

涡轮风扇发动机及其系统 的性能研究

吴 大 观 主 编

641090

国防工业出版社

涡轮风扇发动机及其系统 的性能研究

吴大观 主编

国防工业出版社

内 容 简 介

本书重点论述了斯贝 MK202 发动机的稳态性能计算;滑油冷却系统计算;内部空气冷却系统计算;涡轮导向器叶片喉道面积的设计计算;引射喷管性能计算与试验分析;与飞机进气道的相容性技术要求;主燃油系统和防喘调节器的性能计算等内容。

本书可供从事航空发动机设计、试验和使用的人员以及航空高等院校的师生阅读参考。

涡轮风扇发动机及其系统 的性能研究

吴 大 观 主 编

*

国防工业出版社 出版

新华书店北京发行所发行 各地新华书店经售

国防工业出版社印刷厂印装

*

850×1168¹/₃₂ 印张9⁵/₈ 252千字

1986年12月第一版 1986年12月第一次印刷 印数: 001—740册

统一书号: 15034·3154 定价: 2.00元

编 者 的 话

斯贝 MK202 发动机是英国罗·罗公司在六十年代研制成功的一种加力涡轮风扇发动机，用作英国皇家空军和海军的“F-4”战斗机的动力装置。

一九七五年以来，我国引进了该发动机的制造专利和一部分设计资料并在西安航空发动机公司制造成功。

为了使引进的斯贝技术在促进我国航空工业发展中发挥应有的作用，我们编写了“涡轮风扇发动机及其系统的性能研究”这本书，供从事航空发动机设计、试验和使用的人员参考借鉴。参加编写的人员有王智忠、吴君可、周芹生、王芷芊、薛建华、杨光耀、储景怡、苗永蕊、杜斌。杜斌、王智忠同志参加了本书整理工作。

由于编著者水平有限，疏漏谬误难免存在，欢迎读者批评指正。

目 录

斯贝 MK202 发动机稳态性能计算方法	1
(一) 概述	1
1. 设计点性能计算	1
2. 耦合系数计算	2
3. 非设计点性能计算	2
(二) 主要部件的热力计算	5
1. 进气道计算	5
2. 压气机计算	7
3. 低压压气机出口流场计算	10
4. 主燃烧室计算	12
5. 涡轮计算	13
6. 外涵道压力损失计算	16
7. 放气计算	16
8. P_2^* 影响的修正	17
9. 混合器计算	18
10. 主喷口计算	22
11. 压比调节器 (PRCU) 计算	27
12. 加力燃油流量调节计算	28
13. 加力燃烧室计算	29
14. 引射喷管计算	37
(三) 附录	40
1. 由温度求空气和燃气的焓	40
2. 由温度求空气和燃气的比热	41
3. 由温度求空气的焓函数	42
4. 国际标准大气高度、温度、压力的曲线拟合公式	42
5. 一元函数、二元函数的线性插值、分段抛物线插值及曲线的弯折	43
6. 双曲线逼近求根法	48
7. 解非线性方程组的 $N+1$ 点残量法	52
8. 由油气比 f 、总温 T^* 、流量函数 Q 求比热比 k 和总、静压之比 P^*/P	55
9. 由燃气的油气比 f 和焓 H^* 求其温度 T^*	57
10. 放气对部件参数的影响	58
11. 由部件进口温度 T_1^* 、焓 H_1^* 、压比 P_2^*/P_1^* 、部件效率 η 求 T_2^* 、 cp 和 T_2^*/T_1^*	63

12. 切线法迭代求根	63
斯贝MK202 发动机与飞机进气道相容性的技术要求	65
(一) 总压恢复系数	65
(二) 畸变指标DC60	66
(三) 傅立叶分析式的各项系数	70
(四) 模拟板及其试验	73
参考文献	75
涡轮导向叶片喉道面积设计计算及计算机程序	76
(一) 测量喉道	76
(二) 数学模型	77
1. 坐标系	77
2. 坐标转换	78
3. 确定喉道窗口	78
4. 测量喉道宽度及喉道角	81
5. 测量高度	82
6. 基本冷态喉道面积	84
(三) 计算机程序	85
1. 喉道宽度及喉道点坐标的求法	85
2. 建立相邻叶片尾缘中心轨迹线方程的十种情况	85
3. 程序结构	86
4. 程序框图	86
(四) 程序算例及误差分析	86
1. 算例	86
2. 误差分析	90
3. 结论	90
斯贝MK202 发动机引射喷管的性能计算与试验分析	91
(一) 特性线法计算超音速流场	91
1. 流动模型	92
2. 特性线法计算超音速流场的原理	92
3. 粘性影响的修正	97
4. 推力特性计算	100
5. 真实音速线的计算	100
(二) 计算结果与分析	105
(三) 计算方法的验证试验	111
1. 模型	112
2. 试验装置及试验方法	112
3. 试验结果与分析	115
4. 结论	116

