

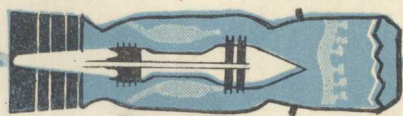
航空发动机与部件的考核试验

国产斯贝MK202

第三册



国营红旗机械厂



航空发动机与部件的 考核试验

(国产斯贝 MK202)

第三册

考核试验期间获得的英方技术资料



1980.10

424314

出版序言

根据中英双方于 1975 年 12 月 13 日签订的“斯贝 MK202 航空燃气涡轮发动机制造专利许可权和生产秘密合同 (CE7527/DED376)” 中第八章及附录六的规定, 中英双方应在共同批准的试验设施上对中方制造的斯贝 MK202 发动机和合同中所指定的成品件要进行考核试验。

按合同规定, 国产斯贝 (MK202) 979002 和 979003 号发动机及盘、轴、机匣等五项部件于 1980 年元月运抵英国罗·罗公司进行发动机高空模拟和部件强度考核试验。

由于中英双方工作人员的共同努力, 于 1980 年 5 月完成了全部试验项目, 比较顺利地通过了考核试验, 达到了合同规定的验收标准, 从而结束了斯贝试制工作的全过程, 并获得了一次试制成功。

《斯贝发动机考核小组》负责人: 任家耕、吴大观

本书是根据《斯贝发动机考核小组》在英国罗·罗公司工作期间的技术总结等有关资料编写的。全书分成一、二、三册。

主编: 吴大观

编审: 李春甲、韩登义、杨廉政、姜仁忠

参加本书编写工作的有四三〇厂王振华、曾光吾、王智忠、何倩、栾业治、范恒鑫、杜学如、韦龙庾、张希庆、刘金铎、杨子彬、张谷, 六二四所刘大响、夏光义、王青生、杜鹤龄、庄廷科, 六〇六所王通北、田德义、胡庆仁, 六〇八所董德耀, 第四设计院熊郁灿、朱宁荪等同志。

王大伟、王道才、庄连启、戚全明、张小放、卢传义、任启蒙等同志承担了该书有关外文资料的翻译工作。

由于水平有限, 书中定有不足和错误之处, 敬请读者批评指正。

编者

一九八〇年十月

内 容 提 要

该书展示了加力式涡轮风扇型航空发动机高空模拟试验和部件强度试验的基本要求和程序，包含了从试验大纲的编制到确立试验结论的全过程。无疑，它对于从事发动机设计、试验研究和教学工作的同志是十分有益的，对我国航空发动机试验设备的改造和试验技术的发展都有一定的借鉴之处。

