

**ФЕДЕРАЛЬНОЕ АГЕНСТВО ВОЗДУШНОГО ТРАНСПОРТА
ФЕДЕРАЛЬНОЕ ГОСУДАРСТВЕННОЕ ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЕ
УЧРЕЖДЕНИЕ ВЫСШЕГО ПРОФЕССИОНАЛЬНОГО
ОБРАЗОВАНИЯ
МОСКОВСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ ТЕХНИЧЕСКИЙ
УНИВЕРСИТЕТ ГРАЖДАНСКОЙ АВИАЦИИ**

Кафедра «Двигатели летательных аппаратов»

Шулекин В.Т.

ЛАБОРАТОРНЫЙ ПРАКТИКУМ
по дисциплине «Теплотехника» для студентов 2 курса специальности
280102 дневного обучения

Москва – 2005

2.

Настоящий практикум по дисциплине «Теплотехника» содержит семь

лабораторных работ по основам технической термодинамики, теплообмену, газовой динамике и теории авиационных двигателей. Продолжительность каждой работы
4 учебных часа.

Издаётся в соответствии с учебным планом для студентов специальности 280102 «Безопасность технологических процессов и производств» дневного обучения.

Рассмотрен и одобрен на заседании кафедры «Двигатели летательных аппаратов» 01.11.2005 г., протокол № 2 и методического совета по специальности 14.11.2005 г., протокол № 3.

Рецензент, канд. техн. наук, проф. Н.Д.Тихонов.

Введение	4 - 4
1. Определение теплоёмкости воздуха	5 - 13
2. Приборы для измерения основных параметров потока в проточной части ГТД	14 - 25
3. Исследование газовых процессов в элементах авиационных ГТД	26 - 31
4. Исследование рабочего процесса в ступени компрессора авиационного ГТД	32 - 47
5. Тяга турбореактивного двигателя	48 - 62
6. Определение коэффициента теплопроводности латунного стержня	63 - 76
7. Определение коэффициента теплоотдачи в условиях естественной конвекции	70 - 77
Приложение П.1	78 - 88

Безопасность технологических процессов и производств на воздушном транспорте в узком смысле означает обеспечение безопасности полётов, под которой обычно подразумевается способность авиационной транспортной системы (совокупность летательного аппарата (самолёта, вертолёт), экипажа, служб подготовки и обеспечения полётов, управления воздушным движением) осуществлять воздушные перевозки без угрозы для жизни и здоровья людей.

На исход полёта влияет большое количество факторов, закономерности возникновения которых весьма сложны и изучаются в различных науках: теплотехнике, газовой динамике, теории авиационных двигателей и др.

Теплотехника – общепрофессиональная (общетехническая) дисциплина, изучающая методы получения, преобразования, передачи и использования теплоты, а также принципы действия и конструктивные особенности тепловых машин, аппаратов и устройств и др. Теплотехника базируется на технической термодинамике, теплообмене и массообмене.

Техническая термодинамика изучает закономерности взаимного превращения тепловой и механической энергии и является (вместе с теорией теплообмена и массообмена) теоретическим фундаментом теплотехники. На её основе осуществляется расчёт и проектирование тепловых двигателей – паровых и газовых турбин, двигателей внутреннего сгорания, а также всевозможного технологического оборудования – компрессоров, сушильных и холодильных установок и т.д.

Газовая динамика изучает открытые термодинамические системы, в которых рабочее тело представляет поток газа. На постулатах и выводах газовой динамики осуществляется конструирование каналов, лопаток турбомашин и других устройств.

Теория авиационных двигателей включает изучение схем, принципов действия различных типов газотурбинных и поршневых двигателей. Газотурбинные двигатели широко распространены в гражданской авиации вследствие их большой мощности при малых габаритах и массе, а также из-за использования дешёвых сортов топлива (керосина).

Настоящий лабораторный практикум содержит различные лабораторные работы, которые подкрепляют теоретические знания студентов по теплотехнике, газовой динамике и теории двигателей. В работах особое внимание обращается на усвоение студентами физической картины изучаемого явления, принципов действия объектов авиационной техники, особенностях проявления физических явлений при эксплуатации силовых установок воздушных судов гражданской авиации.

ЛР-1 ОПРЕДЕЛЕНИЕ ТЕПЛОЕМКОСТИ ВОЗДУХА

Цель работы

1. Экспериментальное определение средней массовой теплоемкости воздуха при постоянном давлении c_{pm} .
2. Ознакомление с методикой измерений и обработки опытных данных.

Задание на работу

1. В рабочей тетради изобразить схему лабораторной установки для определения теплоемкости воздуха и указать ее основные элементы.
2. Ознакомиться с принципом действия установки. Подготовить установку для проведения эксперимента.
3. Ознакомиться с основными сведениями и с методикой обработки опытных данных.
4. Произвести измерения:
 - температуры t_0 и давления p_0 наружного воздуха в лаборатории;
 - температуры воздуха на выходе из термостата t_1 ;
 - напряжения u_B и силы тока I_B в цепи нагревателя;
 - перепада давлений на мерной диафрагме h_B .
5. Выполнить обработку экспериментальных данных.
6. Оформить отчет по лабораторной работе.

Основные сведения

Отношение количества теплоты δQ , полученного рабочим телом при бесконечно малом изменении его состояния, к связанному с этим изменением температуры dT называют **теплоемкостью рабочего тела** [1,2,3]:

$$c_x = \frac{\delta Q}{dT} \quad (1.1)$$

Обозначение δQ вместо dQ показывает на их различие в зависимости от процесса подвода теплоты. Индекс «x» используется для обозначения того или иного процесса. Например, обозначая $x \rightarrow p$ получаем выражение для теплоемкости в изобарном процессе ($p = const$):

$$c_p = \frac{dQ}{dT} \quad (1.2)$$

При $x \rightarrow T$ получаем выражение для теплоёмкости в изотермическом процессе ($T = const$) $c_T \rightarrow \infty$; при $x \rightarrow k$ получаем $c_k = 0$ (теплообмен между внешней средой и

рабочим телом в адиабатном процессе $pv^k = const$ отсутствует); при $x \rightarrow v$ получаем c_v в изохорном процессе ($v = const$).

Обычно теплоемкость относят к единице количества вещества и в зависимости от выбранной единицы различают:

- удельную массовую теплоемкость $c_m, \frac{\text{Дж}}{\text{кг} \cdot \text{К}}$;
- удельную объемную теплоемкость $c_v, \frac{\text{Дж}}{\text{м}^3 \cdot \text{К}}$;
- удельную мольную теплоемкость $\mu c, \frac{\text{Дж}}{\text{моль} \cdot \text{К}}$.

Зависимость теплоемкости от характера процесса может быть представлена графически (рис. 1.1). Здесь произвольный процесс представляется политропным

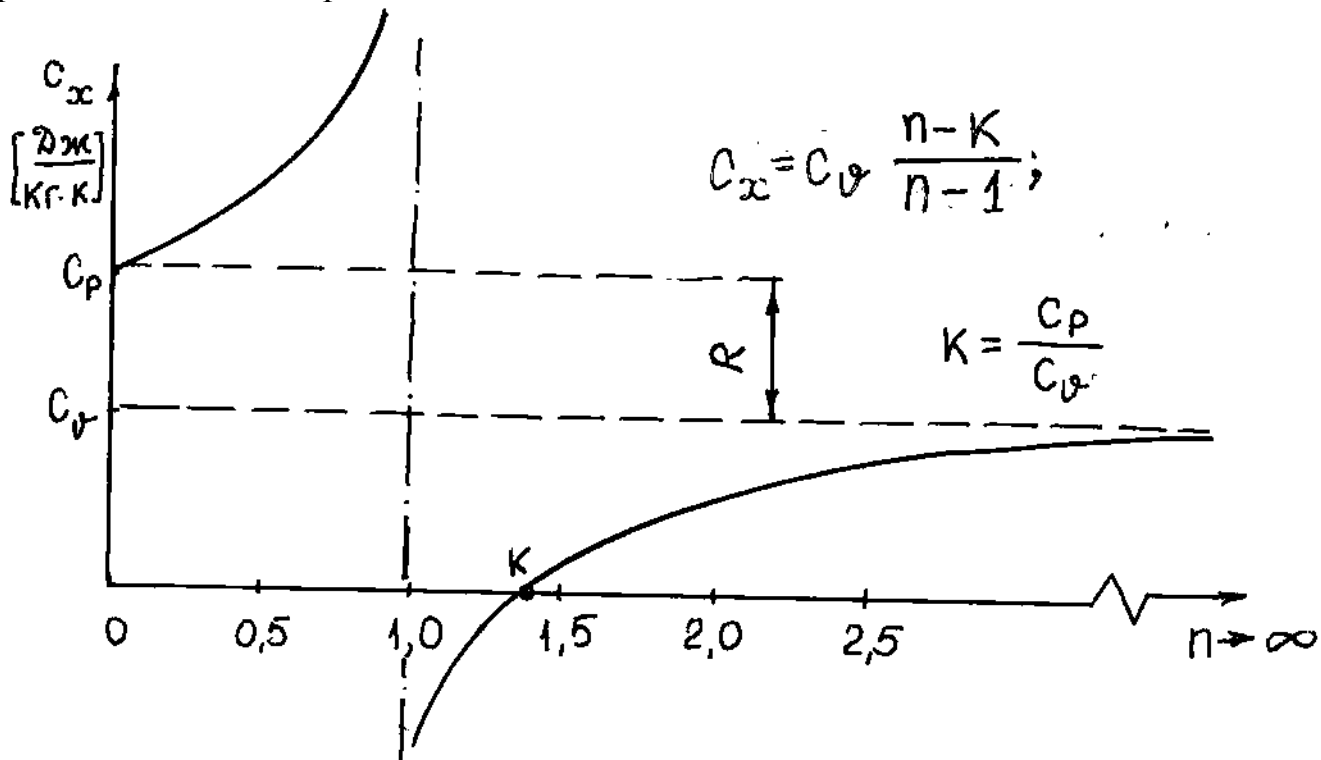


Рис.1.1. Зависимость удельной массовой теплоемкости от показателя политропы n

($pv^n = const$), где n – показатель политропы, может принимать значения $-\infty < n < +\infty$. Теплоёмкость политропного процесса находится по формуле:

$$c_x = c_v \frac{n-k}{n-1} \quad (1.3)$$

Для идеального газа, молекулы которого имеют массу, бесконечно малые размеры и не взаимодействуют друг с другом (кроме столкновений), существует связь между теплоёмкостями c_p и c_v , полученная впервые

7.

Юлиусом Робертом Майером (1814 – 1878) – немецким естествоиспытателем и врачом в 1847 году:

$$c_p - c_v = R, \quad (1.4)$$

где R - газовая постоянная идеального газа представляет собой работу совершаемую

1 кг газа в процессе постоянного давления при изменении температуры на один градус, $\frac{\text{Дж}}{\text{кг}\cdot\text{К}}$. Численное значение R определяется из соотношения:

$$R = \frac{R\mu}{\mu} \quad (1.5)$$

Здесь $R\mu = 8314 \frac{\text{Дж}}{\text{моль}\cdot\text{К}}$ - универсальная газовая постоянная (для всех газов); $\mu, \frac{\text{кг}}{\text{моль}}$ - масса одного моля газа. Например, для сухого воздуха

$$\mu = 28.966 \frac{\text{кг}}{\text{моль}}, R = \frac{8314}{28.966} = 287 \frac{\text{Дж}}{\text{кг}\cdot\text{К}}, \text{ для водяного пара}$$

$H_2O \mu = 18 \frac{\text{кг}}{\text{моль}}, R = \frac{8314}{18} = 462 \frac{\text{Дж}}{\text{кг}\cdot\text{К}}$. Чем больше R , тем больше требуется работы, например, для сжатия газа в компрессоре газотурбинного двигателя.

В изохорном процессе ($v = const$) теплота сообщаемая газу, идёт только на изменение его внутренней энергии (впервые установлено в 1843 году английским физиком **Деймсом Прескотт Джоулем** (1818 – 1889)). Это видно из дифференциального уравнения первого закона термодинамики:

$$\delta q = c_v dT + p dv, \quad (1.6)$$

где $p dv = 0$, тогда как в изобарном процессе ($p = const$) теплота расходуется на изменение внутренней энергии и на совершение работы против внешних сил ($p dv > 0$). Поэтому c_p больше c_v на величину этой работы.

В адиабатном процессе ($pv^k = const$) протекающем без теплообмена между рабочим телом и внешней средой ($q = 0$) **отношение теплоёмкостей**

$k = \frac{c_p}{c_v}$ **называют показателем адиабаты**. Для воздуха как идеального газа

(доля кислорода в сухом воздухе составляет 20.9476 % [4], доля азота в воздухе 78.064 %). (теплоёмкость которого не зависит от температуры) $k = 1.4$, для продуктов сгорания авиационного керосина $k = 1.33$.

Величина теплоёмкостей c_p и c_v с учётом показателя адиабаты находится из решения системы уравнений:

$$\begin{cases} c_p - c_v = R \\ k = \frac{c_p}{c_v} \end{cases}$$

Отсюда

$$c_p = \frac{kR}{k-1}; c_v = \frac{R}{k-1}. \quad (1.7)$$

Для реальных газов $c_p - c_v > R$, поскольку при их расширении в изобарном процессе совершается работа не только против внешних сил, но и против сил притяжения, действующих между молекулами, что вызывает дополнительный расход теплоты. При увеличении температуры у многоатомных молекул происходит возбуждение внутренних степеней свободы за счет возникновения колебательного движения атомов молекулы (молекула становится осциллятором). Это приводит к увеличению внутренней энергии, а следовательно, и теплоемкости с ростом температуры.

Поскольку теплоемкость реального газа зависит от температуры в технической термодинамике различают истинную (найденную по формуле 1.1) и среднюю теплоемкости.

Средняя теплоемкость процесса находится по формуле:

$$c_{cp} \int_{t_1}^{t_2} = \frac{q}{t_2 - t_1} \quad \text{или} \quad c_{cp} \int_{t_1}^{t_2} = \frac{c_{cp} \int_0^{t_2} \cdot t_2 - c_{cp} \int_0^{t_1} \cdot t_1}{t_2 - t_1} \quad (1.8)$$

В теплотехнических расчетах теплоемкости c_p или c_v находят по формуле:

$$c = a_0 + a_1 T + a_2 T^2 + a_3 T^3 + \dots \quad (1.9)$$

Например, для расчета теплоемкости сухого воздуха рекомендуется следующая формула:

$$c_{pm} = 0.9952 + 0.9349 \cdot 10^{-4} t \frac{\text{кДж}}{\text{кг} \cdot \text{К}} \quad (1.10)$$

Описание лабораторной установки

Установка (рис.1.2) состоит из электромотора 1, частота вращения которого регулируется реостатом 2; вентилятора 3; мерной диафрагмы 4; электрического нагревателя 5, мощность которого регулируется реостатом 6; термостата 7; амперметра 8; вольтметра 9, с помощью которых определяется мощность нагревателя на каждом режиме, трубопровода 10; термометра 11, с помощью которого измеряется температура нагретого воздуха в термостате;

микроманометра 12, с помощью которого измеряется перепад статического давления на мерной диафрагме 4.

9.

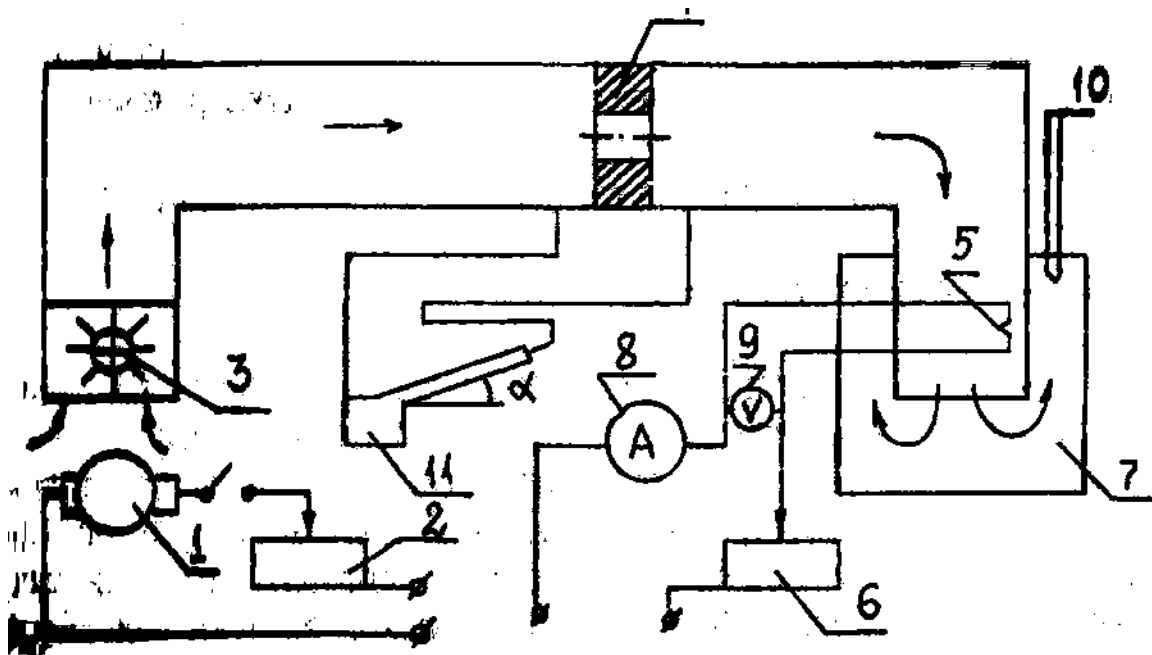


Рис.1.2. Принципиальная схема лабораторной установки для определения теплоемкости воздуха:

1 - электромотор; 2,6 - реостаты; 3 - вентилятор; 4 - мерная диафрагма; 5 - нагревательный элемент; 7 - термостат; 8 - амперметр; 9 - вольтметр; 10 – трубопровод; 11 - термометр; 12 – микроманометр; α - угол наклона микроманометра к горизонтали

Принцип действия установки состоит в следующем. Воздух из лаборатории с температурой t_0 и давлением p_0 засасывается вентилятором 3 и подаётся по трубопроводу 10 к электронагревателю 5 открытого типа. Для полного исключения потерь тепла в окружающую среду нагреватель помещён в термостат.

Расход воздуха через трубопровод регулируется частотой вращения вентилятора.

Для определения расхода в трубопроводе 10 установлена мерная диафрагма (рис.1.3),

представляющая собой диск с отверстием круглого сечения, центр которого лежит на

оси трубопровода. Сужение воздушного потока начинается на некотором расстоянии

от диафрагмы и на некотором расстоянии за диафрагмой поток достигает минимального сечения [5]. Далее поток постепенно расширяется до полного сечения трубопровода.

Как видно из рис.1.3, давление за диафрагмой полностью не восстанавливается (перед диафрагмой происходит дросселирование струи – ускорение потока, а непосредственно за диафрагмой давление не может сразу

восстановиться, поэтому появляется разность давлений $\Delta p = p_2 - p_1$).

Разность давлений на диафрагме зависит

от скорости потока в отверстии, или, что тоже самое, от объёмного расхода воздуха $V = F_{\text{отв}} c_{\text{отв}}$, где $F_{\text{отв}}$ - площадь отверстия, $c_{\text{отв}}$ - скорость воздуха в отверстии, а также от интенсивности вихрей, образующихся до и после диафрагмы («мертвая» зона на рис.1.3).

10.

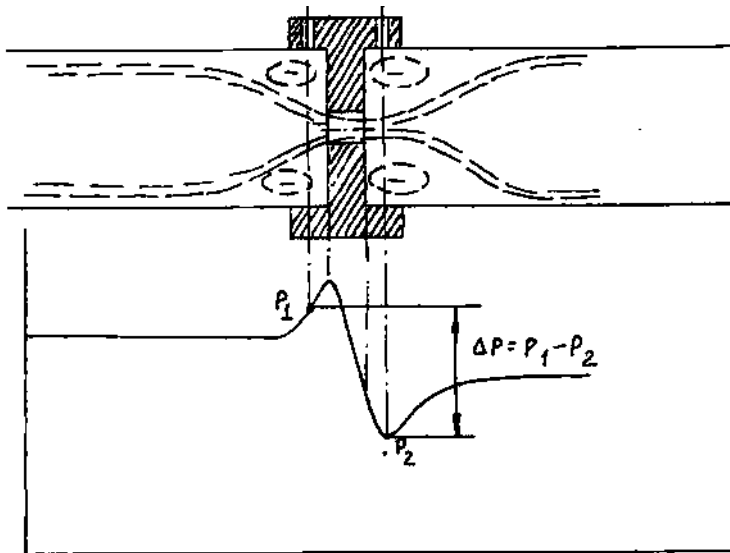


Рис.1.3. Характер потока и распределение статического давления при установке в трубопроводе диафрагмы

Таким образом, в лабораторной установке реализуется изобарный подвод теплоты к потоку воздуха. Уравнение теплового баланса для установки представляется так:

$$G_{\text{в}} c_{\text{рм}} (T_1 - T_0) = I_{\text{в}} V_{\text{в}}, \quad (1.11)$$

где $G_{\text{в}} = V \rho_{\text{в}}$ - массовый расход воздуха в трубопровода, кг/с; $\rho_{\text{в}}$ - плотность воздуха, $\frac{\text{кг}}{\text{м}^3}$; T_1 - температура воздуха на выходе из термостата; $c_{\text{рм}}$ - средняя массовая теплоёмкость воздуха при постоянном давлении; $I_{\text{в}}, V_{\text{в}}$ - сила тока и напряжение в цепи нагревателя.

Для определения объёмного расхода воздуха, проходящего через диафрагму, рекомендуют следующую формулу [5]:

$$V = \mu \varepsilon k_t F_{\text{отв}} \sqrt{\frac{2 \Delta p}{\rho_{\text{в}}}}, \frac{\text{м}^3}{\text{с}},$$

где $\mu = 0.82$ - коэффициент расхода мерной диафрагмы; $\varepsilon = 1.0$ - коэффициент, учитывающий сужение струи; $k_t = 1.0$ - температурный

поправочный коэффициент; $F_{\text{отв}} = \frac{\pi d_{\text{отв}}^2}{4} = 7.85 \cdot 10^{-5} \text{ м}^2$; $d_{\text{отв}} = 0.01 \text{ м}$ - диаметр отверстия в диафрагме;

$\Delta p = h_{\text{в}} \sin \alpha$ - перепад давления в диафрагме, $\frac{\text{Н}}{\text{м}^2}$; $\alpha = 30^\circ$ - угол наклона микроманометра к горизонту.

Подставляя значения коэффициентов в формулу, с учётом масштаба измерительной части микроманометра и его показаний в мм водяного столба, получаем расчётную формулу:

$$V = 6.45 \cdot 10^{-3} \sqrt{\frac{h_{\text{в}}}{\rho_{\text{в}}}}, \frac{\text{м}^3}{\text{с}} \quad (1.12) \quad 11.$$

Порядок проведения экспериментов и методика обработки опытных данных

Перед началом проведения экспериментов необходимо подготовить таблицы 1.1 и 1.2.

Порядок обработки опытных данных следующий:

1. Определяются параметры состояния окружающего воздуха в лаборатории:

$T_o = t_o + 273, \text{ К}$; $p_o = B_o \cdot 133.2 \frac{\text{Н}}{\text{м}^2}$, где B_o - барометрическое давление, мм рт.ст.

Таблица

1.1

Номер опыта	Перепад давления на мерной диафрагме, $h_{\text{в}}$, мм вод. ст.	Температура воздуха на выходе из нагревателя, $t_1, ^\circ \text{C}$	Сила тока в цепи нагревателя, $I_{\text{в}}, \text{ А}$	Напряжение на клеммах спирали нагревателя, $U_{\text{в}}, \text{ В}$
1				
2				
3				

Таблица 1.2

Номер опыта	Объёмный расход воздуха,	Массовый расход воздуха, $G_{\text{в}}, \frac{\text{кг}}{\text{с}}$	Количество теплоты, подведенное к воздуху,	Повышение температуры воздуха в нагревателе,	Средняя массовая теплоемкость воздуха,

	$V, \frac{\text{м}^3}{\text{с}}$		$Q_{\text{в}}, \text{Вт}$	$\Delta T_{\text{в}}, \text{К}$	$c_{\text{рт}}, \frac{\text{Дж}}{\text{кг} \cdot \text{К}}$
1					
2					
3					

2. Рассчитывается плотность воздуха из уравнения состояния (выведено **Клапейроном Бенуа Полем Эмилем** (1799 – 1864) французским физиком и инженером в 1834 году и дополнено **Дмитрием Ивановичем Менделеевым** (1834 – 1907), российским химиком для 1 моля идеального газа в 1874 году):

$$\rho_{\text{в}} = \frac{p_0}{RT_0} \cdot \frac{\text{кг}}{\text{м}^3}, \text{ где } R = 287 \frac{\text{Дж}}{\text{кг} \cdot \text{К}} - \text{газовая постоянная сухого воздуха.}$$

12.

3. Определяется объёмный расход воздуха в трубопроводе по формуле (1.12).

4. Рассчитывается массовый расход воздуха:

$$G_{\text{в}} = \rho_{\text{в}} V, \frac{\text{кг}}{\text{с}}$$

5. Количество теплоты, подведенное к воздуху в нагревателе:

$$Q_{\text{в}} = I_{\text{в}} U_{\text{в}}, \frac{\text{Дж}}{\text{с}} \text{ или Вт}$$

6. Повышение температуры в нагревателе:

$$\Delta T_{\text{в}} = T_1 - T_0, \text{ где } T_1 = t_1 + 273, \text{ К}$$

7. Удельная средняя массовая теплоемкость воздуха в процессе при постоянном давлении:

$$c_{\text{рт}} = \frac{Q_{\text{в}}}{G_{\text{в}} \Delta T_{\text{в}}}, \frac{\text{Дж}}{\text{кг} \cdot \text{К}}$$

Отчетность по лабораторной работе

Включает:

1. Принципиальную схему лабораторной установки с указанием ее основных элементов.

2. Результаты измерений параметров установки при проведении опытов и их обработки (табл.1.1-1.2).

3. Алгоритм обработки экспериментальных данных.

Ответы на контрольные вопросы:

1. Что называют теплоемкостью рабочего тела?

2. Напишите и поясните уравнение первого закона термодинамики в дифференциальной форме.

3. Напишите и поясните уравнение состояния идеального газа.

4. Напишите и поясните уравнение Ю.Майера.

5. Напишите и поясните уравнение теплового баланса для лабораторной установки.
6. Приведите примеры использования теплоёмкостей c_p и c_v в авиационной технике.
7. Принцип действия лабораторной установки.
8. Чем объяснить увеличение теплоёмкости с ростом температуры?

13.

Список литературы

1. Теплотехника. Учебник для вузов/А.П.Баскаков,Б.В.Берг,О.К.Витт и др.; Под ред. А.П.Баскакова. -2-е изд.,перераб. М.:Энергоиздат,1991.-224 с.
2. Артемьев Б.Г. .Голубев СМ. Справочное пособие для работников метрологических служб.-2-е изд..перераб. и доп. в двух книгах. М.:Издательство стандартов,1986.-Кн.1.352 с.
3. Динеев Ю.Н.,Михненко Л.В.,Рогальский Ю.Н. Методические указания к лабораторным работам N1-6 по дисциплине "Термодинамика,теплопередача и теория АД" для студентов 3 курса всех видов обучения специальности 1610. М.:МИИГА,1987. 52 с.
4. Шулекин В.Т. Основы теории и конструирования авиационных двигателей.Конспект лекций. М.:МГТУ ГА,1994.140 с.
5. Преображенский В.П. Теплотехнические измерения и приборы.Учебник для вузов по специальности "Автоматизация теплоэнергетических процессов".-3-е изд., перераб. М.:Энергия,1978.704 с.

ЛР-2 ПРИБОРЫ ДЛЯ ИЗМЕРЕНИЯ ОСНОВНЫХ ПАРАМЕТРОВ ПОТОКА В ПРОТОЧНОЙ ЧАСТИ ГТД

Цель работы

1. Практическое освоение уравнения сохранения потока газа (при измерении температуры).
2. Практическое освоение уравнения Бернулли для потока газа при измерении давлений.
3. Освоение газодинамического способа определения скорости течения газа.

Задание на работу

1. Ознакомиться с принципом действия и схемой термометра сопротивления и термопары для измерения температуры заторможенного потока.
2. Ознакомиться с принципом действия и схемой приемников для измерения статического, динамического и полного давлений в потоке газа.
3. Из протокола испытаний авиационного ГТД (табл. 2.1) известны результаты измерений потока в контрольных сечениях проточной части двигателя.
4. По результатам измерения температур и давлений определить в данных сечениях:
 - число M и приведенную скорость λ ;
 - скорость звука и критическую скорость $a_{кр}$;
 - газодинамические функции $\tau(\lambda)$, $\pi(\lambda)$, $q(\lambda)$;
 - угол направления потока β .
5. Оформить отчет по лабораторной работе.

Основные сведения

а) Измерение температуры

Измерение температуры газа основано на использовании уравнения энергии для сечения потока:

$$c_p T^* = c_p T + \frac{c^2}{2}, \quad (2.1)$$

где T^* - температура заторможенного потока (или температура торможения или полная температура); T - действительная (термодинамическая или статическая) температура в потоке газа; c_p - средняя теплоемкость в процессе торможения потока (теплоемкость при некотором постоянном давлении, обычно средняя массовая теплоемкость); c - скорость течения газа.

Из формулы (2.1) следует, что измерительный прибор должен обладать следующими особенностями:

15.

1) или обеспечивать снижение скорости до нуля, оставаясь неподвижным, с возможно меньшими потерями;

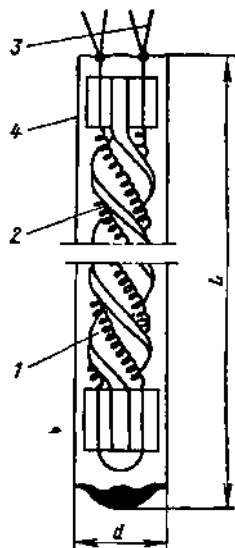


Рис.2.1. Схема термометра сопротивления П.Г.Стрелкова:

1 – каркас из плавяного кварца; 2 - бифилярная обмотка из платиновой проволоки диаметром 0.05...0.1 мм; 3 – выводы; 4 - защитный чехол (металл, стекло, плавянный кварц)

2) или двигаться в потоке с той же скоростью, что и поток, обеспечивая измерение действительной температуры с возможно меньшими потерями.

