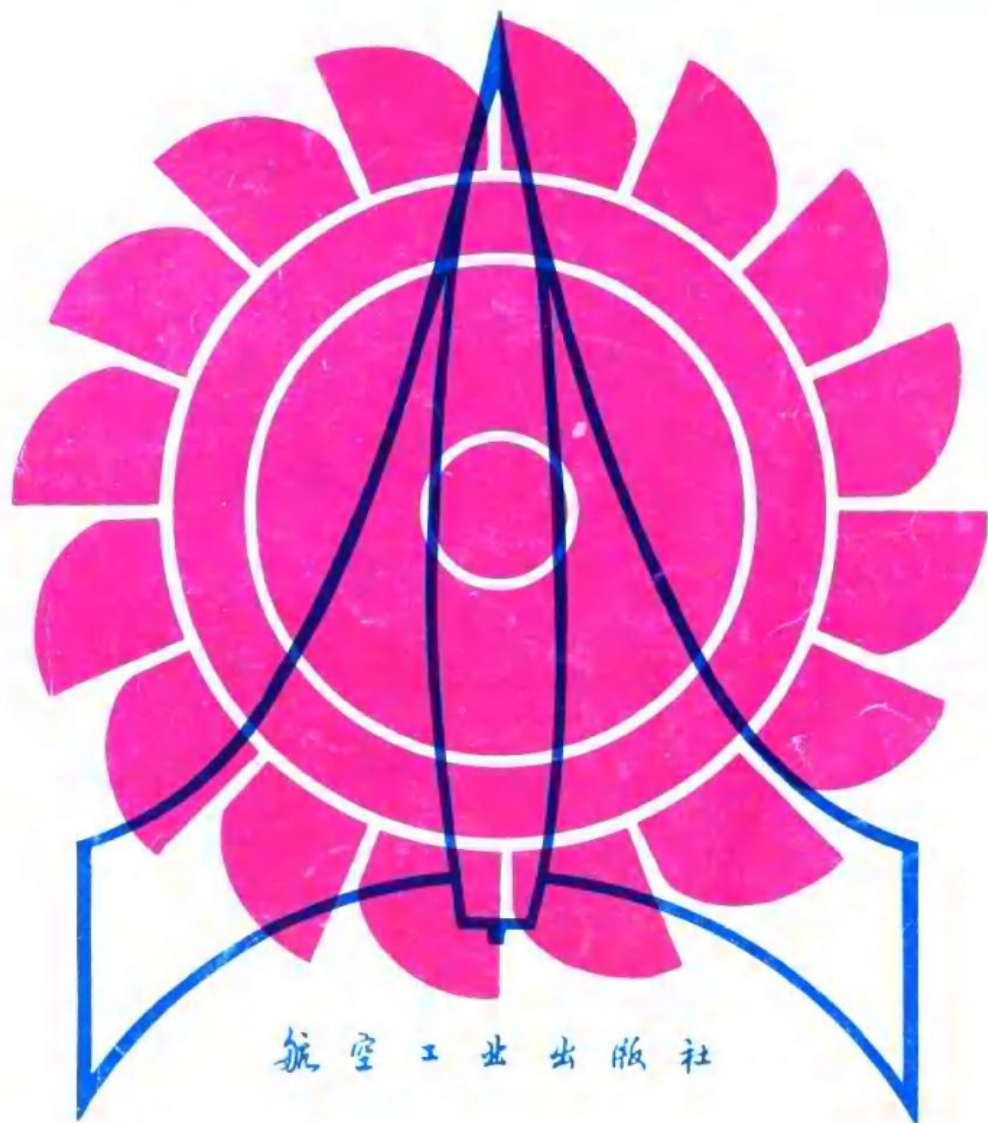


航空涡轮发动机性能 变比热计算方法

童凯生 编著



航空工业出版社

30574803

V235
09

航空涡轮发动机性能 变比热计算方法

童凯生 编著

航空工业出版社

1991

内 容 提 要

本书从工程实用角度出发,对气流热力流动过程变比热计算的某些概念作了介绍,并扼要地描述了发动机性能计算的一般步骤、数学模型及求解方法。最后针对附录中的具体程序,对各程序块功能和使用、程序总体结构设计、控制变量的选择等作了必要地说明。附录中给出了一个完整的涡轮喷气和涡轮风扇发动机性能计算通用程序,使读者掌握采用变比热法计算航空燃气轮机性能及部件热力流动过程。

本书供从事航空发动机设计专业人员使用,对从事其他喷气或燃气轮机技术人员也颇有裨益。同时也可作为高等院校本科生和研究生的参考书。

航空涡轮发动机性能 变比热计算方法 童凯生 编著

航空工业出版社出版发行
(北京市和平里小关东里14号)

