \text{К)}$$

71. Средняя теплоемкость газа в интервале температур от 273 К до $T_{\text{ст}}^*$:

$$c_{\text{пр ср}}(T_{\text{ст}}^*, \alpha_{\text{вх}}) = 1085.1 \text{ Дж/(кг} \cdot \text{К)}$$

72. Средняя теплоемкость газа в интервале температур от T_0^* до $T_{\text{ст}}^*$:

$$c'_{p\Gamma} = \frac{c_{p\Gamma \text{ ср}}(T_0^*, \alpha_{\text{вх}})(T_0^* - T_0) - c_{p\Gamma \text{ ср}}(T_{\text{ст}}^*, \alpha_{\text{вх}})(T_{\text{ст}}^* - T_0)}{T_0^* - T_{\text{ст}}^*} =$$

$$= \frac{1105.45 \cdot (967.94 - 273) - 1085.1 \cdot (802.21 - 273)}{967.94 - 802.21} = 1170.41 \text{ Дж}/(\text{кг} \cdot \text{K})$$

73. Новое значение показателя адиабаты:

$$k'_\Gamma = \frac{c'_{p\Gamma}}{c'_{p\Gamma} - R_\Gamma} = \frac{1170.41}{1170.41 - 300.67} = 1.3457$$

74. Невязка по коэффициенту адиабаты:

$$\delta = \frac{|k_\Gamma - k'_\Gamma|}{k_\Gamma} \cdot 100\% = \frac{|1.3461 - 1.3457|}{1.3461} \cdot 100\% = 0.028\%$$

75. Давление торможения на выходе из ступени:

$$p_2^* = p_2 \left(\frac{T_{\text{ст}}^*}{T_\Gamma} \right)^{\frac{k_\Gamma}{k_\Gamma - 1}} = 0.0999 \cdot 10^6 \cdot \left(\frac{802.21}{782.44} \right)^{\frac{1.3461}{1.3461 - 1}} = 0.11 \cdot 10^6 \text{ Па}$$

76. Статическая температура на выходе из ступени при адиабатическом процессе в турбине:

$$T_{2\text{ад т}} = T_{0\text{ад т}}^* \cdot \frac{p_2^{\frac{k_\Gamma \text{ ад т} - 1}{k_\Gamma \text{ ад т}}}}{p_0^*} = 955.12 \cdot \frac{0.0999^{\frac{1.349 - 1}{1.349}}}{0.2488} = 754.14 \text{ K}$$

77. Полная температура на выходе из ступени при адиабатическом процессе в турбине:

$$T_{2\text{ад т}}^* = T_{0\text{ад т}}^* \cdot \frac{p_2^{\frac{k_\Gamma^* \text{ ад т} - 1}{k_\Gamma^* \text{ ад т}}}}{p_0^*} = 955.12 \cdot \frac{0.11^{\frac{1.348 - 1}{1.348}}}{0.2488} = 773.69 \text{ K}$$

78. Статический теплоперепад при адиабатическом процессе в турбине:

$$H_{0\text{ад т}} = c_{p\Gamma \text{ ад т}} \cdot (T_{0\text{ад т}}^* - T_{2\text{ад т}}) = 1161.7 \cdot (955.12 - 754.14) = 0.2335 \cdot 10^6 \text{ Дж}/\text{кг}$$

79. Статический теплоперепад при адиабатическом процессе в турбине, отнесенный к расходу на входе:

$$H'_{0\text{ад т}} = H_{0\text{ад т}} \cdot \frac{G_{\text{вх}}}{G_\Gamma} = 0.2335 \cdot 10^6 \cdot \frac{47.17}{47.17} = 0.2335 \cdot 10^6 \text{ Дж}/\text{кг}$$

80. Теплоперепад по параметрам торможения при адиабатическом процессе в турбине:

$$H_{0ад\ т}^* = c_{pg\ ад\ т}^* \cdot (T_{0ад\ т}^* - T_{2ад\ т}^*) = 1164.29 \cdot (955.12 - 773.69) = 0.2112 \cdot 10^6 \text{ Дж/кг}$$

81. Теплоперепад по параметрам торможения при адиабатическом процессе в турбине, отнесенный к расходу на входе:

$$H_{0ад\ т}^{*'} = H_{0ад\ т}^* \cdot \frac{G_{вх}}{G_{т}} = 0.2112 \cdot 10^6 \cdot \frac{47.17}{47.17} = 0.2112 \cdot 10^6 \text{ Дж/кг}$$

82. Средняя теплоемкость газа в интервале температур от 273 К до $T_{0ад\ т}^*$:

$$c_{pg\ ср}(T_{0ад\ т}^*, \alpha_{вх}) = 1103.87 \text{ Дж/(кг} \cdot \text{К)}$$

83. Средняя теплоемкость газа в интервале температур от 273 К до $T_{2ад\ т}$:

$$c_{pg\ ср}(T_{2ад\ т}, \alpha_{вх}) = 1079.28 \text{ Дж/(кг} \cdot \text{К)}$$

84. Средняя теплоемкость газа в интервале температур от $T_{0ад\ т}^*$ до $T_{2ад\ т}$:

$$\begin{aligned} c'_{pg\ ад\ т} &= \frac{c_{pg\ ср}(T_{0ад\ т}^*, \alpha_{вх})(T_{0ад\ т}^* - T_0) - c_{pg\ ср}(T_{2ад\ т}, \alpha_{вх})(T_{2ад\ т} - T_0)}{T_{0ад\ т}^* - T_{2ад\ т}} = \\ &= \frac{1103.87 \cdot (955.12 - 273) - 1079.28 \cdot (754.14 - 273)}{955.12 - 754.14} = 1164.33 \text{ Дж/(кг} \cdot \text{К)} \end{aligned}$$

85. Новое значение показателя адиабаты:

$$k'_{г\ ад\ т} = \frac{c'_{pg\ ад\ т}}{c'_{pg\ ад\ т} - R_{г}} = \frac{1162.75}{1162.75 - 300.67} = 1.3488$$

86. Средняя теплоемкость газа в интервале температур от 273 К до $T_{2ад\ т}^*$:

$$c_{pg\ ср}(T_{2ад\ т}^*, \alpha_{вх}) = 1081.6 \text{ Дж/(кг} \cdot \text{К)}$$