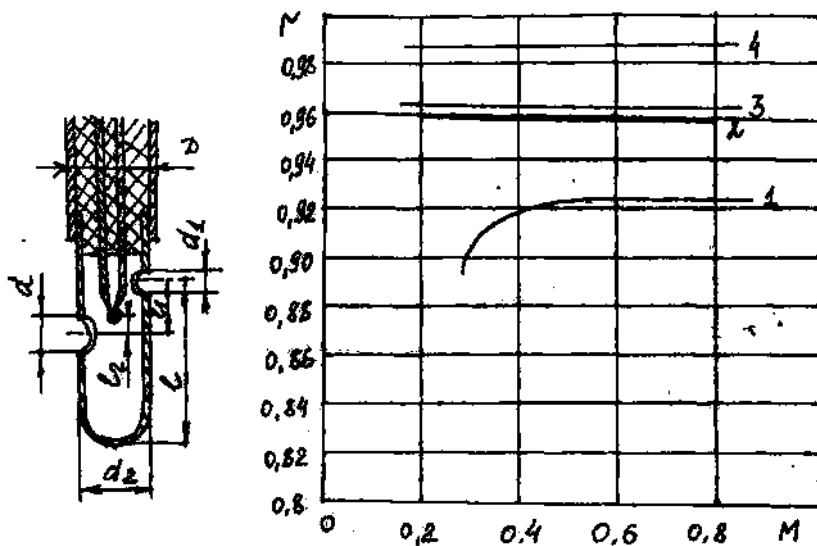
При эксплуатации газотурбинных двигателей гражданской авиации используется только первый способ измерения температуры, так как создать прибор, движущийся со скоростью потока, практически невозможно. На

рис.2.1 представлена конструктивная схема термометра сопротивления, широко используемого для измерения температуры заторможенного потока.

Принцип действия термометра сопротивления основан на свойстве металлов изменять свое электрическое сопротивление при изменении температуры среды. Термометр состоит из датчика, основу которого составляет тонкая проволока диаметром 0.05...0.2 мм, намотанная на каркас, например, из плавленого кварца и выполненная из меди для температур -50...+150°C, из никеля для температур -50...+200°C, из платины для температур -100...+600°C, соединительных проводов и регистрирующего прибора. Термометр используется для измерения температуры воздуха на входе в двигатель, масла и топлива.

Принцип действия термопары основан на явлении термоэлектричества, возникающего в цепи, состоящей из разнородных проводников (термоэлектродов). Величина термо-э.д.с. зависит от материала термоэлектродов, от температуры среды, в которую помещены горячий и холодный спаи (рабочие концы) термопары (рис.2.2).

При измерении горячий спай помещают в среду, температуру которой



Номер термопары	D	d_2	d_1	d	L	L_1	L_2	δ термопары по ГОСТ 1001
1	4,3	2,5	0,64	2,15	16,4	10,4	8,0	0,5
2	6,0	4,5	0,75	2,5	22,0	16,8	8,0	0,7
3	10,0	8,0	1,5	5,0	31,5	25	10,5	1,2
4	15,0	12,0	3,25	7,5	44,6	37,5	15,7	1,8

Рис.2.2. Характеристики хромель-алюмелевых термопар с торможением потока в цилиндрической камере

необходимо измерить, а холодный - в термостат с постоянной, заведомо известной температурой, например, в сосуд с тающим льдом. Он необходим для тарирования регистрирующего прибора или, что то же самое, для более точного учета влияния холодного спая. Наибольшее распространение получили следующие термопары: медь-копелевая (сплав 56 % Cu и 44 % Al), хромель (сплав 89 % $Ni+9.8$ % $Cr+1$ % $Fe+0.2$ % Mn)-копелевая для средних температур (до $600^{\circ}C$), хромель-алюмелевая (сплав 94 % $Ni+2$ % $Al+2.5$ % $Mn+1$ %, $Si+0.5$ %+ 1% примеси) для высоких температур (выше $900^{\circ}C$), платино-платиноиридиевая для сверхвысоких температур (выше $1700^{\circ}C$), вольфрам-графитовая.

Как было сказано выше, термопара используется для измерения температуры заторможенного потока T^* . Это следует из того, что при обтекании потоком

17.

неподвижного горячего спая существует, по крайней мере, одна точка, в которой скорость равна нулю. Процесс торможения в этой точке, а также в ряде других, как

правило, совершается с потерями, которые оцениваются коэффициентом восстановления температуры r :

$$c_p T_{\text{изм}}^* = c_p T + r \frac{c^2}{2} \quad (2.2)$$

Величина r зависит от критериев **Эрнста Маха** (1838 – 1916), австрийского физика и философа (M), **Осборна Рейнольдса** (1842 – 1912), английского физика и инженера (Re), **Людвига Прандтля** (1875 – 1953), немецкого аэродинамика (Pr), **Вильгельма Нуссельта** (1882 – 1957),

немецкого физика (Nu), от показателя адиабаты ($\kappa = \frac{c_p}{c_v}$) и от конструкции термоприемника (см. рис.2.2).

б) Измерение давления

Измерение давления в потоке движущегося газа основано на использовании обобщенного уравнения **Даниила Бернулли** (1700 – 1782), швейцарского физика, разработавшего это уравнение в 1738 году:

$$L_{\text{ВН}} = \int_1^2 \frac{dp}{\rho} + \frac{c_2^2 - c_1^2}{2} + L_r \quad (2.3)$$

которое показывает, что подведенная извне работа $L_{\text{ВН}}$ идет на совершение политропной работы (**интеграл Бернулли**), изменение кинетической энергии и на преодоление трения.

Для приемника давления, находящегося в потоке несжимаемой жидкости ($\rho = \text{const}$) при отсутствии притока извне механической энергии ($L_{\text{ВН}} = 0$) и трения ($L_r = 0$), уравнение (2.3) приобретает вид:

$$p_1 + \rho \frac{c_1^2}{2} = p_2 + \rho \frac{c_2^2}{2} = p_1^* = p_2^*, \quad (2.4)$$

где p_1^* - **давление заторможенного потока или полное давление**, или давление, которое испытывает плоское твердое тело, поставленное перпендикулярно вектору скорости (на поверхности которого $c=0$); p_1 - **статическое давление** или давление среды, действующее на стенку тела, движущегося вместе с потоком, или давление на неподвижную стенку, расположенную параллельно вектору скорости; ρ - плотность жидкости.

При малых скоростях движения газа ($M \leq 0.4 \dots 0.45$) сжимаемость его можно не учитывать и рассматривать плотность, как величину постоянную или как функцию одной температуры. Тогда уравнение (2.4.) можно записать в виде:

18.

$$p + \rho \frac{c^2}{2} = p^* \quad (2.5)$$

Уравнение (2.5) характеризует движение струйки, тормозящейся в критической точке тела, в которой скорость равна нулю. Выражение $\rho \frac{c^2}{2}$ называется **динамическим давлением или скоростным напором**. Оно характеризует давление, которое способен создать поток газа, благодаря энергии своего движения.

Таким образом, для измерения полного давления приемник следует располагать в критической точке, соединяя его с регистрирующим прибором (манометром). Простейшим приемником полного давления может быть цилиндрическая трубка, изогнутая под углом и введенная в поток так, чтобы ее короткое колено было параллельно направлению потока, а приемное отверстие обращено навстречу потоку (рис.2.3).

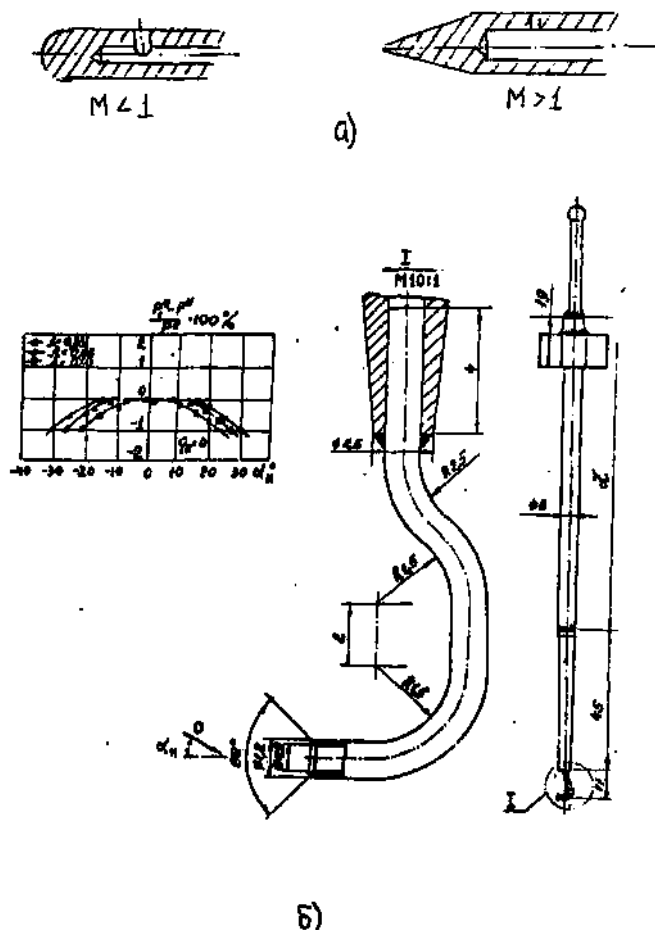


Рис.2.3. Схема приемника для измерения статического (а) и полного давлений и характеристики (б)

19.

Введенная в поток трубка тормозит струйки газа, расположенные вблизи трубки. Но всегда имеется несколько или, в крайнем случае, одна струйка, совпадающая по направлению потока с осью трубки, которая тормозится до нулевой скорости

(**трубка Пито – Прандтля** изобретена в 1732 году) и ее скоростной напор превращается в давление.

С целью уменьшения загромождения сечения потока часто используют комбинированные приемники давления (см. рис.2.1), позволяющие измерять одновременно статическое и полное давления в потоке.

Для измерения давления по сечению потока применяют "гребенки" приемников, представляющие собой несколько одинаковых приемников давления. Установка их на неподвижных элементах, например, на лопатках, направляющих и сопловых аппаратах, на форсунках камер сгорания и т.д., значительно уменьшает искажение потока.

Вместе с тем для авиационного ГТД характерно неравномерное поле температур и давлений по всему тракту. Неравномерность температурного поля в турбине в некоторых случаях достигает 300° и более. Измерение в данном случае производится либо установкой большого количества термопар, либо путем использования поворотного диска, на котором крепится гребенка термопар.

в) Измерение скорости

Непосредственное измерение скорости потока представляет собой сложную задачу и в авиационных ГТД не используется. Определение скорости в данном случае осуществляется косвенным (газодинамическим) способом. При небольших скоростях потока, когда изменением плотности можно пренебречь, используется уравнение (2.5). С переходом к большим скоростям изменение плотности (сжимаемость) газа становится существенным. Принимая процесс торможения потока в приемнике давления адиабатическим, что близко к действительности, уравнение (2.1) записывают в виде:

$$c = \sqrt{\frac{2kR}{k-1} T \left(\frac{T^*}{T} - 1 \right)} = \sqrt{\frac{2kRT}{k-1} \left[\left(\frac{p^*}{p} \right)^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right]} \quad (2.6)$$

или

$$c = \sqrt{\frac{2kR}{k-1} T^* \left(1 - \frac{T}{T^*}\right)} = \sqrt{\frac{2kRT^*}{k-1} \left[1 - \left(\frac{p}{p^*}\right)^{\frac{k-1}{k}}\right]} \quad (2.7)$$

где отношение температур заменяется отношением давлений в адиабатическом процессе.

Поскольку $kRT = a^2$, где a - скорость звука, уравнение (2.6) можно написать так

20.

$$c = a \sqrt{\frac{2}{k-1} \left[\left(\frac{p^*}{p}\right)^{\frac{k-1}{k}} - 1 \right]} \quad (2.8)$$

Из формул (2.6) и (2.8) видно, что скорость сжимаемой жидкости зависит не от разности полного и статического давления (как следует из уравнения (2.5)), а от их отношения. Для определения скорости важно также знать скорость звука в данной точке (или сечении) потока.

В газовой динамике движение характеризуется не абсолютным значением скорости,

а безразмерными комплексами (критериями): **приведенной скоростью** λ и **числом Маха** M . Первый критерий определяется отношением скорости

потока к критической скорости звука $\lambda = \frac{c}{a_{кр}}$. Второй параметр представляет

собой отношение скорости потока к скорости звука $M = c/a$.

Критической скоростью звука называют скорость потока в критическом сечении,

где она равна местной скорости звука ($M=1$). Значения температуры и давления в

потоке при $M=1$ определяются из уравнений (2.7) и (2.8):

$$T_{кр} = T^* \left(\frac{2}{k+1}\right), p_{кр} = p^* \left(\frac{2}{k+1}\right)^{\frac{k}{k-1}} \quad (2.9)$$

Таким образом, критическая скорость равна

$$a_{кр} = \sqrt{\frac{2kRT^*}{k+1}} \quad (2.10)$$

Из формул (2.7) и (2.8) составляются соотношения для определения критериев:

$$\lambda = \sqrt{\frac{\kappa+1}{\kappa-1} \left[1 - \left(\frac{p}{p^*} \right)^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} \right]}; \quad M = \sqrt{\frac{2}{\kappa-1} \left[\left(\frac{p^*}{p} \right)^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} - 1 \right]} \quad (2.11)$$

Как следует из соотношения для скорости звука, число M зависит от действительной температуры потока и рода газа. Поэтому для сравнения потоков с известными статическими параметрами используется число M . Например, при сравнении режимов полетов самолетов на различных высотах при известном распределении температуры окружающего воздуха в атмосфере.

В каналах проточной части авиационного ГТД действительная температура меняется в широком диапазоне, поэтому использование параметра M не всегда целесообразно. В этих случаях для оценки движения применяют критерий λ , так как здесь часто температура торможения постоянна. Отношение температур и давлений в этих случаях представляется в виде газодинамических функций:

21.

$$\tau(\lambda) = 1 - \frac{\kappa-1}{\kappa+1} \lambda^2; \quad \pi(\lambda) = \left(1 - \frac{\kappa-1}{\kappa+1} \lambda^2 \right)^{\frac{\kappa}{\kappa-1}} \quad (2.12)$$

В приложении П.1 приводятся формулы для расчета различных газодинамических функций и их значения в зависимости от приведенной скорости λ для показателей адиабаты $\kappa = 1.4$ (сухой воздух) и $\kappa = 1.33$ (продукты сгорания авиационного топлива – керосина).

г) Измерение направления потока

Для измерения направления потока в разное время применялись различные механические и пневматические приемники. Принцип действия последних основан на использовании зависимости давления в некоторых характерных точках приемника от направления набегающего потока.

Рассмотрим обтекание цилиндра потоком газа (рис.2.4). В цилиндре имеются два приемных отверстия, (расположенных к оси цилиндра под углами φ_1 и φ_2), которые используются для измерения полных давлений p_1^* и p_2^* . Действительный поток набегаёт на цилиндр под углом β к оси цилиндра (см. рис.2.4).

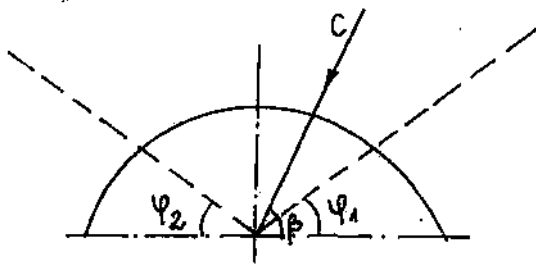


Рис.2.4. К выводу уравнения для определения угла направления потока газа

Составим уравнение Бернулли для несжимаемого потока газа в направлениях углов φ_1, φ_2 и β :

$$p_1^* = p_1 + \rho \frac{c_1^2}{2}; p_2^* = p_2 + \rho \frac{c_2^2}{2}; p^* = p + \rho \frac{c^2}{2} \quad (2.13)$$

Здесь p - статическое давление в потоке газа; c_1 - скорость в потоке газа на входе в правое отверстие цилиндра (рис.2.4); c_2 - то же на входе в левое отверстие цилиндра;

c - действительная скорость потока газа.

Учитывая, что $c_1 = c \cos(\beta - \varphi_1)$ и $c_2 = c \cos[180 - (\beta + \varphi_2)] = -c \cos(\beta + \varphi_2)$ найдем разность давлений:

$$p_1^* - p_2^* = \frac{\rho c^2}{2} \left[\cos^2(\beta - \varphi_1) - \cos^2(\beta + \varphi_2) \right] \quad (2.14)$$

22.

и отношение

$$\begin{aligned} \frac{p_1^* - p_2^*}{\frac{\rho c^2}{2}} &= \frac{p_1^* - p_2^*}{p^* - p} = 2 \cos \frac{2\beta + \varphi_2 - \varphi_1}{2} \cos \frac{\varphi_1 + \varphi_2}{2} \cdot 2 \sin \frac{2\beta + \varphi_2 - \varphi_1}{2} \sin \frac{\varphi_1 + \varphi_2}{2} = \\ &= \sin(2\beta + \varphi_2 - \varphi_1) \sin(\varphi_1 + \varphi_2) \end{aligned} \quad (2.15)$$

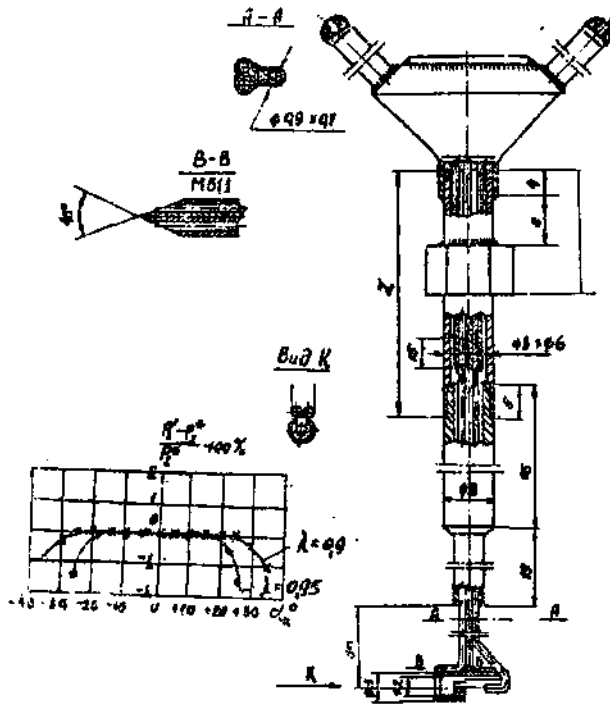


Рис.2.5. Комбинированный насадок для измерения полного давления и угла направления потока (В - В)

Если углы $\varphi_2 = \varphi_1 = \varphi$, то зависимость, описывающая распределение давления на поверхности цилиндра в определенной координатной плоскости представляется так:

$$\frac{p_1^* - p_2^*}{p^* - p} = \sin(2\beta) \sin(2\varphi) \quad (2.16)$$

Формула (2.16) позволяет определить необходимый угол между двумя приемными отверстиями и средним, которое используется для измерения полного давления (см. рис.2.4). Из условия экстремума функции при $\beta = \text{const}$ находим $\varphi = \varphi_{\text{ОПТ}} = 45^\circ$. Когда среднее отверстие установлено строго по потоку ($\beta = 0$), оно воспринимает полное давление. При этом выражение (2.16) обращается в нуль.

Следует отметить, что все приборы для измерения температуры, давления и направления потока проходят тарировку на специальных стендах, без которой невозможно оценить погрешность измерений.

23.

Порядок выполнения задания

1. Используя результаты измерений параметров потока в контрольных сечениях проточной части двухвального турбореактивного двигателя (где

устанавливаются приемники давления и термопары (или термометры сопротивления)) (табл., 2.1)

определить:

а) **вход в компрессор** (сечение "В-В")

1.1. Статическое давление $p_{\text{ст}} = p_0 + h_{\text{ст}}$, где $p_0 = B_0 \cdot 133.2, \frac{\text{Н}}{\text{м}^2}$;

B_0 - барометрическое давление наружного воздуха, мм рт. ст.; $h_{\text{ст}}$ - избыточное

над атмосферным статическое давление в данном сечении тракта двигателя,

$1 \text{ мм } H_2O = 9.8 \frac{\text{Н}}{\text{м}^2}$. При подстановке в формулу учитывать знак $h_{\text{ст}}$.

1.2. Полное давление $p_{\text{пол}}^* = p_0 + h_{\text{ст}}^*$.

1.3. Значение газодинамической функции давления $\pi(\lambda_{\text{В}}) = \frac{p_{\text{В}}}{p_{\text{В}}^*}$.

1.4. Приведенную скорость

$$\lambda_{\text{В}} = \sqrt{\frac{\kappa+1}{\kappa-1} \left[1 - \pi(\lambda_{\text{В}})^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} \right]}$$

1.5. Значения газодинамических функций температуры $\tau(\lambda_{\text{В}})$, плотности $\varepsilon(\lambda_{\text{В}})$

и относительной плотности тока $q(\lambda_{\text{В}})$ (см. также приложение П.1):

$$\tau(\lambda_{\text{В}}) = \frac{T_{\text{В}}}{T_{\text{В}}^*} = 1 - \frac{\kappa-1}{\kappa+1} \lambda_{\text{В}}^2; \quad \varepsilon(\lambda_{\text{В}}) = \frac{\rho_{\text{В}}}{\rho_{\text{В}}^*} = \left(1 - \frac{\kappa-1}{\kappa+1} \lambda_{\text{В}}^2 \right)^{\frac{1}{\kappa-1}};$$

$$q(\lambda_{\text{В}}) = \frac{c_{\text{В}} \rho_{\text{В}}}{(c\rho)_{\text{кр}}} = \left(\frac{\kappa+1}{2} \right)^{\frac{1}{\kappa-1}} \lambda_{\text{В}} \left(1 - \frac{\kappa-1}{\kappa+1} \lambda_{\text{В}}^2 \right)^{\frac{1}{\kappa-1}}$$

1.6. Температуру торможения $T_{\text{В}}^* = t_{\text{В}}^* + 273$.

1.7. Скорость воздуха

$$c_{\text{В}} = \lambda_{\text{В}} \sqrt{\frac{2\kappa R T_{\text{В}}^*}{\kappa+1}}$$

1.8. Расход воздуха в сечении

$$G_{\text{В}} = \frac{m_{\text{В}} p_{\text{В}}^* F_{\text{В}} q(\lambda_{\text{В}})}{\sqrt{T_{\text{В}}^*}}, \quad \text{где } m_{\text{В}} = \sqrt{\frac{\kappa}{R} \left(\frac{2}{\kappa+1} \right)^{\frac{\kappa+1}{\kappa-1}}}; \quad F_{\text{В}} = 0.228 \text{ м}^2$$

1.9. Тип прибора для измерения температуры и давления в сечении.

24.

б) **Выход из компрессора** (сечение "Вн-Вн")

1.10. Полное давление $p_{\text{ВН}}^* = B_O + h_{\text{ВН}}^*$. Значение $h_{\text{ВН}}^*$ в мм рт.ст. Полное давление рассчитывается в Паскалях ($\frac{\text{Н}}{\text{м}^2}$).

1.11. Температуру торможения $T_{\text{ВН}}^* = t_{\text{ВН}}^* + 273.15$.

1.12. Относительную плотность тока

$$q(\lambda_{\text{ВН}}) = \frac{G_{\text{В}} \sqrt{T_{\text{ВН}}^*}}{m_{\text{В}} p_{\text{ВН}}^* F_{\text{ВН}}}, \text{ где } F_{\text{ВН}} = 0.16 \text{ м}^2$$

1.13. Газодинамическую функцию давления $\pi(\lambda_{\text{ВН}}) = \frac{p_{\text{ВН}}}{p_{\text{ВН}}^*}$ из уравнения:

$$q(\lambda_{\text{ВН}}) = 2.12 \sqrt{0.2225 - [\pi(\lambda_{\text{ВН}}) - 0.5283]^2}$$

1.14. Приведенную скорость из уравнения $\lambda_{\text{ВН}}$

$$\pi(\lambda_{\text{ВН}}) = \left(1 - \frac{\kappa-1}{\kappa+1} \lambda_{\text{ВН}}^2\right)^{\frac{\kappa}{\kappa-1}}$$

1.15. Скорость воздушного потока

$$c_{\text{ВН}} = \lambda_{\text{ВН}} \sqrt{\frac{2\kappa R T_{\text{ВН}}^*}{\kappa+1}}$$

1.16. Тип прибора для измерения температуры и давления в сечении.

в) **Выход из турбины** (сечение "Т-Т")

1.17. Статическое давление $p_{\text{Т}} = B_O + h_{\text{Т}}$.

1.18. Полное давление $p_{\text{Т}}^* = B_O + h_{\text{Т}}^*$.

1.19. Давление в левом и правом отверстиях приемника направления угла

$$p_{\text{Т1}} = B_O + h_{\text{Т1}}; p_{\text{Т2}} = B_O + h_{\text{Т2}}$$

1.20. Угол направления потока газа из формулы:

$$\frac{p_{\text{Т1}} - p_{\text{Т2}}}{p_{\text{Т}} - p_{\text{Т}}^*} = 4 \sin^2 \alpha_{\text{Т}}$$

1.21. Тип прибора для измерения температуры и давления в сечении.

Отчетность по лабораторной работе

Включает:

1. Результаты расчетов по алгоритму 1.1-1.21.
2. График изменения скорости на входе в компрессор и угла направления потока на выходе из турбины в зависимости от режима работы двигателя (от частоты вращения ротора высокого давления $n_{ВД}$).
3. Ответы на контрольные вопросы:
 - примеры использования уравнения сохранения энергии, обобщенного уравнения Бернулли, уравнения расхода;
 - перечислите и поясните факторы, оказывающие влияние на точность измерения температуры;
 - сущность газодинамического способа определения скорости.

Таблица 2.1

« _____ » _____ 200 г.

Атмосферные условия:

$$B_0 = 742 \text{ мм рт.ст.}, t_0 = +1^\circ \text{C}$$

Номер режима	$n_{ВД}$, %	$n_{НД}$, %	h_B	h_B^*	t_{BH}^*	h_{BH}^*	h_T^*	h_T	h_{T1}	h_{T2}
			мм H_2O	мм H_2O	$^\circ \text{C}$	мм Hg	мм Hg	мм Hg	мм Hg	мм Hg
1	52	28	-120	-1	8	59	96	56	108	65
2	60	34	-158	-1	11	74	121	76	138	101
3	70	42	-226	-1	13	102	167	108	194	147
4	86	67	-755	-4	30	290	367	238	401	237
5	91	73	-968	-5	39	373	458	255	482	377
6	95	81	-1245	-8	47	459	554	374	567	550

Список литературы

1. Казанджан П.К., Тихонов Н.Д. Теория авиационных двигателей: Теория лопаточных машин: Учебник для студентов вузов по специальности "Техническая эксплуатация летательных аппаратов и двигателей". -2-е изд., перераб. и доп. М.:Машиностроение,1995, 320с.
2. Петунин А.Н. Методы и техника измерений параметров газового потока (приемники давления и скоростного напора). М.:Машиностроение ,1972. 332с.
3. Преображенский В.П. Теплотехнические измерения и приборы. М.:Энергия,1978. 704с.

АВИАЦИОННЫХ ГТД

Цель работы

1. Практическое освоение схемы и принципа действия турбореактивного двигателя.
2. Приобретение навыков по расчету параметров состояния в контрольных сечениях проточной части ТРД.
3. Изучение основных энергетических показателей ТРД.

Задание

1. Для заданного значения **степени повышения давления** в компрессоре $\pi_K^* = 20$ и **степени подогрева** воздуха в двигателе $\Delta = \frac{T_{\Gamma}^*}{T_H} = 6.5$ (величины π_K^* и Δ называются параметрами рабочего процесса (цикла) двигателя) определить:

- параметры состояния (действительные и заторможенные) воздуха или газа в контрольных сечениях проточной части (газовоздушного тракта) турбореактивного двигателя;

- энергетические показатели процессов в элементах ТРД:

а) количество теплоты, участвующее в процессе;

б) работу сжатия и расширения;

в) полезную работу цикла двигателя;

Исходные данные:

- рабочее тело - воздух (показатель адиабаты $\kappa = 1.4$,

газовая постоянная $R_{\text{в}} = 287 \frac{\text{Дж}}{\text{кг}\cdot\text{К}}$, для газа $\kappa_{\Gamma} = 1.33$, $R_{\Gamma} = 287.5 \frac{\text{Дж}}{\text{кг}\cdot\text{К}}$);

- давление и температура в начальной точке "н":

$p_H = 760$ мм рт.ст., $T_H = 288$ К;

- скорость полета $V=0$.

2. Оформить отчет по лабораторной работе.

Основные сведения

Газотурбинным двигателем (ГТД) согласно ГОСТ 23851-79 [1] называют тепловую машину, в которой энергия сгорания топлива преобразуется в кинетическую энергию струи и в механическую работу на валу; основными элементами ГТД являются компрессор, камера сгорания и газовая турбина.

Турбореактивным двигателем (ТРД) или двигателем прямой реакции называют ГТД, в котором преобладающая часть энергии топлива преобразуется в кинетическую энергию струи. То есть основой ТРД является ГТД со следующими элементами: **входное устройство, компрессор, камера сгорания, турбина и выходное устройство** (рис.3.1).

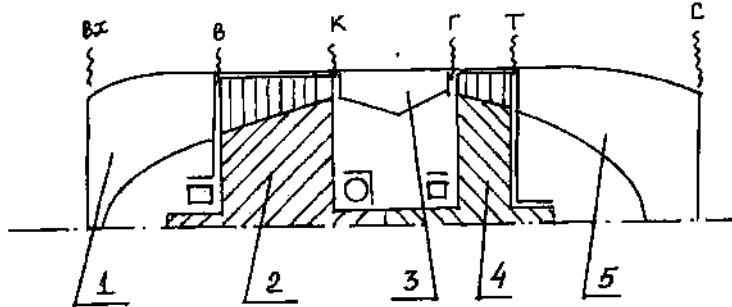


Рис.3.1. Принципиальная схема турбореактивного двигателя с осевым компрессором:

1 - входное устройство; 2 - компрессор; 3 - камера сгорания; 4 - турбина; 5 - выходное устройство;

вх, в, к, г, т, с -обозначения контрольных сечений проточной части двигателя

Рассмотрим принцип действия ТРД при работе на стенде ($H=0, V =0$).

1. Воздух из атмосферы поступает во входное устройство (в воздухозаборник), где происходит его **ускорение до скорости $c_B = 180...220$ м/с**. То есть воздухозаборник на старте воздушного судна работает в режиме расширения.

Если принять течение воздушного потока в воздухозаборнике энергоизолированным и без трения, то течение воздуха адиабатное. Параметры состояния воздуха на выходе из воздухозаборника (сечение «В-В») находятся по формулам:

а) давление и температура заторможенного потока воздуха

$$T_B^* = T_H^* = T_H \text{ (при } V = 0); p_B^* = p_H^* = p_H;$$

б) действительная температура' (из выражения для **полной энергии потока в сечении**) и статическое давление (из уравнения **адиабатного процесса торможения от p_B до p_B^***) в потоке

$$T_B = T_B^* - \frac{c_B^2}{2c_{pB}}; p_B = p_B^* \left(\frac{T_B}{T_B^*} \right)^{\frac{\kappa}{\kappa-1}}; c_{pB} = \frac{\kappa}{\kappa-1} R;$$

в) плотность и удельный объем воздуха (из уравнения состояния)

$$\rho_B = \frac{p_B}{RT_B}; v_B = \frac{1}{\rho_B}.$$

В этих формулах:

c_{pB} - средняя массовая теплоемкость воздуха в процессе при постоянном давлении;
 R_B - газовая постоянная для воздуха.