— 邮政编码:100029 —

全国各地新华书店经售
北京航空航天大学印刷厂印刷

1991年5月第1版	1991年5月第1次印刷
开本:787×1092毫米 1/16	印张:8.25
印数:1—1000册	字数:213千字

ISBN 7-80046-343-5/V·079

定价:7.50元

序 言

燃气涡轮发动机普遍用于航空、造船、巡航导弹及工业发电各个领域。航空涡轮喷气发动机在技术上处于领先的地位。

在发动机的设计过程中,需要选择许多组发动机热力循环参数及部件特性,对它的设计点性能及各飞行高度、速度下的性能进行反复计算,通过分析比较,才能得到既符合飞行器技术性能指标、又满足当前技术水平的一组优化参数,然后在此基础上进行发动机的气动打样和结构设计。同样,要掌握已经研制好的发动机性能,也必须对它在各飞行条件下的特性进行预测。显而易见,在发动机研制的整个过程中,最重要的工作之一就是对它的设计点、非设计点的性能进行定量的研究。

目前国内的几本关于涡喷发动机原理方面的书籍都对性能计算作了原理性介绍,在气体热力流动过程的分析中一般采用传统的定比热法。随着涡轮喷气技术的进步,要求对发动机设计点、非设计点性能进行更精确、更快速的预测。特别是电子计算机技术的突飞猛进,才使得这项工作有很大的改观。这些改观主要表现在两方面:第一,在发动机热力循环计算中,普遍采用了考虑气体热力性质随气体组份和温度而变化的更精确的变比热法。第二,在共同工作方程求解方面已经完全舍弃了作辅助曲线进行解析计算的烦琐方法。而是通过计算机采用数值计算方法直接求解非线性方程组。

实际上,早在 50 年代吴仲华教授就开始对燃气热力性质表及变比热的气体热力过程计算进行了研究,但国内在工程上应用变比热法还是近几年的事。本书附录中给出的程序所采用的变比热法就是利用了吴仲华教授的燃气热力性质表和相对压力的概念进行编制的,同时参照了美国 NASA TN D6552 等报告所提供的程序模式,并在非设计点计算时安排了各种调节计划,从而提高了性能计算精度和工程实效性。该程序在实际使用中也收到良好的效果。

本书以实用为主,结合计算机程序,重点介绍采用变比热法计算发动机各部件及总体性能的一些基本方法和步骤,对涉及到的热力学和发动机原理的一般概念仅作简要介绍。

书中给出的程序虽然是一个计算涡轮喷气和涡轮风扇发动机性能的通用程序,但在此基础上也可以更换或修改其中某些程序块来进行涡轮螺桨、涡轮轴发动机、空气冲压发动机或其他地面及船用燃气轮机的性能计算;也可以直接利用其中某些子程序作其他动力工程的气动热力计算。

本书曾经北京航空航天大学喷气发动机原理教研室副教授张津同志审阅,提出许多宝贵意见,在此表示感谢。

吴大观

1990 年 10 月

目 录

第一章 气体热力流动过程变比热计算的某些概念

§ 1.1 引 言	(1)
§ 1.2 相对压力 π^0	(2)
§ 1.3 燃气热力性质表及函数式	(2)
1.3.1 燃料系数 β	(2)
1.3.2 燃气热力性质表	(3)
1.3.3 燃气热力性质函数式	(3)
§ 1.4 气体热力流动过程变比热计算	(4)
1.4.1 等熵流动过程	(4)
1.4.2 压缩流动过程	(5)
1.4.3 膨胀流动过程	(6)
1.4.4 燃烧流动过程	(6)
1.4.5 两股气流混合流动过程	(6)
本章采用的符号意义	(8)

第二章 发动机性能计算的一般概念

§ 2.1 引 言	(9)
§ 2.2 发动机设计点性能计算	(9)
2.2.1 设计点参数选择	(9)
2.2.2 发动机热力循环计算步骤	(10)
§ 2.3 发动机非设计点性能计算	(13)
2.3.1 压力比函数 Z 的概念	(13)
2.3.2 共同工作方程	(14)
2.3.3 发动机调节计划	(16)
2.3.4 共同工作方程的求解	(17)
2.3.5 部件耦合系数	(18)

第三章 涡轮喷气、涡轮风扇发动机性能计算通用程序的设计

§ 3.1 概 述	(20)
§ 3.2 发动机调节计划的设计	(23)
§ 3.3 残量与独立变量的选择	(24)
§ 3.4 油门特性参变量的选择	(26)
§ 3.5 主要控制变量的含义	(26)

§ 3.6 程序块简介.....	(27)
§ 3.7 程序主体结构的设计.....	(37)
§ 3.8 上机前原始数据的准备.....	(38)
主要参考文献	(40)
附录 1 变量名称	(41)
附录 2 涡轮喷气、涡轮风扇发动机性能计算通用程序	(46)

第一章 气体热力流动过程

变比热计算的某些概念

§ 1.1 引言

涡轮喷气发动机是将热机和推进器组合成一体的飞行器动力装置。

飞行器飞行时,迎面气流在进气道里绝热滞止压缩,进入压气机后,压气机做功使气体继续受到压缩,总焓增加。然后气流进入燃烧室并与喷入的燃料混合燃烧,温度升高,总焓进一步增加。当气流进入涡轮后,气体膨胀使部分总焓转变成带动压气机的机械功。气流进入尾喷管后进一步绝热膨胀并高速喷入大气,产生推动飞行器的反作用力。