87. Средняя теплоемкость газа в интервале температур от $T_{0ад\ т}^*$ до $T_{2ад\ т}$:

$$\begin{aligned} c_{pg\ ад\ т}^{*'} &= \frac{c_{pg\ ср}(T_{0ад\ т}^*, \alpha_{вх})(T_{0ад\ т}^* - T_0) - c_{pg\ ср}(T_{2ад\ т}^*, \alpha_{вх})(T_{2ад\ т}^* - T_0)}{T_{0ад\ т}^* - T_{2ад\ т}^*} = \\ &= \frac{1103.87 \cdot (955.12 - 273) - 1081.6 \cdot (773.69 - 273)}{955.12 - 773.69} = 1165.32 \text{ Дж/(кг} \cdot \text{К)} \end{aligned}$$

88. Новое значение показателя адиабаты:

$$k_{\Gamma \text{ ад т}}^{*'} = \frac{c_{p\Gamma \text{ ад т}}^{*'}}{c_{p\Gamma \text{ ад т}}^{*'} - R_{\Gamma}} = \frac{1165.32}{1165.32 - 300.67} = 1.3477$$

89. Теплоперепад по параметрам торможения:

$$H_0^* = c_{p\Gamma} T_0^* \left[1 - \left(\frac{p_2^*}{p_0^*} \right)^{\frac{k_{\Gamma}-1}{k_{\Gamma}}} \right] =$$

$$1169.46 \cdot 967.94 \cdot \left[1 - \left(\frac{0.11 \cdot 10^6}{0.2488 \cdot 10^6} \right)^{\frac{1.3461-1}{1.3461}} \right] = 0.2142 \cdot 10^6 \text{ Дж/кг}$$

90. КПД по параметрам торможения:

$$\eta_{\Gamma}^* = \frac{L_{\Gamma}}{H_0^*} = \frac{0.1938 \cdot 10^6}{0.2142 \cdot 10^6} = 0.9049$$

91. Расход на выходе из ступени:

$$G_{\text{вых}} = G_{\text{вх}} + G_{\text{т}} g_{\text{охл}} = 47.17 + 47.17 \cdot 0.0 = 47.17 \text{ кг/с}$$

92. Относительный расход топлива на выходе из ступени:

$$g_{\text{топл.вых}} = \frac{G_{\text{топл}}}{G_{\text{вых}} - G_{\text{топл}}} = \frac{0.905}{47.17 - 0.905} = 0.0196$$

93. Коэффициент избытка воздуха на выходе из ступени:

$$\alpha_{\text{вых}} = \frac{1}{l_0 g_{\text{топл.вых}}} = \frac{1}{16.683 \cdot 0.0196} = 3.064$$

94. Абсолютный расход охлаждающего воздуха:

$$G_{\text{охл}} = G_{\text{т}} g_{\text{охл}} = 47.17 \cdot 0.0 = 0.0$$

95. Определим температуру торможения на выходе из ступени после подмешивания охлаждающего воздуха.

95.1. Средняя теплоемкость охлаждающего воздуха при температуре $T_{\text{охл}} = 700.0 \text{ К}$:

$$c_{p\text{в ср}}(T_{\text{охл}}) = 1031.11 \text{ Дж/(кг} \cdot \text{К)}$$

95.2. Средняя теплоемкость газа при температуре $T_{\text{CT}}^* = 802.21 \text{ K}$:

$$c_{p\Gamma \text{ ср}}(T_{\text{CT}}^*, \alpha_{\text{ВХ}}) = 1085.1 \text{ Дж}/(\text{кг} \cdot \text{K})$$

95.3. Значение температуры смеси с предпоследней итерации $T_{\text{см}}^* = 802.21 \text{ K}$.

95.4. Средняя теплоемкость смеси:

$$c_{p\Gamma \text{ ср}}(T_{\text{см}}^*, \alpha_{\text{ВЫХ}}) = 1085.1 \text{ Дж}/(\text{кг} \cdot \text{K})$$

95.5. Новое значение температуры смеси:

$$\begin{aligned} T_{\text{см}}^{*'} &= \frac{c_{p\Gamma \text{ ср}}(T_{\text{CT}}^*, \alpha_{\text{ВХ}})T_{\text{CT}}^*G_{\text{ВХ}} + c_{p\text{В ср}}(T_{\text{ОХЛ}})T_{\text{ОХЛ}}G_{\text{ОХЛ}}}{c_{p\Gamma \text{ ср}}(T_{\text{см}}^*, \alpha_{\text{ВЫХ}})G_{\text{ВЫХ}}} = \\ &= \frac{1085.1 \cdot 802.21 \cdot 47.17 + 1031.11 \cdot 700.0 \cdot 0.0}{1085.1 \cdot 47.17} = 802.21 \text{ K} \end{aligned}$$

95.6. Значение невязки:

$$\delta = \frac{|T_{\text{см}}^* - T_{\text{см}}^{*'}|}{T_{\text{см}}^*} \cdot 100\% = \frac{|802.21 - 802.21|}{802.21} \cdot 100\% = 0.0\%$$

96. Определим температуру торможения на выходе из ступени после подмешивания охлаждающего воздуха при адиабатическом процессе в турбине..

96.1. Средняя теплоемкость охлаждающего воздуха при температуре $T_{\text{ОХЛ}} = 700.0 \text{ K}$:

$$c_{p\text{В ср}}(T_{\text{ОХЛ}}) = 1031.11 \text{ Дж}/(\text{кг} \cdot \text{K})$$

96.2. Средняя теплоемкость газа при температуре $T_{2\text{ад Т}}^* = 773.69 \text{ K}$:

$$c_{p\Gamma \text{ ср}}(T_{2\text{ад Т}}^*, \alpha_{\text{ВХ}}) = 1081.6 \text{ Дж}/(\text{кг} \cdot \text{K})$$

96.3. Значение температуры смеси с предпоследней итерации $T_{\text{см ад Т}}^* = 773.69 \text{ K}$.