28.

2. Из воздухозаборника воздух поступает в компрессор, в котором происходит сжатие (плотность увеличивается). При отсутствии теплообмена рабочего тела - воздушного потока с окружающей средой (лопатками, корпусом и т.п.) и трения процесс сжатия в компрессора адиабатный (температура и давление в процессе сжатия также возрастают). Параметры состояния воздуха на выходе из компрессора (сечение «К-К») находятся по формулам:

$$p_K^* = p_B^* \pi_K^* ; T_K^* = T_B^* \pi_K^{*\frac{\kappa-1}{\kappa}} ; T_K = T_K^* - \frac{c_K^2}{2c_{pB}} ; p_K = p_K^* \left(\frac{T_K}{T_K^*} \right)^{\frac{\kappa}{\kappa-1}} ; \rho_K = \frac{p_K}{RT_K} ;$$

$$v_K = \frac{1}{\rho_K}$$

Скорость воздушного потока на выходе из компрессора принимается равной $c_K = 100 \dots 120$ м/с.

3. Из компрессора воздух направляется в камеру сгорания, где к нему подводится теплота за сгорания топлива, впрыскиваемого топливными форсунками в камеру. Принимая процесс подвода теплоты **изобарным**, определяем параметры состояния газа на выходе из камеры сгорания (сечение «Г-Г»):

$$p_G^* = p_K^* ; T_G^* = T_H \Delta ; T_G = T_G^* - \frac{c_G^2}{2c_{pG}} ; p_G = p_G^* \left(\frac{T_G}{T_G^*} \right)^{\frac{\kappa_G}{\kappa_G-1}} ; \rho_G = \frac{p_G}{R_G T_G} ;$$

$$v_G = \frac{1}{\rho_G} ; c_{pG} = \frac{\kappa_G}{\kappa_G-1} R_G .$$

Скорость потока газа на выходе из камеры сгорания принимается равной $c_G = 150 \dots 160$ м/с.

4. Из камеры сгорания поток газа направляется в турбину (сечение «Г-Г»), где происходит расширение газа (плотность уменьшаются). Пренебрегая теплообменом между газом и лопатками и корпусом турбины, а также трением, процесс расширения, газа принимается **адиабатным** (при расширении газа температура и давление также уменьшаются). Параметры состояния газа на выходе из турбины (сечение «Г-Г») находятся следующим образом:

а) из условия баланса мощностей турбины и компрессора в ТРД (или баланса удельных эффективных работ):

$$c_{p\Gamma}(T_{\Gamma}^* - T_{\Gamma}^*) = c_{pB}(T_{\Gamma}^* - T_{\Gamma}^*)$$

определяется температура заторможенного потока газа за турбиной T_{Γ}^* .

б) задается приведенная скорость газа на выходе из турбины $\lambda_{\Gamma} = 0.5 \dots 0.6$.

Действительная температура и статическое давление в потоке газа в данном сечении проточной части двигателя:

29.

$$T_{\Gamma} = T_{\Gamma}^* \left(1 - \frac{\kappa_{\Gamma} - 1}{\kappa_{\Gamma} + 1} \lambda_{\Gamma}^2 \right); p_{\Gamma} = p_{\Gamma} \left(\frac{T_{\Gamma}}{T_{\Gamma}^*} \right)^{\frac{\kappa_{\Gamma}}{\kappa_{\Gamma} - 1}}; \rho_{\Gamma} = \frac{p_{\Gamma}}{R_{\Gamma} T_{\Gamma}}; v_{\Gamma} = \frac{1}{\rho_{\Gamma}}$$

в) давление заторможенного потока газа (полное давление) за турбиной

$$p_{\Gamma}^* = \frac{p_{\Gamma}}{\left(1 - \frac{\kappa_{\Gamma} - 1}{\kappa_{\Gamma} + 1} \lambda_{\Gamma}^2 \right)^{\frac{\kappa_{\Gamma}}{\kappa_{\Gamma} - 1}}}$$

5. Из турбины (сечение «Г-Т») газы направляются в выходное устройство (в реактивное сопло) двигателя, где происходит ускорение потока (температура, давление и плотность уменьшаются, а скорость увеличивается). Если принять, что течение в реактивном сопле энергоизолированное и трение отсутствует, то процесс расширения газа можно считать **адиабатическим**. Параметры состояния газа на выходе из сопла (сечение «С-С») при расширении до атмосферного давления p_H находятся по формулам:

$$p_C = p_H; c_C = \sqrt{2c_{p\Gamma} T_{\Gamma}^* \left[1 - \left(\frac{p_H}{p_{\Gamma}^*} \right)^{\frac{\kappa_{\Gamma} - 1}{\kappa_{\Gamma}}} \right]}; T_C^* = T_{\Gamma}^*; T_C = T_C^* - \frac{c_C^2}{2c_{p\Gamma}};$$

$$\rho_C = \frac{p_C}{R_{\Gamma} T_C}; v_C = \frac{1}{\rho_C}$$

2. Энергетические показатели процессов в элементах ТРД:

а) входное устройство

Изменение внутренней энергии $\Delta u_{B\Gamma} = c_{v\Gamma}(T_{\Gamma} - T_{\Gamma}^*)$, энтальпии (теплосодержания) $\Delta i_{B\Gamma} = c_{p\Gamma}(T_{\Gamma} - T_{\Gamma}^*)$ и энтропии $\Delta s_{B\Gamma} = 0$ (так как теплообмен между потоком воздуха и внешней средой отсутствует, $q_{B\Gamma} = 0$).

Работа против сил давления $l_{p\text{ ВХ}}$ (техническая работа) во входном устройстве находится из уравнения первого закона термодинамики:

$$q_{\text{ВХ}} = \Delta u_{\text{ВХ}} - l_{p\text{ ВХ}} = 0;$$

б) компрессор

$\Delta u_{\text{К}} = c_{v\text{В}}(T_{\text{К}} - T_{\text{В}})$; $\Delta i_{\text{К}} = c_{p\text{В}}(T_{\text{К}} - T_{\text{В}})$; $\Delta s_{\text{К}} = 0$; $q_{\text{К}} = 0$. Работа, подводимая к валу ротора компрессора: $L_{\text{К}} = c_{p\text{В}}(T_{\text{К}}^* - T_{\text{В}}^*)$;

30.

в) камера сгорания

$$\Delta u_{\text{КС}} = c_{v\text{Г}}(T_{\text{Г}} - T_{\text{К}}); \Delta i_{\text{КС}} = c_{p\text{Г}}(T_{\text{Г}} - T_{\text{К}}); \Delta s_{\text{КС}} = c_{p\text{Г}} \ln\left(\frac{T_{\text{Г}}}{T_{\text{К}}}\right).$$

Количество теплоты, подводимое к воздуху в камере сгорания

$$q_{\text{КС}} = c_{p\text{Г}}(T_{\text{Г}}^* - T_{\text{К}}^*);$$

г) турбина

$$\Delta u_{\text{Т}} = c_{v\text{Г}}(T_{\text{Г}} - T_{\text{Т}}); \Delta i_{\text{Т}} = c_{p\text{Г}}(T_{\text{Г}} - T_{\text{Т}}); \Delta s_{\text{Т}} = 0; q_{\text{Т}} = 0.$$

Работа на валу турбины: $L_{\text{Т}} = c_{p\text{Г}}(T_{\text{Г}}^* - T_{\text{Т}}^*)$;

д) выходное устройство

$$\Delta u_{\text{РС}} = c_{v\text{Г}}(T_{\text{Т}} - T_{\text{С}}); \Delta i_{\text{РС}} = c_{p\text{Г}}(T_{\text{Т}} - T_{\text{С}}); \Delta s_{\text{РС}} = 0; q_{\text{РС}} = 0.$$

Работа расширения в реактивном сопле: $L_{\text{РС}} = c_{p\text{Г}}(T_{\text{Т}}^* - T_{\text{С}})$.

Полезная энергия, которой располагает двигатель, как тепловая машина, представляет собой разность работ расширения газа и сжатия воздуха:

$$L_{\text{Ц}} = c_{p\text{В}} T_{\text{Н}} (\varepsilon - 1) \left(\frac{\Delta}{\varepsilon} - 1 \right),$$

где $\varepsilon = \pi^{\frac{\kappa-1}{\kappa}}$; $\pi = \frac{p_{\text{К}}^*}{p_{\text{Н}}}$ - общая степень повышения давления воздуха в двигателе.

ТРД можно рассматривать также как движитель, в котором полезная энергия преобразуется в приращение кинетической энергии газового потока:

$$L_{\text{Ц}} = \frac{c_{\text{с}}}{2} (v_{\text{с}}^2 - v^2)$$

Порядок выполнения задания

1. В соответствии с заданием определить параметры состояния в контрольных сечениях газоздушного тракта ТРД.

2 . Выполнить расчет энергетических показателей процессов в компрессоре, камере сгорания, в турбине и в двигателе в целом.

3 . Проанализировать влияние параметров рабочего процесса на тягу и КПД турбореактивного двигателя.

Отчет по лабораторной работе

Включает:

1 . Значения параметров состояния рабочего тела в контрольных сечениях проточной части ТРД.

2 . Энергетические показатели процессов.

3 . Ответы на контрольные вопросы:

31.

- принцип действия ГТД и ТРД;

- напишите и поясните систему уравнений движения газа, которая использовалась в данной работе;

- поясните, как представляется Вам зависимость удельной тяги $P_{уд} = c_c \cdot V$ от параметров рабочего процесса ТРД.

Список литературы

Авиационные газотурбинные двигатели. ГОСТ 23851-79. М.:Изд-во стандартов,1979.

Теплотехника. Учебник для вузов/А.П.Васкаков, Б.В.Берг,О.К.Витт и др.; Под ред. А.П.Баскакова. -2-е изд..перераб. М.:Энергоиздат,1991.-224 с.

Шулекин В.Т. Основы теории и конструирования авиационных двигателей. Конспект лекций. М.:МГТУ ГА,1994.140 с.

ЛР-4 ИССЛЕДОВАНИЕ РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА В СТУПЕНИ КОМПРЕССОРА АВИАЦИОННОГО ГТД.

Цель работы

1. Практическое освоение рабочего процесса в ступени осевого компрессора.
2. Определение основных технико-экономических показателей ступени компрессора.

Задание на работу

1. Определить параметры состояния потока воздуха на входе и выходе из рабочего колеса и направляющего аппарата.
2. Построить треугольники скоростей на входе и выходе из рабочего колеса на среднем диаметре.
3. Изобразить в рабочей тетради рабочий процесс ступени компрессора в p, v и T, S координатах и показать на этих диаграммах площади фигур, соответствующие:
 - адиабатической и политропной работам в рабочем колесе, в направляющем аппарате и всей ступени в целом;
 - работе сил трения и количеству теплоты, подведенного к воздуху в рабочем колесе, направляющем аппарате и всей ступени в целом из-за трения;
 - действительным работам сжатия воздуха в рабочем колесе, направляющем аппарате и всей ступени в целом;
 - работе, подводимой к валу рабочего колеса.
4. Исходные данные для проведения исследования:
 - измеренные избыточные давления воздуха на входе в рабочее колесо и на выходе из направляющего аппарата
$$\Delta p_{1 \text{ изм}}^* = -20 \text{ мм } H_2O; \Delta p_{3 \text{ изм}}^* = 120 \text{ мм рт.ст.}; \Delta p_{3 \text{ изм}} = 100 \text{ мм рт.ст.};$$
 - атмосферное давление $B_{0 \text{ изм}} = 740 \text{ мм рт.ст.};$

- измеренные температуры торможения воздуха на входе в рабочее колесо и на выходе из направляющего аппарата

$$t_1^* = +16^{\circ}C; t_3^* = +32^{\circ}C;$$

- угол направления абсолютной скорости на входе в колесо $\alpha_1 = 90^{\circ}$ (осевой вход потока в ступень);

- частота вращения рабочего колеса $n = 13760 \frac{\text{об}}{\text{мин}}$;

- показатель адиабаты и газовая постоянная воздуха

$$k = 1.4; R = 287 \frac{\text{Дж}}{\text{кг} \cdot \text{К}}.$$

5. Отчет по лабораторной работе.

33.

Основные сведения

Компрессором авиационного ГТД называют лопаточную машину, в которой механическая работа, подводимая к ротору, преобразуется в энергию полного давления. В зависимости от направления потока воздуха относительно оси вращения ротора компрессоры разделяются на **осевые** (90...95 %), **центробежные** (1...2 %), **диагональные** (1 %) и **комбинированные** (2...3 %).

Осевые компрессоры обычно выполняют многоступенчатыми, рабочий процесс в которых одинаков.

Ступенью компрессора в авиационных ГТД называют совокупность рабочего колеса (РК) и расположенного за ним неподвижного направляющего аппарата (НА) (рис.4.1).

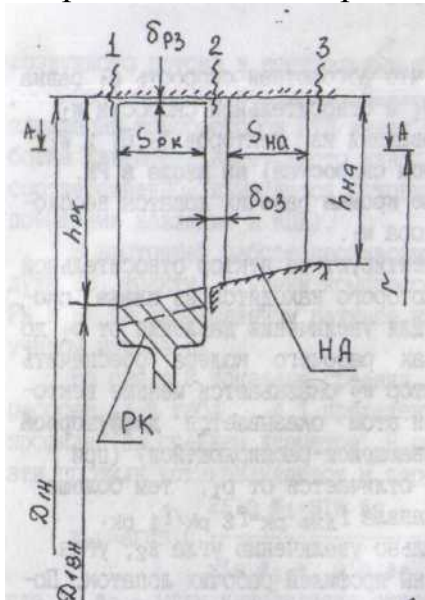


Рис.4.1. Принципиальная схема осевой ступени компрессора:

РК – рабочее колесо; НА – направляющий аппарат;

1, 2, 3 – обозначения контрольных сечений протоочной части ступени;

$D_{вн}$ - внутренний диаметр на входе в колесо;

D_{1H} - наружный диаметр ступени; h_{pk} - высота рабочей лопатки;
 $h_{на}$ - высота направляющей лопатки; S_{pk} - ширина рабочих лопаток;
 $S_{на}$ - ширина направляющих лопаток; δ_{O3} - осевой зазор; δ_{p3} -
 радиальный
 зазор; $A - A$ - цилиндрическое сечение проточной части ступени на
 расстоянии от оси вращения колеса r

Пространство, где проходит основной поток воздуха, называют
проточной частью ступени компрессора. Сечения проточной части ступени,
 нормальные к оси вращения рабочего колеса, называют **контрольными**. В
 этих сечениях обычно устанавливают датчики для измерения давления
 (приёмники статического давления, трубки Пито, угломеры и др.) и
 температуры (термопары, термометры сопротивления и др.).

34.

Рабочее колесо состоит из рабочих лопаток, диска, к которому крепятся
 эти лопатки, и вала, с помощью которого осуществляется вращение колеса.

Рабочая лопатка состоит из пера (профильной части лопатки) и
 хвостовика (замка), с помощью которого лопатки крепятся к диску (на
 рис.4.1 показана пунктиром «подошва» замка типа «ласточкин хвост»).

Перо рабочей лопатки имеет входную и выходную кромки. Сверху перо
 рабочей лопатки ограничивается торцом пера, а расстояние между торцом
 пера и корпусом ступени называют радиальным зазором (см. рис.4.1).

Профильная часть пера лопатки имеет выпуклую («спинка») и вогнутую
 поверхности («корыто»). Соответственно, радиус кривизны спинки меньше
 радиуса кривизны корыта пера.

Диск рабочего колеса выполняется с продольными пазами, в которые
 вставляются рабочие лопатки своей замковой частью и крепятся от осевого
 перемещения. Диск присоединен к валу, который вращается от внешнего
 источника энергии (турбины двигателя).

Направляющий аппарат также состоит из лопаток и наружного и
 внутреннего корпуса, к которым крепятся эти лопатки своими хвостовиками.
 Лопатки аппарата

также имеют спинку, корыто, входную и выходную кромки.

Назначение рабочего колеса в ступени компрессора состоит в
 следующем:

1. Увеличение давления, то есть $p_2 > p_1$ (основное отличие от
 промышленных
 или бытовых вентиляторов, в которых статическое давление не меняется, то
 есть $p_2 = p_1$).

2. Увеличение скорости $c_2 > c_1$.

В результате выполнения этих функций в рабочем колесе происходит:

- а) возрастание плотности воздуха: $\rho_2 > \rho_1$ то есть сжатие рабочего тела;

- б) повышение температуры $T_2 > T_1$;
 в) увеличение полного давления и температуры торможения воздуха
 $p_2^* > p_1^*$; $T_2^* > T_1^*$.

Назначение направляющего аппарата включает в себя следующее:

1. Направление воздушного потока на выходе из ступени компрессора обычно должно совпадать с направлением этого потока перед рабочим колесом, то есть $\alpha_3 \cong \alpha_1$;
2. Скорость воздуха на выходе из ступени должна быть примерно такой же, как и на входе в рабочее колесо, то есть $c_3 \approx c_1$.

В результате реализации этих функций в направляющем аппарате происходит:

- а) возрастание плотности воздуха: $\rho_3 > \rho_2$ то есть сжатие рабочего тела;
- б) повышение температуры $T_3 > T_2$;
- в) температура торможения воздуха не меняется $T_3^* = T_2^*$, а полное давление незначительно уменьшается из-за потерь на трение $p_3^* \approx p_2^*$.

35.

Для того, чтобы лучше усвоить принцип действия ступени компрессора, рассмотрим обтекание воздушным потоком поверхностей лопатки. С этой целью рассечём проточную часть ступени цилиндрической поверхностью радиуса r , разрежем по образующей эту поверхность и развернём её на плоскость. На этой плоскости видны сечения лопаток рабочего колеса и направляющего аппарата (рис.4.2), которые называются **профилями лопаток РК и НА**, соответственно.

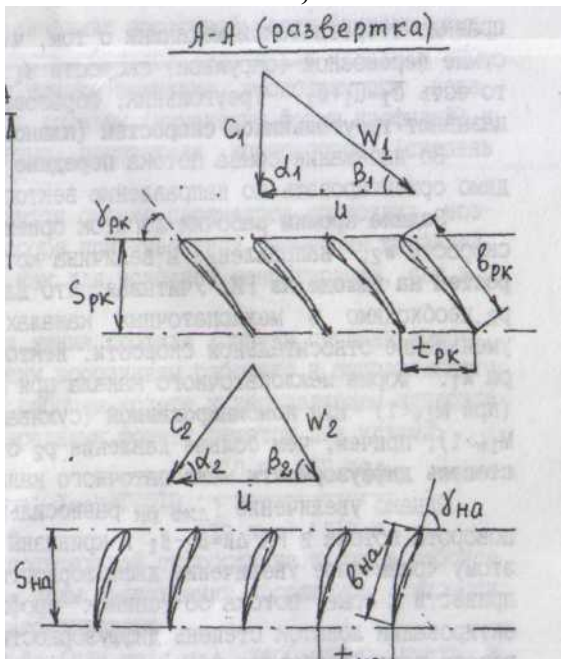


Рис.4.2. Профили рабочих и направляющих лопаток осевой ступени компрессора:

$b_{РК}$ – хорда профиля рабочей лопатки или расстояние от носка

(входной кромки) профиля до его выходной кромки;
 $b_{на}$ – то же для профилей направляющей лопатки;
 $t_{рк}$ – шаг рабочих лопаток или расстояние между одноименными точками профилей;
 $t_{на}$ – то же для профилей направляющих лопаток;

Рассмотрим далее обтекание воздушным потоком подвижного профиля (рабочей лопатки) и неподвижного профиля (направляющей лопатки) (рис.4.3).

При обтекании неподвижного профиля (рис.4.3,а) вследствие различной кривизны выпуклой (спинки) и вогнутой (корыта) поверхностей скорость потока на спинке оказывается больше скорости потока на корыте профиля. Соответственно, статическое давление на спинке профиля получается меньше статического давления на корыте профиля (полное давление в соответствии с уравнением Бернулли остается примерно одинаковым как на спинке, так и на корыте).

Из-за разности давлений на корыте и спинке профиля при обтекании его потоком воздуха возникает аэродинамическая сила P , которую обычно проектируют на

36.

направления, перпендикулярное P_y (подъемная сила профиля) и параллельное P_x (сила сопротивления) хорде профиля (см. рис.4.3,а).

Отношение подъемной силы к силе сопротивления называют качеством

профиля лопатки, то есть $K = \frac{P_y}{P_x}$. Соответственно,

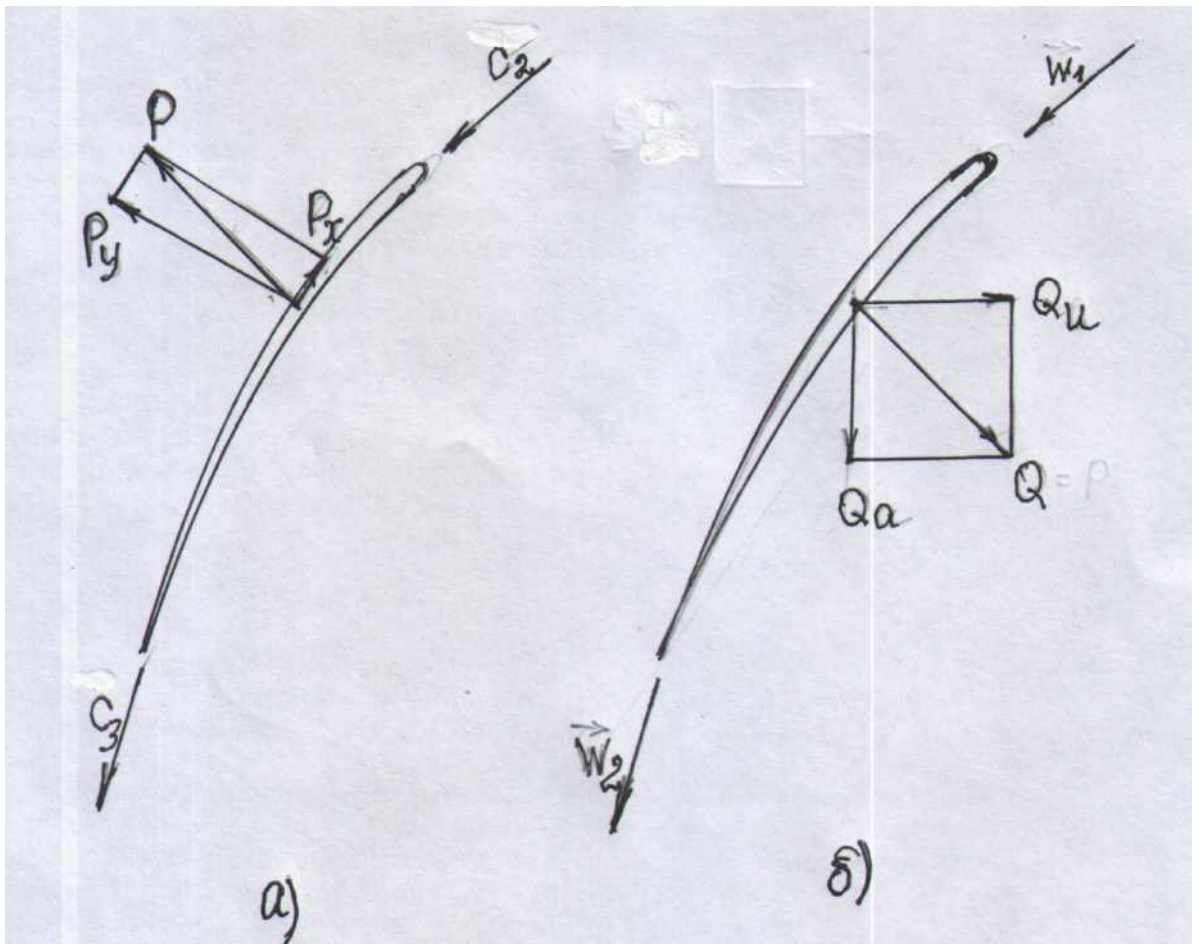


Рис.4.3. План сил, возникающих при обтекании неподвижного (а) и подвижного (б) профиля пера лопатки

чем больше качество профиля, тем больше подъёмная сила профиля, что имеет большое значение для осуществления полётов летательных аппаратов.

Если подвижный профиль (рис.4.3,б) действует на поток с силой Q , равной аэродинамической силе P , то составляющие этой силы образуются при её проектировании на окружное Q_u и осевое Q_a направления.

Окружная составляющая Q_u при умножении её на текущий радиус r определяет крутящий момент, приложенный к профилю рабочей лопатки: $M_{кр} = Q_u r$, а произведение этого момента на угловую скорость вращения даёт возможность найти

37.

мощность, развиваемую рабочим профилем лопатки: $N = M_{кр} \omega = M_{кр} \frac{\pi n}{30}$, где n – частота вращения рабочего колеса ступени компрессора, об/мин. При делении этой мощности на текущий расход воздуха получается окружная

работа, приложенная на данном радиусе от лопатки к потоку воздуха, то есть

$$L_u = \frac{N}{G_B}.$$

Осевая составляющая Q_a является основной причиной движения воздуха из области пониженного давления в область повышенного давления. При работе компрессора на старте воздушного судна эта сила в первой ступени создает перед колесом давление меньше атмосферного и поэтому происходит всасывание в двигатель атмосферного воздуха.

Таким образом, для профилей рабочих лопаток качество их находится из соотношения: $K = \frac{Q_u}{Q_a}$. Соответственно, чем больше качество профиля, тем больше энергии L_u подводится к потоку воздуха в рабочей лопатке, которая является источником повышения давления воздуха в ступени компрессора.

Воздух в рабочем колесе находится в двух направлениях движения: перемещается с относительной скоростью w по межлопаточному каналу и переносится одновременно с лопатками в окружном направлении со скоростью u . Векторную сумму относительной и окружной скоростей называют абсолютной скоростью c , то есть $\vec{c} = \vec{w} + \vec{u}$. **Графическое изображение этой векторной суммы и скалярные величины составляющих**, построенных для входа и выхода из рабочего колеса на заданном радиусе, называют **треугольниками или планами скоростей ступени компрессора** (рис.4.4).

Из планов скоростей ступени компрессора можно получить следующие информации:

- **направление вращения ротора компрессора** или газотурбинного двигателя в целом. С этой целью взгляд направляем навстречу вектору абсолютной скорости c_1 на входе в рабочее колесо (по направлению полета). Если колесо вращается по часовой стрелке, то его вращение называется «правое», если против часовой стрелки – «левое». Соответственно, ротор турбокомпрессора, состоящий из компрессора и турбины ГТД имеет либо правое или левое вращения.

- **построение профилей рабочих и направляющих лопаток** осуществляется путём установки их входных и выходных кромок согласно направлениям скоростей. Входная кромка профиля рабочей лопатки (носок) ориентируется на направление относительной скорости w_1 (угол β_1), а выходная кромка профиля на направление w_2 (угол β_2). Входная кромка профиля направляющей лопатки ориентируется на направление абсолютной скорости c_2 (угол α_2), а выходная кромка на направление c_1 (угол α_1) (см. рис.4.4).

Для определения направления вращения лопаток («левое» или «правое») необходимо провести мысленно вектор от точки, расположенной на спинке профиля (выпуклой поверхности лопатки), к точке на корыте профиля

(вогнутой поверхности лопатки) (лучше всего это выполнить на торце пера лопатки).

38.

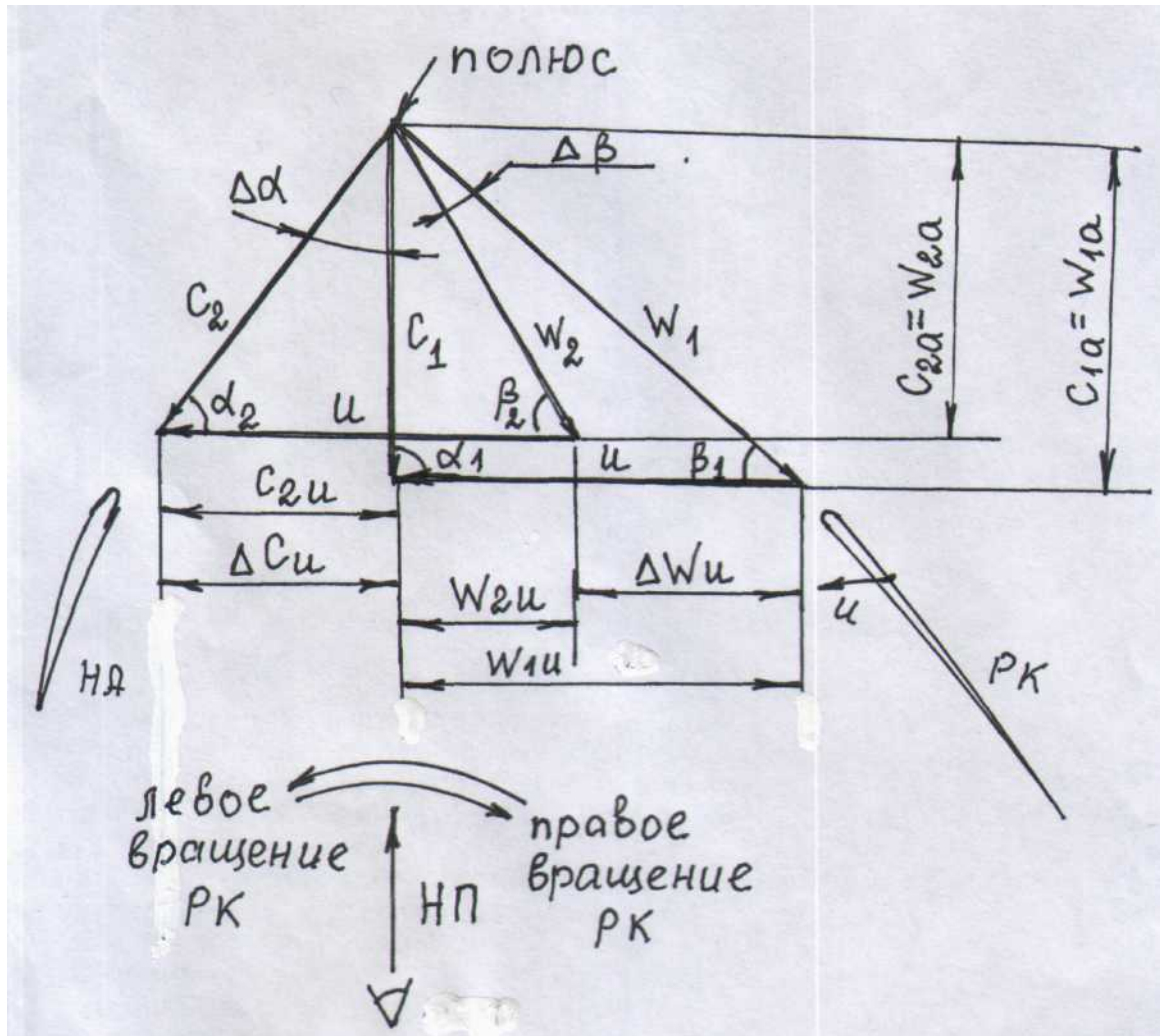


Рис.4.4. Треугольники скоростей на входе и выходе из рабочего колеса осевой ступени компрессора:

c_1, u, w_1 – абсолютная, окружная и относительная скорости на входе в рабочее колесо ступени; c_2, u, w_2 – то же на выходе из рабочего колеса; α_1, β_1 – углы направления абсолютной и относительной скоростей на входе в колесо; α_2, β_2 – то же на выходе из колеса ступени; $\Delta\alpha = \alpha_1 - \alpha_2$; $\Delta\beta = \beta_2 - \beta_1$ – повороты потока в направляющем аппарате и рабочем колесе ступени компрессора; $\Delta w_u = w_{1u} - w_{2u}$; $\Delta c_u = c_{2u} - c_{1u}$ – закрутка потока в рабочем колесе и в направляющем аппарате; $w_{1u}, w_{2u}, c_{1u}, c_{2u}$ – проекции относительных и абсолютных скоростей на входе и выходе из рабочего колеса на окружное направление; $w_{1a}, w_{2a}, c_{1a}, c_{2a}$ – проекции тех же скоростей на осевой направление; НП – направление полёта летательного аппарата

- в межлопаточных каналах рабочего колеса и направляющего аппарата происходит торможение потока ($w_2 < w_1, c_3 = c_1 < c_2$);

- поворот потока в рабочем колесе $\Delta\beta = \beta_2 - \beta_1$ оказывается меньше поворота в направляющем аппарате $\Delta\alpha = \alpha_1 - \alpha_2$;

- величина закрутки потока в рабочем колесе Δw_u или в направляющем аппарате Δc_u определяет окружную работу L_u , подводимую к потоку воздуха от профиля лопатки на данном радиусе, поскольку $L_u = \Delta w_u u = \Delta c_u u$. Соответственно, чем больше L_u , тем больше напорность ступени (больше повышения давления в рабочем колесе).