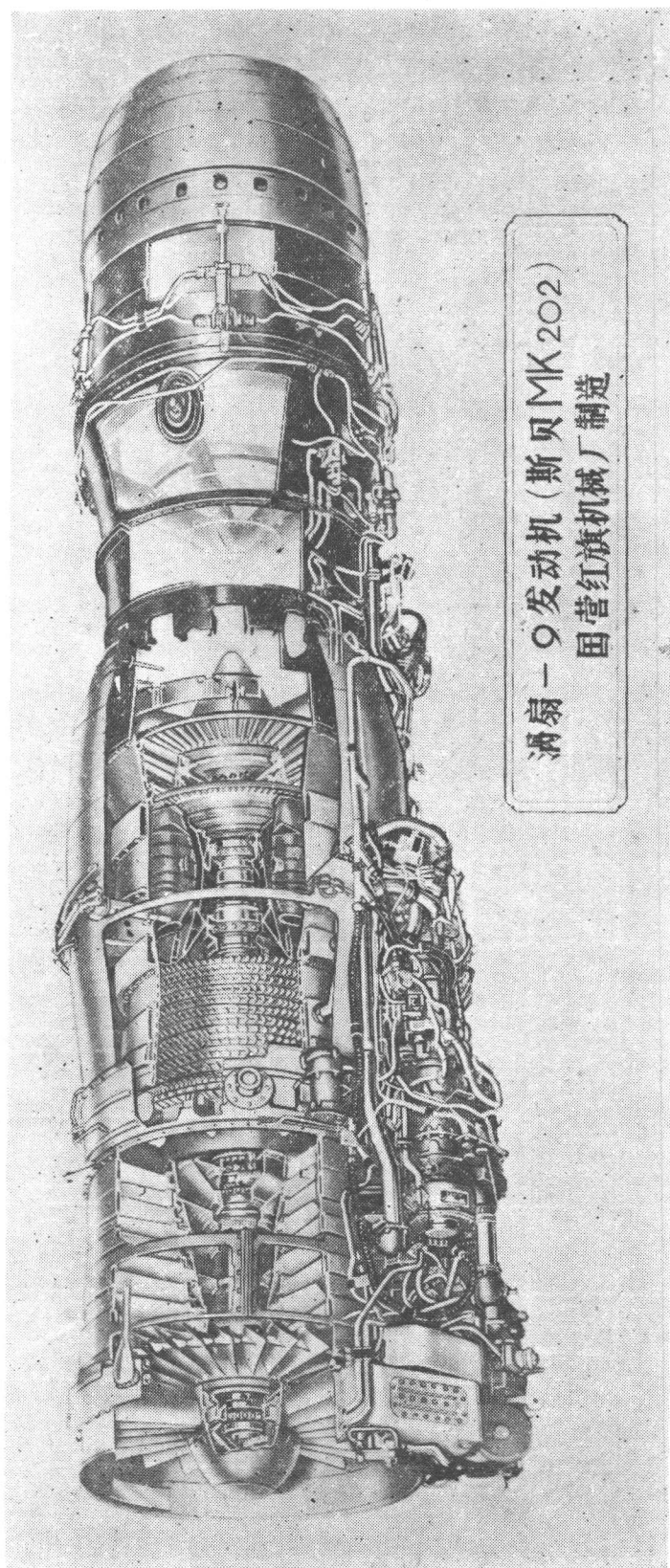
全书分为三册是：

第一册——着重叙述了斯贝 MK202 发动机的海平面通过试车、高空台模拟试验、冷起动试验及盘、轴、机匣等五项部件强度试验的要点、程序和方法，对有关专业人员分析和处理试验项目将有一定的参考作用。

第二册——比较全面的介绍了罗·罗公司的试验设备和试验技术，并对试验过程中出现和可能出现的技术问题进行了探讨。

第三册——汇集了考核试验过程中“偶然”得到的一些比较有价值的技术资料。

1984年10月



渦扇—9 发动机 (斯贝MK202)
国营红旗机械厂制造

斯贝 MK202 发动机

目 录

1. ADR 适用系统快速扫描 (CSR0037)	(1)
2. ADR 程序 Q798 输出符号	(6)
3. 测量管道效应	(10)
4. 斯贝 MK202 发动机附面层控制管道的校准 (TFR09145/SCC14235)	(14)
5. 斯贝 MK202 发动机在西安的生产趋势监控 (PTM14026)	(17)
6. 斯贝 MK202 发动机小变化技术的应用 (PTM14029)	(19)
7. 在计算机程序 Q440 中所使用的尾喷管排气系数的推导 (PTR14038)	(21)
8. 海平面台和高空台相应参数的差异 (MDR14014/SCC14243)	(31)
9. 斯贝 RB168-25R 用最小二乘法拟合曲线 (PTR14037)	(47)
10. 斯贝 RB168-25R 质量试车大纲燃油消耗率极限的推导 (PTR14036)	(50)
11. 高空台发动机性能相对于地面台的差异 (PTM90498)	(53)
12. 与奥林普斯 593 发动机性能代表讨论高空台和海平面台相比较的会议纪要 (PTR90167)	(54)
13. RB168-62 斯贝 TF41 第二次高空台试验 (PTR11051)	(58)
14. 麦克唐纳鬼怪飞机进气道的模拟板发展说明	(63)
15. 斯贝 MK201 和 MK202 红标准发动机高空台验证试验性能总报告 (PTR12630)	(77)
16. IGV、 X_2 及 X_6 的校准 (MDM86645)	(93)
17. 中国西安 7 号试车台的校准 (PTR14034)	(96)
18. 振动——资料集锦 (P8)	(131)
19. 加力系统检查——资料集锦 (P13)	(136)
20. 资料集锦 (P15)	(153)
20.1 低压压气机工作线	(153)
20.2 高压压气机工作线	(153)
20.3 红标准生产型发动机燃油消耗率的合格条件	(153)
20.4 火焰温度计算	(154)
20.5 小变化对发动机性能的影响	(155)
21. 应变测量——资料集锦 (P17)	(159)
22. 排气冒烟分析——资料集锦 (P24)	(164)
23. 放气污染检查——资料集锦 (P25)	(166)
24. 普莱赛 MK101 和 MK200 燃气涡轮起动机在鬼怪式飞机的斯贝发动机上安装 和使用说明书——资料集锦 (P26)	(168)