由此可见,涡轮喷气发动机作为一个热机,它的循环无非是由绝热流动、压缩、燃烧、膨胀等热力过程组成。对于具有双涵道混合排气的涡轮风扇发动机,还增加了两股能量不同的气流混合流动的过程。

进行上述热力过程计算时,使用的方程经常是在假定过程中比热不变的情况下推导出来的。以一个简单的绝热滞止过程为例,若已知气流静温和马赫数,求气流滞止温度,我们采用以下方程:

$$\frac{T^*}{T} = 1 + \frac{K-1}{2} M^2 \quad (1-1)$$

若考虑在滞止过程中,气流比热是随着温度变化,那么根据热力学第一定律所推导出的方程为:

$$\frac{T^*}{T} = 1 + \frac{C_p}{\bar{C}_p} \left(\frac{K-1}{2} \right) M^2 \quad (1-2)$$

式中 C_p 、 K 分别是静温所对应的定压比热及绝热指数;而 $\bar{C}_p$ 是所谓平均比热,它是这个滞止过程开始和终了温度的函数:

$$\bar{C}_p = \frac{\int_T^{T^*} C_p dT}{T^* - T} \quad (1-3)$$

若马赫数不大时,采用(1-1)式计算气流滞止温度不仅简便,误差也是不大的,但是在马赫数很大时,将会引起不可忽视的误差。

由于燃气轮机技术的发展和飞行器飞行速度的不断提高,压气机增压比高达 25 以上、涡轮前总温可达 1400℃、涡轮部件的焓降也相应增加。这样在热力过程计算中,若采用气体比热随着温度及气体组份变化的所谓变比热法,不仅具有比定比热法更高的精度,而且更能真实地反映热力流动过程的物理本质。

本章首先就变比热热力过程计算中的两个重要概念——相对压力和燃气热力性质函数式作必要介绍,然后再论述它们在热力过程中的具体应用。

§ 1.2 相对压力 π^0

从事发动机工程设计人员,对于气体的焓、熵等热力性质的概念都比较熟悉。这里特地引入一个所谓相对压力的概念。

根据热力学第一定律和第二定律可得:

$$TdS = di - vdp \quad (1-4)$$

对于理想气体,气体的压力、比容和温度满足状态方程式:

$$pv = RT \quad (1-5)$$

同时有:

$$di = C_p dT \quad (1-6)$$

将(1-5)、(1-6)式代入(1-4)式可得:

$$dS = C_p \frac{dT}{T} - R \frac{dp}{p} \quad (1-7)$$

将上式积分后得:

$$S_2 - S_1 = \int_{T_1}^{T_2} \frac{C_p}{T} dT - R \ln \frac{p_2}{p_1} \quad (1-8)$$

在等熵流动中上式变为:

$$\ln \frac{p_2}{p_1} = \frac{1}{R} \int_{T_1}^{T_2} \frac{C_p}{T} dT \quad (1-9)$$

这里引入一个基准温度 T_0 ,则上式变成:

$$\ln \frac{p}{p_0} = \frac{1}{R} \int_{T_0}^T \frac{C_p}{T} dT \quad (1-10)$$

我们定义 p/p_0 为相对压力,并以 π^0 表示,即 $\pi^0 = p/p_0$ 。 π^0 是等熵流动中相应于基准温度 T_0 的压力比。一般情况下取 $T_0 = 0K$ 。

由(1-10)式可见,对于具有一定组份的气体,当基准温度确定以后, C_p 只是温度 T 的函数,故 π^0 也和气体其他热力性质 C_p 、 i 、 K 一样,仅仅是温度的函数。

在等熵过程中,任何两个压力的比都可以表示成下式:

$$\frac{p_2}{p_1} = \frac{p_2/p_0}{p_1/p_0} = \frac{\pi_2^0}{\pi_1^0} \quad (1-11)$$

该式表明,在等熵过程中,任何两点的压力比等于它们相应的相对压力之比。(1-11)式给以后要谈到的变比热热力过程计算带来极大的便利。

§ 1.3 燃气热力性质表及函数式

1.3.1 燃料系数 β

1 千克质量的燃料完全燃烧所需要的空气质量叫理论空气量 L_0 ; 1 千克质量的燃料实际分配到的空气量与理论空气量之比叫空气富裕系数 α ; 而空气富裕系数的倒数则称为燃料系数 β 。在变比热计算中,我们习惯用它来表示一种燃料与空气混合燃烧生成的燃气的组份。