96.4. Средняя теплоемкость смеси:

$$c_{p\Gamma \text{ ср}}(T_{\text{см ад Т}}^*, \alpha_{\text{ВЫХ}}) = 1081.6 \text{ Дж}/(\text{кг} \cdot \text{K})$$

96.5. Новое значение температуры смеси:

$$T_{\text{см ад т}}^* = \frac{c_{p\text{г ср}}(T_{2\text{ад т}}^*, \alpha_{\text{вх}})T_{2\text{ад т}}^*G_{\text{вх}} + c_{p\text{в ср}}(T_{\text{охл}})T_{\text{охл}}G_{\text{охл}}}{c_{p\text{г ср}}(T_{\text{см ад т}}^*, \alpha_{\text{вых}})G_{\text{вых}}} =$$

$$= \frac{1081.6 \cdot 773.69 \cdot 47.17 + 1031.11 \cdot 700.0 \cdot 0.0}{1081.6 \cdot 47.17} = 773.69 \text{ K}$$

96.6. Значение невязки:

$$\delta = \frac{|T_{\text{см ад т}}^* - T_{\text{см ад т}}^*|}{T_{\text{см ад т}}^*} \cdot 100\% = \frac{|773.69 - 773.69|}{773.69} \cdot 100\% = 0.0\%$$

97. Невязка по работе ступени:

$$\delta_L = \frac{|L_{\text{т зад}} - L_{\text{т}}|}{L_{\text{т зад}}} \cdot 100\% = \frac{|0.1939 - 0.1938|}{0.1939} \cdot 100\% = 0.0268\%$$

4.4.6 Расчет интегральных параметров турбины.

1. Суммарная работа всех ступеней:

$$L_{\text{т}\Sigma} = \sum_{i=1}^{i=n} L'_{\text{ти}} = 0.1542 \cdot 10^6 + 0.1938 \cdot 10^6 = 0.348 \cdot 10^6 \text{ Дж/кг}$$

2. Средняя теплоемкость газа в интервале температур от 273 К до $T_{\text{г}}^*$:

$$c_{p\text{г ср}}(T_{\text{г}}^*, \alpha_{\text{вх}}) = 1120.75 \text{ Дж/(кг} \cdot \text{K)}$$

3. Средняя теплоемкость газа в интервале температур от 273 К до $T_{\text{т}}$:

$$c_{p\text{г ср}}(T_{\text{т}}, \alpha_{\text{вх}}) = 1082.68 \text{ Дж/(кг} \cdot \text{K)}$$

4. Средняя теплоемкость газа в интервале температур от T_0^* до $T_{\text{т}}$:

$$c_{p\text{г}} = \frac{c_{p\text{г ср}}(T_{\text{г}}^*, \alpha_{\text{вх}})(T_{\text{г}}^* - T_0) - c_{p\text{г ср}}(T_{\text{т}}, \alpha_{\text{вх}})(T_{\text{т}} - T_0)}{T_{\text{г}}^* - T_{\text{т}}} =$$

$$= \frac{1120.75 \cdot (1096.11 - 273) - 1082.68 \cdot (782.44 - 273)}{1096.11 - 782.44} = 1182.57 \text{ Дж/(кг} \cdot \text{K)}$$

5. Средний показателя адиабаты:

$$k_{\Gamma} = \frac{c_{p\Gamma}}{c_{p\Gamma} - R_{\Gamma}} = \frac{1182.57}{1182.57 - 300.67} = 1.3409$$

6. Статический теплоперепад на турбине:

$$H_{\Gamma} = \sum_{i=1}^{i=n-1} H_{0ад \Gamma i}^{*'} + H_{0 ад \Gamma n}' = 0.4029 \cdot 10^6 \text{ Дж/кг}$$

7. Средняя теплоемкость газа в интервале температур от 273 К до T_{Γ}^* :

$$c_{p\Gamma \text{ ср}}(T_{\Gamma}^*, \alpha_{\text{вх}}) = 1085.1 \text{ Дж/(кг} \cdot \text{К)}$$

8. Средняя теплоемкость газа в интервале температур от T_0^* до T_{Γ}^* :

$$\begin{aligned} c_{p\Gamma}^* &= \frac{c_{p\Gamma \text{ ср}}(T_{\Gamma}^*, \alpha_{\text{вх}})(T_{\Gamma}^* - T_0) - c_{p\Gamma \text{ ср}}(T_{\Gamma}^*, \alpha_{\text{вх}})(T_{\Gamma}^* - T_0)}{T_{\Gamma}^* - T_{\Gamma}^*} = \\ &= \frac{1120.75 \cdot (1096.11 - 273) - 1085.1 \cdot (802.21 - 273)}{1096.11 - 802.21} = \\ &= 1184.93 \text{ Дж/(кг} \cdot \text{К)} \end{aligned}$$

9. Средний показателя адиабаты по параметрам торможения:

$$k_{\Gamma}^* = \frac{c_{p\Gamma}^*}{c_{p\Gamma}^* - R_{\Gamma}} = \frac{1184.93}{1184.93 - 300.67} = 1.34$$

10. Теплоперепад по параметрам торможения на турбине:

$$H_{\Gamma}^* = \sum_{i=1}^{i=n} H_{0ад \Gamma i}^{*'} = 0.3806 \cdot 10^6 \text{ Дж/кг}$$

11. Мощностной КПД турбины:

$$\eta_{\Gamma} = \frac{L_{\Gamma\Sigma}}{H_{\Gamma}} = \frac{0.348 \cdot 10^6}{0.4029 \cdot 10^6} = 0.8638$$

12. Лопаточный КПД турбины:

$$\eta_{\Pi} = \frac{L_{\Gamma\Sigma} + 0.5 \cdot c_{\text{вых}}^2}{H_{\Gamma}} = \frac{0.348 \cdot 10^6 + 0.5 \cdot 215.03^2}{0.4029 \cdot 10^6} = 0.9212$$

13. КПД турбины по параметрам торможения:

$$\eta_{\text{т}}^* = \frac{L_{\text{т}\Sigma}}{H_{\text{т}}^*} = \frac{0.348 \cdot 10^6}{0.3806 \cdot 10^6} = 0.9142$$

14. Степень понижения давления по статическим параметрам:

$$\pi_{\text{т}} = \frac{p_{01}^*}{p_{22}} = \frac{0.4313}{0.0999} = 4.319$$

15. Степень понижения давления по параметрам торможения:

$$\pi_{\text{т}}^* = \frac{p_{01}^*}{p_{22}^*} = \frac{0.4313}{0.11} = 3.92$$

4.5 Расчет камеры сгорания.