1. ADR 适用系统快速扫描 (CSR0037)

计 算 机 系 统 报 告	CSR0037
MODCOMP 计算机应用系统快速扫描 PART8	

1978 年 4 月 24 日

摘要:

使用试车台的标准稳态 ADR 设备,使快速扫描有取得发动机动态数据的能力,并且稳态数据修正数据贮存在 MODCOMP、ADR 系统中。

(1) 前言

快速扫描给 MODULAR 计算机自动数据记录系统提供采集发动机动态数据的能力,使有限的参数能以高达每秒钟扫描 16 次的速度定期采集。

快速扫描使用试车台的标准稳态自动数据记录设备,并且稳态校准数据储存在试车台计算机 MODCOMP IV 的存储器中。快速扫描数据由试车台上的计算机 MODCOMP II 通过标准模拟输入和频率通道采集,并在采集时,经通讯线路以数字读数的形式储存在 MODCOMP IV 的磁盘上。在采集数据的过程中,不进行数据处理或显示。所需的全部数据都已记录下来后,在计算机 MODCOMP IV 上进行批量程序处理,将数据值换算成工程单位的校准值,并将这些值储存到磁带上。这些值又可以用另外的程序从磁带上取出来,以便打印选定数据的表格或显示在可看见曲线的显示装置上,或传送给 S/370 进行进一步的分析和显示。

(2) 定义

扫描 从按扫描控制器上的“扫描”按钮开始到按“停止”按钮结束的一系列扫描(除非由于程序作用提前终止)。

校验扫描 由扫描控制器设置 +99 的扫描形式识别扫描,计算机程序限制扫描 10 次,其额定扫描速度为 1 次扫描/秒。扫描数据不永久储存,而只用来检查快速扫描设备的功能是否正确。

扫描 当试车台处于“快速”状态时进行的一系列扫描,而且要确保每次扫描都测量同样的参数。

(3) 限制值

①要测定的参数数量限制到至多 128 个(扫描时间和扫描号除外)。所规定的参数必须包括电阻温度计的基准电压 ($R^d g \cdot No. 4$) 和恒温块的电阻温度计 ($R^d g \cdot No. 10$)。此外,如果要采集 UTR 热电偶的参数,则表内还必须包括 RTD 公共基准电压 ($R^d g \cdot No. 6$) 和每一个 UTR 平面所利用的 RTD。

②采样速度被限制到最大为 100 次/秒(即参数 $\times$ 扫描次数)。实际使用中,这一最大速度

会被通道采样顺序降低，通过奇偶通道交替采样，可达到最快速度。

③一个扫描期间用的储存磁盘是按组分配的，每组为 120 个区段，每个区段有 128 个字。最少分配量为 8 组，最多为 16 组。最少分配量足以容纳 50 个参数的 2250 次扫描，假定分配量为 8 组，下表是根据记录的参数数量不同和扫描速度不同，给出了磁盘以分钟为单位的近似储存量。

参数数量 \ 速度(扫描次数/秒)	16	32	64	128
0.5	200	112	60	30
1	100	56	30	
2	50	28		
4	25			

④“快速”扫描仅能用于有计算机自动数据记录的试车台上，而不能用于部件试验器上。

⑤对于每个试车台来讲，任何时候磁盘只能储存 1 个扫描期间的数据。

⑥如果采用高的扫描速度，测量燃油流量（AH 和 BK）的频道就会遇到问题。这样只能测得没有联系的每秒钟的单位燃油容积流量）。如果扫描速度极高，则所经过的时间不足以通过一个单位容积流量的燃油。