显然,对纯空气,其 $\beta = 0$; 而具有的空气正好使燃料完全燃烧所生成的燃气,其 $\beta = 1.0$ 。

般燃气的组份, β 介于 0~1 之间。

在航空发动机性能计算时经常使用油气比 far 表示燃气的组份。它与燃料系数 β 有下列关系:

$$\beta = far \frac{1}{L_0} \quad (1-12)$$

1.3.2 燃气热力性质表

上节已经谈到, 具有一定组份的燃气其热力性质 i, π^0, C_p, K 只是温度的函数。同时根据化学燃烧反应式还可以推导出, 只要知道某一个温度下空气 ($\beta=0$) 和燃料系数 $\beta=1$ 的燃气两者的热力性质, 就可以应用道尔顿混合气体定律计算在该温度下任意燃料系数的燃气热力性质^[1]。

假设已知某一温度下空气热力性质: $i_{\beta=0}, \lg \pi_{\beta=0}^0, C_{p,\beta=0}, K_{\beta=0}$ 及燃料系数 $\beta=1$ 的燃气热力性质: $i_{\beta=1}, \lg \pi_{\beta=1}^0, C_{p,\beta=1}, K_{\beta=1}$, 那么该温度下燃料系数为 β 的燃气热力性质可由下式得出:

$$i_{\beta} = Ai_{\beta=0} + Bi_{\beta=1} \quad (1-13)$$

$$\lg \pi_{\beta}^0 = A \lg \pi_{\beta=0}^0 + B \lg \pi_{\beta=1}^0 \quad (1-14)$$

$$C_{p,\beta} = AC_{p,\beta=0} + BC_{p,\beta=1} \quad (1-15)$$

$$K_{\beta} = AK_{\beta=0} + BK_{\beta=1} \quad (1-16)$$

上式中 A, B 系数表达式为:

$$A = L_0(1 - \beta)/\beta + L_0 \quad (1-17a)$$

$$B = \beta(1 + L_0)/\beta + L_0 \quad (1-17b)$$

对于煤油 $L_0 = 14.76$ 。

吴仲华的燃气热力性质表不仅给出了 $\beta=0$ 和 $\beta=1$ 的燃气热力性质的表格形式, 而且根据上述公式计算给出了各种燃料系数的燃气热力性质随温度变化的数据表格。

1.3.3 燃气热力性质函数式

为便于电子计算机计算。参考文献[3]将燃气热力性质表中 $\beta=0$ 和 $\beta=1$ 的燃气的热力性质采用最小二乘法拟合成多项式的形式:

$$i = a_0 + a_1T + a_2T^2 + a_3T^3 + a_4T^4 + a_5T^5 \quad (1-18a)$$

$$C_p = a_1 + 2a_2T + 3a_3T^2 + 4a_4T^3 + 5a_5T^4 \quad (1-18b)$$

$$\lg \pi^0 = (a_1 \ln T + 2a_2T + 3a_3T^2/2 + 4a_4T^3/3 + 5a_5T^4/4 + a_6)/EARM \quad (1-18c)$$

$$K = C_p/(C_p - AR) \quad (1-18d)$$

上式中:

$$A = 1/426.94$$

$$M_{\beta=0} = 28.97; M_{\beta=1} = 28.91$$

$$R_{\beta=0} = 29.266; R_{\beta=1} = 29.327$$

$$E = 2.302585。$$

其中 $a_1, a_2, a_3, a_4, a_5, a_6$ 是 $\beta=0$ 或 $\beta=1$ 的燃气的热力性质多项式系数, 其值见表 1-1。

表 1-1 燃气热力性质多项式系数值

气体种类		空 气 ($\beta=0$)		燃 气 ($\beta=1$)	
温度范围 $^{\circ}\text{K}$		239~950	950~1 773	223~880	880~1 773
系 数	a_0	$-0.316\ 500\ 1 \times 10^2$	$0.723\ 558\ 9 \times 10^3$	$0.277\ 538\ 7 \times 10^2$	$-0.271\ 818\ 6 \times 10^3$
	a_1	$0.726\ 371\ 7 \times 10^1$	$0.405\ 192\ 1 \times 10^1$	$0.669\ 235\ 0 \times 10^1$	$0.786\ 571\ 5 \times 10^1$
	a_2	$-0.137\ 249\ 4 \times 10^{-2}$	$0.400\ 006\ 2 \times 10^{-2}$	$0.154\ 100\ 5 \times 10^{-2}$	$-0.890\ 836\ 6 \times 10^{-3}$
	a_3	$0.224\ 409\ 0 \times 10^{-5}$	$-0.207\ 300\ 4 \times 10^{-5}$	$-0.186\ 766\ 9 \times 10^{-5}$	$0.166\ 384\ 1 \times 10^{-5}$
	a_4	$-0.965\ 883\ 6 \times 10^{-9}$	$0.610\ 013\ 1 \times 10^{-9}$	$0.230\ 147\ 4 \times 10^{-8}$	$-0.723\ 720\ 4 \times 10^{-9}$
	a_5	$0.986\ 219\ 1 \times 10^{-13}$	$-0.757\ 397\ 8 \times 10^{-13}$	$-0.948\ 302\ 6 \times 10^{-12}$	$0.108\ 699\ 5 \times 10^{-12}$
	a_6	$-0.402\ 277\ 0 \times 10^2$	$-0.241\ 937\ 0 \times 10^2$	$-0.383\ 417\ 0 \times 10^2$	$-0.441\ 628\ 0 \times 10^2$