参考文献	117
航空发动机内部冷却空气系统“EICA”计算程序	118
(一) 程序的工作原理	118
(二) 程序的使用	123
(三) 使用程序对斯贝改型方案流路的计算结果分析	125
(四) 程序的改进设想	125
参考文献	126
航空发动机滑油冷却系统计算方法	127
(一) 滑油流量计算	127
1. 滑油泵供油量计算	128
2. 发动机滑油需用量计算	132
(二) 滑油冷却计算	137
1. 发动机对滑油的加热估算	137
2. 散热器对滑油的散热计算	139
3. 热量平衡点的确定	143
4. 滑油冷却系统计算步骤	145
(三) 计算程序	152
1. 程序特点	152
2. 程序简介	154
斯贝MK202 发动机主燃油系统性能计算及试验校准	161
(一) 可供油量	161
(二) 高空慢车通道流量	161
(三) 变计量油孔套筒矩形槽通道流量	165
1. 分压器计算	165
2. 变计量油孔套筒与固定计量衬套	172
(四) 变计量油孔三角形槽通道流量	176
1. 通油面积 A_c (三个三角形槽) 的确定	177
2. b_0 值的确定	190
3. 燃油流量调节器的温度修正机构尺寸的确定	190
(五) 总供油量	196
1. 高空慢车通道供油量	196
2. 变计量油孔套筒矩形槽通道流量	196
3. 变计量油孔梯形槽通道流量	196
(六) 加、减速状态时供油量的确定	196
1. 确定 $b_{\max}$ 及 $b_{\min}$	196
2. 求 Q_{accel} 及 Q_{decel}	197
3. 计算数据表	198
(七) 主、副油路压力的计算	199

参考文献	201
斯贝MK202 发动机防喘调节器性能计算	202
(一) 防喘调节器原理	202
1. 物重转速发生变化时的调节过程	204
2. 进气总温发生变化时的调节过程	205
(二) 防喘调节器总体设计和主要技术参数	205
(三) 防喘调节器各部件性能计算和分析	207
1. 离心飞重和飞重换算轴向力	207
2. 发动机进口空气温度感受系统	212
3. T_{11} 温度控制放大器及其所控制的电器机构	215
4. 伺服电机和测速发电机	217
5. 轴位指示器——位置反馈装置	219
6. 伺服电机的机械传动装置	220
7. 转向架位移的计算	222
8. 反馈凸轮与反馈杠杆、反馈凸轮作用行程计算	226
9. 比较平衡元件	229
10. 分油活门	232
11. 反馈弹簧及其计算	234
12. 反馈联杆	234
(四) 静态特性 (稳定平衡特性) 的计算	241
(五) 调节器的动态特性计算	244
1. 比较平衡元件处于不平衡时, 分油活门位移量 Δy 与反馈弹簧压缩量 H 的动态比例关系	244
2. 调节器运动方程式的建立	247
3. 随动活塞的动态响应时间	252
4. 调节器的动态过程	253
参考文献	254
航空燃气涡轮发动机试车参数的比热修正	255
(一) 引言	255
(二) 比热变化的影响	256
(三) 用算法确定比热修正系数	257
(四) 有关比热修正的几点说明	269
斯贝MK202 发动机几个性能参数的计算	276
(一) 发动机空气流量 M_{cor} 的计算和测量	276
(二) 燃烧室火焰温度 T_4^* 的计算	282
(三) 尾喷管混合温度 T_8^* 的计算	285
参考文献	287

斯贝MK202 发动机简介	288
(一) 总体结构	288
(二) 工作原理	293
(三) 主要性能数据 (试车台验收标准)	295

斯贝 MK202 发动机稳

态性能计算方法

王 智 忠

斯贝MK202发动机稳态性能计算程序Q440能精确地计算出该发动机在整个飞行包线范围内,各种大气条件、各种飞行状态、各种发动机功率状态下的稳态平均性能。计算结果与试验统计数据极其接近。Q440程序计算精度高的原因在于它不但采用了变比热循环计算,还对部件特性作了耦合修正,并且周密地考虑了各种用途引气对性能的影响等因素。