（4）操纵程序

①快速扫描的测量参数名称表

首先通过程序 Q926 的程序组确定在快速扫描期间要测量的参数。Q926 程序接收测量参数名称表的输入卡片，并将它们存入到规定的“发动机试验文件”中。直到开始扫描前需要时，都可以修改快速扫描的测量参数名称表。每一份修改的测量参数名称表用于给定的“发动机试验文件”中，以便代替原来的名称表。

如果出现下述任一种情况，程序 Q926 就会打印出一个警告：

- a 有一个测量参数名称辨认不出来 即不在现用的“发动机试验文件”中的测量参数名称表内)。
- b 规定的测量参数名称超过 128 个。
- c 快速扫描测量参数名称表未包括读数 4（电阻温度计基准）和 10（恒温快）。
- d 采集 UTR 热电偶数据时，快速扫描仪表参数名称表未包括读数 6（RTD 基准）或相应的 RTD 读数。
- e 十进制计数器的信增器扫描阀压力测量装置包括所有测量参数名称表，故不能与同样的扫描阀发生联系。

注意

在按照顺序进行每一次扫描时测量模拟输入参数，且在每次扫描中出在现程序 Q926 中，除程序任意将参数分成交替的奇/偶通道号所要求的通道顺序号外，否则后者是行不通的。

②扫描的开始

自动数据记录系统的控制器利用显示器的键盘按“STATE”格式使试车台进入“快速”

态, 这样一个快速扫描周期便开始了。其程序首先检查是否已输入有效的快速扫描测量参数名称表。如果与前面 (4) 中第 1 项所述的有任何差错, 试车台就不进入“快速”状态。然后, 按数字显示器在该次扫描中磁盘上储存分配快速扫描数据的规定组号。

③扫描的控制

一旦试车台处于“快速”状态, 扫描就得受试车台上扫描控制器的控制, 只要做好了扫描准备, 扫描控制器的“就绪”指示灯就会发亮。在此情况下, 根据扫描控制器工作状态开关的位置, 或是进行单点稳态扫描, 或是进行快速扫描。如果工作状态开关没有设置十号。则按“扫描”按钮时, 就进行正常稳态扫描。然而, 如果工作状态开关设置十号, 就开始快速扫描。快速扫描就定期对规定的测量参数进行扫描, 一直重复到按“停止”按钮或用程序终止扫描为止 (见 (7) 中第④项)。

通过调节扫描控制器状态开关数字的数值就可以确定扫描速度: 对 01~09 范围内的值, 选择下表所列的扫描速度, 而其余的值可以选择每秒扫描一次的扫描速度。此外, 调到 99 位置可使扫描作为校验扫描处理, 并在 10 次扫描后, 使扫描停止 (见 (5) 中第①项)。

扫描控制器的状态	近似的扫描速度 (扫描次数/秒)	两次扫描之间的 时间 (秒)	在此速度下参数 的最大数目
+ 00	$1/30$	30.0	128
+ 01	$1/8$	8.0	128
+ 02	$1/4$	4.0	128
+ 03	$1/2$	2.0	128
+ 04	1	1.0	100
+ 05	2	0.5	50
+ 06	4	0.25	25
+ 07	8	0.12	12
+ 08	16	0.06	6
+ 09	32	0.03	3
+ 其 它	1	1.0	100

只有通过改变扫描控制器工作状态开关的位置, 才能在扫描期间随时改变采样速度。但要注意: 即使选用的扫描速度与参数的数量相组合可能使采样速度超过 100, 也要将此速度限制到最大为 100 点/秒, 或稍低一点 (视通道地址的指令而定)。

④扫描周期的终止

如果快速扫描没有通过程序预先结束, 则由自动数据记录系统的控制器通过显示器键盘按“STATE”格式使试车台进入快速扫描以外的状态 (通常是进入慢速扫描状态), 这就使快速扫描周期结束。在下一个扫描周期开始之前, 必须用批程序 Q916 处理所采集的数据 (见 (5) 中第②项), 而且事前分配在磁盘上的快速扫描数据组必须由显示器键盘按“FSTREE”校注即 FAST SEAN FREE 格式清除。