若求给定燃料系数 β 的燃气热力性质可以采用以下步骤:

1. 根据给定的 T , 用(1-18)组式分别求出 $i_{\beta=0}$ 、 $\lg \pi_{\beta=0}^0$ 、 $C_{p\beta=0}$ 、 $K_{\beta=0}$ 及 $i_{\beta=1}$ 、 $\lg \pi_{\beta=1}^0$ 、 $C_{p\beta=1}$ 、 $K_{\beta=1}$;
2. 根据(1-13)至(1-17)式求出燃料系数为 β 的燃气热力性质 i_{β} 、 $\lg \pi_{\beta}^0$ 、 $C_{p\beta}$ 、 K_{β} 。

可以通过简单函数关系式表达上述两个步骤的计算:

$$i_{\beta} = f_1(T) \quad (1-19a)$$

$$\pi_{\beta}^0 = f_2(T) \quad (1-19b)$$

$$C_{p\beta} = f_3(T) \quad (1-19c)$$

$$K_{\beta} = f_4(T) \quad (1-19d)$$

在以后计算中,我们称上述关系式为给定组份的燃气热力性质函数式。

§ 1.4 气体热力流动过程变比热计算

1.4.1 等熵流动过程

在一维等熵流动计算中,表示气流总、静参数与马赫数之间关系的气动力学函数及其气动函数表至今仍得到广泛应用。但是它们所使用的方程是在流动过程中比热不变的假设条件下推导出来的。在变比热的等熵流动计算中我们要使用一组最基本的方程,这些方程是:

根据热力学第一定律:

$$i^* = i + V^2/2gJ \quad (1-20)$$

根据气体状态方程和流量连续方程求得单位流量的面积:

$$A = RT/pV \quad (1-21)$$

根据(1-11),等熵过程中任何两个压力之比可以写成:

$$p^*/p = \pi^{0*}/\pi^0 \quad (1-22)$$

根据马赫数的定义:

$$M = V/\sqrt{KgRT} \quad (1-23)$$

当给定气体燃料系数 β 后,根据上节可以列出如下燃气热力性质函数式:

$$i^* = f_1(T^*) \quad (1-24)$$

$$i = f_2(T) \quad (1-25)$$

$$\pi^{0*} = f_3(T^*) \quad (1-26)$$

$$\pi^0 = f_4(T) \quad (1-27)$$

$$K^* = f_5(T^*) \quad (1-28)$$

$$K = f_6(T) \quad (1-29)$$

从(1-20)到(1-29)共 10 个方程是解等熵流动过程的基本方程。方程中共有 13 个未知数, 它们是 i^* 、 i 、 T^* 、 T 、 p^* 、 p 、 π^{0*} 、 π^0 、 K^* 、 K 、 V 、 M 、 A 。若给定了以上变量中的任意 3 个, 那么其余变量就可以根据以上 10 个方程解出。

若已知具有一给定组份的气体在管道某一截面处的 p 、 T 、 M , 求该截面处 T^* 、 p^* 、 A 等参数, 其解题步骤如下:

1. 根据给定 T , 用(1-25)、(1-27)、(1-29)式求得 i 、 π^0 、 K ;
2. 已知 M , 用(1-23)式求得 V ;
3. 根据已知的 p , 用(1-21)式求得 A ;
4. 用(1-20)式求得 i^* ;
5. 根据 i^* , 用(1-24)式通过迭代方法反求出 T^* ;
6. 已知 T^* , 再用(1-26)、(1-28)式分别求得 π^{0*} 、 K^* ;
7. 再用 p 、 π^{0*} 、 π^0 根据(1-22)式求得 p^* 。

在求解上述方程中, 若已知不同的 3 个变量, 就有不同的解题步骤。

1.4.2 压缩流动过程

压气机对气体做功的压缩过程可表示为图 1-1 的焓-熵关系。

根据压缩过程绝热效率的定义:

$$\eta_c = (i_2 - i_1^*) / (i_2^* - i_1^*) \quad (1-30)$$

根据(1-11)式其增压比为:

$$p_2^* / p_1^* = \pi^{0*}_2 / \pi^{0*}_1 \quad (1-31)$$

由以上两个方程再加上(1-19)组式中有关的燃气热力性质函数式, 就可以进行压缩过程的计算。

例如已知具有一定组份气体的压缩前总温 T_1^* 、总压 p_1^* , 并给定增压比 p_2^* / p_1^* 及绝热效率 η_c , 求压缩后气流总参数, 其解题步骤如下:

1. 根据 p_1^* 和 p_2^* / p_1^* 求得 p_2^* ;
2. 根据 T_1^* , 利用燃气热力性质函数式(1-19b)、(1-19a)求得 π^{0*}_1 、 i_1^* ;
3. 再用(1-31)式求得 π^{0*}_2 ;
4. 根据求得的 π^{0*}_2 , 利用(1-19b)式通过迭代反求出 T_2^* ;
5. 再根据 T_2^* , 利用(1-19a)式求出 i_2^* ;
6. 已知 i_1^* 、 i_2^* 后, 用(1-30)式求得 i_2 ;