- составляющие треугольников скоростей позволяют определить степень реактивности ступени (отношение адиабатной работы колеса $L_{ад рк}$ к адиабатной работе все ступени $L_{ад ст}$):

$$\rho = \frac{L_{ад рк}}{L_{ад ст}} \cong 1 - \frac{c_{1u}}{u} - \frac{\Delta w_u}{2u}$$

- проведя медианы относительных w_m и абсолютных c_m скоростей из полюса

планов скоростей и определив углы направления этих медиан β_m и α_m , можно получить углы установки профилей рабочих и направляющих лопаток относительно переднего и заднего фронтов решеток, поскольку $\varphi_{уст рк} = \beta_m, \varphi_{уст на} = \alpha_m$.

Для иллюстрации рабочего процесса в ступени компрессора используются p, v или

T, S – диаграммы (рис.4.5, 4.6).

Построение диаграммы p, v (давление – удельный объём) производится в следующей последовательности:

1. Проводятся горизонтальные линии (изобары), соответствующие статическим давлениям p_1 (на входе в рабочее колесо), p_2 (на выходе из колеса) и p_3 (на выходе из направляющего аппарата или на выходе из ступени).

2. На изобаре $p_1 = const$ фиксируется точка «1», соответствующая параметрам состояния воздуха (p_1, T_1, v_1) перед рабочими лопатками.

3. Проводим кривую из точки «1», соответствующую уравнению адиабатного процесса сжатия в ступени (идеальное рабочее колесо и идеальный направляющий аппарат) $pv^k = const$. Показатель адиабаты для воздуха принимается равным $k=1.4$. Пересечения этой кривой с соответствующими изобарами обозначаются точками «2_{ад}», «3_{ад}». Параметры состояния в этих точках находятся по формулам:

$$T_{2ад} = T_1 \left(\frac{p_2}{p_1} \right)^{\frac{\kappa}{\kappa-1}}; v_{2ад} = \frac{RT_{2ад}}{p_2}; T_{3ад} = T_1 \left(\frac{p_3}{p_1} \right)^{\frac{\kappa}{\kappa-1}}; v_{3ад} = \frac{RT_{3ад}}{p_3}$$

40.

4. Проводим действительный процесс сжатия в ступени, соответствующий уравнению $pv^n = const$, где $n=1.45 \dots 1.5$ – показатель политропы сжатия. Кривая этого процесса располагается правее кривой адиабатного процесса. Параметры состояния на выходе из рабочего колеса и направляющего аппарата находятся по формулам:

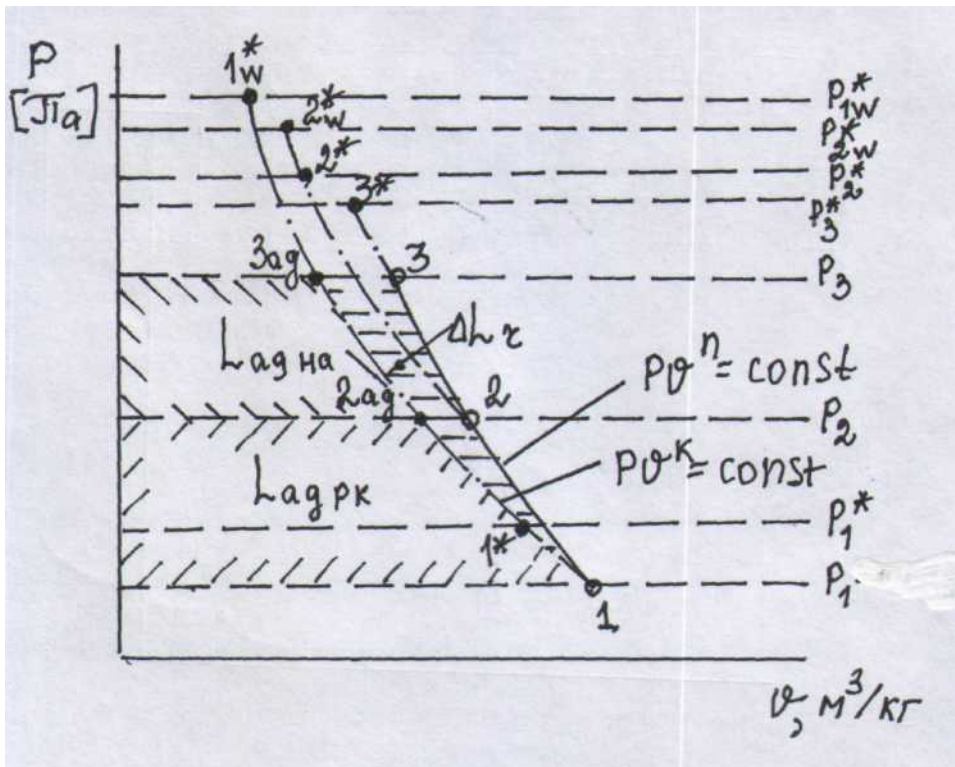


Рис.4.5. Изображение рабочего процесса в ступени компрессора в p, v - координатах:

$L_{ад\text{рк}}$ - площадь фигуры, соответствующая адиабатной работе в колесе; $L_{ад\text{на}}$ - то же для направляющего аппарата;

ΔL_r - площадь фигуры, называется «термическим сопротивлением ступени»

$$T_2 = T_1 \left(\frac{p_2}{p_1} \right)^{\frac{n}{n-1}}; v_2 = \frac{RT_2}{p_2}; T_3 = T_1 \left(\frac{p_3}{p_1} \right)^{\frac{n}{n-1}}; v_3 = \frac{RT_3}{p_3}$$

4. Для получения параметров состояния заторможенного потока воздуха p^*, T^* принимаем, что процесс торможения адиабатный. С этой целью проводим кривые, соответствующие адиабатному процессу торможения на

входе в колесо, на выходе из колеса (в абсолютном и относительном движениях) и на выходе из направляющего аппарата или на выходе из ступени. Параметры состояния заторможенного потока определяются из решения системы уравнений:

41.

точка «1*» $T_1^* = T_1 + \frac{c_1^2}{2c_{pв}}$; (соотношение для полной энергии потока в сечении в абсолютном движении)

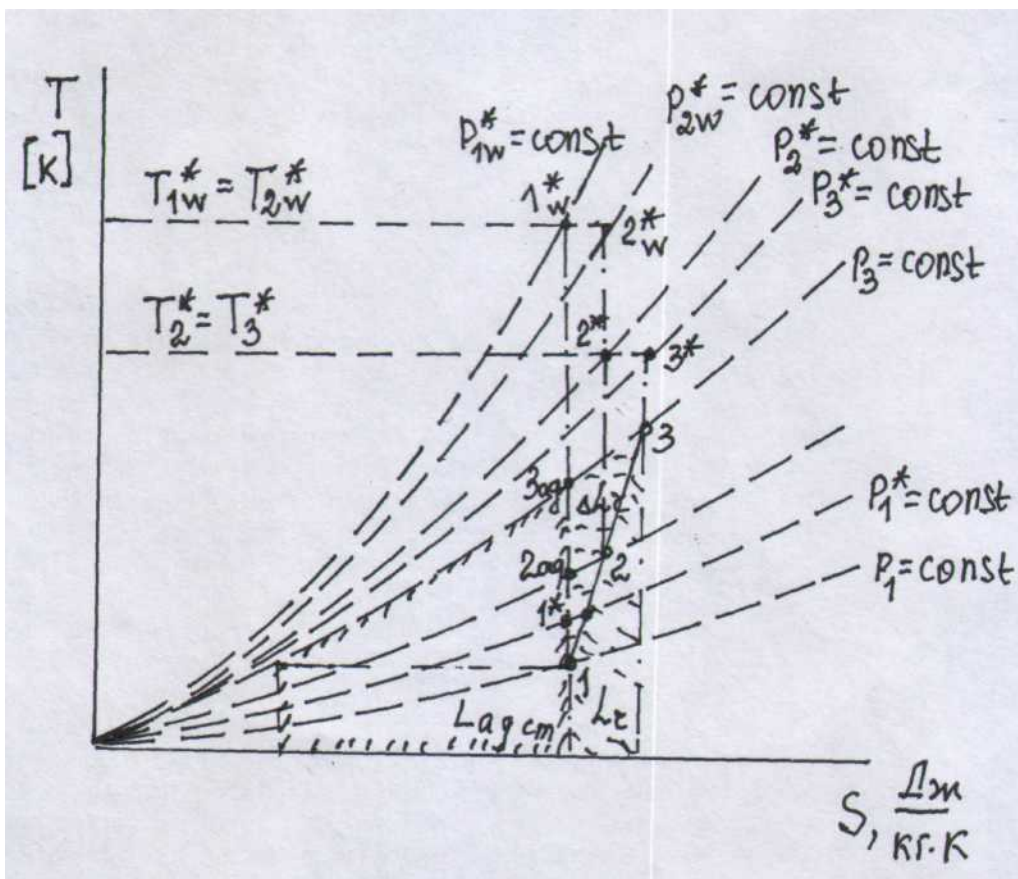


Рис.4.6. Изображение рабочего процесса ступени компрессора в T, S - координатах:

$L_{ад см}$ - площадь фигуры, соответствующая адиабатной работе ступени; L_r - площадь фигуры, эквивалентная работе, затраченной на преодоление гидравлических сопротивлений в ступени

$$p_1^* = p_1 \left(\frac{T_1^*}{T_1} \right)^{\frac{\kappa}{\kappa-1}} \quad (\text{из уравнения адиабатного процесса торможения})$$

$$\text{точка «2}^* \text{» } T_2^* = T_2 + \frac{c_2^2}{2c_{pB}}; \quad p_2^* = p_2 \left(\frac{T_2^*}{T_2} \right)^{\frac{\kappa}{\kappa-1}}$$

42.

$$\text{точка «3}^* \text{» } T_3^* = T_3 + \frac{c_3^2}{2c_{pB}}; \quad p_3^* = p_3 \left(\frac{T_3^*}{T_3} \right)^{\frac{\kappa}{\kappa-1}}$$

точка «1_w^{*}» $T_{1w}^* = T_1 + \frac{w_1^2}{2c_{pB}}$; (формула для полной энергии потока в сечении в относительном движении)

$$p_{1w}^* = p_1 \left(\frac{T_{1w}^*}{T_1} \right)^{\frac{\kappa}{\kappa-1}} \quad (\text{из уравнения адиабатного процесса торможения})$$

точка «1_w^{*}» $T_{1w}^* = T_1 + \frac{w_1^2}{2c_{pB}}$; (формула для полной энергии потока в сечении в относительном движении)

$$p_{1w}^* = p_1 \left(\frac{T_{1w}^*}{T_1} \right)^{\frac{\kappa}{\kappa-1}} \quad (\text{из уравнения адиабатного процесса торможения})$$

$$\text{точка «2_w[*]» } T_{2w}^* = T_1 + \frac{w_2^2}{2c_{pB}}; \quad p_{2w}^* = p_1 \left(\frac{T_{2w}^*}{T_1} \right)^{\frac{\kappa}{\kappa-1}}$$

Построение T, S – диаграммы (абсолютная температура – энтропия) производится в следующей последовательности:

1. Проводим кривые, соответствующие изменению температуры и энтропии в изобарных процессах на входе в рабочее колесо, на выходе из колеса и на выходе из направляющего аппарата:

$$\text{изобара } p_1 = const, \Delta s = c_{pB} \ln\left(\frac{T_i}{T_1}\right); \quad \text{изобара } p_2 = const, \Delta s = c_{pB} \ln\left(\frac{T_i}{T_2}\right);$$

$$\text{изобара } p_3 = const, \Delta s = c_{pB} \ln\left(\frac{T_i}{T_3}\right);$$

2. На изобаре $p_1 = const$ отмечаем точку «1», соответствующую параметрам состояния на входе в рабочее колесо.

3. Из точки «1» проводим вертикальную линию до пересечения с изобарами $p_2 = const, p_3 = const$. Эта линия представляет собой адиабатный процесс в рабочем колесе и направляющем аппарате (идеальная ступень). Точки пересечения вертикали с изобарами «2_{ад}» и «3_{ад}».

4. Из точки «1» проводим действительный процесс сжатия в ступени, который располагается правее вертикали (адиабатного процесса). Точки пересечения этого процесса с изобарами «2» и «3».

43.

5. Для определения положения точек, соответствующих параметрам заторможенного потока воздуха на входе в рабочее колесо, на выходе из колеса и на выходе из ступени, проводим соответственно вертикали до пересечения с изобарами (см. рис.4.6).

Первая диаграмма p, v используется также для иллюстрации механических работ, участвующих в процессе сжатия, а вторая диаграмма T, S (тепловая диаграмма) – для иллюстрации теплоты, подводимой к воздуху из-за трения в рабочем колесе и в направляющем аппарате.

Рабочий процесс ступени компрессора характеризуется следующими основными параметрами и технико-экономическими показателями:

- параметры рабочего процесса $\pi_{ст} = \frac{p_3}{p_1}$, $\pi_{ст}^* = \frac{p_3^*}{p_1}$ - степень повышения

давления воздуха в ступени;

- адиабатический коэффициент полезного действия

$$\eta_{ст} = \frac{L_{ад ст}}{L_{дейст}}, \eta_{ст}^* = \frac{L_{ад ст}^*}{L_{ст}};$$

- степень реактивности ступени

$$\rho = \frac{L_{ад рк}}{L_{ад ст}} \cong 1 - \frac{c_{1u}}{u} - \frac{\Delta w_u}{2u}$$

Описание лабораторной установки

На рис.4.7 показана конструктивно-компоновочная схема лабораторной установки. Привод осевой ступени компрессора осуществляется от электродвигателя 12 с фазным ротором, который обеспечивает постоянную частоту вращения на заданном режиме и позволяет изменять частоту вращения режима в зависимости от тока возбуждения в обмотке ротора с помощью реостата. Наибольшая частота вращения ротора электродвигателя равна 2500 об/мин.

Мультипликатор 11 – устройство для повышения частоты вращения имеет передаточное число 5.5, то есть максимальная частота вращения вала 8 составляет 13760 об/мин.

Диск рабочего колеса 3 получает вращение от вала через шлицевое соединение. Рабочие лопатки 2 крепятся к диску с помощью замков типа «ласточкин хвост».

Наружный диаметр рабочего колеса равен $D_{1нар} = 0.27 \text{ м}$. Высота рабочих лопаток $h_1 = 0.02 \text{ м}$, высота направляющих лопаток $h_3 = 0.018 \text{ м}$. Таким образом, средний диаметр ступени равен:

на входе в рабочее колесо

$$D_{1ср} = D_{1нар} - h_1 = 0.27 - 0.02 = 0.25 \text{ м},$$

а на выходе из направляющего аппарата

$$D_{3ср} = D_{3нар} - h_3 = 0.27 - 0.018 = 0.252 \text{ м}$$

44.

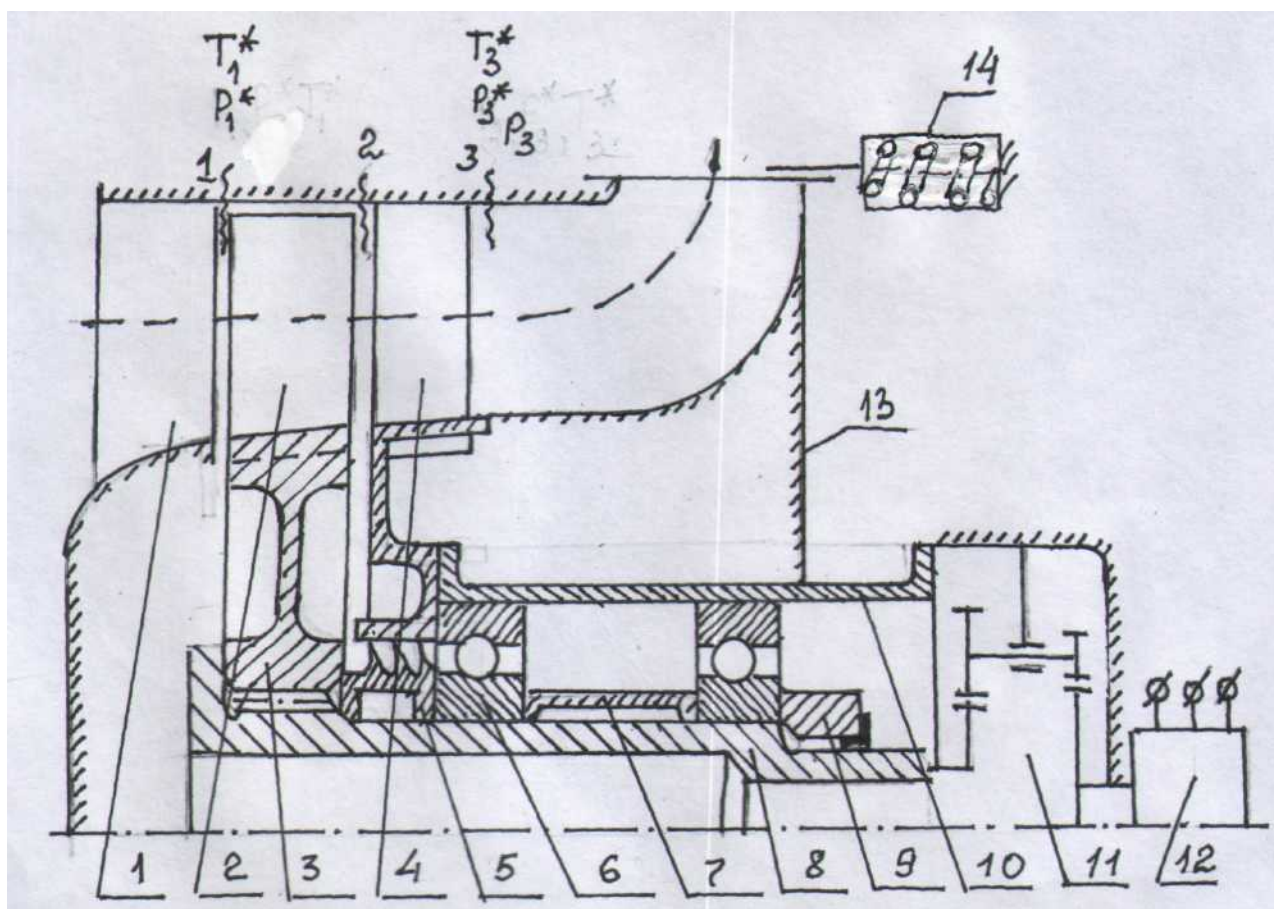


Рис.4.7. Конструктивно-компоновочная схема лабораторной установки для исследования рабочего процесса в осевой ступени компрессора:

1 – входное устройство; 2 – лопатки рабочие; 3 – диск рабочего колеса; 4 – лопатки направляющие; 5 – втулка уплотнительная; 6 – подшипник шариковый радиально-упорный; 7 – втулка распорная; 8 – вал; 9 – гайка; 10 – корпус подшипников; 11 – мультипликатор; 12 – электродвигатель с фазным ротором; 13 – корпус установки; 14 – механизм изменения площади проходного сечения для воздуха на выходе из установки

Соответственно, площадь проходного сечения для воздуха:
на входе в рабочее колесо

$$F_1 = \pi D_{1cp} h_1 = 3.14 \cdot 0.25 \cdot 0.02 = 0.0157 \text{ м}^2,$$

а на выходе из направляющего аппарата

$$F_3 = \pi D_{3cp} h_3 = 3.14 \cdot 0.252 \cdot 0.018 = 0.014243 \text{ м}^2.$$

На входе в рабочее колесо (сечение «1 – 1») и на выходе из направляющего аппарата (сечение «3 -3») установлены трубки Пито для измерения полного давления p_1^* и p_3^* .

45.

Статическое давление в потоке воздуха p_3 измеряется приёмником давления на выходе из ступени.

Температура торможения воздуха на входе в колесо t_1^* и на выходе из направляющего аппарата t_3^* измеряется термометрами сопротивления.

На выходе из установки установлен механизм, позволяющий изменять площадь проходного сечения или, что тоже самое, изменять расход воздуха в ступени. Этот механизм используется для построения напорной характеристики ступени – зависимости степени повышения давления и коэффициента полезного действия от расхода воздуха при постоянной частоте вращения ротора.

Обработка экспериментальных данных

Производится в следующей последовательности:

1. Измеренные избыточные давления на входе в колесо Δp_1^* изм, на выходе из направляющего аппарата Δp_3^* изм, Δp_3 изм и атмосферное давление B_0 изм, а также измеренные температуры t_1^* , t_3^* преобразуются согласно системе СИ:

$$\Delta p_1^* = 9.80665 \cdot \Delta p_1^* \text{ изм}, \text{ Па}; \Delta p_3^* = 133.2 \cdot \Delta p_3^* \text{ изм}, \text{ Па}; \Delta p_3 = 133.2 \cdot \Delta p_3 \text{ изм}, \text{ Па};$$

$$B_0 = 133.2 \cdot B_0 \text{ изм}, \text{ Па}; T_1^* = 273 + t_1^*, \text{ К}; T_3^* = 273 + t_3^*$$

2. Определяются абсолютные значения давления в контрольных сечениях проточной части ступени компрессора:

$$p_1^* = B_0 + \Delta p_1^*; p_3^* = B_0 + \Delta p_3^*; p_3 = B_0 + \Delta p_3$$

3. Рассчитывается степень повышения давления в ступени $\pi_{ст}^*$ и газодинамическая функция давления $\pi(\lambda_3)$ на выходе из направляющего аппарата:

$$\pi_{\text{СТ}}^* = \frac{p_3^*}{p_1^*}; \pi(\lambda_3) = \frac{p_3}{p_3^*}$$

4. Определяются приведенная скорость λ_3 и относительная плотность тока $q(\lambda_3)$ на выходе из направляющего аппарата по формулам (см. также приложение П.1):

$$\lambda_3 = \sqrt{\frac{k+1}{k-1} \left\{ 1 - [\pi(\lambda_3)]^{\frac{k-1}{k}} \right\}}; q(\lambda_3) = \left(\frac{k+1}{2} \right)^{\frac{1}{k-1}} \lambda_3 \left(1 - \frac{k-1}{k+1} \lambda_3^2 \right)^{\frac{1}{k-1}}$$

5. Находятся параметры состояния потока (T_3, ρ_3, v_3) и скорость c_3 на выходе из направляющего аппарата:

$$T_3 = T_3^* \left(1 - \frac{k-1}{k+1} \lambda_3^2 \right); \rho_3 = \frac{p_3}{RT_3}, \frac{\text{кг}}{\text{м}^3}; v_3 = \frac{1}{\rho_3}, \frac{\text{м}^3}{\text{кг}}; c_3 = \lambda_3 \sqrt{\frac{2kRT_3^*}{k+1}}, \frac{\text{м}}{\text{с}}$$

46.

6. Рассчитывается расход воздуха в ступени:

$$G_{\text{в}} = F_3 c_3 \rho_3 = 0.014243 c_3 \rho_3, \text{кг/с}$$

7. Определяются адиабатическая $L_{\text{ад СТ}}^*$, эффективная $L_{\text{СТ}}$, окружная работы сжатия и адиабатный коэффициент полезного действия $\eta_{\text{СТ}}^*$ ступени:

$$L_{\text{ад СТ}}^* = \frac{k}{k-1} RT_1^* \left(\pi_{\text{СТ}}^{*\frac{k}{k-1}} - 1 \right), \frac{\text{Дж}}{\text{кг}}; L_{\text{СТ}} = \frac{k}{k-1} R(T_3^* - T_1^*), \frac{\text{Дж}}{\text{кг}};$$

$$L_u = L_{\text{СТ}}; \eta_{\text{СТ}}^* = \frac{L_{\text{ад СТ}}^*}{L_{\text{СТ}}}$$

8. Мощность, потребная для вращения ступени компрессора:

$$N_{\text{СТ}} = L_{\text{СТ}} G_{\text{в}}, \text{Вт}$$

9. Находится относительная плотность тока $q(\lambda_1)$ на входе в рабочее колесо из уравнения расхода:

$$q(\lambda_1) = \frac{G_{\text{в}} \sqrt{T_1^*}}{0.0404 p_1^* F_1} = \frac{G_{\text{в}} \sqrt{T_1^*}}{0.0404 p_1^* \cdot 0.0157}$$

10. Рассчитывается газодинамическая функция давления $\pi(\lambda_1)$, приведенная скорость λ_1 (по формулам или с использованием приложения П.1) и параметры состояния (T_1, ρ_1, v_1) и скорость c_1 на входе в рабочее колесо:

$$\pi(\lambda_1) = 0.5283 + \sqrt{0.2225 - \left[\frac{q(\lambda_1)}{2.12} \right]^2}; \lambda_1 = \sqrt{\frac{k+1}{k-1} \left\{ 1 - [\pi(\lambda_1)]^{\frac{k-1}{k}} \right\}}; ;$$

$$T_1 = T_1^* \left(1 - \frac{k-1}{k+1} \lambda_1^2 \right); p_1 = \frac{p_1}{RT_1}; v_1 = \frac{1}{\rho_1}; c_1 = \lambda_1 \sqrt{\frac{2kRT_1^*}{k+1}}$$

11. Составляющие треугольника скоростей на входе в рабочее колесо на среднем диаметре:

- окружная скорость $u_1 = \frac{\pi D_1 c p n}{60}, \frac{м}{с};$

- относительная скорость при осевом входе потока ($\alpha_1 = 90^\circ$):

$$w_1 = \sqrt{c_1^2 + u_1^2};$$

- угол направления относительной скорости $\beta_1 = \arcsin \frac{c_1}{u_1}.$

12. Составляющие треугольника скоростей на выходе из рабочего колеса:

- окружная скорость $u_2 = u_1;$

- осевая составляющая абсолютной и относительной скоростей $c_{2a} = c_1;$
47.

- закрутка потока в рабочем колесе $\Delta w_u = \frac{L_u}{u_1};$

- проекция относительной скорости на окружное направление
 $w_{2u} = w_{1u} - \Delta w_u = u_1 - \Delta w_u;$

- относительная скорость $w_2 = \sqrt{c_{2a}^2 + w_{2u}^2};$

- абсолютная скорость $c_2 = \sqrt{c_{2a}^2 + \Delta w_u^2};$

- угол направления относительной скорости $\beta_2 = \arcsin \frac{c_{2a}}{w_2};$

- угол направления абсолютной скорости $\alpha_2 = \arcsin \frac{c_{2a}}{c_2};$

- поворот потока в рабочем колесе и в направляющем аппарате
 $\Delta\beta = \beta_2 - \beta_1; \Delta\alpha = \alpha_1 - \alpha_2.$

13. Степень реактивности ступени

$$\rho = 1 - \frac{c_{1u}}{u_1} - \frac{\Delta w_u}{2u_1}, \quad c_{1u} = 0 \text{ (осевой вход потока в колесо)}$$

Отчет по лабораторной работе

Включает:

1. Алгоритм обработки и значения параметров состояния рабочего тела в контрольных сечениях проточной части осевой ступени компрессора.

2. Технико-экономические показатели ступени компрессора.
3. Треугольники скоростей на входе и выходе из рабочего колеса.
4. Изображение рабочего процесса в p, v и T, S - координатах.
5. Ответы на контрольные вопросы:
 - назначение рабочего колеса и направляющего аппарата осевой ступени компрессора;
 - поясните изображение рабочего процесса в p, v и T, S - координатах;
 - поясните планы скоростей ступени компрессора;
 - поясните, каким образом осуществляется всасывание воздуха компрессором ГТД;
 - что называется степенью реактивности ступени? Приведите формулу для её расчёта.

Список литературы

1. Авиационные газотурбинные двигатели. ГОСТ 23851-79. М.:Изд-во стандартов,1979.
2. Шулекин В.Т. Основы теории и конструирования авиационных двигателей. Конспект лекций. М.:МГТУ ГА,1994.140 с.

48.

ЛР-5 ТЯГА ТУРБОРЕАКТИВНОГО ДВИГАТЕЛЯ

Цель работы

1. Ознакомление с методом измерения тяги ТРД в заводских условиях.
2. Практическое освоение метода измерения тяги ТРД на старте ВС.
3. Ознакомление с дроссельными характеристиками ТРД.

Задание на работу

1. Ознакомиться с принципом действия и схемой прибора для измерения тяги турбореактивного двигателя.
2. Построить графики дроссельных характеристик ТРДД АИ-25.
3. Оформить отчет по лабораторной работе.

Основные сведения

Тяга двигателя - реактивная сила, являющаяся результирующей газодинамических сил давления и трения, приложенных к внутренней и наружной поверхностям двигателя. Различают **внутреннюю тягу P** (реактивную тягу) – проекцию на горизонтальную ось равнодействующей сил давления и трения приложенных к двигателю, без учёта внешнего сопротивления и **эффективную тягу $P_{эф}$** , учитывающую внешнее

сопротивление силовой установки. Внутренняя тяга связана с эффективной соотношением $P_{эф} = P - X_{внеш}$, где $X_{внеш}$ - внешнее сопротивление силовой установки летательного аппарата.