(5) 数据换算

采集并储存在磁盘上的数据由两种不同的程序 (如下所述) 换算成工程单位的校准值。在每

种情况下, 换算过程都是一致的, 因为这是一个稳态扫描换算程序的子程序, 同时, 换算过程使用储存在相应“试车台文件”的标准校准数据。

①校验扫描

校验扫描结束时, 数值的读数可立即换算和打印出来, 不用操纵人员干预, 只需通过程序 K 572 作为试车台输入任务的覆盖执行 (例如 T49)。就每次扫描来讲, 每个被测参数的名称均可和校准值、读数值一起打印出来。适当时的校准值, 可由换算误差信息 (例如: 范围) 代替, 这些信息与稳态扫描所用的相同。

②非校验扫描

非校验扫描采集的数据在快速扫描的扫描周期结束后, 用批程序 Q916 进行换算。该程序能够处理本次扫描期非校验扫描的所有扫描数据, 并将产生的校准值储存在磁带上。Q916 程序除了指出所遇到的任何误差外, 不能将校准值的输出打印出来。

(6) 数据表示方法

①数字读出值

选定的数字读出值可从磁盘上检索, 并对采集这些读数的任何一次选定的扫描来讲, 可用显示器的“FSDROS”格式, 将数字读出值列成表。此项工作可在扫描结束后到快速扫描数据组清除 (见 4.4 节) 之前的任何时间完成。

②校准值的打印

储存在磁带上的校准值可以用批量处理程序 Q919 与整个扫描期间内表中所列的各参数平均值一起以表格形式打印出来。在输入卡片上规定出要列表的参数和参数排列的扫描范围。Q919 程序还能够使数据经 MODCOMP—S/370 的连接线传到 S/370 上。

③校准值的绘图

校准值可用程序 Q920 描绘在 Tektronix 的曲线显示仪上。这样, 利用 Tektronix 键盘, 按输入规定的一次扫描的扫描范围, 描绘出 6 条选定的 y 对 x 的关系 (包括时间和扫描号) 曲线。为了比较起见, 该程序还能显示数次迭加扫描的数据。

(7) 数据采集过程

本章简要叙述采集每次扫描的输入数据所用的方法。

①扫描开始

在按“Scan” (扫描) 按钮时, 程序首先读 EBAR 和 CEC 校准压力传感器和储存数字读出器的读数。然后, 各扫描阀步进到 4 个校准孔上 (1、3、5、7、也可; 1、2、3、4 也可, 这要视所用的扫描阀孔的安排而定), 并在每个校准孔上读出扫描阀传感器的读数, 而且在扫描阀步进到所要求的测量孔之前储存数字读出器的读数。这样要在第一个测压孔 (即 9 或 5 号孔) 上测量压力, 事先程序约占 2.5 秒, 对于每个附加测量孔上测量压力则还需增加 0.05 秒。

②扫描

每次扫描的过程如下:

- a 读入时间
- b 读入二进制输入
- c 触发各计数器

- d 读模拟量输入通道
- e 停止并读各计数器，但将该值换算成频率。
- f 将采集的扫描数据存入缓冲寄存器里，当缓冲寄存器满载荷时（目前用两个缓冲寄存器，每个缓冲器有 256 个字），将信息写到计算机 MODCOMP IV 的磁盘上。
- g 如果所用的盘的比例已改变了 1 % 或 1 % 以上，就将其显示出来。
- h 如果必要，一直等到一个周期结束。
- i 如果做校验扫描或是完成了 10 次扫描，则停止扫描。
- j 读入扫描控制器的输入，如果有必要，调节扫描周期。
- k 如果没有按扫描控制器“停止”按钮，则从步骤（1）开始重复，否则就停止扫描。

③扫描结束

在按“停止”按钮时，或者一次校验扫描后完成 10 次扫描，程序使扫描阀复位并重新读 BAR 和 CEC 的传感器输出和相应校准孔扫描阀传感器的输出，最后，再使扫描阀复位。然后，将这样采集的全部数字读数和扫描开始所对应的数字读数一起写入计算机 MOD COMP IV 磁盘上的“扫描标题”记录中，这是扫描的识别标记，其中包括扫描次数和扫描号。扫描次数和扫描号也显示在显示器上。然后，在计算机 MODCOMP IV 上触发 1 个程序打印扫描标记，并且处理校验扫描数据。该程序使计算机 MODCOMP II 复位到准备开始另一次扫描或稳态扫描的状态。