(一) 概 述

1. 设计点性能计算

在设计点状态工作的发动机,各部件的工作状态参数和压力损失系数都是已知的。用一般的热力计算程序就能计算出发动机的性能参数。

Q440程序中的设计点计算并不是斯贝MK202发动机的设计点。这是由于该发动机是由斯贝族发动机MK505、MK511等发展而来,各个部件并无一个一致的设计点。虽然Q440中的设计点并不是MK202发动机的设计点,但计算方法和一般的设计点计算是完全相同的。

Q440中的设计点是罗·罗公司性能部门统计了大约三十台发动机的试车数据之后确定的。计算设计点是国际标准大气条件、海平面静态、推力等于46706 N的状态,对应的其它参数是总进气量 $M_1=86.196\text{kg/s}$

低压轴转速 $N_L = 85.82\%$ ($100\% N_L = 9115 \text{ r/min}$)

高压轴转速 $N_H = 93.43\%$ ($100\% N_H = 12640 \text{ r/min}$)

低压压气机出口总压 $P_{2.2}^* = 260.691 \text{ kPa}$

低压压气机出口总温 $T_{2.2}^* = 388.53 \text{ K}$

高压压气机出口总压 $P_3^* = 1719.208 \text{ kPa}$

高压压气机出口总温 $T_3^* = 698.74 \text{ K}$

高压涡轮进口总温 $T_4^* = 1318 \text{ K}$

低压涡轮出口总温 $T_6^* = 886 \text{ K}$

燃油消耗量 $Q_B = 3061.3 \text{ kg/h}$

当然也可选地面最大不加力状态作为计算设计点,但由于设计点的数据还是计算耦合系数的基准值,取在中间状态附近,计算出的耦合系数可兼顾高推力状态和低推力状态,减少非设计点的计算误差。

2. 耦合系数计算

在做非设计状态性能计算时,程序安排先做设计点计算,接着利用设计点数据做耦合系数计算,然后才做非设计点性能计算。

耦合系数的意义在压气机计算中最为明显,所以就用压气机计算来说明耦合系数的意义、计算过程和使用方法。

3. 非设计点性能计算

非设计点性能计算时,必须首先确定在不同的发动机功率状态和不同飞行条件下,低压转子和高压转子的工作状态。对MK202发动机只要给出下述六个参数,即主燃烧室油气比 f 与发动机进口总温 T_2^* 之比 $f/T_2^* \times 10^5$; 低压转速与高压转速之比 N_L/N_H ; 通过低压压气机工作点的 β 线编号 BETAL[●]; 函道比 B ; 换算的高压转速 $N_H/\sqrt{T_2^*}$; 通过高压压气机工作点的 β 线编号 BETAH, 低压转子和高压转子的工作状态就能确定下来。然而这六个参数都是未知数,无法直接给出确切值,只能用估计的方法来

● β 为压气机工作线位置参数。

试取。为了检验六个估计值是否符合要求计算的发动机状态，需要用这六个估计值代入循环计算，计算出六个误差量。如果六个误差量不等于零（或不小于规定的容差），则要对六个估计值进行修正，直至六个误差量小于规定的容差为止。在Q 440 程序中，上述迭代修正过程是用附录 7 介绍的“ $N+1$ 点残量法”进行的。