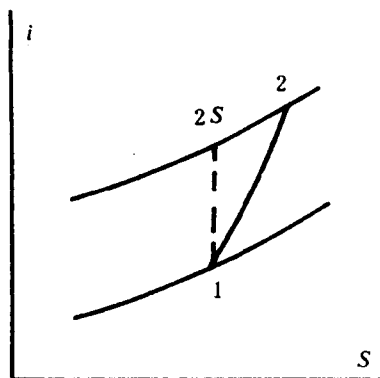


图 1-1 压缩过程的焓-熵图

7. 再用(1-19a)迭代反求出 T_2^* 。

1.4.3 膨胀流动过程

气体在涡轮中对外做功的膨胀过程可表示在图 1-2 的焓-熵图上。

根据(1-11)式得：

$$p_1^*/p_2^* = \pi^{0*}_1/\pi^{0*}_{2s} \quad (1-32)$$

膨胀过程绝热效率定义为：

$$\eta_t^* = (i_1^* - i_2^*)/(i_1^* - i_{2s}^*) \quad (1-33)$$

根据涡轮输出功等于压气机输入功(暂不考虑其他的机械功输出),那么：

$$i_1^* - i_2^* = L_c \quad (1-34)$$

由以上三个基本方程再加上(1-19)燃气热力性质函数式,就可进行膨胀过程的计算。

若已知具有一定组份的气流膨胀前总温 T_1^* 、总压 p_1^* ,并给出压气机需用功 L_c 和涡轮膨胀绝热效率 η_t^* ,求膨胀后气流总参数,具体计算步骤如下：

1. 根据 T_1^* ,用(1-19a)、(1-19b)求得 i_1^* 、 π^{0*}_1 ;
2. 根据 L_c ,用(1-34)式求得 i_2^* ;
3. 再利用(1-19a)迭代反求出 T_2^* ;
4. 已知 η_t^* 并用(1-33)式求得 i_{2s}^* ;
5. 再用(1-19a)迭代反求得 T_{2s}^* ;
6. 用(1-19b)求得 π^{0*}_{2s} ;
7. 已知 π^{0*}_{2s} 、 π^{0*}_1 后,用(1-32)式求得 p_2^* 。

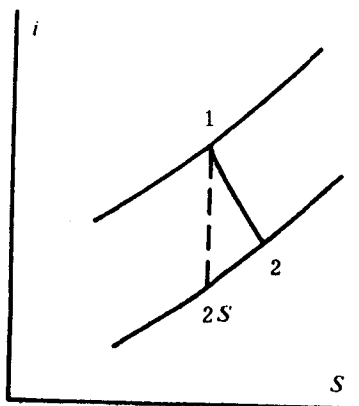


图 1-2 膨胀过程的焓-熵图

1.4.4 燃烧流动过程

由热力学第一定律可知,在定常流动的燃烧过程中,燃烧前各种反应物总焓之和等于燃烧后生成物总焓之和。通过化学燃烧反应式推导出气流燃烧后的燃料系数近似表达式^[1]:

$$\begin{aligned} \beta = & [57.17(1 - \beta_1)(28.9697i_{2s}^{*} - 2064.1) \\ & - (57.17 + 4\beta_1)(i_1^* - i_{2s}^*)M + 61.17\beta_1(28.9096i_{2s}^{*} \\ & - 2126.6)]/[112.21HU' + 57.17(28.9697i_{2s}^{*} \\ & - 2064.1) - 61.17(28.9096i_{2s}^{*} - 2126.6)]\eta_t \end{aligned} \quad (1-35)$$

上式中：

$$M = (112.21\beta_1 + 1656.2)/(57.17 + 4\beta_1)$$

根据(1-35)式及(1-19)燃气热力性质函数式就可进行燃烧过程的计算。

1.4.5 两股气流混合流动过程

混合器如图 1-3 所示。

在进行两股气流混合流动方程的推导中,作了如下假设:

1. 两股气流平行进气,混合前各气流参数已知;
2. 内、外涵道两股气流流出所形成的射流到混合器出口处渗混均匀;
3. 混合前两股气流静压相等;
4. 不考虑气流与壁面摩擦损失;
5. 气流作用在管壁表面上的静压为线性变化;
6. 混合器进、出口几何尺寸皆已知。