④误差

如果计算机 MODCOMP II 的程序检测出有误差，就立即停止采集数据过程，并尽力保存磁盘上的信息，以便能处理到这时为止已采集的数据，并用处理稳态误差同样的方法继续用标准误差进行处理，即在显示器上显示 1 个误差信息，触发计算机 MODCOMP IV 在电传打字机上产生一个信息的程序，并使试车台进入慢车状态，从而，迫使扫描周期结束。

快速扫描期间可能出现的误差如下：

- a 扫描阀步进误差
- b 模拟量输入误差
- c 磁盘满负荷
- d 磁盘写入误差（其中包括连接线路问题引起的缓慢响应）。

参 考 文 献

- 〔1〕 CPR 21625/1, STATE 柜。
- 〔2〕 CPR 21636, FSFREE 柜。
- 〔3〕 CPR 21637, FSDROS 柜。
- 〔4〕 CPR 27916, 快速扫描转换。
- 〔5〕 CPR 27919, 校准值的打印和传输。
- 〔6〕 CPR 27920, 校准值绘图—G/e/ACW。
- 〔7〕 CPR 27926, 快速扫描测量参数名称的更改。
- 〔8〕 CPR 21572, 快速扫描处理机。

2. ADR 程序 Q798 输出符号

输出符号	说 明
ACA	尾喷口冷流计算面积
ADPD	空气流量计转接段 (DUSTBIN) 推力效应
ADPDP	左引射喷管转接段 (DUSTBIN) 推力效应
AEMEAS	测量的尾喷口面积
AHC	尾喷口热流计算的面积
ALT	规定状态的高度
ARU	在加力工作线上当量的不加力喷口面积
ASPS	由于进气道密封推力效应
ASPSP	左引射喷管密封推力效应
ASPSS	右引射喷管密封推力效应
ATB	进入燃烧室的空气百分比
ATCALC	计算的尾喷口面积
BOOST	加力推力增量%
CDTEST	计算的喷口流量系数 (C_D)
CORPAR	振荡燃烧相关参数
CPL	燃烧室压力损失
CVD	按温度换算的热值
ETAC	发动机燃烧效率
ETACT	加力燃烧效率
FARHC	热核心流油气比
FARRH	加力部分总油气比
FAR4	燃烧室油气比
FAR8	加力燃烧室进口油气比
FE	发动机燃油流量 (磅/秒)
FE/PRT	$F_E / (P_1 \sqrt{T_1})$
F1RO1F	飞行冲压比下的 ϕ_{RO1}
F1RO1T	试验冲压比下的 ϕ_{RO1}
FR	加力燃油流量 (磅/秒)
FR/MUB	加力燃油流量对未燃空气质量流量之比
FR/M1	FR/M_1
FR/PRT	$FR/P_1 \sqrt{T_1}$
F _T	总燃油流量 (磅/秒)
FTOTC	换算到规定状态的总燃油流量
F _T /M ₁	F_T/M_1

FT/PRT	$F_T/P_1\sqrt{T_1}$	量热室进口空气的比热比	8M
GAMHC	加力部份热流的比热比		1M 8M
LAMC	在手册规定状态下引射喷管推力增益		8M
GAM8	加力燃烧室进口的比热比		8THH
LAMF	在飞行状态下引射喷管推力增益		8MHTH
LAMT	在试验状态下引射喷管推力增益		8MHTH
LIFT	测量推力		8MHTH
LPOEFF	在规定状态下高空舱内静压		8M
LPWT/V	稳定性相关参数		8M
LTOT	规定状态下的进气道的静温		8M
MBTOT	总放气流量		8M
MB1	放气管 1 的质量流量		8M
MB2	放气管 2 的质量流量		8M
MB3	低压冷却空气质量流量		8M
MB4	齿轮箱通风器质量流量		8M
MFNCP	尾喷口按压力换算的质量流量		8M
MFNT	试验状态下尾喷口的质量流量		8M
MIENG	空气流量计质量流量		8M
MLPCA	低压冷却空气放气量		8M
MN8D	经冷损失后的加力燃烧室进口燃气流量赫数		8M
MRT/P1	$M_1\sqrt{T_1}/P_1$		8M
MRT/P2	$M_2\sqrt{T_2}/P_2$		8M
MRT/P3	$M_3\sqrt{T_3}/P_3$		8M
MRT/P4	$M_4\sqrt{T_4}/P_4$		8M
MSECT	通过二个引射喷管的总质量流量		8M
MSP	通过左引射喷管的质量流量		8M
MSRTP1	$MSEC\sqrt{T_1}/P_1$		8M
MSS	通过右引射喷管的质量流量		8M
MT/503	$M_8\sqrt{T_8}/S_{503}$		8M
MUEJC	手册状态的 μ		8M
MUEJT	试验状态的 μ		8M
MV/G	进入流量计的空气中的推力测量动量效应		8M
MV/GP	进入左引射管的空气中的推力测量动量效应		8M
MV/GS	进入右引射管空气的推力测量动量效应		8M
MWCB	齿轮箱冷却空气放气量		8M
M1C	换算到规定状态的空气质量流量		8M
M2	外函质量流量		8M
M2/M6	外函质量流量与予热器质量流量之比 (仅加力试验器用)		8M
M6/P6	M_6/P_6		8M