（1）估计值的确定

上述六个估计值的给定方法有三种：

a. 凭借经验直接给出。

b. 将上一个计算点的六个估计值的最终收敛值输入到下一个计算点，作为下一个计算点的估计初值。

c. 用经验估计曲面，查出估计值。

第 c 种方法是 Q 440 程序采用的确定估计值的正常做法，其具体步骤如下：

根据计算点的发动机功率调定方式和飞行条件，用下述五个列表曲面[●]之一找出换算的高压转速 $N_H/\sqrt{T_2^*}$ ：

用给定的油门杆角 PLA 和飞行冲压比 R ，查曲面 DRC 131063155；

用给定的净推力 FN /大气压力 P_0 和冲压比 R ，查曲面 DRC 131063255；

用给定的涡轮进口总温 TET /进气道出口总温 T_2^* 和冲压比 R ，查曲面 DRC 131063455；

用给定的换算低压转速 $N_L/\sqrt{T_2^*}$ 和冲压比 R ，查曲面 DRC 131063555；

用给定的换算供油量 $Q_E/P_2^* \cdot \sqrt{T_2^*}$ 和冲压比 R ，查曲面 DRC 131063355。

再用换算高压转速 $N_H/\sqrt{T_2^*}$ 和冲压比 R 查下述六个列表曲面，找出六个估计值来：

● 列表曲面是描述发动机性能参数之间换算关系的一种方法，本文所列列表曲面号系斯贝发动机设计专利资料。

查曲面 DRC131061155, 找出 $f/T_2^* \times 10^5$

查曲面 DRC131061255, 找出 N_L/N_H

查曲面 DRC131061355, 找出 B

查曲面 DRC131061455, 找出 BETAL

查曲面 DRC131061655, 找出 $N_H/\sqrt{T_2^*}$

查曲面 DRC131061755, 找出 BETAH

上述两组曲面是先用 a 、 b 两条方法确定估计值, 作了大量计算之后, 对计算结果进行统计分析后得到的。

(2) 对估计值的检验

程序中安排了六个误差量计算, 用来检验六个估计值能否使发动机各部件平衡匹配工作。

ERR (1), 控制子程序 RRAACK 中计算出的控制误差量;

ERR (2), 高压压气机子程序 RRAABN (8) 中算出的高压压气机进口流量误差量;

ERR (3), 混合器子程序 RRAAEO (16) 中算出的混合槽出口静压误差量;

ERR (4), 高压涡轮子程序 RRAABO (12) 中算出的高压涡轮进口流量误差量;

ERR (5), 低压涡轮子程序 RRAABO (13) 中算出的低压涡轮进口流量误差量;

ERR (6), 主喷口子程序 RRAAEE 中算出的喷口面积误差量 (不加力时) 或压比调节器子程序 RRAAEA (19) 中算出的低压涡轮出口压力调节误差量 (加力时)。

这六个误差量的平方和记为 XNORM。

$$\sum_{i=1}^6 \text{ERR}(i)^2 = \text{XNORM} \quad (\text{由 RRAACA 子程序算出})$$

判断六个估计值的准确性, 不是分别用六个误差量等于零或小于给定的容差来判断, 而是用 XNORM 是否小于或等于容差来判断。如果 XNORM 过大, 则要对六个估计值加以修正。

(3) 对估计值的修正

Q 440 程序中专门编写了一个子程序 RRAACA 来进行这一修正, 过程大体如下:

将我们选的一组估计值记为 $g_1, g_2, g_3, g_4, g_5, g_6$

而将六个误差量记为 $e_1, e_2, e_3, e_4, e_5, e_6$

如果用方程表示 g 和 e 的关系, 可写成:

$$\begin{aligned} f_1(g_1, g_2, g_3, g_4, g_5, g_6) &= e_1 \\ &\vdots \\ f_6(g_1, g_2, g_3, g_4, g_5, g_6) &= e_6 \end{aligned}$$

用附录 7 介绍的“ $N+1$ 点残量法”对比方程求解, 找出能使发动机在要计算的发动机功率状态和飞行条件下平衡匹配的六个估计值来。

有了这六个能使发动机高压转子系统和低压转子系统保持平衡的估计值, 计算性能参数就是很方便的了。

(二) 主要部件的热力计算

1. 进气道计算

进气道示意图见图 1。

已知:

飞行高度 H ;

飞行马赫数 Ma ;

进气道的压力恢复特性;

实际环境温度与 ISA 标准环境温度之差 ΔT_0 ;

防冰热空气返回进气流引起的进气温增 ΔT_{AIRCB} 。

计算过程:

(1) 根据 H , 用附录 4 的方法确定出:

标准大气条件下的环境压力 P_0 ;

标准大气条件下的环境温度 T_0 。

(2) 自由流静压 $P_1 = P_0$;

自由流静温 $T_1 = T_0 + \Delta T_0$ 。

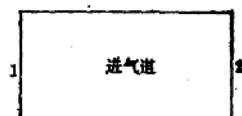


图 1

- (3) 根据 T_1 , 用附录 1 的方法, 求出自由流静焓 H_1 。
- (4) 自由流总焓 $H_1^* = H_1 + 0.048 Ma^2 T_1$ 。
- (5) 根据 H_1 , 用附录 9 求出自由流总温 T_1^* 。
- (6) 根据 T_1 和 T_1^* , 用附录 3 求出对应的熵函数 S_{T_1} 和 $S_{T_1^*}$ 。
- (7) 自由流总压与静压之比

$$\frac{P_1^*}{P_1} = e^{\frac{S_{T_1^*} - S_{T_1}}{R}}$$

式中 e ——自然对数的底数;