4.5.1 Исходные данные.

1. Низшая удельная теплота сгорания топлива: $Q_{\text{н}} = 48.412 \cdot 10^6$ Дж/кг.
2. Давление торможения на входе в диффузор: $p_{\text{вх}}^* = 1.7053 \cdot 10^6$ Па.
3. Температура торможения на входе в диффузор: $T_{\text{вх}}^* = 697.97$ К.
4. Расход на входе в диффузор: $G_{\text{вх}} = 47.39$ кг/с.
5. Площадь сечения на входе в диффузор $F_{\text{вх}} = 0.0427$ м².
6. Коэффициент полноты сгорания топлива: $\eta_{\text{т}} = 0.995$.
7. Скорость на выходе из диффузора: $c_{\text{д}} = 24$ м/с.
8. Скорость в зоне горения: $c_{\text{г}} = 12$ м/с.
9. Теплонапряженность камеры сгорания: $H = 3.5 \cdot 10^6 \frac{\text{Дж}}{\text{ч} \cdot \text{м}^3 \cdot \text{Па}}$.
10. Расход топлива в камере сгорания: $G_{\text{т}} = 0.888$ кг/с.
11. Средний диаметр на выходе из диффузора: $D_{\text{д ср}} = 0.535$ м.
12. Суммарный коэффициент избытка воздуха: $\alpha_{\Sigma} = 2.718$.
13. Коэффициент избытка воздуха в зоне горения: $\alpha_{\text{г}} = 0.6$.

14. Число жаровых труб: $n = 12$.
15. Отношение длины зоны горения к длине жаровой трубы: $\frac{l_1}{l_{ж}} = 0.6$.
16. Коэффициент сохранения полного давления в диффузоре: $\sigma_d = 0.997$.
17. Коэффициент сохранения полного давления во фронтовом устройстве: $\sigma_{\phi} = 0.996$.
18. Скорость на входе в диффузор: $c_{вх} = 135.383$ м/с.

4.5.2 Расчет.

1. Полное давление на выходе из диффузор:

$$p_d^* = p_{вх}^* \cdot \sigma_d = 1.7053 \cdot 10^6 \cdot 0.997 = 1.7002 \text{ Па.}$$

2. Истинная теплоемкость воздуха на входе в диффузор:

$$c_p = 1074.442 \text{ Дж/кг.}$$

3. Коэффициент адиабаты на входе в диффузор:

$$k = 1.365.$$

4. Температура торможения на выходе из диффузора:

$$T_d^* = T_{вх}^* = 697.97 \text{ К.}$$

5. Критическая скорость звук на выходе из диффузора:

$$a_{кр\ d} = \sqrt{\frac{2 \cdot k \cdot R \cdot T_d^*}{k + 1}} = \sqrt{\frac{2 \cdot 1.365 \cdot 287.4 \cdot 697.97}{1.365 + 1}} = 481.21 \text{ м/с.}$$

6. Приведенная скорость на выходе из диффузора:

$$\lambda_d = \frac{c_d}{a_{кр\ d}} = \frac{24}{481.21} = 0.05.$$

7. ГДФ температуры на выходе из диффузора:

$$\tau_d = 1 - \frac{k - 1}{k + 1} \cdot \lambda_d^2 = 1 - \frac{1.365 - 1}{1.365 + 1} \cdot 0.05^2 = 1.0.$$

8. ГДФ давления на выходе из диффузора:

$$\pi_d = (\tau_d)^{\frac{k}{k-1}} = (1.0)^{\frac{1.365}{1.365-1}} = 0.999.$$

9. Статическая температура на выходе из диффузора:

$$T_d = T_d^* \cdot \tau_d = 697.97 \cdot 1.0 = 697.7 \text{ К}.$$

10. Статическое давление на выходе из диффузора:

$$p_d = p_d^* \cdot \pi_d = 1.7002 \cdot 0.999 = 1.6977 \text{ Па}.$$

11. Статическая плотность на выходе из диффузора:

$$\rho_d = \frac{p_d}{R \cdot T_d} = \frac{1.6977 \cdot 10^6}{287.4 \cdot 697.7} = 8.467 \text{ кг/м}^3.$$

12. Площадь на выходе из диффузора:

$$F_d = \frac{G_{\text{вх}}}{c_d \cdot \rho_d} = \frac{47.39}{24 \cdot 8.467} = 0.2332 \text{ м}^2.$$

13. Втулочный диаметр на выходе из диффузора:

$$D_{\text{д вт}} = D_{\text{д ср}} - \frac{F_d}{\pi \cdot D_{\text{д ср}}} = 0.535 - \frac{0.2332}{\pi \cdot 0.535} = 0.396 \text{ м}.$$

14. Периферийный диаметр на выходе из диффузора:

$$D_{\text{д п}} = D_{\text{д ср}} + \frac{F_d}{\pi \cdot D_{\text{д ср}}} = 0.535 + \frac{0.2332}{\pi \cdot 0.535} = 0.674 \text{ м}.$$

15. Полное давление в зоне горения:

$$p_I^* = p_d^* \cdot \sigma_{\text{ф}} = 1.7002 \cdot 0.996 = 1.6934$$

16. Критическая скорость звука в зоне горения:

$$a_{\text{кр}I} = a_{\text{кр д}} = 481.21 \text{ м/с}.$$

17. Приведенная скорость в зоне горения:

$$\lambda_I = \frac{c_I}{a_{\text{кр д}}} = \frac{12}{481.21} = 0.025.$$

18. ГДФ температуры в зоне горения:

$$\tau_I = 1 - \frac{k-1}{k+1} \cdot \lambda_I^2 = 1 - \frac{1.365-1}{1.365+1} \cdot 0.025^2 = 1.0.$$

19. ГДФ давления в зоне горения:

$$\pi_I = (\tau_I)^{\frac{k}{k-1}} = (1.0)^{\frac{1.365}{1.365-1}} = 1.0.$$

20. Статическая температура в зоне горения:

$$T_I = T_I^* \cdot \tau_d = 697.97 \cdot 1.0 = 697.9 \text{ К}.$$

21. Статическое давление в зоне горения:

$$p_I = p_I^* \cdot \pi_I = 1.6934 \cdot 1.0 = 1.6928 \text{ Па}.$$

22. Статическая плотность в зоне горения:

$$\rho_I = \frac{p_I}{R \cdot T_I} = \frac{1.6928 \cdot 10^6}{287.4 \cdot 697.9} = 8.44 \text{ кг/м}^3.$$