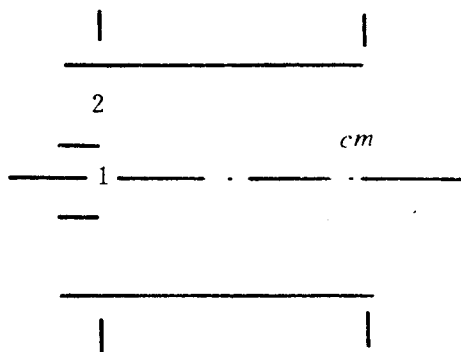


图 1-3 混合器示意图

根据流量连续方程:

$$W_{cm} = W_1 + W_2 \quad (1-36)$$

根据绝热流动总焓不变定理:

$$i_{cm}^* = (W_1 i_1^* + W_2 i_2^*) / (W_1 + W_2) \quad (1-37)$$

根据动量定理推出以下式子:

$$M_{cm} = \frac{C_2 - \sqrt{C_1^2 - 4C_1C_3}}{2C_1} \quad (1-38)$$

其中:

$$C_1 = W_{cm} a_{cm} / g$$

$$C_2 = p_1 A_1 + p_2 A_2 + (W_1 V_1 + W_2 V_2) / g + [A_{cm} - (A_1 + A_2)] p_2 / 2$$

$$C_3 = W_{cm} a_{cm} [(A_1 + A_2) / A_{cm} + 1] / 2g K_{cm}$$

将(1-38)式写成函数形式:

$$M_{cm} = f_1(a_{cm}, K_{cm}, W_{cm}, V_{cm}) \quad (1-39)$$

由热力学基本方程和燃气热力性质函数式还可得到如下关系式:

$$i_{cm}^* = i_{cm} + V_{cm}^2 / 2gJ \quad (1-40)$$

$$V_{cm} = M_{cm} a_{cm} \quad (1-41)$$

$$a_{cm} = \sqrt{K_{cm} g R T_{cm}} \quad (1-42)$$

$$i_{cm} = f_2(T_{cm}) \quad (1-43)$$

$$K_{cm} = f_3(T_{cm}) \quad (1-44)$$

由以上 8 个关系式可见,共有 8 个变量,它们是 W_{cm} 、 i_{cm}^* 、 i_{cm} 、 M_{cm} 、 V_{cm} 、 T_{cm} 、 a_{cm} 、 K_{cm} 。通过迭代的方法解上述非线性方程组可求得以上变量。

本章采用的符号意义

A	单位质量流量的流通面积、功热当量
a	音速
C_p	定压比热
E	自然对数
far	油气比
g	重力加速度
HU	燃料热值
i	单位质量流量的焓
J	热功当量
K	绝热指数
L	单位质量流量的功
L_0	理论空气量
M	马赫数、气体分子量
p	压力
R	气体常数
S	熵
T	温度
V	速度
v	比容
W	气体质量流量
α	空气富裕系数
β	燃料系数
η	效率
π^0	相对压力
下角注	
1	过程进口、内涵
2	过程出口、外涵
25	25℃的空气
b	燃烧、燃烧室
c	压缩、压气机
cm	混合后
s	等熵
t	膨胀、涡轮
上角注	
*	滞止状态

第二章 发动机性能计算的一般概念

§ 2.1 引言

在飞行器方案设计阶段,发动机设计部门必须选择多组发动机热力循环参数进行设计点和非设计点的性能计算,以满足飞行器性能或弹道的要求。

发动机设计点性能计算是指在选定的一种飞行条件下,选择一组发动机热力循环参数进行发动机的由前至后的各部件热力过程计算。为了便于对发动机性能的检验,一般设计点可选在海平面,飞行速度为零、国际标准大气条件下。设计点性能计算目的是初步确定发动机在设计点条件下的主要性能(推力和耗油率)是否满足飞行器性能要求;或者是根据飞行器对发动机推力的要求,初步确定反映发动机尺寸大小的空气流量等级。与此同时,还确定了发动机各流通截面的气流参数,为各部件气动设计提供原始数据。

非设计点性能计算又称特性计算。一般包括高度-速度特性计算、油门特性计算、大气环境变化对发动机性能影响的计算。这些计算只能在设计点性能计算完成后,各部件特性和发动机调节计划都选定后才开始进行。在非设计点计算时,发动机热力循环参数及各个截面气流参数不是随意给定的,它们必须既满足各部件自身特性,又要保持各部件之间的流量连续、功率平衡、压力平衡等一系列共同工作条件。发动机非设计点性能计算就是试图得到一组热力循环参数和发动机各截面参数,使得它们满足由这些共同工作条件和部件特性列出的一系列方程。而相应的发动机推力和耗油率就是该非设计点的性能。

本章目的仅使读者对发动机性能计算步骤及计算中采用的某些特殊概念有一个概略了解,有关详细原理请参见喷气发动机原理教学参考书。

为了便于以后阅读程序,从本章开始使用的符号采用程序变量名(参见附录 1)。

§ 2.2 发动机设计点性能计算

2.2.1 设计点参数选择

当发动机设计点的飞行马赫数 AM 、飞行高度 $ALTP$ 确定以后,首先必须根据发动机技术要求和当前的技术水平进行热力循环参数及各种系数的选择。在选择时还必须遵循各热力循环参数对发动机性能影响的规律。

下面以加力式涡轮风扇发动机为例,列出设计点计算时应当选定的参数,这些参数是:

WAFDS	风扇进口流量
PRFDS	风扇增压比
ETAFDS	风扇绝热效率
WACDS	高压压气机进口流量
PRCDS	高压压气机增压比

ETACDS	高压压气机绝热效率
ETABDS	主燃烧室燃烧效率
DPCODS	主燃烧室相对总压损失
T4DS	涡轮前总温
ETHPDS	高压涡轮绝热效率
ETLPDS	低压涡轮绝热效率
AM55	低压涡轮出口马赫数
AM6	加力燃烧室进口马赫数
T7DS	加力燃烧室加力温度
ETAADS	加力燃烧室燃烧效率
DPAFDS	加力燃烧室相对总压损失
DPDUDS	外涵道相对总压损失
CVMNOE	尾喷管速度系数
PCBLF	风扇机匣相对漏气量
PCBLC	高压压气机相对放气量
PCBLHP	高压涡轮相对冷却流量
PCBLLP	低压涡轮相对冷却流量
PCBLDU	高压压气机向外涵道漏气相对流量
PCBLOB	高压压气机向卸荷腔放气相对流量
HPEXT	涡轮向发动机外部输送功率
HU	燃油热值

以上参数中冷却、放气、漏气的相对流量定义如下：

$$PCBLF = BLF/WAFDS$$

$$PCBLC = BLC/WACDS$$

$$PCBLHP = BLHP/BLC$$

$$PCBLLP = BLLP/BLC$$

$$PCBLDU = BLDU/BLC$$

$$PCBLOB = BLOB/BLC$$

2.2.2 发动机热力循环计算步骤

在发动机设计点参数确定以后，就可以采用变比热法进行发动机的热力循环计算，一般步骤如下：

1. 发动机进口参数的确定

(1) 利用设计点高度 $ALTP$ ，根据国际标准大气表查出标准大气压力 $P1S$ 及温度 $T1S$ ；

(2) 根据飞行马赫数 AM ，采用 § 1.4.1 节中介绍的等熵流动方程解得大气总压 $P1T$ 、总温 $T1T$ 、总焓及飞行速度 VA ；

(3) 利用选定的 AM ，根据进气道特性曲线查得冲压效率 $ETAR$ ，并按下式分别求得发动机进口截面气流参数：

$$P2 = P1T * ETAR$$

$$T_2 = T_{1T}$$

$$H_2 = H_1$$

2. 风扇出口参数的确定

根据选定的增压比 PR_{FDS} 、效率 ET_{AFDS} 及进口气流参数,利用 § 1.4.2 节中介绍的压缩过程方程组分别解得出口气流参数 P_{21} 、 T_{21} 、 H_{21} 。

风扇机匣漏气量为:

$$BLF = PC_{BLF} * W_{AFDS}$$

3. 高压压气机出口参数的确定

根据选定的增压比 PR_{CDS} 、效率 ET_{ACDS} 、和进口气流参数,也是利用 § 1.4.2 节中压缩过程方程组分别求出高压压气机出口气流参数 P_3 、 T_3 、 H_3 。

4. 高压压气机出口空气流量的确定

(1) 高压压气机总放气量为:

$$BLC = PC_{BLC} * W_{ACDS}$$

其中各类放气、漏气、冷却流量分别是:

$$BLDU = PC_{BLDU} * BLC$$

$$BLOB = PC_{BLOB} * BLC$$

$$BLHP = PC_{BLHP} * BLC$$

$$BLLP = PC_{BLLP} * BLC$$

(2) 高压压气机出口空气流量为:

$$WA_3 = W_{ACDS} - BLC$$

5. 主燃烧室出口参数的确定

(1) 主燃烧室出口总压为:

$$P_4 = P_3 * (1 - DPC_{ODS})$$

(2) 根据进口总温 T_3 及给定的涡轮前总温 T_{4DS} 、燃烧效率 ET_{ABDS} 、燃油热值 H_U ,采用 § 1.4.4 中的公式求出主燃烧室出口燃料系数 BF_4 ;

(3) 主燃烧室出口燃油流量和燃气流量分别为:

$$W_{FB} = 0.06775 * BF_4 * WA_3$$

其中 0.06775 是 $1/L_0$ 。

$$WG_4 = WA_3 + W_{FB}$$

6. 高压涡轮出口参数的确定

(1) 根据高压涡轮输出功率等于高压压气机输入功率加上向发动机外部输送功率的关系,按下式求出高压涡轮单位焓降:

$$DHTCC = (0.17579 * H_{PEXT} + W_{ACDS} * (H_3 - H_{21})) / WG_4$$

(2) 根据给定的绝热效率 ET_{HPDS} 和进口气流参数利用 § 1.4.3 节中膨胀过程方程组解得没有考虑涡轮冷却时的高压涡轮出口参数 P_5' 、 T_5' 、 H_5' ;

(3) 考虑冷却流量以后的高压涡轮出口流量为:

$$WG_5 = WG_4 + BLHP$$

考虑冷却流量以后的高压涡轮出口总焓、燃料系数分别为:

$$H_5 = (BLHP * H_3 + WG_4 * H_5') / WG_5$$