Тяга является одним из показателей назначения силовой установки воздушного судна и определяет его возможность осуществить полет. В зависимости от величины тяги весь парк воздушных судов (ВС) можно приближённо (**рекомендация ЦАГИ**) классифицировать следующим образом:

$P \leq 11.5 \text{ кН}$ - малая авиация (общего назначения, административные самолеты и др.);

$P = 11.5 \dots 23.0 \text{ кН}$ - местные воздушные линии (МВЛ, дальность полёта воздушных судов с максимальной коммерческой нагрузкой до 1000 км);

$P = 23 \dots 46 \text{ кН}$ - ближние магистральные линии (БМС, дальность полёта ВС до 2000 км);

$P = 46 \dots 92 \text{ кН}$ - средние магистральные линии (СМС, дальность полёта ВС до 2500...6000 км);

$P = 92 \dots 184 \text{ кН}$ - дальние магистральные линии (ДМС, дальность полёта ВС более 6000 км).

Воздушные суда большой пассажироместимости (аэробусы) разделяются по величине тяги на средние $P = 92 \dots 184 \text{ кН}$ и дальние $P = 184 \dots 368 \text{ кН}$ магистральные линии.

49.

Внутренняя тяга определяется с помощью уравнения количества движения для рабочего тела двигателя. Для авиационных воздушно-реактивных двигателей (ТРД, ТРДФ, ПВРД) формула для определения силы тяги имеет следующий вид:

$$P = G_{\Gamma} c_c - G_{\text{В}} V + F_c (p_c - p_H), \quad (5.1)$$

где p_c, c_c, F_c - статическое давление, средняя скорость истечения газа и площадь сечения на выходе из реактивного сопла; V - скорость полета; p_H - давление наружного воздуха; G_{Γ} - расход газа в реактивном сопле; $G_{\text{В}}$ - расход воздуха в воздухозаборнике двигателя.

Расход газа у ВРД связан с расходом воздуха следующим соотношением: $G_{\Gamma} = G_{\text{В}} + G_{\text{Т}} - G_{\text{Отб}}$, где $G_{\text{Т}}$ - расход топлива в камере сгорания; $G_{\text{Отб}}$ - расход отбираемого на нужды летательного аппарата воздуха (питание системы кондиционирования кабины экипажа и салона, вентиляция технических отсеков и др.).

Если принять, что $G_{\text{Т}} \approx G_{\text{Отб}}$ и полное расширение газа в реактивном сопле ($p_c = p_H$), то формула тяги ВРД имеет вид, опубликованной академиком **Борисом Сергеевичем Стечкиным** (1891 – 1969) в 1928 году в журнале «Техника воздушного флота»:

$$P = G_B(c_c - V) \quad (5.2)$$

После изготовления и ремонта двигатель поступает в бокс испытательной станции (рис.5.1), в котором проводятся испытания двигателя.

Двигатель в бокс подают через специальные ворота, а затем устанавливают с помощью электроподъёмника 14 на силоизмерительное устройство 1.

Силовое измерительное устройство не жесткого типа (двигатель, установленный на платформе, может перемещаться под действием внешней силы) установлено на специальном фундаменте 4, поглощающим вибрации. Вибрационные колебания поглощаются изоляционной подушкой 2 из пробковых плит, антисептированного дерева или войлока. Для изоляции от боковых колебаний имеется воздушная прослойка 3 до 0.15...0.20 м.

Фундамент для силоизмерительного устройства должен быть глубже фундамента под стены здания, что уменьшает их колебания. Стены бокса изготовляют из железобетона. Их внутренняя поверхность пропитывается бакелитовой смолой и обклеивается тканью, что препятствует выветриванию материала стен.

Размеры испытательного бокса определяют исходя из общего расхода воздуха через бокс и допустимых скоростей движения воздуха и газа. Общий расход воздуха через бокс складывается из расхода воздуха через двигатель и расхода, эжектируемого реактивной струей.

С целью обеспечения оптимального расхода эжектируемого воздуха, снижающего температуру и скорость выхлопных газов, реактивную струю заключают в эжекторную трубу 13, размеры которой определяют из теории затопленных турбулентных струй. Весьма важен правильный выбор скоростей движения воздуха и газа. Например, если увеличить скорость воздуха в центральной части испытательной кабины выше

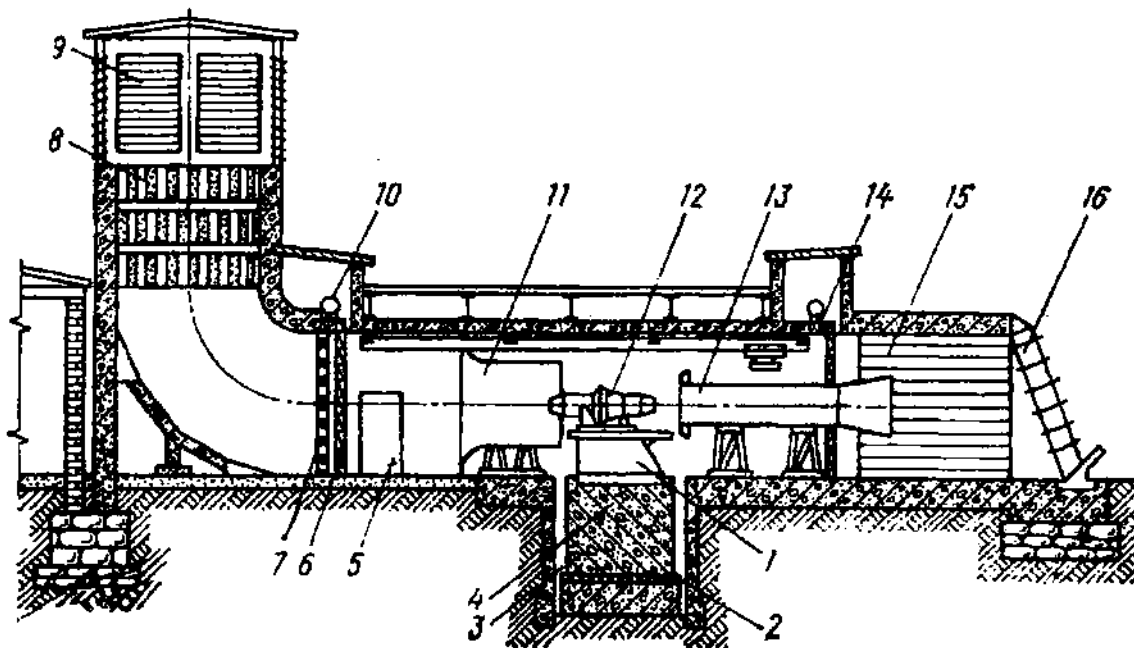


Рис.5.1. Бокс испытательной станции:

- 1 – силоизмерительное устройство; 2 изоляционная подушка; 3 – воздушная прослойка; 4 – фундамент; 5 – вход в бокс; 6 – жалюзи; 7 – решетка; 8 – глушитель шума на входе; 9 – вход воздуха; 10 – привод; 11 – аэродинамическое кольцо; 12 – двигатель; 13 – эжектор; 14 – электроподъемник; 15 – глушитель шума на выходе; 16 – лопатки отклоняющие

допустимой (5...8 м/с), то это приведет к увеличению аэродинамической погрешности в измерении силы тяги. Оптимальные значения скорости воздушного потока на входе во всасывающую шахту составляют 10...20 м/с, в глушителе входной шахты на всасывании 20...30 м/с, в глушителе на выхлопе 30...50 м/с.

Вследствие потери давления в глушителях шума и в воздушном тракте давление воздуха на входе в бокс и в рабочей части понижается на 980...1470 Па (100...150 мм вод.ст.) ниже атмосферного. На выхлопе (в эжекторе 13) требуется давление, превышающее атмосферное на 1960...2940 Па (200...300 мм вод.ст.), для того, чтобы вытолкнуть газы наружу. Поэтому за фактическое давление необходимо принимать давление в боксе.

Конструкция нежесткого силоизмерительного устройства может быть различной. На рис.5.2 показано силоизмерительное устройство с подвеской платформы на упругих лентах.

Платформа 5 соединена со станиной 2 четырьмя стальными упругими лентами 3, прикрепленными к опорам платформы и станины болтами.

Получено, что при соотношении между толщиной b и шириной a ленты, равном около $1 : 50$, подвижная платформа не имеет поперечных перемещений, так как упругие ленты хорошо

51.

воспринимают боковые нагрузки. Подвеска на упругих лентах долговечна и надежна в эксплуатации, обеспечивает хорошую работу в условиях вибраций.

Принцип действия силоизмерительного устройства данного типа следующий. При истечении газа из сопла с большой скоростью согласно третьего закона И.Ньютона (действие всегда соответствует равное и противоположно направленное противодействие) образуется сила тяги, под действием которой платформа перемещается.

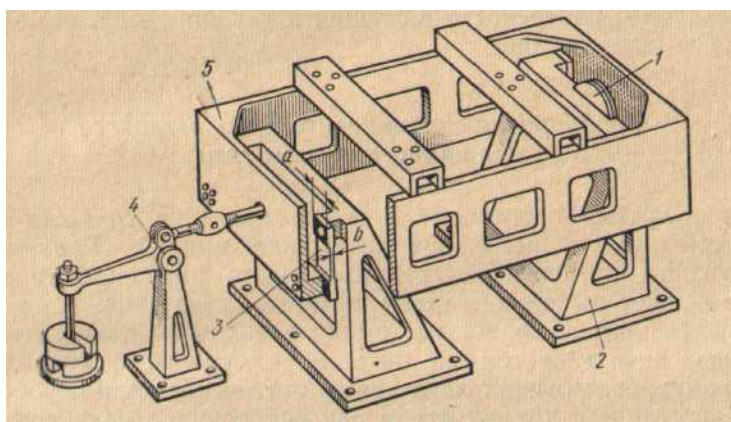


Рис.5.2. Силовизмерительное устройство с подвесной платформой на упругих лентах:

1 - месдоза; 2 - станина; 3 - упругая лента; 4 - приспособление для градуировки;
5 - платформа

Платформа связана механически с месдозой 1, которая представляет собой поршень в цилиндре, заполненный жидкостью (маслом) и соединенный жестко со станиной 2. При действии силы на жидкость (несжимаемое рабочее тело) давление передается далее в регистрирующее устройство (манометр) со шкалой, проградуированной ранее с помощью специального приспособления 4.

На точность определения силы тяги ($\pm 0.5\%$ от максимального значения тяги двигателя) оказывают влияние величина отклонений подвижной платформы (не более $2 \dots 3$ мм), величина сил трения в шарнирах, аэродинамический обдув двигателя, характеристики коммуникаций силоизмерительного устройства.

В настоящей лабораторной работе используется жесткий тип измерительного устройства силы тяги двигателя в условиях старта ВС ($V = 0$) (двигатель непосредственно установлен на воздушном судне и не

имеет возможности перемещаться вместе с ним). Расчёт тяги турбореактивного двигателя производится по формулам:

а) при полном расширении газа в реактивном сопле

$$P = \frac{2\kappa_{\Gamma}}{\kappa_{\Gamma}-1} p_H F_c \left[\left(\frac{p_c^*}{p_H} \right)^{\frac{\kappa_{\Gamma}-1}{\kappa_{\Gamma}}} - 1 \right] \quad (5.3)$$

52.

б) при неполном расширении газа в суживающемся сопле ($p_c \geq p_H$)

$$P = p_H F_c \text{ кр} \left[\frac{\kappa_{\Gamma}+1}{\left(\frac{\kappa_{\Gamma}+1}{2} \right)^{\frac{\kappa_{\Gamma}}{\kappa_{\Gamma}-1}}} \cdot \frac{p_c^*}{p_H} - 1 \right] \quad (5.4)$$

Использование той или иной формулы для определения тяги двигателя осуществляется после поверочного расчёта двигателя на взлетном режиме его работы.

Из формул (5.3) и (5.4) видно, что для определения тяги двигателя в стартовых условиях ВС необходимо измерить атмосферное давление и полное давление газа в выходном сечении реактивного сопла.

Для того, чтобы измерить полное давление в обресе выходного сопла ТРД на кафедре "Двигатели летательных аппаратов" был разработан специальный прибор (рис.5.3), имеющий следующие отличительные особенности:

1. Общая площадь проходного сечения для газа делится на количество отверстий в приемной камере прибора.

2. Каждое из отверстий приемной камеры располагается в центре площадки.

3. Для снижения потерь при торможении неравномерного потока газа приемные отверстия и прибор имеют специальную форму.

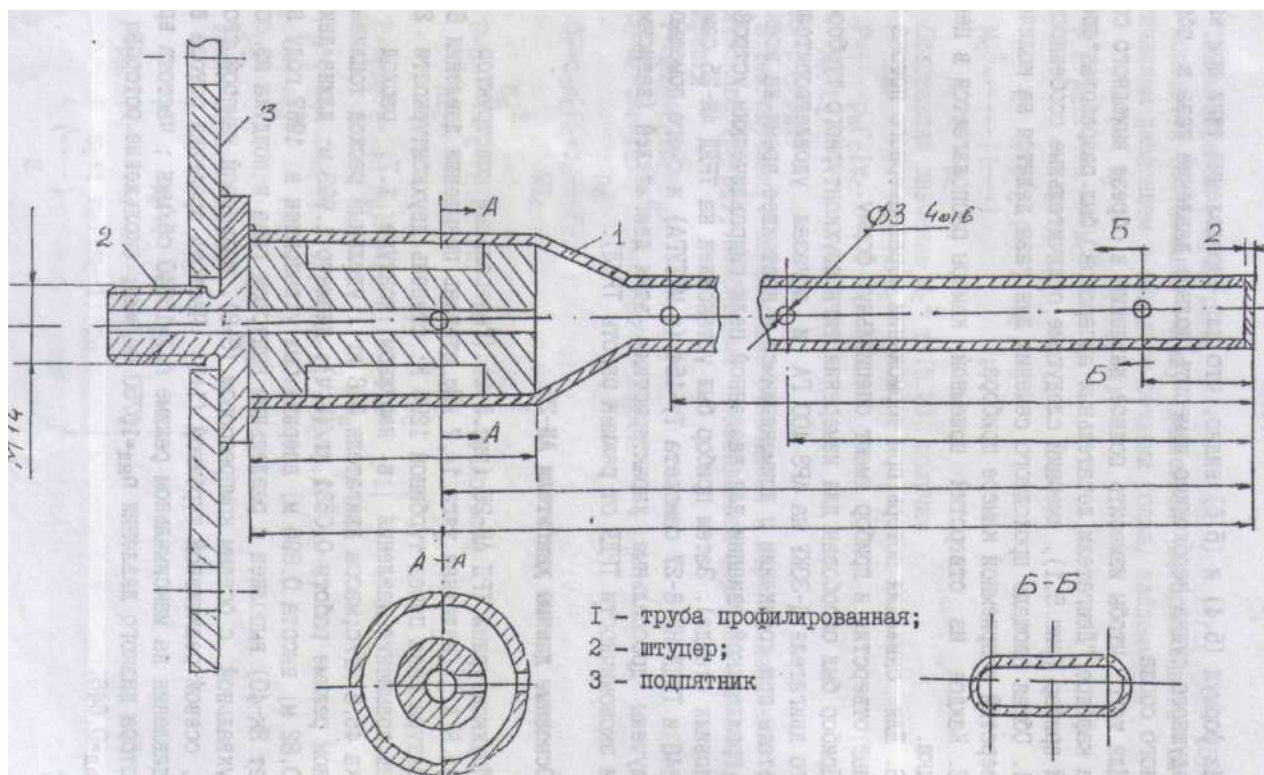


Рис.5.3. Конструкция прибора для измерения полного давления в выходном сечении реактивного сопла ТРД

53.

Прибор был опробован для измерения тяги двухконтурного турбореактивного двигателя Д-30КУ на АРЗ 400 ГА и показал удовлетворительные результаты при сравнении с применяющимся в настоящее время на всех заводах гражданской авиации для названной цели мердзой (в условиях стенда). Затем прибор был установлен на ТРДД АИ-25 самолета Як-40 и ТРДД НК-8-2У самолета Ту-154 (в МГТУГА) и с его помощью были получены дроссельные характеристики этих двигателей (зависимости тяги и экономичности ТРДД от режима работы ТРДД).

Описание лабораторной установки

В качестве лабораторной установки используется двухконтурный турбореактивный двигатель (ТРДД) АИ-25 (рис.5.4), установленный на самолете Як-40.

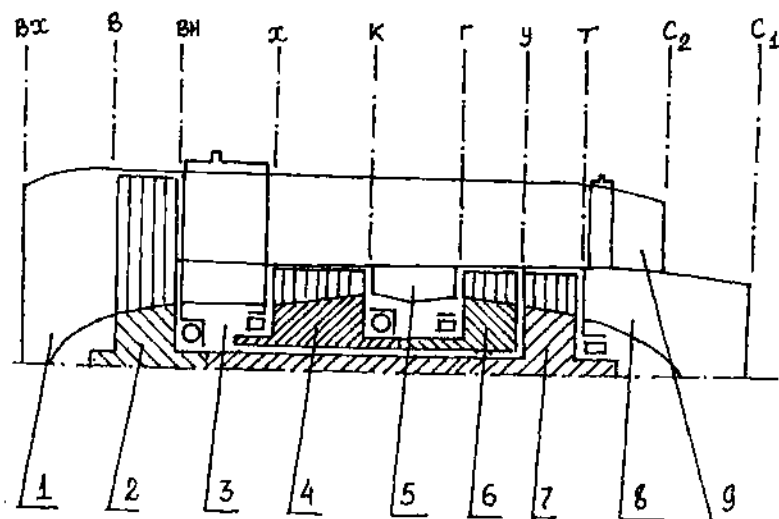


Рис.5.4. Схема двухконтурного турбореактивного двигателя:

- 1 - входное устройство; 2 - вентилятор (компрессор низкого давления);
- 3 - разделительный (промежуточный) корпус; 4 - компрессор (компрессор высокого давления); 5 - камера сгорания; 6 - турбина компрессора (турбина высокого давления); 7 - турбина вентилятора (турбина низкого давления);
- 8 - выходное сопло внутреннего контура; 9 - выходное сопло наружного контура;
- вх, в, вн, х, к, г, у, т, с₂, с₁ - обозначения контрольных сечений проточной части двигателя

54.

Двухконтурным турбореактивным двигателем (ТРДД) согласно ГОСТ 23851-79 называют ТРД с внутренним и наружным контурами, в котором часть энергии топлива, подводимого во внутренний контур, преобразуется в механическую работу для привода вентилятора наружного контура.

Двухконтурный ТРД АИ-25 (Генеральный конструктор Лотарев Владимир Алексеевич) (взлетная тяга 14.7 кН; степень повышения давления 8.1; температура газа перед турбиной 1206 К; степень двухконтурности 2.1; степень повышения давления в наружном контуре 1.7; расход воздуха 45.3 кг/с; масса двигателя 348 кг; удельный расход топлива на взлетном режиме работы 0.0581 кг/(Н. ч); диаметр 1.993 м; длина двигателя 0.82 м; высота 0.896 м) впервые был установлен в 1967 году на самолет Як-40) выполнен с раздельным выпуском газа и воздуха из сопел по двухвальнoй с осевым компрессором (3+8), кольцевой камерой сгорания, осевой реактивной

турбиной (1+2). Частота вращения ротора высокого давления на максимальном режиме $n_{вд} = 16640$ об/мин ; частота вращения ротора низкого давления $n_{нд} = 10750$ об/мин; скольжение роторов $n_{вд} / n_{нд} = 0.646$.

Принцип действия ТРДД АИ-25 следующий:

1. Воздух из атмосферы поступает во входное устройство 1 (см. рис.5.4), где в условиях полёта происходит преобразование кинетической энергии потока в потенциальную энергию давления (скорость воздуха в воздухозаборнике уменьшается, а давление, температура и плотность, соответственно, возрастают). При работе двигателя на земле в воздухозаборнике происходит ускорение потока воздуха, а давление, температура и плотность оказывается меньше, чем аналогичные параметры состояния атмосферного воздуха.

2. Из входного устройства воздух поступает в компрессор низкого давления (КНД) (вентилятор) 2, где происходит предварительное сжатие, степень повышения давления воздуха в вентиляторе

$$\pi_{ВН}^* = \frac{p_{ВН}^*}{p_{В}^*}$$

Температура и давление заторможенного потока воздуха на выходе из КНД, удельная работа сжатия, расход воздуха и мощность, потребная для вращения КНД составляют:

$$T_{ВН}^* = 344.7 K \approx 72^{\circ} C, p_{ВН}^* = 1.7039 \cdot 10^5 Pa = 1.74 \frac{кгс}{см^2}, L_{КНД} = 56763 \frac{Дж}{кг},$$

$$G_{В} = 43.4 \frac{кг}{с}, N_{КНД} = 2466 \text{ кВт}$$

3. Из компрессора низкого давления поток воздуха поступает в разделительный корпус, где этот поток делится на две части.

Первая часть расхода воздуха $G_{в1}$ направляется во внутренний контур двигателя

(в компрессор высокого давления), а вторая часть $G_{в2}$ - в канал наружного контура. Отношение расхода воздуха в наружном контуре к расходу во внутреннем контуре называется степенью двухконтурности ТРДД:

55.

$$m = \frac{G_{в2}}{G_{в1}}$$

В ТРДД АИ-25 $m=2.1$, соответственно

$$G_{в1} = 14 \frac{кг}{с}, G_{в2} = 29.4 \frac{кг}{с}.$$

4. В компрессоре высокого давления (КВД) происходит основное сжатие воздуха.

Степень повышения давления воздуха равна

$$\pi_{\text{КВД}}^* = \frac{p_{\text{К}}^*}{p_{\text{Х}}^*} = 4.755$$

Общая степень повышения давления в двигателе составляет

$$\pi_{\text{К}\Sigma}^* = \pi_{\text{КНД}}^* \pi_{\text{КВД}}^* = \frac{p_{\text{К}}^*}{p_{\text{В}}^*} = 8.1$$

Температура и давление заторможенного потока воздуха на выходе из КВД, удельная работа сжатия и мощность, потребная для вращения КВД составляют:

$$T_{\text{К}}^* = 578.6 \text{ K} \approx 306^{\circ} \text{ C}, p_{\text{К}}^* = 7.9627 \cdot 10^5 \text{ Па} = 8.12 \frac{\text{кгс}}{\text{см}^2}, L_{\text{КВД}} = 234950 \frac{\text{Дж}}{\text{кг}},$$

$$G_{\text{В1}} = 14 \frac{\text{кг}}{\text{с}}, N_{\text{КВД}} = 3293 \text{ кВт}$$

5. Из компрессора высокого давления поток воздуха направляется в камеру сгорания, где примерно при постоянном давлении в нему подводится тепло за счет горения топлива – авиационного керосина. В результате подвода тепла температура газа возрастает, а плотность уменьшается. Параметры камеры сгорания ТРДД АИ-25 следующие:

- расход топлива $G_{\text{T}} = 845 \frac{\text{кг}}{\text{ч}} = 0.235 \frac{\text{кг}}{\text{с}};$

- отношение расходов топлива и воздуха

$$g_{\text{T}} = \frac{G_{\text{T}}}{G_{\text{В КС}}} = 0.0178;$$

- температура и давление заторможенного потока газа на выходе из камеры сгорания

$$T_{\text{T}}^* = 1206 \text{ K} = 933^{\circ} \text{ C}, p_{\text{T}}^* = 7.6442 \cdot 10^5 \text{ Па} = 7.795 \frac{\text{кгс}}{\text{см}^2}$$

6. Из камеры сгорания газ направляется в турбину компрессора (турбину высокого давления), в которой происходит расширение газа. При расширении газа плотность уменьшается, а его тепловая энергия преобразуется в механическую работу на валу, которая идет на вращение КВД и вспомогательных агрегатов (топливных и масляных насосов, воздухоотделителей, электрогенератора и др.), а также на преодоление трения в приводах и опорах. Параметры турбины высокого давления (ТВД) ТРДД АИ-25 следующие:

56.

- мощность турбины ВД $N_{\text{ТВД}} = 3298 \text{ кВт};$

- расход газа $G_{\text{T}} = 13.39 \frac{\text{кг}}{\text{с}};$

- степень понижения давления газа в турбине ВД

$$\pi_{\text{ТВД}}^* = \frac{p_{\Gamma}^*}{p_{\text{У}}};$$

- температура и давление газа на выходе из турбины ВД

$$T_{\text{У}}^* = 978.4 \text{ K} \approx 705^{\circ} \text{ C}, p_{\text{У}}^* = 3.1795 \cdot 10^5 \text{ Па} = 3.24 \frac{\text{кгс}}{\text{см}^2}.$$

7. Из турбины ВД газ направляется в турбину низкого давления (турбину вентилятора), где происходит дальнейшее расширение газа. При расширении газа тепловая энергия его преобразуется в механическую работу, которая передается по валу для вращения компрессора низкого давления (вентилятора). Параметры турбины низкого давления (ТНД) ТРДД АИ-25 следующие:

- мощность турбины НД

$$N_{\text{ТНД}} = 2466 \text{ кВт};$$

- расход газа

$$G_{\Gamma} = 13.95 \frac{\text{кг}}{\text{с}};$$

- удельная работа расширения газа

$$L_{\text{ТНД}} = 176539 \frac{\text{Дж}}{\text{кг}};$$

- степень понижения давления газа в турбине НД

$$\pi_{\text{ТНД}}^* = \frac{p_{\text{У}}^*}{p_{\Gamma}} = 2.12;$$

- температура и давление газа на выходе из турбины НД

$$T_{\Gamma}^* = 826 \text{ K} = 653^{\circ} \text{ C}, p_{\Gamma}^* = 1.4988 \cdot 10^5 \text{ Па} = 1.53 \frac{\text{кгс}}{\text{см}^2}.$$

8. Из турбины НД газ направляется в реактивное сопло внутреннего контура, где происходит расширение газа. При расширении газа его потенциальная энергия преобразуется в кинетическую (скорость возрастает). Параметры реактивного сопла внутреннего контура ТРДД АИ-25 следующие:

- располагаемая степень расширения газа

$$\pi_{\text{П1}} = \frac{p_{\Gamma}^*}{p_{\text{Н}}} = 1.48;$$

57.

- действительная степень расширения газа

$$\pi_{\text{рс1}} = \frac{p_{\Gamma}^*}{p_{\text{с1}}} = \pi_{\text{П1}}$$

(так как располагаемая степень расширения меньше критического значения

$$\pi_{кр1} = 1.8506);$$

- скорость истечения газа из сопла

$$c_{c1} = 412.5 \frac{M}{c};$$

- сила тяги ТРДД АИ-25, создаваемая во внутреннем контуре

$$P_1 = G_{T1} c_{c1} = 5761 H = 588 \text{ кгс или } 39.2 \% \text{ от общей тяги ТРДД АИ-25 } (P=14.7 \text{ кН});$$

- площадь проходного сечения для газа в обресе реактивного сопла из формулы (5.3)

$$P_1 = \frac{2\kappa_{Г}}{\kappa_{Г}-1} p_H F_{c1} \left[\left(\frac{p_{c1}^*}{p_H} \right)^{\frac{\kappa_{Г}-1}{\kappa_{Г}}} - 1 \right]$$

$$F_{c1} = 0.07 \text{ м}^2.$$

9. Поток воздуха, проходящий в наружном контуре, поступает затем в реактивное сопло этого контура, в котором происходит расширение воздуха (плотность уменьшается). При расширении воздуха в этом сопле потенциальная энергия воздуха преобразуется в кинетическую энергию (скорость возрастает). Параметры реактивного сопла наружного контура ТРДД АИ-25 следующие:

- располагаемая степень расширения воздуха

$$\pi_{п2} = \frac{p_{вн}^*}{p_H} = 1.687;$$

- действительная степень расширения воздуха

$$\pi_{рс2} = \frac{p_{вн}^*}{p_{с2}} = \pi_{п2}$$

(так как располагаемая степень расширения меньше критического значения $\pi_{кр2} = 1.893$);

- скорость истечения воздуха из сопла

$$c_{c2} = 303.7 \frac{M}{c};$$

- сила тяги ТРДД АИ-25, создаваемая в наружном контуре

$$P_2 = G_{в2} c_{c2} = 8939 H = 912 \text{ кгс или } 60.8 \% \text{ от общей тяги ТРДД АИ-25 } (P=1500 \text{ кгс});$$

58.

- площадь проходного сечения для воздуха в обресе реактивного сопла из формулы (5.3)

$$P_2 = \frac{2\kappa}{\kappa - 1} p_H F_{c2} \left[\left(\frac{p_{вн}^*}{p_H} \right)^{\frac{\kappa - 1}{\kappa}} - 1 \right]$$

$$F_{c2} = 0.1106 \text{ м}^2.$$

9. Техничко-экономические показатели ТРДД АИ-25:

- удельная тяга (отношение тяги двигателя к расходу воздуха) – показатель назначения двигателя, определяющий скорость полёта ВС

$$P_{уд} = \frac{P}{G_e} = 338 \frac{\text{Н} \cdot \text{с}}{\text{кг}} \left(\frac{\text{м}}{\text{с}} \right);$$

- удельный расход топлива (отношение часового расхода топлива к тяге двигателя) или экономичность ТРДД

$$C_{уд} = \frac{G_{тч}}{P} = 0.0575 \frac{\text{кг}}{\text{Н} \cdot \text{ч}}$$

Режимы работы двигателя (таблица 5.1) имеют важное значение при эксплуатации воздушных судов. Например, взлетный режим работы двигателя используется для разбега ВС по взлетно-посадочной полосе (ВПП), продолжительность этого режима по нормативам ИКАО (Международная организация гражданской авиации) не более 0.7 мин; номинальный (максимальный продолжительный) режим используется для набора высоты ВС; крейсерский (примерно 0.7- 0.85 номинального) режим – в полете на эшелоне (на заданной крейсерской высоте и скорости); полетный (примерно 0.4 - 0.6 номинального) малый газ – при снижении и заходе на посадку ВС; земной малый газ – при рулении по аэродрому, при запуске двигателя.

Дроссельные характеристики ТРДД АИ-25 при стандартных атмосферных

условиях ($t_H = +15^{\circ}C$, $p_H = 760$ мм рт.ст. = 101325 Па, $V = 0$)

№ п/п	Параметры	Ед. изм.	Режимы работы двигателя						
			Взлётный	Номинальный	0.85 номинального	0.7 номинального	0.6 номинального	0.4 номинального	Малый газ
1	Положение стрелки РУД по лимбу	Градус	100 ⁺⁴ ₋₂	76 ± 2	66 ± 2	57 ± 2	50 ± 2	38 ± 2	12..20
2	Частота вращения ротора ВД	об/мин %	16640 101	15675 93	15160 92	14610 88.5	14180 86	13010 79	8745 53
3	Частота вращения ротора НД	об/мин %	10750 90.5	9560 80.5	8950 75.5	8270 70	7770 65.5	6500 55	-
4	Температура газа за турбиной	°С	630	570	550	550	550	550	600
5	Часовой расход топлива	кг/ч	855	632	538	451	396	301	220

Замеряемые величины при испытании ТРДД АИ-25 (таблица 5.2):

B_0 изм, мм рт.ст. - барометрическое давление.

t_H изм, °С - температура наружного воздуха.