23. Расход в зоне горения:

$$G_I = \frac{\alpha_I}{\alpha_\Sigma} \cdot G_{\text{вх}} = \frac{0.6}{2.718} \cdot 47.39 = 10.463 \text{ кг/с}.$$

24. Площадь поперечного сечения жаровой трубы:

$$F_{\text{ж}} = \frac{G_I}{n \cdot c_I \cdot \rho_I} = \frac{10.463}{12 \cdot 12 \cdot 8.44} = 0.0086 \text{ м}^2.$$

25. Диаметр жаровой трубы:

$$d_{\text{ж}} = \sqrt{\frac{4 \cdot F_{\text{ж}}}{\pi}} = \sqrt{\frac{4 \cdot 0.0086}{\pi}} = 0.105 \text{ м}.$$

26. Объем жаровой трубы:

$$V_{\text{ж}} = \frac{3600 \cdot Q_{\text{н}} \cdot G_{\text{т}} \cdot \eta_{\text{т}}}{H \cdot p_{\text{вх}}^* \cdot n} = \frac{3600 \cdot 48.412 \cdot 10^6 \cdot 0.888 \cdot 0.995}{3.5 \cdot 10^6 \cdot 1.7053 \cdot 12} = 0.0022 \text{ м}^3.$$

27. Длина жаровой трубы:

$$l_{\text{ж}} = \frac{V_{\text{ж}}}{F_{\text{ж}}} = \frac{0.0022}{0.0086} = 0.25 \text{ м}.$$

28. Длина зоны горения:

$$l_I = l_{\text{ж}} \cdot \frac{l_1}{l_{\text{ж}}} = 0.25 \cdot 0.6.$$

5 Научно-исследовательская часть.

5.1 Расчет конвективно-пленочной системы охлаждения СА первой ступени турбины компрессора.

5.1.1 Описание алгоритма расчета температурного поля лопатки.

Алгоритм расчета распределения температуры поверхности лопатки следующий:

1. Лопатка разбивается в радиальном направлении на сектора, в пределах каждого из которых температуры газа на входе в решетку предполагается постоянной.
2. Затем для каждого сектора по изложенному ниже алгоритму рассчитывается распределение температуры охлаждающего воздуха, предполагая, что температура пленки равна температуре на входе в решетку.
3. Далее для каждого сектора по полученному распределению температуры воздуха рассчитывается температура пленки по описанной ниже методике.
4. Затем заново рассчитывается температура охлаждающего воздуха и цикл расчета повторяется до схождения к решению.
5. После нахождения решения рассчитывается температура стенки лопатки с учетом теплопроводности в продольном направлении.

Таким образом, описанный алгоритм позволяет учесть при расчете температурного поля лопатки неравномерность температуры потока на входе в решетку, а также продольную теплопроводность материала лопатки, что позволяет получить непрерывную и гладкую эпюру температур для каждого сектора.

5.1.2 Методика расчета пленки.

1. Исходные данные и допущения для алгоритма расчета пленки по одной стороне лопатки.

- 1.1. Параметры газа по высоте постоянны: $T_{\Gamma}^* = const$ и $p_{\Gamma}^* = const$.
 - 1.2. Координаты отверстий: $x_{отв\ i}$.
 - 1.3. Диаметры отверстий: $d_{отв\ i}$.
 - 1.4. Числа отверстий в рядах: $N_{отв\ i}$.
 - 1.5. Коэффициенты скорости в отверстиях: $\phi_{отв\ i}$.
 - 1.6. Коэффициенты расхода в отверстиях: $\mu_{отв\ i}$.
 - 1.7. Давление торможения воздуха на входе в канал: $p_{в0}^*$.
 - 1.8. Расход охлаждающего воздуха на входе в канал: $G_{в0}$.
 - 1.9. Распределение коэффициента теплоотдачи со стороны газа вдоль профиля: $\alpha_{\Gamma}(x)$.
 - 1.10. Распределение температуры охлаждающего воздуха вдоль профиля: $T_{в}^*(x)$.
 - 1.11. Высота участка лопатки: l .
2. Зададим распределение приведенной скорости по корыту $\lambda_{\kappa}(\bar{x})$ и спинке $\lambda_c(\bar{x})$:

$$\lambda_{\kappa}(\bar{x}) = \left\{ 1 + \left[\left(\frac{\lambda_1}{\lambda_0} \right)^{0.5} \right] \bar{x} \right\}^2 \lambda_0, \quad \bar{x} = \frac{x}{l_{\kappa}}$$

$$\lambda_c(\bar{x}) = \left\{ 1 + \left[\left(\frac{\lambda_1}{\lambda_0} \right)^4 \right] \bar{x} \right\}^{0.25} \lambda_0, \quad \bar{x} = \frac{x}{l_c},$$

где l_{κ} - длина профиля со стороны корыта, l_c - длина профиля со стороны спинки, λ_0 - приведенная скорость на входе в лопаточный венец, λ_1 - приведенная скорость на выходе из лопаточного венца.

3. Определим критическую скорость звука $a_{кр}$:

$$a_{кр} = \sqrt{\frac{2k_{\Gamma}}{k_{\Gamma} + 1} R_{\Gamma} T_{\Gamma}^*}$$

4. Определим скорость газа на корыте v_k и на спинке v_c :

$$v_k(x) = \lambda_k \left(\frac{x}{l_k} \right)$$

$$v_c(x) = \lambda_c \left(\frac{x}{l_c} \right)$$

Дальнейший расчет идентичен для спинки и корыта, поэтому скорость газа будем обозначать как v_Γ .

5. Определим эквивалентную ширину щели:

$$s = N_{\text{отв}} \frac{\pi d_{\text{отв}}^2}{4} \cdot \frac{1}{l},$$

где $N_{\text{отв}}$ - количество отверстий, $d_{\text{отв}}$ - диаметр отверстия, l - высота профильной части лопатки.

6. Определим скорость газа в точке выдува воздуха:

$$v_{\Gamma \text{ отв}} = v_\Gamma(x_{\text{отв}}),$$

где $x_{\text{отв}}$ - криволинейная координата отверстия.