R ——气体常数。

- (8) 进气道的压力恢复系数 E_R

$$E_R = 1.0 \quad (\text{当 } Ma \leq 1.0 \text{ 时})$$

$$E_R = 1 - (Ma^{-1})^{1.5} \text{ 或}$$

$$= 1 - 0.075(Ma - 1)^{1.35} \quad (\text{当 } Ma > 1.0 \text{ 时})$$

或根据飞机进气道的特性图。由图 2 中 Ma 查出 E_R 。

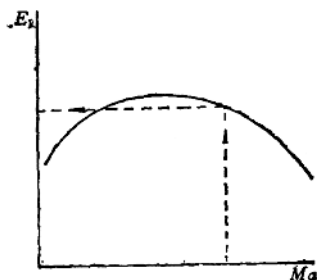


图 2

- (9) 自由流总压 $P_1^* = \left(\frac{P_1^*}{P_1}\right) P_1$ 。

- (10) 进气道出口总压 $P_2^* = P_1^* E_R$ 。

- (11) 冲压比 $R = P_2^* / P_1^*$ 。

- (12) 进气道出口总温 T_2^*

$$T_2^* = T_1^* \quad (\text{不接通防冰热空气})$$

$$T_2^* = T_1^* + \Delta T_{AICR} \text{ (接通防冰热空气)}$$

(13) 进气道出口总焓 H_2^*

$$H_2^* = H_1^* \text{ (不接通防冰热空气)}$$

防冰时, 根据 T_2^* 用附录 1 求出 H_2^* 。

$$(14) \text{ 真实空速 } V_T = \frac{3600}{1000} \sqrt{k_0 R_g T_1 \text{Ma}}$$

式中 k —— 比热比;

R —— 空气的气体常数;

g —— 重力加速度。

$$(15) \text{ 当量空速 } V_E = V_T \sqrt{\frac{288}{101.325} \frac{P_1}{T_1}}$$

2. 压气机计算

低压压气机和高压压气机计算方法相同。

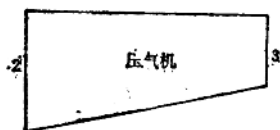


图 3

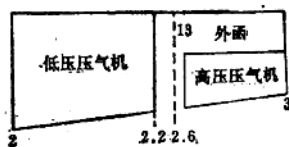


图 4

由图 3、图 4，定义低压压气机进口截面号为 2，出口截面号为 2.2；低压压气机外函部分出口截面号为 13；高压压气机进口截面号为 2.6，出口截面号为 3；

(1) 简单设计点计算

已知:

转速 N 。

效率 η 。

增压比 R 。

进口总压 P_1^* 。

进口总温 T_1^* 和总焓 H_1^* 。

进口空气流量 M_{in}

计算过程:

- 换算转速等于 $N_e/\sqrt{T_{in}^*}$
- 换算空气流量等于 $M_{in}\sqrt{T_{in}^*}/P_{in}^*$
- 根据 T_{in}^* 、 H_{in}^* 、 R_e 、 η_e 用附录11求出口总温 T_{out}^*
- 根据 T_{out}^* 用附录1求出口总焓 H_{out}^*
- 出口总压 $P_{out}^* = P_{in}^* R_e$

(2) 正常设计点计算

已知:

进口总压 P_{in}^*

进口总温 T_{in}^*

进口流量 M_{in}

$(N_e/\sqrt{T^*})_{RIG}$ (下角 RIG 表示压气机部件特性上设计点所对应的参数);

$(\eta_e)_{RIG}$

$(R_e)_{RIG}$

$(M\sqrt{T^*}/P^*)_{RIG}$

$(\beta)_{RIG}$ (β 为工作线位置参数);

$N_e/\sqrt{T^*}$ 的修正系数 $f(N_e)$ 和增量 $\Delta(N_e)$;

$M\sqrt{T^*}/P^*$ 的修正系数 $f(M\sqrt{T^*}/P^*)$ 和增量 $\Delta(M\sqrt{T^*}/P^*)$;

R_e 的修正系数 $f(R_e)$ 和增量 $\Delta(R_e)$;

η_e 的修正系数 $f(\eta_e)$ 和增量 $\Delta(\eta_e)$;

β 的修正系数 $f(\beta)$ 和增量 $\Delta(\beta)$ 。

计算过程:

a. $(R_e)_{ENG} = \{[(R_e)_{RIG} - 1] f(R_e) + \Delta(R_e)\} + 1$ (下角 ENG 表示发动机参数)

b. $(\eta_e)_{ENG} = (\eta_e)_{RIG} f(\eta_e) + \Delta(\eta_e)$

c. 用附录11求出口总温 T_{out}^*