$n_{ВД}$ изм, % - частота вращения ротора ВД.

$n_{НД}$ изм, % - частота вращения ротора НД.

Δp_{c1}^* изм, мм рт.ст. - избыточное полное давление газа в обресе

выходного

сопла внутреннего контура.

Δp_{c2}^* изм, мм рт.ст - избыточное полное давление воздуха в обресе

выходного сопла наружного контура.

$G_{ТЧ}$, $\frac{кг}{ч}$ - часовой расход топлива.

Для того, чтобы исключить влияние температуры и давления окружающего воздуха на технико-экономические показатели двигателя, измеренные частоты вращения $n_{ВД\text{ изм}}$ и $n_{НД\text{ изм}}$ и рассчитанные далее тяга и удельный расход топлива приводятся к стандартным атмосферным условиям ($p = 760 \text{ мм рт.ст.}$, $T = 288\text{K}$ ($+15^\circ\text{C}$) по формулам, полученным из теории подобия:

$$n_{\text{пр}} = n_{\text{зам}} \sqrt{\frac{288}{T_{\text{о изм}}}}; P_{\text{пр}} = P_{\text{зам}} \frac{101325}{p_{\text{о изм}}}; C_{\text{уд пр}} = C_{\text{уд зам}} \sqrt{\frac{288}{T_{\text{о зам}}}}$$

Таблица 5.1

Протокол № _____

Испытаний двигателя АИ-25 «_____» _____ 200 г.,

Атмосферные условия: $V_{\text{оизм}} = 742 \text{ мм рт.ст.}$, $t_{\text{оизм}} = +1^\circ\text{C}$

Топливо ТС-1, масло МС-8

№, № замера	$n_{вд}, \%$	$n_{нд}, \%$	$G_{тч}, \frac{\text{кг}}{\text{ч}}$	$\Delta p_{c1изм}^*$, мм рт.ст.	$\Delta p_{c2изм}^*$, мм рт.ст.
1	52	28	208	59	5
2	60	34	210	75	43
3	70	42	245	102	23
4	86	67	450	292	82
5	91	73	575	374	139
6	95	81	780	461	143

Порядок выполнения задания

Для построения дроссельных характеристик двигателя (зависимостей тяги и удельного расхода топлива от частоты вращения ротора ВД) при использовании полного давления газа и воздуха в обрете выходных сопел порядок обработки экспериментальных данных следующий:

- температура наружного воздуха $T_{\text{н}} = 273 + t_{\text{низм}}$;
- частота вращения роторов

$$n_{вд} = 165 n_{вдизм}, \frac{\text{об}}{\text{мин}}; n_{нд} = 118.6 n_{ндизм}, \frac{\text{об}}{\text{мин}};$$

- скольжение роторов $S = \frac{n_{нд}}{n_{вд}} \cdot 100\%$;

- атмосферное давление $V_{\text{о}} = 133.2 V_{\text{оизм}}, \text{Па}$;

- полное давление газа на выходе из сопла внутреннего контура

$$p_{c1}^* = V_{\text{о}} + 133.2 \Delta p_{c1изм}^*, \text{Па};$$

- полное давление воздуха на выходе из сопла наружного контура

$$p_{c2}^* = B_o + 133.2 \Delta p_{c2 \text{ изм}}, \text{ Па};$$

- тяга двигателя во внутреннем контуре

$$P_1 = \frac{2\kappa_{\Gamma}}{\kappa_{\Gamma}-1} B_o F_{c1} \left[\left(\frac{p_{c1}^*}{B_o} \right)^{\frac{\kappa_{\Gamma}-1}{\kappa_{\Gamma}}} - 1 \right], F_{c2} = 0.1106 \text{ м}^2, \kappa_2 = 1.33;$$

- тяга двигателя в наружном контуре

$$P_2 = \frac{2\kappa}{\kappa-1} B_o F_{c2} \left[\left(\frac{p_{c2}^*}{B_o} \right)^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} - 1 \right], F_{c2} = 0.1106 \text{ м}^2, \kappa = 1.4;$$

- общая тяга двигателя $P = P_1 + P_2, \text{ Н};$

- удельный расход топлива – экономичность двигателя

$$C_{\text{уд}} = \frac{G_{\text{тч}}}{P} \frac{\text{кг}}{\text{Н}\cdot\text{ч}}.$$

- определяются приведенные частоты вращения роторов, тяга и удельный расход топлива двигателя по формулам:

$$n_{\text{пр вд}} = n_{\text{зам вд}} \sqrt{\frac{288}{T_{\text{о изм}}}}; P_{\text{пр}} = P_{\text{зам}} \frac{101325}{p_{\text{о изм}}}; C_{\text{уд пр}} = C_{\text{уд зам}} \sqrt{\frac{288}{T_{\text{о зам}}}}$$

Отчетность по лабораторной работе

Включает:

1. Изображение схемы ТРДД АИ-25 с указанием всех измеряемых параметров.

2. Протокол испытаний и алгоритм обработки экспериментальных данных,

3. По полученным данным построить дроссельные характеристики двигателя АИ-25.

Ответы на контрольные вопросы:

- что понимается под тягой турбореактивного двигателя?

- приведите и поясните формулу тяги ТРД, полученную Б. С. Стечкиным;

- приведите и поясните формулу тяги ТРД в условиях взлета воздушного судна и полном расширении газа в выходном сопле;

- приведите и поясните формулу тяги ТРД в условиях взлета воздушного судна и при неполном расширении газа в выходном сопле;

- укажите и поясните основные режимы работы турбореактивного двигателя;

- что понимается под экономичностью авиационного ГТД?

- как изменится тяга ТРД при уменьшении площади проходного сечения в обрезе выходного сопла на один процент?

- объяснить изменение тяги и удельного расхода топлива при дросселировании ТРДД, используя основные формулы для этих параметров.

- почему на режиме малого газа удельный расход топлива наибольший?

Список литературы

1. Казанджан П.К., Тихонов Н.Д., Шулекин В.Т. Теория авиационных двигателей. Рабочий процесс и эксплуатационные характеристики газотурбинных двигателей. Учебник для вузов /Под ред. Н.Д.Тихонова. М.:Транспорт, 2000. 287 с.

2. Леонтьев В.Н., Сиротин С.А., Тверовский А.М. Испытания авиационных двигателей и их агрегатов. М.:Машиностроение, 1976. 216 с.

3. Авиация: Энциклопедия/Гл. ред. Г. П. Свишев. – М.: Большая Российская энциклопедия,1994.736с.

4. Трофимов И.Е., Торчук Ф.В. Конструкция и летная эксплуатация двигателя АИ-25. -М. :Машиностроение,1981.

ЛР-6 ОПРЕДЕЛЕНИЕ КОЭФФИЦИЕНТА ТЕПЛОПРОВОДНОСТИ ЛАТУННОГО СТЕРЖНЯ

Цель работы

1. Изучение процесса теплопроводности в деталях газотурбинных двигателей.
2. Анализ влияния материалов деталей на коэффициент теплопроводности.
3. Изучение методики экспериментального определения коэффициента теплопроводности латунного стержня.

Задание на работу

1. В рабочей тетради изобразить схему лабораторной установки для определения коэффициента теплопроводности латунного стержня.
2. Ознакомиться с принципом действия установки. Подготовить установку для проведения эксперимента.
3. Ознакомиться с основными сведениями и с методикой обработки опытных данных.
4. Произвести измерения:
 - температуры t_0 наружного воздуха в лаборатории;
 - температуры t_k конца стержня;
 - напряжения U_θ и силы тока I_θ в цепи нагревателя;
 - температуры t_i в отдельных точках стержня ($i=1...10$).
5. Выполнить обработку экспериментальных данных.
6. Оформить отчет по лабораторной работе.

Основные сведения

Теплопроводностью вещества называют процесс переноса энергии микрочастицами (молекулами, атомами, электронами и др., движущимися со скоростями, пропорциональными их температуре). За счет взаимодействия друг

с другом быстродвижущиеся микрочастицы (свободные электроны в твердом теле) передают энергию более медленным, перенося таким образом теплоту из зоны с высокой

в зону с более низкой температурой. Таким образом, передача теплоты в металлах осуществляется только теплопроводностью.

Применительно к авиационным ГТД теплопроводность встречается очень часто. Например, перенос теплоты от рабочих лопаток к диску в ступени турбины, от диска к валу и далее к опорам (подшипникам) осуществляется

теплопроводностью, в процессе которого участвуют различные металлы и неметаллические материалы. Знание

64.

температуры лопатки и диска в различных их точках позволяет определить их запасы прочности (ресурс работы).

Совокупность значений температуры во всех точках тела в данный момент времени называют **температурным полем**. Различают стационарное температурное поле, когда температура во всех точках тела не зависит от времени, и нестационарное. Кроме того, если температура изменяется по одной или двум пространственным координатам, то температурное поле называют соответственно одно- или двумерным.

Геометрическое место точек, температура в которых одинакова, называют **изотермической поверхностью**. **Градиент температуры $grad\ t$** - есть вектор по нормали к изотермической поверхности и численно равный производной от температуры по этому направлению.

Согласно закону **Жана Батиста Жозефа Фурье** (1768 – 1830), опубликованном в

его работе «Аналитическая теория тепла» (1822г.) вектор плотности теплового потока q (или мощность теплового потока, равная отношению количества теплоты Q передаваемой в единицу времени к произвольной площади F , то есть $q=Q/F$), передаваемого теплопроводностью, пропорционален градиенту температуры:

$$q = - \lambda * grad\ t, \quad (6.1)$$

где λ - **коэффициент теплопроводности вещества**, Вт/(м. К).

Знак минус в формуле (6.1) указывает на то, что вектор q направлен противоположно вектору $grad\ t$, то есть в сторону наибольшего уменьшения температуры.

Величина λ зависит в основном от скорости движения молекул, которая, в свою очередь, растет с увеличением температуры и уменьшением массы молекул.

В таблице 6.1 приведены значения коэффициента теплопроводности некоторых материалов. Наибольшей теплопроводностью обладают металлы за счет теплового движения электронов ("электронного газа"), которые более чем в 3000 раз легче

молекул самого легкого газа - водорода. Наилучшими **изоляторами являются газы, пористые материалы (пробка, волокнистые материалы типа ваты и др.), коэффициент теплопроводности которых менее 0.25 Вт/(м·К).**

Таблица 6.1

Коэффициент теплопроводности материалов

Наименование материала	Коэффициент теплопроводности $\lambda, \frac{Вт}{м \cdot К}$	Наименование материала	Коэффициент теплопроводности $\lambda, \frac{Вт}{м \cdot К}$
Серебро	418.7	Вода	0.5513
Медь	389.6	Дуб	0.2
Латунь	86.5	Спирт этиловый	0.1884
Железо	74.4	Водород	0.1721
Титан	15.1	Асбест листовой	0.1163
Бетон	0.84	Керосин	0.1161
Стекло	0.7443	Воздух сухой	0.0244

65.

Для большинства твердых тел, жидкостей и газов коэффициент теплопроводности от температуры выражается формулой:

$$\lambda = \lambda_0(1 + bT), \quad (6.2)$$

где λ_0 - коэффициент теплопроводности при $T=273$ К; b - коэффициент пропорциональности.

Обычно коэффициент теплопроводности определяют опытным путем. Для этого используется уравнение Фурье (6.1), в которое подставляются экспериментальные значения количества теплоты Q , площади распространения тепла F и изменение температуры $\delta T/\delta n$. Процесс передачи теплоты принимается стационарным.

В настоящей лабораторной работе объектом исследования является латунный стержень постоянного сечения ($F = const$), перенос теплоты в котором осуществляется по длине стержня (от одной изотермической поверхности к другой, при этом теплоотдачей от наружной поверхности стержня во внешнюю среду пренебрегаем). Температуру стержня в сечении можно принять неизменной и переменной только по длине стержня. Длина стержня выбирается таким образом, чтобы тепло не доходило до конца стержня. То есть, начиная с определенного расстояния от начала нагретого стержня температура не изменяется по длине (рис.6.1).

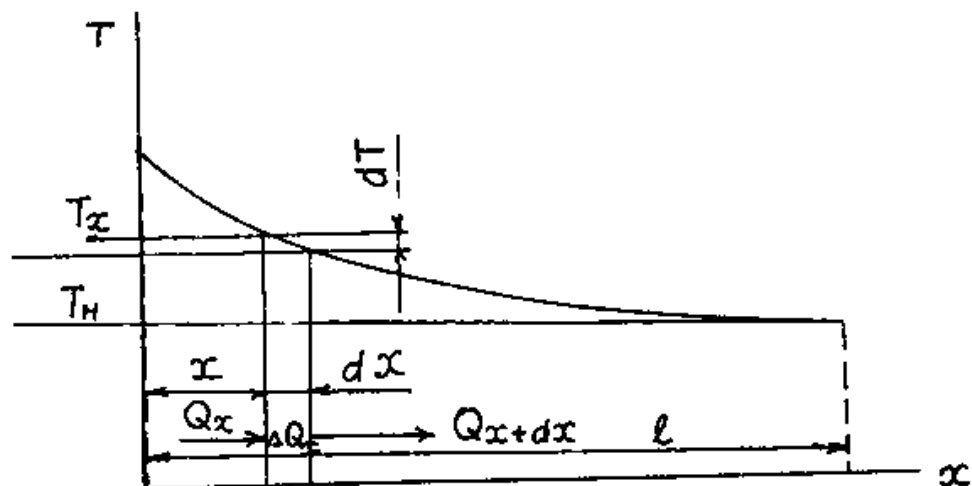


Рис.6.1. Изменение температуры и теплового потока по длине стержня

Рассмотрим баланс тепла на участке стержня dx :

$Q_x = -\lambda \left(\frac{\partial T}{\partial x} \right)_x F$ - количество тепла, подведенное к выделенному элементу стержня dx ;

$Q_{x+dx} = -\lambda \left(\frac{\partial T}{\partial x} \right)_{x+dx} F$ - количество тепла, отведенное от выделенного элемента теплопроводности в правую часть стержня;

66.

$\Delta Q = Q_{x+dx} - Q_x = \frac{\left(\frac{\partial T}{\partial x} \right)_x - \left(\frac{\partial T}{\partial x} \right)_{x+dx}}{dx}$ - количество тепла, переданное в единицу времени с боковой поверхности стержня в окружающую среду.

Интегрируя полученное соотношение после математических преобразований получаем:

$$\lambda_x = \frac{Q_{1x}}{F(T_k - T_H) \ln \frac{T_k - T_H}{T_x - T_H}}, \text{ Вт/м.К}$$

где T_k - температура нагретого конца стержня.

Описание лабораторной установки

Экспериментальная установка, схема которой представлена на рис.6.2, состоит

из электрической печи 1, в которую вставлены два латунных стержня длиной $l=0.6$ м и диаметром $d=0.008$ м.

Концы стержней плотно вставляются в специальные отверстия в торцевых заглушках электропечи. Электрическая мощность печи регулируется

реостатом 5. Напряжение и сила тока, потребляемые печью, измеряются амперметром 3 и вольтметром 4.

Для определения температуры стержня равномерно по его длине установлено

10 хромель-копелевых термопар 6. Кроме того, одна термопара установлена внут-

ри электропечи в том месте, где находится конец стержня. Эта температура принима-

ется равной температуре конца стержня T_k . Все термопары, установленные на стер-

жне, через переключатель 8 присоединены к указателю температуры 7.

Термопары установлены на расстоянии $\Delta l = 0.05$ м друг от друга; первая термопара, ближайшая к электропечи, установлена на расстоянии $\delta = 0.03$ м от ее торцевой поверхности.

Порядок проведения экспериментов и методика обработки опытных данных

1. Подготовить две таблицы для занесения в них результатов измерения и обработки экспериментальных данных (табл.: 6.2, 6.3).

2. Включить нагреватель электропечи и, пользуясь реостатом, установить заданный режим по показанию вольтметра.

3. После полного нагрева электропечи, соответствующего установившемуся показанию термопары, помещенной внутри печи, записать все показания приборов: силу тока I , напряжение U в цепи нагревателя; температуру конца стержня T_k и температуру всех 10 термопар, установленных по длине стержня. Результаты измерений записать в табл. 6.2.

4. Установить следующий режим работы нагревателя и повторить все замеры.

67.

5. Измерить температуру наружного воздуха в лаборатории:

$$t_n = \text{ } ^\circ\text{C}; T_n = t_n + 273 = \text{ } \text{K}$$

6. Провести следующие расчеты:

а) количество энергии, выделяющееся в нагревателе электропечи на данном режиме работы $Q_n = IU$, Вт;

б) количество тепла, подводимое к каждому стержню

$$Q_1 = 0,5KQ_n, \text{Вт}$$

где $K = 0.2 \dots 0.4$ - коэффициент, учитывающий потерю тепла нагревателя через боковую поверхность печи, выполненную из дюралюминиевого сплава;

Таблица 6.2

Результаты обработки экспериментальных данных

Номер режима	Номер термопары	I А	U В	T_x К	Q_n Вт	Q_1 Вт	X м	T_n К	F м ²	λ $\frac{\text{Вт}}{\text{м}\cdot\text{К}}$
1	1									
	2									
	3									
	4									
2	1									
	2									
	3									
	4									

в) коэффициент теплопроводности

$$\lambda_x = \frac{Q_1 x}{F(T_k - T_n) L n \frac{T_k - T_n}{T_x - T_n}}$$

где T_k – температура нагретого конца стержня;

$x = \delta + \Delta l(i - l)$ – расстояние от торцевой поверхности электропечи до сечения

стержня, в котором установлена 1-я термопара;

$F = \pi d^2 / 4$ площадь поперечного сечения стержня.

69.

Расчеты коэффициента теплопроводности проводятся для первых 3-4 сечений,

в которых установлены термопары и наиболее значительное изменение температуры. Результаты расчетов занести в табл. 6.3.

г) провести сопоставление коэффициентов теплопроводности, полученных экспериментально с табличными данными.

Отчетность по лабораторной работе

Включает:

1.Схему лабораторной установки.

2. Заполненные табл. 6.2 и 6.3.
3. Алгоритм обработки экспериментальных данных.
4. Выводы при сопоставлении опытных значений коэффициента теплопроводности с табличными значениями (см. табл. 6.1).
5. Ответы на контрольные вопросы:
 - а) При каких условиях справедлива используемая в лабораторной работе формула для определений коэффициента теплопроводности?
 - б) Какова должна быть минимальная длина стержня для определения коэффициента теплопроводности?
 - в) Должны ли отличаться значения коэффициентов теплопроводности, найденные для различных режимов работы электропечи и в различных сечениях стержня? На сколько? Почему?
 - г) Что изменилось бы в проведенных экспериментах, если бы передача тепла от стержня в окружающую среду происходила бы не в условиях свободной конвекции с коэффициентом теплоотдачи α_0 , а при вынужденной конвекции с $\alpha = n\alpha_0$ (коэффициент $n > 1$)?
 - д) Что пришлось бы изменить в лабораторной установке, если бы стержни были изготовлены из другого материала, например, стекла или серебра?

Список литературы

1. Теплотехника: Учебник для вузов/А. П. Баскаков, Б. В. Берг, О. В. Витт и др.; Под ред. А. П. Баскакова.-2-е изд., пераб.-М.: Энергоиздат, 1991. 224с.
2. Динеев Ю. Н., Михненко Л. В., Рогальский Ю. Н. Методические указания к лабораторным работам N1-6 по дисциплине "Термодинамика, теплопередача и теория АД" для студентов 3 курса всех видов обучения специальности 1610.-М.: МГТУГА, 1987. 52с.
3. Шулекин В.Т. Основы теории и конструирования авиационных двигателей. Конспект лекций.-М.: МГТУГА, 1994. 140 С.

70.

ЛБ – 7 ОПРЕДЕЛЕНИЕ КОЭФФИЦИЕНТА ТЕПЛОТДАЧИ В УСЛОВИЯХ ЕСТЕСТВЕННОЙ КОНВЕКЦИИ

Цель работы

1. Изучение физической сущности явления передачи теплоты конвекцией.
2. Естественная и вынужденная конвекция и их влияние на интенсивность теплообмена.
3. Ознакомление с экспериментальной установкой, с методикой проведения эксперимента и обработкой опытных данных.

Задание на работу

1. В рабочей тетради изобразить схему лабораторной установки для определения коэффициента теплоотдачи.
2. Ознакомиться с принципом действия установки. Подготовить установку для проведения эксперимента.
3. Ознакомиться с основными сведениями и с методикой обработки опытных данных.
4. Произвести измерения:
 - температуры T_o наружного воздуха в лаборатории;
 - температуры T_k конца стержня;
 - напряжения U_B и силы тока I_B в цепи нагревателя;
 - температуры T_i в отдельных точках стержня ($i=1 \dots 10$).
5. Выполнить обработку экспериментальных данных.
6. Построить зависимость коэффициента теплоотдачи от перепада температур и проанализировать эту зависимость.
7. Оформить отчет по лабораторной работе.

Основные сведения

Обычно жидкие и газообразные теплоносители нагреваются или охлаждаются при соприкосновении с поверхностями твердых тел. Например, при обтекании лопаток и корпусов горячим газом в турбинах (или при сжатии воздуха в компрессоре), в обслуживающих системах двигателей (топливной, масляной и др.), происходит передача тепла от газа или жидкости твердому телу. **Процесс теплообмена между поверхностью твердого тела и газом или жидкостью называется теплоотдачей, а поверхность тела, через которую переносится теплота - поверхностью теплообмена или теплоотдающей поверхностью.**

Теплоотдача от теплоносителя к твердому телу (или наоборот) осуществляется через **тепловой пограничный слой**, содержащий "**прилипший к твердому телу**

71.

подслой" (скорость движения в котором мала, а в месте соприкосновения его с поверхностью теплоотдачи равна нулю) и ряд других подслоев с различной теплотой (температурой).

Таким образом, толщина пограничного слоя и характер течения подслоев оказывает влияние на процесс теплоотдачи. В прилипшем подслое сохраняется **ламинарный** (слоистый) характер течения, а в остальных подслоях может быть как ламинарный, так и **турбулентный** (вихревой) характер течения. Соответственно, теплоотдача в этих случаях происходит различно. Имеющиеся данные указывают, что в **ламинарной части потока** теплота передается в основном **теплопроводностью**, а в **турбулентной части** - играет решающую роль **конвективный перенос теплоты**.

Из таблицы значений коэффициентов теплопроводности различных веществ, приведенной в предыдущей лабораторной работе, видно, что жидкости и газы имеют низкие значения коэффициента теплопроводности. В результате ламинарная часть потока жидкости или газа обладает большим удельным термическим сопротивлением потоку теплоты. Общее термическое сопротивление при передаче тепла от жидкости или газа к твердой поверхности, или наоборот, определяется толщиной ламинарного участка потока и интенсивностью конвективного теплообмена.

Различают **конвективный теплообмен** при вынужденном движении жидкости или газа (**вынужденная конвекция**) и свободном движении (**естественная конвекция**).

Вынужденным называется движение, обусловленное внешними силами (например, при действии насоса, помпы и т.п.), а **свободным** - движение жидкости или газа в результате изменения их плотности при нагреве (например, движение воздуха относительно отопительных устройств в производственных помещениях, ангарах и т.п.). Вынужденное движение газа или жидкости предполагает наличие также и свободного движения.

Согласно закону **Исаака Ньютона** (1643 – 1727), английского математика, физика, механика, и **Георга Вильгельма Рихмана** (1711 – 1753), русского

физика, тепловой поток в процессе теплоотдачи пропорционален площади поверхности

теплообмена F и разности температур поверхности t_c и жидкости или газа $t_{ж}$:

$$Q = \alpha F |t_c - t_{ж}|, \quad (7.1)$$

где α [Вт/(м²·К)] - коэффициент теплоотдачи, характеризующий интенсивность процесса теплоотдачи. Модуль разности температур в формуле (7.1) не учитывает направление теплообмена.

В общем случае коэффициент α зависит от теплофизических свойств газа или жидкости, геометрических размеров твердого тела, распределения скоростей

в потоке, шероховатости обтекаемой поверхности и др.

В расчетах обычно известны количество тепла Q и температура теплоносителя $t_{ж}$

72.

(или температура стенки t_c), а также площадь теплообмена F . Неизвестными величинами

являются температура t_c (или температура $t_{ж}$) и коэффициент теплоотдачи α .

Для определения α используются критериальные уравнения теории подобия:

$$Nu = f(Re, Gr, Pr, l/l_0) \quad (7.2)$$

где $Nu = \frac{\alpha l}{\lambda}$ - критерий Вильгельма Нуссельта (1882 – 1957), немецкого

физика, характеризующий соотношение между тепловыми потоками при теплоотдаче

и теплопроводности;

$Re = \frac{cl}{\nu}$ - критерий Осборна Рейнольдса (1842 – 1912), английского физика

и

инженера, представляет собой отношение сил инерции (динамического

давления $F_{дин} = \frac{\rho c^2}{2}$ к силам вязкого трения $F_{\mu} = \mu \frac{c}{l}$) и является

характерис-

тикой движения теплоносителя в пограничном слое (ламинарное или турбулентное);

$\nu = \frac{\mu}{\rho}$, $\frac{м^2}{с}$ - кинематический коэффициент вязкости теплоносителя;

μ , $\frac{кг \cdot с}{м}$ - динамический коэффициент вязкости;

$l = \frac{4F}{\Pi}$ – гидравлический размер, равный отношению учетверенной площади канала

к его периметру;

$Gr = \frac{g\beta(t_{ж} - t_{с})l^3}{\nu_{ж}^2}$ – критерий **Грасгофа**, характеризующий отношение

подъёмной

силы, возникающей вследствие теплового расширения жидкости или газа, к силам вязкости. Критерий Грасгофа используется при описании свободного конвективного теплообмена;

$g, \frac{M}{c^2}$ – ускорение свободного падения;

$\beta = \frac{1}{T}, K^{-1}$ – коэффициент объёмного расширения для газа;

$\beta = \frac{\rho_{ж} - \rho}{\rho_{ж}(t - t_{ж})}$ – коэффициент объёмного расширения для жидкостей;

$Pr = \frac{c\rho\nu}{\lambda}$ – критерий **Людвига Прандтля** (1875 – 1953), немецкого

физика, характеризующий теплофизические свойства теплоносителя (теплофизи-

ческая константа жидкости или газа);

T – определяющая температура, обычно принимается равной среднеарифметичес-

кому значению между температурой теплоносителя $t_{жс}$ и температурой стенки $t_{с}$;

73.

$\frac{l}{l_0}$ – масштабный фактор, используется для определения коэффициента

теплоотдачи

на части поверхности твердого тела, например, на заданной длине участка пластины.

Например, для расчета коэффициента теплоотдачи, расположенного горизонтально круглого стержня в условиях естественной конвекции, обычно пользуются зависимостью вида:

$$Nu_{ж} = 0.5(Gr_{ж} Pr_{ж})^{0.25} \left(\frac{Pr_{ж}}{Pr_{с}}\right)^{0.25} \quad (7.3)$$

В качестве примера рассчитаем теплоотдачу цилиндра диаметром $d = 0.035$ м и длиной $l = 0.59$ м, используемого в данной лабораторной работе. Требуется рассчитать коэффициент теплоотдачи в условиях естественной конвекции, если известны температура поверхности цилиндра $t_{с} = 85^{\circ}C$ и

температура воздуха в лаборатории $t_0 = 20^\circ\text{C}$. Теплофизические свойства воздуха при определяющей температуре

$$t_{\text{оп}} = \frac{t_{\text{ж}} + t_{\text{с}}}{2} = \frac{85 + 20}{2} = 52.5^\circ\text{C} \text{ находятся из справочной литературы [1]:}$$

$$\lambda_{\text{ж}} = 2.85 \cdot 10^{-2} \frac{\text{Вт}}{\text{м}\cdot\text{К}}; \nu_{\text{ж}} = 18.23 \cdot 10^{-6} \frac{\text{м}^2}{\text{с}}; \text{Pr}_{\text{ж}} = 0.697.$$

Решение.

На рис.7.1 показано поперечное сечение цилиндра с внутренним источником теплоты.

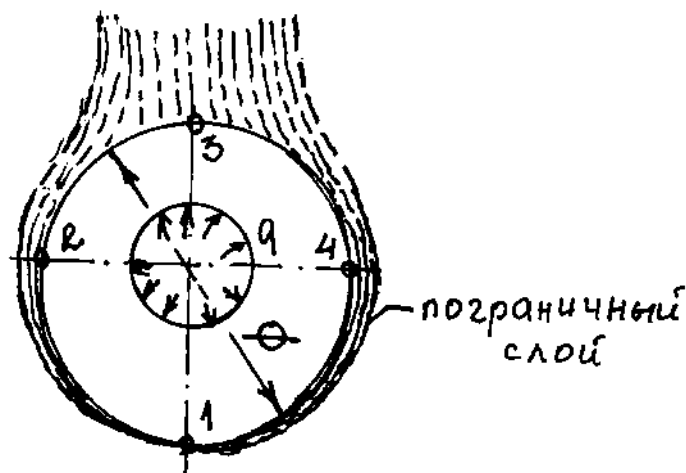


Рис.7.1. Теплоотдача круглого цилиндра с внутренним источником теплоты

в условиях естественной конвекции:

q – тепловой поток; 1, 2, 3, 4 – номера термопар

Из рис.7.1 видно, что пограничный слой в нижней части цилиндра имеет минимальную толщину, а затем она увеличивается при движении воздушного потока относительно поверхности цилиндра вследствие различной плотности нагретого и холодного воздуха.

74.

Характер движения теплоносителя в пограничном слое ниже экватора цилиндра оказывается ламинарным, а выше экватора – турбулентным.

Из-за различной толщины пограничного слоя и характера движения в нем теплоносителя температура его на поверхности цилиндра, а также коэффициент теплоотдачи оказываются различными. Наибольший коэффициент теплоотдачи оказывается в точке «1», наименьшее значение – в точке «3».

Среднее значение коэффициента теплоотдачи данного цилиндра в условиях естественной конвекции находится из критериального уравнения:

$$\text{Nu}_{\text{ж}} = 0.5(\text{Gr}_{\text{ж}} \text{Pr}_{\text{ж}})^{0.25} \quad (7.2)$$

В этом уравнении составляющая $(\frac{Pr_{ж}}{Pr_{с}})^{0.25}$ отсутствует, так как для газов

измене-

ние теплофизических свойств на поверхности твердого тела и в пограничном слое изменяются весьма незначительно ввиду малости ламинарного подслоя.