7. Определим статическую температуру газа в точке выдува воздуха:

$$T_{\Gamma \text{ отв}} = T_\Gamma^* - \frac{v_{\Gamma \text{ отв}}^2}{2c_{p \Gamma}}$$

8. Определим статическое давление газа в точке выдува воздуха:

$$p_{\Gamma \text{ отв}} = \frac{p_\Gamma^*}{\left(\frac{T_\Gamma^*}{T_{\Gamma \text{ отв}}} \right)^{\frac{k_\Gamma}{k_\Gamma - 1}}}$$

9. Определим статическую плотность газа в точке выдува воздуха:

$$\rho_{\Gamma \text{ отв}} = \frac{p_{\Gamma \text{ отв}}}{R_\Gamma \cdot T_{\Gamma \text{ отв}}}$$

10. Определим скорость истечения воздуха из отверстия:

$$v_{\text{в отв}} = \phi_{\text{отв}} \sqrt{\frac{2k_{\text{в}}}{k_{\text{в}} - 1}} R_{\text{в}} T_{\text{в}}^*(x_{\text{отв}}) \left[1 - \left(\frac{p_{\Gamma \text{ отв}}}{p_{\text{в0}}^*} \right)^{\frac{k_{\text{в}} - 1}{k_{\text{в}}}} \right],$$

где $\phi_{\text{отв}}$ - коэффициент скорости, $T_{\text{в}}^*(x_{\text{отв}})$ - температура воздуха в точке выдува, $p_{\text{в0}}^*$ - давление воздуха.

11. Определим статическую плотность воздуха на выходе из отверстия:

$$\rho_{\text{в отб}} = \frac{p_{\text{г отб}}}{R_{\text{в}} \left[T_{\text{в}}^*(x_{\text{отб}}) - \frac{v_{\text{в отб}}^2}{2c_{p \text{ в}}} \right]}$$

12. Определим плотность торможения воздуха на входе в отверстия:

$$\rho_{\text{в отб}}^* = \frac{p_{\text{в0}}^*}{R_{\text{в}} T_{\text{в}}^*(x_{\text{отб}})}$$

13. Определим параметр вдува:

$$m = \frac{\rho_{\text{в отб}} v_{\text{в отб}}}{\rho_{\text{г отб}} v_{\text{г отб}}}$$

14. Определим число Рейнольдса по ширине щели:

$$Re_s = \frac{\rho_{\text{г отб}} v_{\text{г отб}} s}{\mu_{\text{г}}(T_{\text{г отб}})}$$

15. Определим температурный фактор:

$$\phi = T_{\text{в}}^*(x_{\text{отб}}) / T_{\text{г}}^*$$

16. Определим эффективность пленки $\theta_{\text{пл}}(x)$:

$$A(x) = Re_s^{-0.25} m^{-1.3} \phi^{-1.25} \left(\frac{x - x_{\text{отб}}}{s} \right)$$

$$\theta_{\text{пл}}(x) = \begin{cases} 1.0, & \text{если } 0 < A \leq 3 \\ \left(\frac{A}{3}\right)^{-0.285}, & \text{если } 3 \leq A < 11 \\ \left(\frac{A}{7.43}\right)^{-0.95}, & \text{если } A \geq 11 \end{cases}$$

17. Определим температуру пленки в случае нескольких рядов отверстий:

$$T_{\text{пл}}^*(x) = \begin{cases} T_{\text{г}}^*, & \text{если } x < x_{\text{отб } 1} \\ T_{\text{г}}^* \cdot \prod_{i=1}^{x_i \leq x} [(1 - \theta_{\text{пл } i})] + \\ + \sum_{i=1}^{x_i \leq x} [\theta_{\text{пл } i} T_{\text{в}}^*(x_{\text{отб } j}) \prod_{j=i+1}^{x_j \leq x} (1 - \theta_{\text{пл } j})], & \text{если } x_{\text{отб } 1} \leq x \end{cases}$$

18. Определим коэффициент теплоотдачи пленки в случае нескольких рядов отверстий:

$$\alpha_{\text{пл}}(x) = \begin{cases} \alpha_{\text{г}}(x), & \text{если } 0 \leq x < x_{\text{отб } 1} \\ \alpha_{\text{г}}(x) \left(1 + \frac{2m_1}{\frac{x - x_{\text{отб } 1}}{s_1}} \right), & \text{если } x_{\text{отб } 1} \leq x < x_{\text{отб } 2} \\ \dots\dots\dots \\ \alpha_{\text{г}}(x) \left(1 + \frac{2m_n}{\frac{x - x_{\text{отб } n}}{s_n}} \right), & \text{если } x_{\text{отб } n} \leq x \end{cases}$$

19. По формуле истечения из сопла определим расход через ряд отверстий:

$$G_{\text{отв}} = s \cdot l \cdot \mu_{\text{отв}} \sqrt{\frac{2k_{\text{в}}}{k_{\text{в}} - 1} p_{\text{в0}}^* \rho_{\text{в}}^* \left(\frac{p_{\Gamma \text{ отв}}}{p_{\text{в0}}^*} \right)^{\frac{2}{k_{\text{в}}}} \left[1 - \left(\frac{p_{\Gamma \text{ отв}}}{p_{\text{в0}}^*} \right)^{\frac{k_{\text{в}} - 1}{k_{\text{в}}}} \right]}$$

20. В общем случае зависимость расхода воздуха в зазоре от криволинейной координаты имеет вид:

$$G_{\text{в}}(x) = G_{\text{в0}} - \sum_{i=1}^{x_i \leq x} G_{\text{отв } i}$$

21. Выходные данные расчета пленки:

21.1. Распределение вдоль профиля коэффициента теплоотдачи со стороны пленки: $\alpha_{\text{пл}}(x)$.

21.2. Распределение температуры пленки вдоль профиля: $T_{\text{пл}}(x)$.

21.3. Распределение расхода охлаждающего воздуха вдоль профиля: $G_{\text{в}}(x)$.

5.1.3 Методика расчета температуры охлаждающего воздуха.

1. Исходные данные и допущения для расчета локальных параметров с одной стороны лопатки:

1.1. Теплопроводность материала лопатки: $\lambda_{\text{м}}$.