M8	加力燃烧室进口质量流量	$\dot{m}_{f8}$	kg/s
M8/M1	M_8/M_1		
NH	高压轴转速	n_H	1/min
NHPC	高压轴转速百分数	n_{HPC}	%
NHPRT1	$N_H/\sqrt{T_1}$		1/°K ^{1/2}
NHPRT2	$N_H/\sqrt{T_2}$		1/°K ^{1/2}
NH/RT1	$N_H/\sqrt{T_1}$		1/°K ^{1/2}
NL	低压轴转速	n_L	1/min
NLPC	低压轴转速百分数	n_{LPC}	%
NLPRT1	$N_L/\sqrt{T_1}$		1/°K ^{1/2}
NL/RT1	$N_L/\sqrt{T_1}$		1/°K ^{1/2}
LPOT	高空舱静压	p_{pot}	kg/cm ²
PFN	尾喷口总压	p_{fn}	kg/cm ²
PFNPO	PFN/P_0		
P1EF	发动机进口总压	p_{1ef}	kg/cm ²
P1C	大纲流量计总压	p_{1c}	kg/cm ²
P2/P1	P_2/P_1		
P3/P2	P_3/P_2		
P3/P1	P_3/P_1		
P4	燃烧室总压	p_4	kg/cm ²
P8	加力燃烧室进口总压	p_8	kg/cm ²
P8D	扣除冷损失后加力燃烧室进口总压	p_{8d}	kg/cm ²
P8/P1	P_8/P_1		
Q8	加力燃烧室进口流通能力	Q_8	kg/s
Q8D	冷却损失后加力燃烧室进口的流通能力	Q_{8d}	kg/s
RO1C	规定冲压比	RO_{1C}	
RO1T	实际冲压比	RO_{1T}	
SG	燃油比重	SG	
SPLIP	火焰稳定器唇口静压	p_{splip}	kg/cm ²
SPOC	规定状态静压	p_{spon}	kg/cm ²
503/P1	S_{503}/P_1		
503/P0	S_{503}/P_0		
620/P1	S_{620}/P_1		
629/P1	S_{629}/P_1		
637/P1	S_{637}/P_1		
637/20	S_{637}/S_{620}		
637/29	S_{637}/S_{629}		
THC	热核心流温度	T_{hc}	°K
THETA	燃烧效率相关参数 (加力)	θ	

TR	加力燃烧室出口总温
T1C	大纲规定的空气流量计总温
T2/T1	T_2/T_1
T3/T1	T_3/T_1
T3/T2	T_3/T_2
T4	火焰温度 (技校注: 高压涡轮进口燃气温度)
T4/T1	T_4/T_1
T6/T1	T_6/T_1
T8	加力燃烧室进口总温
T8/T1	T_8/T_1
T901	空气流量计总温
T-T/T8	$T_{HC} - T_8/T_1$
VLIP	火焰稳定器唇口之燃气速度
V8	加力燃烧室进口之燃气速度
WLIP	火焰稳定器唇口宽度
XCA	加力冷却空气的推力值
XDCONF	飞行状态下无二股流的进气道动量阻力
XGCONP	按压力换算的无二股气流的总推力
XGCONT	试验状态下无二股流之总推力 (加力工作时)
XGCONU	试验状态下无二股流之总推力 (不加力时)
XGEJF	飞行状态下带二股流之总推力
XGEJP	按压力换算的带二股流总推力
XGEJT	试验状态下带二股流之总推力
XGSECP	左边二股气流供给管道的推力分量
XGSECS	右边二股气流供给管道的推力分量
XGSECT	二股流供气总管的推力分量
XGT	试验状态下测量的总推力
XGTPOT	试验状态下的 X_G/P_0
XHC	加力总推力之热核心流分量
XMNC	规定马赫数
XMSC	手册规定的二股流
XCONC	在手册状态无二股流的净推力 (扫描数据单上为 XNCONC)
XCONF	在飞行状态无二股流的净推力 (扫描数据单上为 XNCONF)
XNEJC	在手册规定状态带二股流之净推力
XNEJP	按压力换算之带二股流之净推力
XNEJF	飞行状态下带二股流之净推力
XPRELD	予加载荷
XRU	在加力工作线上的当量不加力推力