Объемный коэффициент расширения воздуха

$$\beta = \frac{1}{T_{оп}} = \frac{1}{273+52.5} = 0.003 K^{-1}$$

Безразмерное число Грасгофа:

$$Gr_{ж} = \frac{g\beta(t_c - t_{ж})l^3}{\nu_{ж}^2} = \frac{9.81 \cdot 0.003 \cdot (85 - 20) \cdot 0.035^3}{(18.23 \cdot 10^{-6})^2} = 0.247 \cdot 10^6$$

Здесь определяющим размером является наружный диаметр цилиндра.

Критерий Нуссельта

$$Nu_{ж} = 0.5(Gr_{ж} Pr_{ж})^{0.25} = 0.5 \cdot (0.247 \cdot 10^6 \cdot 0.697)^{0.25} = 10.18$$

Коэффициент теплоотдачи

$$\alpha_{ж} = \frac{Nu_{ж} \lambda_{ж}}{d} = \frac{10.18 \cdot 2.85 \cdot 10^{-2}}{0.035} = 8.29 \frac{Вт}{м^2 К}$$

Количество выделяемой в окружающую среду теплоты

$$Q_{ж} = \alpha_{ж} F_c (t_c - t_{ж}) = \alpha_{ж} \pi d l (t_c - t_{ж}) = 8.29 \cdot 3.14 \cdot 0.035 \cdot 0.59 \cdot (85 - 20) = 34.9 Вт$$

Как видно, аналитическое определение коэффициента теплоотдачи достаточно

сложно и поэтому возникает необходимость экспериментального его определения.

Описание лабораторной установки

Лабораторная установка для экспериментального определения коэффициента теплоотдачи состоит из металлического цилиндра 1, внутри которого расположен электрический нагреватель 2, ваттметра 3, реостата 4, четырех термопар 5, указателя температуры 6, переключателя 7 и калориметра для размещения холодных спаев термопар 8 (рис.7.2).

Величина электрической мощности, выделяющейся в нагревателе Q_n , передается в виде тепла в окружающую среду через боковую поверхность цилиндра F, а также его

75.

торцевые заглушки теплоотдачей Q и тепловым излучением Q' . Некоторая часть тепловой энергии нагревателя отводится теплопроводностью через детали крепления и провода Q'' :

$$Q_n = Q + Q' + Q'' = kQ$$

где $k=1.05...1.2$ - коэффициент, учитывающий дополнительный теплоотвод от исследуемого цилиндра.

Замер температуры нагрева поверхности цилиндра производится с помощью четырех термопар, холодные спаи которых для повышения точности измерений помещаются в

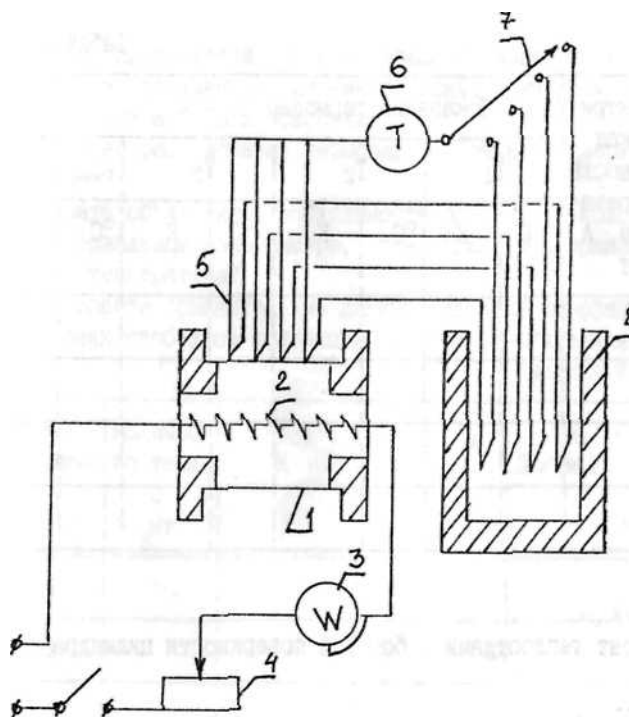


Рис.7.2. Схема установки для определения коэффициента теплоотдачи в условиях естественной конвекции

специальный калориметр, наполненный водой с тающим льдом. Термопары крепятся к поверхности цилиндра в 4-х сечениях равномерно расположенных по длине; в каждом сечении термопара закачивается в специальном углублении в стенке цилиндра, расположенном соответственно под углом 0, 90, 180 и 270 градусов к вертикальной оси.

Такое расположение термопар позволяет избежать ошибки при определении коэффициента теплоотдачи, вызванной различной скоростью обтекания воздухом поверхности нагретого цилиндра в условиях естественной конвекции (минимальной в нижней части цилиндра и максимальной в его верхней части).

Определение значения температуры производится по показаниям электрического потенциометра ЭПВ-О.6. Переключатель 7 позволяет с помощью одного указателя определять показания каждой из термопар.

Изменение режима работы нагревателя осуществляется специальным реостатом, а величина электрической мощности на каждом режиме измеряется ваттметром 3.

1. Измерить и записать температуру окружающего воздуха в лаборатории
 $T_n = t_n + 273\text{K}$

2. Подключить установку к электросети, включить нагреватель 2 с помощью выключателя 9. Установить заданное значение мощности нагревателя с помощью реостата 4; мощность нагревателя измеряется ваттметром 3. Записать

значение мощности нагревателя на выбранном режиме A [Вт] в таблицу 7.1.

Таблица 7.1

Номер режима	Электрическая мощность нагревателя, А Вт	Показания термопар							
		T_1		T_2		T_3		T_4	
		°С	К	°С	К	°С	К	°С	К
1									
2									
3									
4									

3. Выдержав нагреватель 2 на заданном режиме электрической мощности в течение 10...15 минут, после выхода исследуемого цилиндра на установившийся тепловой режим (соответствует установившимся показаниям электрического потенциометра ЭПВ-О.6, используемого для измерения температуры), записать показания всех четырех термопар T_1, T_2, T_3 и T_4 (в градусах Цельсия и Кельвина) в таблице 7.1.

4. Установить новое значение электрической мощности нагревателя с помощью реостата 4 и, выполнив требования пункта 3, повторить замеры температур. Работу выполнить для 3 - 4-х различных значений мощности нагревателя.

5. Обработка опытных данных производится в следующей последовательности:

а) В системе СИ величина электрической мощности нагревателя, измеряется ваттметром, численно равна полной тепловой энергии Q_n , передаваемой в окружающую среду экспериментальной установкой: исследуемым цилиндром, электрическими проводами, термопарами, торцевыми заглушками и т.д. Количество теплоты, передаваемое в окружающую среду теплоотдачей боковой поверхностью цилиндра F :

$$Q_n = A; \quad Q = \frac{Q_n}{k}$$

б) Коэффициент теплоотдачи боковой поверхности цилиндра

$$\alpha = \frac{Q}{F(T_{cp} - T_n)}$$

где $F=0.065 \text{ м}^2$ - площадь поверхности цилиндра;

T_{cp} - осредненное значение температуры боковой поверхности цилиндра:

77.

$$T_{cp} = (T_1 + T_2 + T_3 + T_4) / 4$$

Результаты расчетов записать в таблицу 7.2.

в) По данным табл. 7.2 построить зависимость коэффициента теплоотдачи от перепада температур $\alpha = f(\Delta T)$.

Таблица 7.2

Номер режима	Кол-во теплоты $Q, \text{Вт}$	T_{cp} К	$\Delta T = T_{cp} - T_n$ К	$\alpha, \frac{\text{Дж}}{\text{м}^2 \text{К}}$
1				
2				
3				
4				

Отчетность по лабораторной работе

Включает:

1. Схему лабораторной установки.
2. Заполненные табл. 7.1, 7.2.
3. График зависимости $\alpha = f(\Delta T)$.
4. Расчет коэффициента теплоотдачи для максимального из режимов работы нагревателя по формулам теории подобия.
5. Ответы на контрольные вопросы:
 - а) Чем определяется экспериментальная мощность нагревателя?
 - б) Каково полученное влияние перепада температур ΔT на коэффициент теплоотдачи α ? Дать пояснения.
 - в) Каково распределение коэффициента теплоотдачи по боковой поверхности цилиндра?
 - г) Дайте объяснение необходимости размещения холодных спаев термомпар в специальном калориметре, где должна поддерживаться строго определенная температура?
 - д) Назовите сравнительные данные значений коэффициента теплоотдачи в условиях свободной конвекции $\alpha_{\text{свобод}}$ и при вынужденном движении воздухе $\alpha_{\text{вынужд}}$.

Список литературы

1. Шулекин В.Т. Методические указания к изучению дисциплины "Термодинамика, теплопередача. Теория авиационных двигателей" и

контрольные задания № 1, № 2 для студентов 3 и 4 курсов специальности 13.03 заочного обучения. М.:МГТУГА,1995. 96с.

2. Теплотехника: Учебник для вузов/А. П. Баскаков, Б. В. Берг, О. В. Витт др.; Под ред. А.П.Баскакова.-2-е изд.,пераб.-М.:Энергоиздат,1991. 224с.

78.

Приложение П.1

Формулы для расчета газодинамических функций и их значения

в зависимости от приведенной скорости $\lambda = \frac{c}{a_{кр}}$ для $\kappa = 1.4$ и $\kappa = 1.33$:

а) температуры

$$\tau(\lambda) = \frac{T}{T^*} = 1 - \frac{\kappa-1}{\kappa+1} \lambda^2$$

б) давления

$$\pi(\lambda) = \frac{p}{p^*} = \left(1 - \frac{\kappa-1}{\kappa+1} \lambda^2\right)^{\frac{\kappa}{\kappa-1}}$$

в) плотности

$$\varepsilon(\lambda) = \frac{\rho}{\rho^*} = \left(1 - \frac{\kappa-1}{\kappa+1} \lambda^2\right)^{\frac{1}{\kappa-1}}$$

г) относительной плотности тока

$$q(\lambda) = \frac{c\rho}{(c\rho)_{кр}} = \left(\frac{\kappa+1}{2}\right)^{\frac{1}{\kappa-1}} \lambda \left(1 - \frac{\kappa-1}{\kappa+1} \lambda^2\right)^{\frac{1}{\kappa-1}}$$

д) изменения статического импульса

$$y(\lambda) = \frac{q(\lambda)}{\pi(\lambda)} = \frac{p^* F_{кр}}{pF} = \left(\frac{\kappa+1}{2}\right)^{\frac{1}{\kappa-1}} \frac{\lambda}{1 - \frac{\kappa-1}{\kappa+1} \lambda^2}$$

е) полного импульса

$$z(\lambda) = \frac{Gc + pF}{Ga_{кр} + p_{кр} F_{кр}} = \frac{1}{2} \left(\lambda + \frac{1}{\lambda}\right)$$

ж) приведенной плотности потока импульса

$$f(\lambda) = \frac{p + \rho c^2}{p^*} = (1 + \lambda^2) \left(1 - \frac{\kappa-1}{\kappa+1} \lambda^2\right)^{\frac{1}{\kappa-1}}$$

з) отношения статического импульса к полному импульсу

$$r(\lambda) = \frac{pF}{Gc + pF} = \frac{1 - \frac{\kappa-1}{\kappa+1} \lambda^2}{1 + \lambda^2}$$

и) число Маха

$$M = \frac{c}{a} = \frac{\lambda \sqrt{\frac{2}{\kappa+1}}}{\sqrt{1 - \frac{\kappa-1}{\kappa+1} \lambda^2}}$$

а) $k = 1.4$

λ	$\tau(\lambda)$	$\pi(\lambda)$	$\varepsilon(\lambda)$	$q(\lambda)$	$y(\lambda)$	$f(\lambda)$	$r(\lambda)$	$z(\lambda)$	M
:0.10:	0.9983:	0.9942:	0.9958:	0.1571:	0.1580:	1.0058:	0.9884:	5.0500:	0.0914:
:0.11:	0.9980:	0.9930:	0.9950:	0.1726:	0.1739:	1.0070:	0.9861:	4.6005:	0.1005:
:0.12:	0.9976:	0.9916:	0.9940:	0.1882:	0.1897:	1.0083:	0.9834:	4.2267:	0.1097:
:0.13:	0.9972:	0.9902:	0.9930:	0.2036:	0.2056:	1.0098:	0.9806:	3.9112:	0.1188:
:0.14:	0.9967:	0.9886:	0.9919:	0.2190:	0.2216:	1.0113:	0.9776:	3.6414:	0.1280:
:0.15:	0.9963:	0.9869:	0.9907:	0.2344:	0.2375:	1.0129:	0.9743:	3.4083:	0.1372:
:0.16:	0.9957:	0.9851:	0.9894:	0.2497:	0.2535:	1.0147:	0.9709:	3.2050:	0.1464:
:0.17:	0.9952:	0.9832:	0.9880:	0.2649:	0.2695:	1.0166:	0.9672:	3.0262:	0.1556:
:0.18:	0.9946:	0.9812:	0.9866:	0.2801:	0.2855:	1.0185:	0.9634:	2.8678:	0.1648:
:0.19:	0.9940:	0.9791:	0.9850:	0.2952:	0.3015:	1.0206:	0.9594:	2.7266:	0.1740:
:0.20:	0.9933:	0.9769:	0.9834:	0.3103:	0.3176:	1.0228:	0.9551:	2.6000:	0.1832:
:0.21:	0.9927:	0.9745:	0.9817:	0.3252:	0.3337:	1.0250:	0.9507:	2.4860:	0.1924:
:0.22:	0.9919:	0.9721:	0.9800:	0.3401:	0.3499:	1.0274:	0.9461:	2.3827:	0.2016:
:0.23:	0.9912:	0.9695:	0.9781:	0.3549:	0.3660:	1.0298:	0.9414:	2.2889:	0.2109:
:0.24:	0.9904:	0.9668:	0.9762:	0.3696:	0.3823:	1.0324:	0.9365:	2.2033:	0.2201:
:0.25:	0.9896:	0.9640:	0.9742:	0.3842:	0.3985:	1.0350:	0.9314:	2.1250:	0.2294:
:0.26:	0.9887:	0.9611:	0.9721:	0.3987:	0.4148:	1.0378:	0.9261:	2.0531:	0.2387:
:0.27:	0.9879:	0.9581:	0.9699:	0.4131:	0.4311:	1.0406:	0.9207:	1.9869:	0.2480:
:0.28:	0.9869:	0.9550:	0.9677:	0.4274:	0.4475:	1.0435:	0.9152:	1.9257:	0.2573:
:0.29:	0.9860:	0.9518:	0.9653:	0.4416:	0.4640:	1.0465:	0.9095:	1.8691:	0.2666:
:0.30:	0.9850:	0.9485:	0.9629:	0.4557:	0.4804:	1.0496:	0.9037:	1.8167:	0.2759:
:0.31:	0.9840:	0.9451:	0.9604:	0.4697:	0.4970:	1.0527:	0.8977:	1.7679:	0.2853:
:0.32:	0.9829:	0.9415:	0.9579:	0.4835:	0.5135:	1.0560:	0.8916:	1.7225:	0.2946:
:0.33:	0.9819:	0.9379:	0.9552:	0.4973:	0.5302:	1.0593:	0.8854:	1.6802:	0.3040:
:0.34:	0.9807:	0.9342:	0.9525:	0.5109:	0.5469:	1.0626:	0.8791:	1.6406:	0.3134:
:0.35:	0.9796:	0.9303:	0.9497:	0.5244:	0.5636:	1.0661:	0.8727:	1.6036:	0.3228:
:0.36:	0.9784:	0.9264:	0.9469:	0.5377:	0.5804:	1.0696:	0.8661:	1.5689:	0.3322:
:0.37:	0.9772:	0.9224:	0.9439:	0.5509:	0.5973:	1.0732:	0.8595:	1.5364:	0.3417:
:0.38:	0.9759:	0.9183:	0.9409:	0.5640:	0.6142:	1.0768:	0.8528:	1.5058:	0.3511:
:0.39:	0.9747:	0.9141:	0.9378:	0.5770:	0.6312:	1.0805:	0.8460:	1.4771:	0.3606:
:0.40:	0.9733:	0.9097:	0.9347:	0.5897:	0.6483:	1.0842:	0.8391:	1.4500:	0.3701:
:0.41:	0.9720:	0.9053:	0.9314:	0.6024:	0.6654:	1.0880:	0.8321:	1.4245:	0.3796:
:0.42:	0.9706:	0.9008:	0.9281:	0.6149:	0.6826:	1.0918:	0.8251:	1.4005:	0.3892:
:0.43:	0.9692:	0.8962:	0.9247:	0.6272:	0.6999:	1.0957:	0.8179:	1.3778:	0.3987:
:0.44:	0.9677:	0.8915:	0.9213:	0.6394:	0.7172:	1.0996:	0.8108:	1.3564:	0.4083:
:0.45:	0.9663:	0.8868:	0.9177:	0.6515:	0.7346:	1.1036:	0.8035:	1.3361:	0.4179:
:0.46:	0.9647:	0.8819:	0.9142:	0.6633:	0.7521:	1.1076:	0.7962:	1.3170:	0.4275:

Продолжение приложения П.1

λ	$\tau(\lambda)$	$\pi(\lambda)$	$\varepsilon(\lambda)$	$q(\lambda)$	$y(\lambda)$	$f(\lambda)$	$r(\lambda)$	$z(\lambda)$	M
:0.47:	0.9632:	0.8770:	0.9105:	0.6750:	0.7697:	1.1116:	0.7889:	1.2988:	0.4372:
:0.48:	0.9616:	0.8719:	0.9067:	0.6866:	0.7874:	1.1157:	0.7815:	1.2817:	0.4468:
:0.49:	0.9600:	0.8668:	0.9029:	0.6979:	0.8052:	1.1197:	0.7741:	1.2654:	0.4565:
:0.50:	0.9583:	0.8616:	0.8991:	0.7091:	0.8230:	1.1238:	0.7667:	1.2500:	0.4663:
:0.51:	0.9567:	0.8563:	0.8951:	0.7201:	0.8410:	1.1279:	0.7592:	1.2354:	0.4760:
:0.52:	0.9549:	0.8510:	0.8911:	0.7310:	0.8590:	1.1321:	0.7517:	1.2215:	0.4858:
:0.53:	0.9532:	0.8455:	0.8870:	0.7416:	0.8771:	1.1362:	0.7442:	1.2084:	0.4956:
:0.54:	0.9514:	0.8400:	0.8829:	0.7521:	0.8953:	1.1403:	0.7366:	1.1959:	0.5054:
:0.55:	0.9496:	0.8344:	0.8787:	0.7623:	0.9137:	1.1445:	0.7290:	1.1841:	0.5152:
:0.56:	0.9477:	0.8287:	0.8744:	0.7724:	0.9321:	1.1486:	0.7215:	1.1729:	0.5251:
:0.57:	0.9459:	0.8230:	0.8701:	0.7823:	0.9506:	1.1528:	0.7139:	1.1622:	0.5350:
:0.58:	0.9439:	0.8171:	0.8657:	0.7920:	0.9693:	1.1569:	0.7063:	1.1521:	0.5450:
:0.59:	0.9420:	0.8112:	0.8612:	0.8015:	0.9880:	1.1610:	0.6987:	1.1425:	0.5549:
:0.60:	0.9400:	0.8053:	0.8567:	0.8108:	1.0069:	1.1651:	0.6912:	1.1333:	0.5649:
:0.61:	0.9380:	0.7993:	0.8521:	0.8199:	1.0259:	1.1692:	0.6836:	1.1247:	0.5750:
:0.62:	0.9359:	0.7932:	0.8474:	0.8288:	1.0450:	1.1732:	0.6761:	1.1165:	0.5850:
:0.63:	0.9339:	0.7870:	0.8427:	0.8375:	1.0642:	1.1772:	0.6685:	1.1087:	0.5951:
:0.64:	0.9317:	0.7808:	0.8380:	0.8460:	1.0835:	1.1812:	0.6610:	1.1012:	0.6053:
:0.65:	0.9296:	0.7745:	0.8331:	0.8543:	1.1030:	1.1851:	0.6535:	1.0942:	0.6154:
:0.66:	0.9274:	0.7681:	0.8283:	0.8623:	1.1226:	1.1891:	0.6460:	1.0876:	0.6256:
:0.67:	0.9252:	0.7617:	0.8233:	0.8702:	1.1424:	1.1929:	0.6385:	1.0813:	0.6359:
:0.68:	0.9229:	0.7553:	0.8183:	0.8778:	1.1622:	1.1967:	0.6311:	1.0753:	0.6461:
:0.69:	0.9207:	0.7487:	0.8133:	0.8852:	1.1822:	1.2005:	0.6237:	1.0696:	0.6565:
:0.70:	0.9183:	0.7422:	0.8082:	0.8924:	1.2024:	1.2042:	0.6163:	1.0643:	0.6668:
:0.71:	0.9160:	0.7355:	0.8030:	0.8994:	1.2227:	1.2078:	0.6090:	1.0592:	0.6772:
:0.72:	0.9136:	0.7289:	0.7978:	0.9061:	1.2432:	1.2114:	0.6017:	1.0544:	0.6876:
:0.73:	0.9112:	0.7221:	0.7925:	0.9126:	1.2638:	1.2149:	0.5944:	1.0499:	0.6981:
:0.74:	0.9087:	0.7154:	0.7872:	0.9189:	1.2845:	1.2183:	0.5872:	1.0457:	0.7086:
:0.75:	0.9063:	0.7085:	0.7818:	0.9250:	1.3055:	1.2216:	0.5800:	1.0417:	0.7192:
:0.76:	0.9037:	0.7017:	0.7764:	0.9308:	1.3266:	1.2249:	0.5729:	1.0379:	0.7298:
:0.77:	0.9012:	0.6948:	0.7710:	0.9364:	1.3478:	1.2281:	0.5658:	1.0344:	0.7404:
:0.78:	0.8986:	0.6878:	0.7654:	0.9418:	1.3692:	1.2311:	0.5587:	1.0310:	0.7511:
:0.79:	0.8960:	0.6808:	0.7599:	0.9470:	1.3908:	1.2341:	0.5517:	1.0279:	0.7619:
:0.80:	0.8933:	0.6738:	0.7543:	0.9519:	1.4126:	1.2370:	0.5447:	1.0250:	0.7727:
:0.81:	0.8907:	0.6668:	0.7486:	0.9565:	1.4346:	1.2398:	0.5378:	1.0223:	0.7835:
:0.82:	0.8879:	0.6597:	0.7429:	0.9610:	1.4568:	1.2425:	0.5309:	1.0198:	0.7944:
:0.83:	0.8852:	0.6526:	0.7372:	0.9652:	1.4791:	1.2451:	0.5241:	1.0174:	0.8053:
:0.84:	0.8824:	0.6454:	0.7314:	0.9692:	1.5016:	1.2475:	0.5174:	1.0152:	0.8163:
:0.85:	0.8796:	0.6382:	0.7256:	0.9729:	1.5244:	1.2498:	0.5106:	1.0132:	0.8274:

Продолжение приложения П.1

λ	$\tau(\lambda)$	$\pi(\lambda)$	$\varepsilon(\lambda)$	$q(\lambda)$	$y(\lambda)$	$f(\lambda)$	$r(\lambda)$	$z(\lambda)$	M
:0.86:	0.8767:	0.6310:	0.7197:	0.9764:	1.5473:	1.2520:	0.5040:	1.0114:	0.8384:
:0.87:	0.8738:	0.6238:	0.7138:	0.9796:	1.5705:	1.2541:	0.4974:	1.0097:	0.8496:
:0.88:	0.8709:	0.6165:	0.7079:	0.9826:	1.5939:	1.2561:	0.4908:	1.0082:	0.8608:
:0.89:	0.8680:	0.6092:	0.7019:	0.9854:	1.6175:	1.2579:	0.4843:	1.0068:	0.8721:
:0.90:	0.8650:	0.6019:	0.6959:	0.9880:	1.6413:	1.2596:	0.4779:	1.0056:	0.8834:
:0.91:	0.8620:	0.5946:	0.6898:	0.9902:	1.6653:	1.2611:	0.4715:	1.0045:	0.8947:
:0.92:	0.8589:	0.5873:	0.6838:	0.9923:	1.6896:	1.2625:	0.4652:	1.0035:	0.9062:
:0.93:	0.8558:	0.5800:	0.6776:	0.9941:	1.7141:	1.2637:	0.4589:	1.0026:	0.9177:
:0.94:	0.8527:	0.5726:	0.6715:	0.9957:	1.7389:	1.2648:	0.4527:	1.0019:	0.9292:
:0.95:	0.8496:	0.5652:	0.6653:	0.9970:	1.7639:	1.2657:	0.4466:	1.0013:	0.9409:
:0.96:	0.8464:	0.5578:	0.6591:	0.9981:	1.7892:	1.2665:	0.4405:	1.0008:	0.9526:
:0.97:	0.8432:	0.5505:	0.6528:	0.9989:	1.8147:	1.2671:	0.4344:	1.0005:	0.9643:
:0.98:	0.8399:	0.5431:	0.6466:	0.9995:	1.8405:	1.2675:	0.4284:	1.0002:	0.9761:
:0.99:	0.8367:	0.5357:	0.6403:	0.9999:	1.8666:	1.2678:	0.4225:	1.0001:	0.9880:
:1.00:	0.8333:	0.5283:	0.6339:	1.0000:	1.8929:	1.2679:	0.4167:	1.0000:	1.0000:
:1.01:	0.8300:	0.5209:	0.6276:	0.9999:	1.9196:	1.2678:	0.4109:	1.0000:	1.0120:
:1.02:	0.8266:	0.5135:	0.6212:	0.9995:	1.9465:	1.2675:	0.4051:	1.0002:	1.0241:
:1.03:	0.8232:	0.5061:	0.6148:	0.9989:	1.9738:	1.2671:	0.3994:	1.0004:	1.0363:
:1.04:	0.8197:	0.4987:	0.6084:	0.9981:	2.0013:	1.2664:	0.3938:	1.0008:	1.0486:
:1.05:	0.8162:	0.4913:	0.6019:	0.9970:	2.0292:	1.2656:	0.3882:	1.0012:	1.0609:
:1.06:	0.8127:	0.4840:	0.5955:	0.9957:	2.0574:	1.2646:	0.3827:	1.0017:	1.0733:
:1.07:	0.8092:	0.4766:	0.5890:	0.9942:	2.0859:	1.2634:	0.3773:	1.0023:	1.0858:
:1.08:	0.8056:	0.4693:	0.5825:	0.9924:	2.1147:	1.2619:	0.3719:	1.0030:	1.0984:
:1.09:	0.8020:	0.4619:	0.5760:	0.9904:	2.1439:	1.2603:	0.3665:	1.0037:	1.1111:
:1.10:	0.7983:	0.4546:	0.5695:	0.9881:	2.1735:	1.2585:	0.3612:	1.0045:	1.1239:
:1.11:	0.7946:	0.4473:	0.5629:	0.9856:	2.2034:	1.2565:	0.3560:	1.0055:	1.1367:
:1.12:	0.7909:	0.4400:	0.5564:	0.9829:	2.2337:	1.2542:	0.3508:	1.0064:	1.1496:
:1.13:	0.7872:	0.4328:	0.5498:	0.9800:	2.2644:	1.2518:	0.3457:	1.0075:	1.1627:
:1.14:	0.7834:	0.4255:	0.5432:	0.9768:	2.2955:	1.2491:	0.3407:	1.0086:	1.1758:
:1.15:	0.7796:	0.4183:	0.5366:	0.9734:	2.3270:	1.2463:	0.3357:	1.0098:	1.1890:
:1.16:	0.7757:	0.4111:	0.5300:	0.9698:	2.3588:	1.2432:	0.3307:	1.0110:	1.2023:
:1.17:	0.7719:	0.4040:	0.5234:	0.9660:	2.3911:	1.2399:	0.3258:	1.0124:	1.2157:
:1.18:	0.7679:	0.3969:	0.5168:	0.9619:	2.4239:	1.2364:	0.3210:	1.0137:	1.2292:
:1.19:	0.7640:	0.3898:	0.5102:	0.9577:	2.4571:	1.2326:	0.3162:	1.0152:	1.2428:
:1.20:	0.7600:	0.3827:	0.5035:	0.9532:	2.4907:	1.2286:	0.3115:	1.0167:	1.2566:
:1.21:	0.7560:	0.3757:	0.4969:	0.9485:	2.5248:	1.2244:	0.3068:	1.0182:	1.2704:
:1.22:	0.7519:	0.3687:	0.4903:	0.9435:	2.5594:	1.2200:	0.3022:	1.0198:	1.2843:
:1.23:	0.7478:	0.3617:	0.4837:	0.9384:	2.5944:	1.2154:	0.2976:	1.0215:	1.2984:
:1.24:	0.7437:	0.3548:	0.4770:	0.9331:	2.6300:	1.2105:	0.2931:	1.0232:	1.3126:

λ	$\tau(\lambda)$	$\pi(\lambda)$	$\varepsilon(\lambda)$	$q(\lambda)$	$y(\lambda)$	$f(\lambda)$	$r(\lambda)$	$z(\lambda)$	M
1.25	0.7396	0.3479	0.4704	0.9275	2.6661	1.2054	0.2886	1.0250	1.3269
1.26	0.7354	0.3411	0.4638	0.9218	2.7027	1.2001	0.2842	1.0268	1.3413
1.27	0.7312	0.3343	0.4572	0.9158	2.7399	1.1945	0.2798	1.0287	1.3558
1.28	0.7269	0.3275	0.4505	0.9097	2.7776	1.1887	0.2755	1.0306	1.3705
1.29	0.7226	0.3208	0.4439	0.9034	2.8159	1.1827	0.2713	1.0326	1.3853
1.30	0.7183	0.3142	0.4373	0.8968	2.8548	1.1764	0.2670	1.0346	1.4002
1.31	0.7140	0.3075	0.4307	0.8901	2.8943	1.1699	0.2629	1.0367	1.4153
1.32	0.7096	0.3010	0.4242	0.8832	2.9344	1.1632	0.2588	1.0388	1.4305
1.33	0.7052	0.2945	0.4176	0.8761	2.9751	1.1563	0.2547	1.0409	1.4458
1.34	0.7007	0.2880	0.4110	0.8688	3.0165	1.1491	0.2507	1.0431	1.4613
1.35	0.6962	0.2816	0.4045	0.8614	3.0586	1.1417	0.2467	1.0454	1.4769
1.36	0.6917	0.2753	0.3980	0.8538	3.1014	1.1340	0.2427	1.0476	1.4927
1.37	0.6872	0.2690	0.3915	0.8460	3.1449	1.1262	0.2389	1.0500	1.5087
1.38	0.6826	0.2628	0.3850	0.8380	3.1891	1.1181	0.2350	1.0523	1.5248
1.39	0.6780	0.2566	0.3785	0.8299	3.2341	1.1098	0.2312	1.0547	1.5410
1.40	0.6733	0.2505	0.3720	0.8216	3.2798	1.1012	0.2275	1.0571	1.5575
1.41	0.6686	0.2445	0.3656	0.8131	3.3264	1.0924	0.2238	1.0596	1.5741
1.42	0.6639	0.2385	0.3592	0.8045	3.3738	1.0834	0.2201	1.0621	1.5909
1.43	0.6592	0.2326	0.3528	0.7958	3.4220	1.0742	0.2165	1.0647	1.6078
1.44	0.6544	0.2267	0.3464	0.7869	3.4711	1.0648	0.2129	1.0672	1.6250
1.45	0.6496	0.2209	0.3401	0.7779	3.5212	1.0551	0.2094	1.0698	1.6423
1.46	0.6447	0.2152	0.3338	0.7687	3.5721	1.0452	0.2059	1.0725	1.6599
1.47	0.6398	0.2095	0.3275	0.7594	3.6240	1.0352	0.2024	1.0751	1.6776
1.48	0.6349	0.2040	0.3212	0.7500	3.6769	1.0249	0.1990	1.0778	1.6955
1.49	0.6300	0.1985	0.3150	0.7404	3.7309	1.0144	0.1956	1.0806	1.7137
1.50	0.6250	0.1930	0.3088	0.7307	3.7859	1.0037	0.1923	1.0833	1.7321
1.51	0.6200	0.1876	0.3027	0.7209	3.8419	0.9927	0.1890	1.0861	1.7506
1.52	0.6149	0.1823	0.2965	0.7110	3.8991	0.9816	0.1858	1.0889	1.7695
1.53	0.6098	0.1771	0.2904	0.7010	3.9575	0.9703	0.1825	1.0918	1.7885
1.54	0.6047	0.1720	0.2844	0.6908	4.0171	0.9588	0.1794	1.0947	1.8078
1.55	0.5996	0.1669	0.2784	0.6806	4.0779	0.9472	0.1762	1.0976	1.8273
1.56	0.5944	0.1619	0.2724	0.6703	4.1400	0.9353	0.1731	1.1005	1.8471
1.57	0.5892	0.1570	0.2665	0.6599	4.2034	0.9232	0.1700	1.1035	1.8672
1.58	0.5839	0.1521	0.2606	0.6494	4.2682	0.9110	0.1670	1.1065	1.8875
1.59	0.5787	0.1474	0.2547	0.6388	4.3345	0.8986	0.1640	1.1095	1.9081
1.60	0.5733	0.1427	0.2489	0.6282	4.4022	0.8861	0.1610	1.1125	1.9290
1.61	0.5680	0.1381	0.2431	0.6175	4.4714	0.8733	0.1581	1.1156	1.9501
1.62	0.5626	0.1336	0.2374	0.6067	4.5422	0.8605	0.1552	1.1186	1.9716
1.63	0.5572	0.1291	0.2317	0.5958	4.6147	0.8474	0.1524	1.1217	1.9934

83.