1.2. Толщина стенки лопатки: Δ .

1.3. Теплопроводность защитного покрытия: $\lambda_{\text{п}}$.

1.4. Толщина покрытия: $\Delta_{\text{п}}$.

1.5. Распределение вдоль профиля коэффициента теплоотдачи со стороны пленки: $\alpha_{\text{пл}}(x)$.

1.6. Распределение температуры пленки вдоль профиля: $T_{\text{пл}}(x)$.

1.7. Распределение расхода охлаждающего воздуха вдоль профиля: $G_{\text{в}}(x)$.

1.8. Ширина канала для охлаждения лопатки: δ .

1.9. Высота участка лопатки: l .

1.10. Теплопроводность воздуха в зависимости от температуры: $\lambda_{\text{в}}(T)$.

1.11. Вязкость воздуха в зависимости от температуры: $\mu_{\text{в}}(T)$.

2. Определим зависимость коэффициента теплотдачи со стороны воздуха от температуры и координаты вдоль профиля:

$$\alpha_{\text{в}}(T_{\text{в}}^*, x) = 0.02 \cdot \lambda_{\text{в}}(T_{\text{в}}^*) \cdot \frac{1}{2\delta} \cdot \left(\frac{G_{\text{в}}}{l \cdot \mu(T_{\text{в}}^*)} \right)$$

3. Определим зависимость коэффициента теплопередачи от температуры и координаты вдоль профиля:

$$k(T_{\text{в}}^*, x) = \frac{1}{\frac{1}{\alpha_{\text{в}}(T_{\text{в}}^*, x)} + \frac{1}{\alpha_{\text{пл}}(x)} + \frac{\Delta}{\lambda_{\text{м}}} + \frac{\Delta_{\text{п}}}{\lambda_{\text{п}}}}$$

4. Получаем зависимость производной температуры воздуха от координаты от температуры и координаты вдоль профиля:

$$\frac{dT_{\text{в}}^*}{x} = \frac{k(T_{\text{в}}^*, x)(T_{\text{пл}}(x) - T_{\text{в}}^*)l}{G_{\text{в}}(x)c_{\text{рв}}}$$

5. В итоге получаем дифференциальное уравнение вида $\frac{dy}{dx} = f(y, x)$, которое решаем любым из известных методов численного решения ДУ, например, методом Эйлера.

6. Выходные результаты расчета локальных параметров:

6.1. Распределение температуры воздуха вдоль профиля: $T_{\text{в}}^*(x)$.

6.2. Распределение коэффициента теплоотдачи со стороны воздуха вдоль профиля: $\alpha_{\text{в}}(x)$.

5.1.4 Методика расчета температуры стенки.

Методика расчета температуры стенки предполагает известными распределения вдоль профиля коэффициента теплоотдачи от стенки к пленке $\alpha_{\text{пл}}(x)$, коэффициента теплоотдачи от воздуха к стенке $\alpha_{\text{в}}(x)$, температуры пленки $T_{\text{пл}}(x)$ и температуры охлаждающего воздуха $T_{\text{в}}(x)$. Метод основан на численном решении дифференциального уравнения теплового баланса для участка стенки, учитывающего теплопроводность только вдоль профиля. Оно имеет вид:

$$\frac{d^2 T_{\text{ст}}}{dx^2} = \frac{1}{\lambda \Delta} [(\alpha_{\text{пл}}(x) + \alpha_{\text{в}}(x)) T_{\text{ст}} - (\alpha_{\text{пл}}(x) T_{\text{пл}}(x) + \alpha_{\text{в}}(x) T_{\text{в}}(x))],$$

где $T_{\text{ст}}$ - температура стенки, λ - теплопроводность материала лопатки, Δ - толщина стенки. Граничные условия:

1. Граничное условие в лобовой точке - наличие экстремума температуры:

$$\left. \frac{dT_{\text{ст}}}{dx} \right|_0 = 0$$

2. Граничное условие на выходной кромке в общем случае более сложно, так как через нее существует тепловой поток. Однако в простейшем случае можно принять торец выходной кромки теплоизолированным, и в этом случае вторым граничным условием можно принять:

$$\left. \frac{dT_{\text{ст}}}{dx} \right|_l = 0$$

Данная задача может быть приближенно решена методом конечных разностей. Для этого необходимо представить значение второй производной температуры стенки через значения температуры в узловых точках. Используя разложение в ряд Тейлора, получим представление второй производной через значения температуры в узловых точках для случая равномерного шага:

$$\frac{d^2 T_{\text{ст}}}{dx^2}(x_i) = \frac{T_{\text{ст } i-1} - 2 \cdot T_{\text{ст } i} + T_{\text{ст } i+1}}{\Delta x^2},$$

где индекс i соответствует текущей точке расчета, а Δx - шаг сетки.

Таким образом, линеаризованное уравнение теплового баланса малого элемента лопатки имеет вид:

$$A_{i-1} T_{\text{ст } i-1} + A_i T_{\text{ст } i} + A_{i+1} T_{\text{ст } i+1} = S,$$

где

$$\begin{aligned} A_{i-1} &= \frac{1}{\Delta x^2}, \\ A_i &= -\frac{2}{\Delta x^2} - \frac{\alpha_{\text{пл}} + \alpha_{\text{в}}}{\lambda \Delta}, \\ A_{i+1} &= \frac{1}{\Delta x^2}, \\ S &= -\frac{\alpha_{\text{пл}} T_{\text{пл}} + \alpha_{\text{в}} T_{\text{в}}}{\lambda \Delta} \end{aligned}$$

Линеаризованные граничные условия имеют вид (для случая теплоизолированных торцев):

$$T_{\text{ст } 1} - T_{\text{ст } 0} = 0,$$

$$T_{\text{ст } N} - T_{\text{ст } N-1} = 0$$

Далее по полученной линеаризованной модели составляется матрица коэффициентов уравнений и столбец правых частей, и полученная система уравнений решается одним из стандартных методов решения СЛАУ.

5.1.5 Результаты расчета для наиболее горячего сектора.