Продолжение приложения П.1

λ	$\tau(\lambda)$	$\pi(\lambda)$	$\varepsilon(\lambda)$	$q(\lambda)$	$y(\lambda)$	$f(\lambda)$	$r(\lambda)$	$z(\lambda)$	M
-----------	-----------------	----------------	------------------------	--------------	--------------	--------------	--------------	--------------	-----

:1.64:0.5517:0.1248:0.2261:0.5850:4.6889:0.8343:0.1495:1.1249:2.0155:
:1.65:0.5463:0.1205:0.2205:0.5740:4.7648:0.8209:0.1467:1.1280:2.0380:
:1.66:0.5407:0.1163:0.2150:0.5630:4.8426:0.8075:0.1440:1.1312:2.0608:
:1.67:0.5352:0.1121:0.2095:0.5520:4.9223:0.7939:0.1413:1.1344:2.0839:
:1.68:0.5296:0.1081:0.2041:0.5409:5.0040:0.7802:0.1386:1.1376:2.1074:
:1.69:0.5240:0.1041:0.1987:0.5298:5.0877:0.7664:0.1359:1.1409:2.1313:
:1.70:0.5183:0.1003:0.1934:0.5187:5.1736:0.7524:0.1332:1.1441:2.1555:
:1.71:0.5126:0.0965:0.1882:0.5076:5.2617:0.7384:0.1306:1.1474:2.1802:
:1.72:0.5069:0.0928:0.1830:0.4964:5.3522:0.7243:0.1281:1.1507:2.2053:
:1.73:0.5012:0.0891:0.1778:0.4853:5.4451:0.7100:0.1255:1.1540:2.2308:
:1.74:0.4954:0.0856:0.1727:0.4741:5.5405:0.6957:0.1230:1.1574:2.2567:
:1.75:0.4896:0.0821:0.1677:0.4630:5.6385:0.6813:0.1205:1.1607:2.2831:
:1.76:0.4837:0.0787:0.1627:0.4518:5.7393:0.6669:0.1181:1.1641:2.3100:
:1.77:0.4779:0.0754:0.1578:0.4407:5.8430:0.6524:0.1156:1.1675:2.3374:
:1.78:0.4719:0.0722:0.1530:0.4296:5.9497:0.6378:0.1132:1.1709:2.3653:
:1.79:0.4660:0.0691:0.1482:0.4185:6.0595:0.6232:0.1108:1.1743:2.3937:
:1.80:0.4600:0.0660:0.1435:0.4075:6.1726:0.6085:0.1085:1.1778:2.4227:
:1.81:0.4540:0.0630:0.1389:0.3965:6.2891:0.5938:0.1062:1.1812:2.4523:
:1.82:0.4479:0.0602:0.1343:0.3855:6.4093:0.5791:0.1039:1.1847:2.4824:
:1.83:0.4419:0.0573:0.1298:0.3746:6.5333:0.5644:0.1016:1.1882:2.5132:
:1.84:0.4357:0.0546:0.1253:0.3638:6.6612:0.5496:0.0994:1.1917:2.5446:
:1.85:0.4296:0.0520:0.1210:0.3530:6.7932:0.5349:0.0971:1.1953:2.5767:
:1.86:0.4234:0.0494:0.1166:0.3422:6.9297:0.5202:0.0949:1.1988:2.6094:
:1.87:0.4172:0.0469:0.1124:0.3316:7.0708:0.5055:0.0928:1.2024:2.6429:
:1.88:0.4109:0.0445:0.1083:0.3210:7.2167:0.4908:0.0906:1.2060:2.6772:
:1.89:0.4046:0.0421:0.1042:0.3105:7.3678:0.4762:0.0885:1.2096:2.7123:
:1.90:0.3983:0.0399:0.1001:0.3001:7.5242:0.4617:0.0864:1.2132:2.7481:
:1.91:0.3920:0.0377:0.0962:0.2898:7.6863:0.4471:0.0843:1.2168:2.7849:
:1.92:0.3856:0.0356:0.0923:0.2796:7.8545:0.4327:0.0823:1.2204:2.8226:
:1.93:0.3792:0.0336:0.0885:0.2695:8.0290:0.4183:0.0803:1.2241:2.8612:
:1.94:0.3727:0.0316:0.0848:0.2596:8.2103:0.4040:0.0782:1.2277:2.9008:
:1.95:0.3663:0.0297:0.0812:0.2497:8.3987:0.3899:0.0763:1.2314:2.9414:
:1.96:0.3597:0.0279:0.0776:0.2400:8.5947:0.3758:0.0743:1.2351:2.9832:
:1.97:0.3532:0.0262:0.0741:0.2304:8.7987:0.3618:0.0724:1.2388:3.0260:
:1.98:0.3466:0.0245:0.0707:0.2209:9.0113:0.3480:0.0704:1.2425:3.0702:
:1.99:0.3400:0.0229:0.0674:0.2116:9.2331:0.3343:0.0685:1.2463:3.1155:
:2.00:0.3333:0.0214:0.0642:0.2024:9.4646:0.3208:0.0667:1.2500:3.1623:
:2.01:0.3266:0.0199:0.0610:0.1934:9.7066:0.3074:0.0648:1.2538:3.2104:
:2.02:0.3199:0.0185:0.0579:0.1845:9.9597:0.2941:0.0630:1.2575:3.2601:

84.

Продолжение приложения П.1

б) $\kappa = 1.33$

λ	$\tau(\lambda)$	$\pi(\lambda)$	$\varepsilon(\lambda)$	$q(\lambda)$	$y(\lambda)$	$f(\lambda)$	$r(\lambda)$	$z(\lambda)$	M
-----------	-----------------	----------------	------------------------	--------------	--------------	--------------	--------------	--------------	-----

:0.10:0.9986:0.9943:0.9957:0.1582:0.1591:1.0057:0.9887:5.0500:0.0927:
 :0.11:0.9983:0.9931:0.9948:0.1738:0.1750:1.0069:0.9864:4.6005:0.1020:
 :0.12:0.9980:0.9918:0.9938:0.1894:0.1910:1.0081:0.9838:4.2267:0.1113:
 :0.13:0.9976:0.9904:0.9928:0.2050:0.2070:1.0095:0.9810:3.9112:0.1206:
 :0.14:0.9972:0.9889:0.9916:0.2205:0.2230:1.0110:0.9781:3.6414:0.1299:
 :0.15:0.9968:0.9872:0.9904:0.2360:0.2390:1.0127:0.9749:3.4083:0.1392:
 :0.16:0.9964:0.9855:0.9891:0.2514:0.2551:1.0144:0.9715:3.2050:0.1485:
 :0.17:0.9959:0.9836:0.9876:0.2667:0.2712:1.0162:0.9679:3.0262:0.1578:
 :0.18:0.9954:0.9816:0.9862:0.2820:0.2872:1.0181:0.9642:2.8678:0.1672:
 :0.19:0.9949:0.9796:0.9846:0.2972:0.3034:1.0201:0.9602:2.7266:0.1765:
 :0.20:0.9943:0.9774:0.9829:0.3123:0.3195:1.0222:0.9561:2.6000:0.1858:
 :0.21:0.9938:0.9751:0.9812:0.3273:0.3357:1.0245:0.9518:2.4860:0.1952:
 :0.22:0.9931:0.9727:0.9794:0.3423:0.3519:1.0268:0.9473:2.3827:0.2045:
 :0.23:0.9925:0.9701:0.9775:0.3571:0.3681:1.0292:0.9426:2.2889:0.2139:
 :0.24:0.9918:0.9675:0.9755:0.3719:0.3844:1.0317:0.9378:2.2033:0.2233:
 :0.25:0.9911:0.9648:0.9734:0.3866:0.4007:1.0343:0.9328:2.1250:0.2327:
 :0.26:0.9904:0.9620:0.9713:0.4011:0.4170:1.0369:0.9277:2.0531:0.2420:
 :0.27:0.9897:0.9590:0.9690:0.4156:0.4334:1.0397:0.9224:1.9869:0.2515:
 :0.28:0.9889:0.9560:0.9667:0.4300:0.4498:1.0425:0.9170:1.9257:0.2609:
 :0.29:0.9881:0.9529:0.9643:0.4442:0.4662:1.0454:0.9114:1.8691:0.2703:
 :0.30:0.9873:0.9496:0.9619:0.4584:0.4827:1.0484:0.9057:1.8167:0.2797:
 :0.31:0.9864:0.9463:0.9593:0.4724:0.4992:1.0515:0.8999:1.7679:0.2892:
 :0.32:0.9855:0.9428:0.9567:0.4863:0.5158:1.0547:0.8940:1.7225:0.2986:
 :0.33:0.9846:0.9393:0.9540:0.5001:0.5324:1.0579:0.8879:1.6802:0.3081:
 :0.34:0.9836:0.9356:0.9512:0.5137:0.5491:1.0612:0.8817:1.6406:0.3176:
 :0.35:0.9827:0.9319:0.9483:0.5273:0.5658:1.0645:0.8754:1.6036:0.3271:
 :0.36:0.9816:0.9281:0.9454:0.5406:0.5826:1.0679:0.8690:1.5689:0.3366:
 :0.37:0.9806:0.9241:0.9424:0.5539:0.5994:1.0714:0.8625:1.5364:0.3462:
 :0.38:0.9795:0.9201:0.9393:0.5670:0.6162:1.0749:0.8559:1.5058:0.3557:
 :0.39:0.9785:0.9160:0.9361:0.5800:0.6332:1.0785:0.8493:1.4771:0.3653:
 :0.40:0.9773:0.9118:0.9329:0.5928:0.6501:1.0822:0.8425:1.4500:0.3749:
 :0.41:0.9762:0.9075:0.9296:0.6054:0.6672:1.0858:0.8357:1.4245:0.3845:
 :0.42:0.9750:0.9031:0.9262:0.6179:0.6843:1.0896:0.8288:1.4005:0.3941:
 :0.43:0.9738:0.8986:0.9227:0.6303:0.7014:1.0933:0.8219:1.3778:0.4037:
 :0.44:0.9726:0.8940:0.9192:0.6425:0.7186:1.0972:0.8148:1.3564:0.4134:
 :0.45:0.9713:0.8893:0.9156:0.6545:0.7359:1.1010:0.8078:1.3361:0.4230:
 :0.46:0.9700:0.8846:0.9119:0.6663:0.7533:1.1049:0.8006:1.3170:0.4327:
 :0.47:0.9687:0.8798:0.9082:0.6780:0.7707:1.1088:0.7934:1.2988:0.4424:

85.

Продолжение приложения П.1

λ	$\tau(\lambda)$	$\pi(\lambda)$	$\varepsilon(\lambda)$	$q(\lambda)$	$y(\lambda)$	$f(\lambda)$	$r(\lambda)$	$z(\lambda)$	M
:0.48:	0.9674:	0.8748:	0.9044:	0.6896:	0.7882:	1.1127:	0.7862:	1.2817:	0.4521:
:0.49:	0.9660:	0.8698:	0.9005:	0.7009:	0.8058:	1.1167:	0.7790:	1.2654:	0.4619:
:0.50:	0.9646:	0.8648:	0.8965:	0.7121:	0.8234:	1.1206:	0.7717:	1.2500:	0.4717:

:0.51:0.9632:0.8596:0.8925:0.7230:0.8411:1.1246:0.7644:1.2354:0.4815:
 :0.52:0.9617:0.8544:0.8884:0.7338:0.8589:1.1286:0.7570:1.2215:0.4913:
 :0.53:0.9602:0.8491:0.8842:0.7445:0.8768:1.1326:0.7496:1.2084:0.5011:
 :0.54:0.9587:0.8437:0.8800:0.7549:0.8947:1.1366:0.7423:1.1959:0.5110:
 :0.55:0.9572:0.8382:0.8757:0.7651:0.9128:1.1406:0.7349:1.1841:0.5208:
 :0.56:0.9556:0.8327:0.8714:0.7751:0.9309:1.1446:0.7275:1.1729:0.5308:
 :0.57:0.9540:0.8271:0.8670:0.7850:0.9491:1.1486:0.7200:1.1622:0.5407:
 :0.58:0.9524:0.8214:0.8625:0.7946:0.9674:1.1526:0.7126:1.1521:0.5506:
 :0.59:0.9507:0.8157:0.8580:0.8041:0.9858:1.1566:0.7052:1.1425:0.5606:
 :0.60:0.9490:0.8098:0.8534:0.8133:1.0043:1.1606:0.6978:1.1333:0.5706:
 :0.61:0.9473:0.8040:0.8487:0.8224:1.0229:1.1645:0.6904:1.1247:0.5807:
 :0.62:0.9456:0.7980:0.8440:0.8312:1.0416:1.1684:0.6830:1.1165:0.5907:
 :0.63:0.9438:0.7920:0.8392:0.8398:1.0604:1.1723:0.6756:1.1087:0.6008:
 :0.64:0.9420:0.7860:0.8344:0.8482:1.0793:1.1761:0.6683:1.1012:0.6109:
 :0.65:0.9402:0.7798:0.8295:0.8564:1.0982:1.1799:0.6609:1.0942:0.6211:
 :0.66:0.9383:0.7736:0.8245:0.8644:1.1173:1.1837:0.6536:1.0876:0.6313:
 :0.67:0.9364:0.7674:0.8195:0.8722:1.1366:1.1874:0.6463:1.0813:0.6415:
 :0.68:0.9345:0.7611:0.8144:0.8797:1.1559:1.1910:0.6390:1.0753:0.6517:
 :0.69:0.9326:0.7548:0.8093:0.8871:1.1753:1.1947:0.6318:1.0696:0.6620:
 :0.70:0.9306:0.7484:0.8042:0.8942:1.1949:1.1982:0.6246:1.0643:0.6723:
 :0.71:0.9286:0.7419:0.7989:0.9011:1.2146:1.2017:0.6174:1.0592:0.6826:
 :0.72:0.9266:0.7354:0.7937:0.9077:1.2343:1.2051:0.6102:1.0544:0.6930:
 :0.73:0.9245:0.7289:0.7884:0.9142:1.2543:1.2085:0.6031:1.0499:0.7034:
 :0.74:0.9224:0.7223:0.7830:0.9204:1.2743:1.2118:0.5960:1.0457:0.7138:
 :0.75:0.9203:0.7156:0.7776:0.9264:1.2945:1.2150:0.5890:1.0417:0.7243:
 :0.76:0.9182:0.7089:0.7721:0.9321:1.3148:1.2181:0.5820:1.0379:0.7348:
 :0.77:0.9160:0.7022:0.7666:0.9377:1.3353:1.2211:0.5751:1.0344:0.7454:
 :0.78:0.9138:0.6955:0.7610:0.9430:1.3559:1.2241:0.5682:1.0310:0.7560:
 :0.79:0.9116:0.6887:0.7555:0.9480:1.3766:1.2269:0.5613:1.0279:0.7666:
 :0.80:0.9094:0.6818:0.7498:0.9529:1.3975:1.2297:0.5545:1.0250:0.7772:
 :0.81:0.9071:0.6750:0.7441:0.9575:1.4185:1.2323:0.5477:1.0223:0.7880:
 :0.82:0.9048:0.6681:0.7384:0.9618:1.4397:1.2349:0.5410:1.0198:0.7987:
 :0.83:0.9024:0.6612:0.7326:0.9660:1.4610:1.2374:0.5343:1.0174:0.8095:
 :0.84:0.9001:0.6542:0.7268:0.9698:1.4825:1.2397:0.5277:1.0152:0.8203:
 :0.85:0.8977:0.6472:0.7210:0.9735:1.5041:1.2419:0.5211:1.0132:0.8312:
 :0.86:0.8952:0.6402:0.7151:0.9769:1.5260:1.2440:0.5146:1.0114:0.8421:

86.

Продолжение приложения П.1

λ	$\tau(\lambda)$	$\pi(\lambda)$	$\varepsilon(\lambda)$	$q(\lambda)$	$y(\lambda)$	$f(\lambda)$	$r(\lambda)$	$z(\lambda)$	M
:0.87:	0.8928:	0.6332:	0.7092:	0.9801:	1.5479:	1.2460:	0.5082:	1.0097:	0.8531:
:0.88:	0.8903:	0.6261:	0.7033:	0.9831:	1.5701:	1.2479:	0.5018:	1.0082:	0.8641:
:0.89:	0.8878:	0.6190:	0.6973:	0.9858:	1.5924:	1.2496:	0.4954:	1.0068:	0.8751:
:0.90:	0.8853:	0.6120:	0.6913:	0.9883:	1.6149:	1.2512:	0.4891:	1.0056:	0.8862:
:0.91:	0.8827:	0.6048:	0.6852:	0.9905:	1.6376:	1.2526:	0.4829:	1.0045:	0.8974:

:0.92:0.8801:0.5977:0.6791:0.9925:1.6605:1.2539:0.4767:1.0035:0.9086:
:0.93:0.8775:0.5906:0.6730:0.9943:1.6835:1.2551:0.4705:1.0026:0.9198:
:0.94:0.8749:0.5834:0.6669:0.9958:1.7068:1.2561:0.4645:1.0019:0.9311:
:0.95:0.8722:0.5763:0.6607:0.9971:1.7302:1.2570:0.4584:1.0013:0.9424:
:0.96:0.8695:0.5691:0.6545:0.9981:1.7539:1.2577:0.4525:1.0008:0.9539:
:0.97:0.8667:0.5619:0.6483:0.9989:1.7778:1.2583:0.4466:1.0005:0.9653:
:0.98:0.8640:0.5547:0.6421:0.9995:1.8018:1.2587:0.4407:1.0002:0.9768:
:0.99:0.8612:0.5476:0.6358:0.9999:1.8261:1.2590:0.4349:1.0001:0.9884:
:1.00:0.8584:0.5404:0.6295:1.0000:1.8506:1.2590:0.4292:1.0000:1.0000:
:1.01:0.8555:0.5332:0.6232:0.9999:1.8753:1.2590:0.4235:1.0000:1.0117:
:1.02:0.8526:0.5260:0.6169:0.9995:1.9003:1.2587:0.4179:1.0002:1.0234:
:1.03:0.8497:0.5188:0.6105:0.9990:1.9255:1.2583:0.4123:1.0004:1.0352:
:1.04:0.8468:0.5116:0.6042:0.9981:1.9509:1.2577:0.4068:1.0008:1.0471:
:1.05:0.8439:0.5045:0.5978:0.9971:1.9766:1.2569:0.4014:1.0012:1.0590:
:1.06:0.8409:0.4973:0.5914:0.9958:2.0025:1.2559:0.3960:1.0017:1.0710:
:1.07:0.8378:0.4902:0.5850:0.9943:2.0286:1.2548:0.3906:1.0023:1.0830:
:1.08:0.8348:0.4830:0.5786:0.9926:2.0551:1.2535:0.3853:1.0030:1.0951:
:1.09:0.8317:0.4759:0.5722:0.9907:2.0818:1.2519:0.3801:1.0037:1.1073:
:1.10:0.8286:0.4688:0.5657:0.9885:2.1087:1.2502:0.3749:1.0045:1.1196:
:1.11:0.8255:0.4617:0.5593:0.9861:2.1360:1.2483:0.3698:1.0055:1.1319:
:1.12:0.8223:0.4546:0.5528:0.9835:2.1635:1.2463:0.3648:1.0064:1.1443:
:1.13:0.8192:0.4475:0.5463:0.9807:2.1913:1.2440:0.3598:1.0075:1.1567:
:1.14:0.8159:0.4405:0.5399:0.9777:2.2194:1.2415:0.3548:1.0086:1.1693:
:1.15:0.8127:0.4335:0.5334:0.9744:2.2478:1.2388:0.3499:1.0098:1.1819:
:1.16:0.8094:0.4265:0.5269:0.9709:2.2765:1.2359:0.3451:1.0110:1.1946:
:1.17:0.8061:0.4195:0.5204:0.9672:2.3055:1.2329:0.3403:1.0124:1.2073:
:1.18:0.8028:0.4126:0.5139:0.9634:2.3349:1.2296:0.3356:1.0137:1.2202:
:1.19:0.7994:0.4057:0.5075:0.9593:2.3646:1.2261:0.3309:1.0152:1.2331:
:1.20:0.7961:0.3988:0.5010:0.9550:2.3946:1.2224:0.3263:1.0167:1.2461:
:1.21:0.7926:0.3920:0.4945:0.9505:2.4249:1.2185:0.3217:1.0182:1.2592:
:1.22:0.7892:0.3851:0.4880:0.9458:2.4556:1.2144:0.3172:1.0198:1.2723:
:1.23:0.7857:0.3784:0.4815:0.9409:2.4867:1.2101:0.3127:1.0215:1.2856:
:1.24:0.7822:0.3716:0.4751:0.9358:2.5181:1.2056:0.3083:1.0232:1.2989:
:1.25:0.7787:0.3649:0.4686:0.9305:2.5499:1.2008:0.3039:1.0250:1.3124:
:1.26:0.7751:0.3582:0.4622:0.9250:2.5821:1.1959:0.2996:1.0268:1.3259:

87.

Продолжение приложения П.1

λ	$\tau(\lambda)$	$\pi(\lambda)$	$\varepsilon(\lambda)$	$q(\lambda)$	$y(\lambda)$	$f(\lambda)$	$r(\lambda)$	$z(\lambda)$	M
:1.27:	0.7716:	0.3516:	0.4557:	0.9194:	2.6147:	1.1908:	0.2953:	1.0287:	1.3395:
:1.28:	0.7680:	0.3450:	0.4493:	0.9135:	2.6477:	1.1854:	0.2911:	1.0306:	1.3533:
:1.29:	0.7643:	0.3385:	0.4429:	0.9075:	2.6811:	1.1798:	0.2869:	1.0326:	1.3671:
:1.30:	0.7606:	0.3320:	0.4365:	0.9013:	2.7149:	1.1741:	0.2828:	1.0346:	1.3810:
:1.31:	0.7569:	0.3255:	0.4301:	0.8949:	2.7491:	1.1681:	0.2787:	1.0367:	1.3950:
:1.32:	0.7532:	0.3191:	0.4237:	0.8884:	2.7838:	1.1619:	0.2747:	1.0388:	1.4091:
:1.33:	0.7495:	0.3128:	0.4173:	0.8817:	2.8189:	1.1555:	0.2707:	1.0409:	1.4234:

:1.34:0.7457:0.3065:0.4110:0.8748:2.8545:1.1489:0.2667:1.0431:1.4377:
 :1.35:0.7419:0.3002:0.4046:0.8677:2.8906:1.1421:0.2628:1.0454:1.4521:
 :1.36:0.7380:0.2940:0.3983:0.8605:2.9272:1.1351:0.2590:1.0476:1.4667:
 :1.37:0.7342:0.2878:0.3920:0.8532:2.9642:1.1279:0.2552:1.0500:1.4814:
 :1.38:0.7303:0.2817:0.3858:0.8457:3.0018:1.1204:0.2514:1.0523:1.4961:
 :1.39:0.7264:0.2757:0.3795:0.8380:3.0399:1.1128:0.2477:1.0547:1.5110:
 :1.40:0.7224:0.2697:0.3733:0.8302:3.0785:1.1050:0.2441:1.0571:1.5261:
 :1.41:0.7184:0.2637:0.3671:0.8222:3.1176:1.0969:0.2404:1.0596:1.5412:
 :1.42:0.7144:0.2579:0.3609:0.8141:3.1574:1.0887:0.2368:1.0621:1.5565:
 :1.43:0.7104:0.2520:0.3548:0.8059:3.1977:1.0803:0.2333:1.0647:1.5719:
 :1.44:0.7063:0.2463:0.3487:0.7976:3.2386:1.0717:0.2298:1.0672:1.5875:
 :1.45:0.7022:0.2406:0.3426:0.7891:3.2801:1.0629:0.2263:1.0698:1.6031:
 :1.46:0.6981:0.2349:0.3365:0.7805:3.3222:1.0539:0.2229:1.0725:1.6189:
 :1.47:0.6939:0.2294:0.3305:0.7718:3.3649:1.0447:0.2195:1.0751:1.6349:
 :1.48:0.6898:0.2238:0.3245:0.7629:3.4083:1.0353:0.2162:1.0778:1.6510:
 :1.49:0.6856:0.2184:0.3186:0.7540:3.4524:1.0258:0.2129:1.0806:1.6672:
 :1.50:0.6813:0.2130:0.3126:0.7449:3.4972:1.0160:0.2096:1.0833:1.6836:
 :1.51:0.6771:0.2077:0.3067:0.7357:3.5427:1.0061:0.2064:1.0861:1.7002:
 :1.52:0.6728:0.2024:0.3009:0.7265:3.5889:0.9960:0.2032:1.0889:1.7169:
 :1.53:0.6685:0.1972:0.2951:0.7171:3.6359:0.9858:0.2001:1.0918:1.7338:
 :1.54:0.6641:0.1921:0.2893:0.7077:3.6836:0.9754:0.1970:1.0947:1.7508:
 :1.55:0.6597:0.1871:0.2835:0.6981:3.7321:0.9648:0.1939:1.0976:1.7680:
 :1.56:0.6553:0.1821:0.2779:0.6885:3.7814:0.9540:0.1909:1.1005:1.7854:
 :1.57:0.6509:0.1772:0.2722:0.6788:3.8316:0.9431:0.1879:1.1035:1.8029:
 :1.58:0.6464:0.1723:0.2666:0.6691:3.8826:0.9321:0.1849:1.1065:1.8207:
 :1.59:0.6419:0.1676:0.2610:0.6592:3.9345:0.9209:0.1820:1.1095:1.8386:
 :1.60:0.6374:0.1629:0.2555:0.6493:3.9873:0.9095:0.1791:1.1125:1.8567:
 :1.61:0.6329:0.1582:0.2500:0.6394:4.0410:0.8980:0.1762:1.1156:1.8750:
 :1.62:0.6283:0.1537:0.2446:0.6294:4.0957:0.8864:0.1734:1.1186:1.8935:
 :1.63:0.6237:0.1492:0.2392:0.6193:4.1514:0.8746:0.1706:1.1217:1.9122:
 :1.64:0.6191:0.1448:0.2338:0.6092:4.2082:0.8628:0.1678:1.1249:1.9311:
 :1.65:0.6144:0.1404:0.2285:0.5990:4.2659:0.8507:0.1651:1.1280:1.9503:

88.

Продолжение приложения П.1

λ	$\tau(\lambda)$	$\pi(\lambda)$	$\varepsilon(\lambda)$	$q(\lambda)$	$y(\lambda)$	$f(\lambda)$	$r(\lambda)$	$z(\lambda)$	M
:1.66:	0.6097:	0.1361:	0.2233:	0.5888:	4.3248:	0.8386:	0.1624:	1.1312:	1.9696:
:1.67:	0.6050:	0.1320:	0.2181:	0.5786:	4.3847:	0.8264:	0.1597:	1.1344:	1.9892:
:1.68:	0.6003:	0.1278:	0.2130:	0.5683:	4.4459:	0.8140:	0.1570:	1.1376:	2.0090:
:1.69:	0.5955:	0.1238:	0.2079:	0.5580:	4.5082:	0.8016:	0.1544:	1.1409:	2.0290:
:1.70:	0.5907:	0.1198:	0.2028:	0.5477:	4.5717:	0.7890:	0.1518:	1.1441:	2.0493:
:1.71:	0.5859:	0.1159:	0.1979:	0.5374:	4.6365:	0.7764:	0.1493:	1.1474:	2.0698:
:1.72:	0.5810:	0.1121:	0.1929:	0.5271:	4.7026:	0.7637:	0.1468:	1.1507:	2.0906:
:1.73:	0.5761:	0.1083:	0.1880:	0.5168:	4.7701:	0.7509:	0.1443:	1.1540:	2.1117:

**:1.74:0.5712:0.1047:0.1832:0.5064:4.8389:0.7380:0.1418:1.1574:2.1330:
:1.75:0.5663:0.1011:0.1785:0.4961:4.9092:0.7250:0.1394:1.1507:2.1546:
:1.76:0.5613:0.0975:0.1738:0.4858:4.9810:0.7120:0.1370:1.1641:2.1765:
:1.77:0.5563:0.0941:0.1691:0.4755:5.0543:0.6989:0.1346:1.1675:2.1987:
:1.78:0.5513:0.0907:0.1645:0.4652:5.1292:0.6858:0.1322:1.1709:2.2212:**