Таблица 10: Значения параметров в отверстиях.

x , мм	s , 10^{-3} мм	$\phi_{\text{отв}}$	$\mu_{\text{отв}}$	m	ϕ	$G_{\text{отв}}$, г/с	$G_{\text{отв}}/G_{\text{в0}}$	$v_{\text{в}}$, м/с
-54.7	67.2	0.9	0.85	1.314	0.497	1.058	0.111	349.0
-43.9	56.4	0.9	0.85	1.326	0.491	0.871	0.091	329.0
-7.6	56.4	0.9	0.85	1.393	0.471	0.67	0.07	214.0
5.4	56.4	0.9	0.85	1.674	0.471	0.338	0.036	100.0
18.8	56.4	0.9	0.85	1.454	0.478	0.486	0.051	149.0
29.6	64.9	0.9	0.85	1.385	0.483	0.721	0.076	202.0
43.0	70.5	0.9	0.85	1.34	0.489	0.999	0.105	284.0

Таблица 11: Значения локальных параметров.

x , мм	$\alpha_{\text{пл}}$, $\frac{\text{Вт}}{\text{м}^2 \cdot \text{К}}$	$\alpha_{\text{в}}$, $\frac{\text{Вт}}{\text{м}^2 \cdot \text{К}}$	$\alpha_{\text{г}}$, $\frac{\text{Вт}}{\text{м}^2 \cdot \text{К}}$	$T_{\text{в}}^*$, К	$T_{\text{пл}}^*$, К	$T_{\text{ст}}$, К	$\theta_{\text{пл}}$	$\theta_{\text{охл}}$
-63.6	3316.6	1012.7	3252.0	804	1344.0	1129	0.324	0.594
-60.6	3349.5	1011.4	3252.0	800	1255.0	1097	0.434	0.631
-57.6	3451.3	1010.5	3252.0	798	1012.0	1027	0.734	0.715
-54.6	3297.6	1389.8	3252.0	797	1451.0	1064	0.189	0.668
-51.5	3315.5	1387.9	3252.0	793	1403.0	1128	0.248	0.587
-48.5	3356.4	1386.2	3252.0	789	1297.0	1088	0.376	0.633
-45.5	1418.7	1385.2	1300.8	787	977.0	1011	0.768	0.726

-42.5	1306.7	1676.9	1300.8	786	1564.0	1048	0.048	0.679
-39.5	1307.2	1675.1	1300.8	783	1560.0	1083	0.053	0.634
-36.5	1307.9	1673.4	1300.8	780	1556.0	1092	0.058	0.62
-33.5	1308.7	1671.7	1300.8	777	1550.0	1093	0.064	0.617
-30.5	1309.8	1669.9	1300.8	774	1543.0	1090	0.072	0.619
-27.5	1311.1	1668.2	1300.8	771	1535.0	1085	0.083	0.623
-24.5	1313.0	1666.5	1300.8	768	1523.0	1078	0.096	0.629
-21.4	1315.6	1664.8	1300.8	766	1506.0	1068	0.116	0.639
-18.4	1319.7	1663.2	1300.8	763	1480.0	1053	0.147	0.655
-15.4	1327.0	1661.6	1300.8	760	1434.0	1029	0.2	0.681
-12.4	1343.5	1660.1	1300.8	758	1334.0	992	0.319	0.723
-9.4	1415.9	1659.1	1300.8	756	988.0	954	0.727	0.767
-6.4	1300.8	1872.4	1300.8	755	1603.0	1025	0.0	0.682
-3.4	1300.8	1870.4	1300.8	752	1603.0	1111	0.0	0.578
-0.4	2588.7	1867.8	2588.7	748	1603.0	1158	0.0	0.521
2.6	2588.7	1870.1	2588.7	751	1603.0	1133	0.0	0.551
5.6	3725.3	1765.2	2168.0	755	755.0	1000	1.0	0.711
8.7	2293.2	1765.8	2168.0	756	1209.0	1005	0.465	0.706
11.7	2233.2	1767.4	2168.0	758	1392.0	1060	0.25	0.643
14.7	2212.1	1769.4	2168.0	761	1458.0	1083	0.173	0.618
17.7	2201.3	1771.5	2168.0	765	1492.0	1051	0.132	0.658
20.7	2359.1	1614.9	2168.0	766	981.0	982	0.744	0.742
23.7	2241.1	1616.0	2168.0	768	1294.0	1025	0.37	0.693
26.7	2213.2	1617.7	2168.0	771	1389.0	1039	0.258	0.678
29.7	5131.5	1377.5	2168.0	774	774.0	965	1.0	0.77
32.7	2292.1	1377.8	2168.0	775	1075.0	975	0.638	0.758
35.7	2231.4	1378.9	2168.0	777	1273.0	1037	0.4	0.686
38.8	2210.6	1380.4	2168.0	780	1351.0	1068	0.306	0.65
41.8	2200.0	1381.9	2168.0	783	1396.0	1047	0.252	0.679
44.8	2404.8	1026.6	2168.0	785	910.0	978	0.847	0.764
47.8	2254.5	1027.2	2168.0	787	1156.0	1022	0.547	0.712
50.8	2220.9	1028.2	2168.0	789	1277.0	1075	0.4	0.649
53.8	2206.1	1029.5	2168.0	793	1339.0	1096	0.327	0.626

5.1.6 Интегральные параметры охлаждения.

1. Температура охлаждающего воздуха на входе в канал: $T_{в0}^* = 748.0$ К.
2. Полное давление охлаждающего воздуха на входе в канал: $p_{в0}^* = 1.6882$ МПа.
3. Суммарный расход воздуха на одну лопатку: $G_{в0} = 0.052$ кг/с.
4. Относительный расход воздуха на охлаждение СА: $g_{охл\ са} = 0.055$.
5. Толщина стенок: $\Delta = 1.0$ мм.
6. Ширина канала: $\delta = 0.7$ мм.
7. Теплопроводность покрытия: $\lambda_{п} = 2.3$ Вт/(м · К).
8. Толщина покрытия: $\Delta_{п} = 0.2$ мм.
9. Средняя эффективность охлаждения: $\theta_{охл\ ср} = 0.654$.

5.2 Расчет переменных режимов работы установки.

6 Технологическая часть.

7 Организационно-экономическая часть.

8 Экология и промышленная безопасность.

9 ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Список литературы

- [1]
- [2]
- [3]
- [4]
- [5]
- [6]
- [7]
- [8]
- [9]
- [10]
- [11]
- [12]