3. 测量管道效应

3.1 介绍

由于空间、温度或振动的原因，我们无法直接连接传感器，只得用测量管道来连接传感器和被测量压力区（见图 3-1）。



图 3-1

记录系统表明压力正好施加到传感器膜片上，但是我们想要知道发动机的压力是如何传递的。

3.2 仪表管道的影响

3.2.1 如果发动机的压力变化很快，从发动机到传感器之间的仪表管道就会改变所测的压力（见图 3-2）。

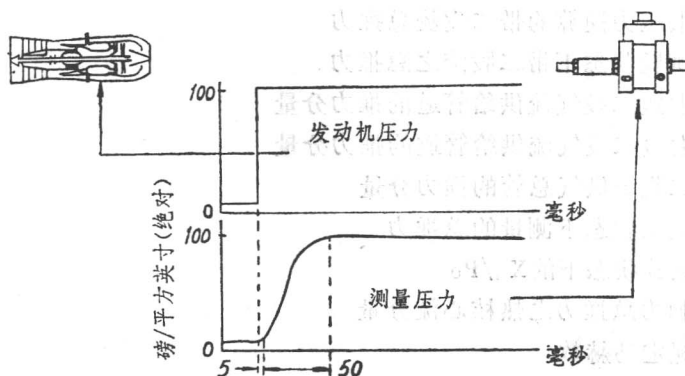


图 3-2

3.2.2 如图 3-2 中所示，发动机大多数压力不是瞬态变化的，它们是在几秒钟的过程中变化的（见图 3-3）。

SE1150 传感器连接 5 英尺长、0.05 英寸内径的测量管道产生的误差小到足以忽略不计。

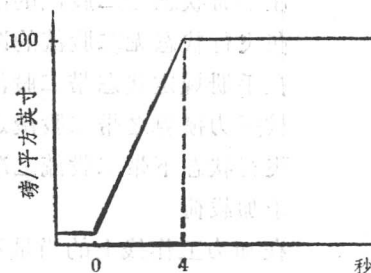


图 3-3

3.3 对振荡压力的响应

发动机绝大部分压力都在某一平均压力下、下波动。对此不稳定现象我们可测可不测。下图画出了发动机的一典型压力。

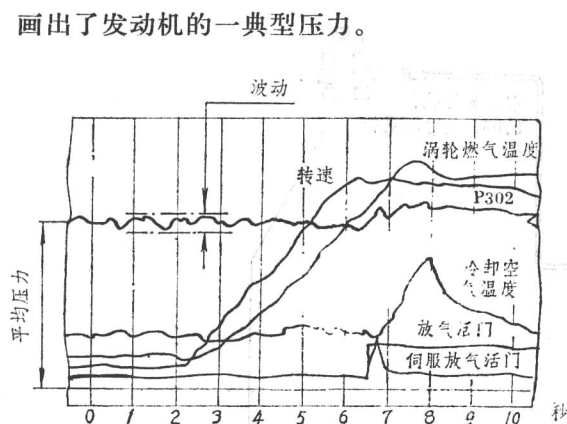


图 3-4

每一根管道都有八个取决于其长度和被测介质音速的共振频率。如果波动的频率接近或等于管道的共振频率，那么发动机压力波动的幅度随着波动到达传感器膜片的间时而改变。

在图 3-5中能看出对燃气压力测量的影响。

无法精确地计算一根管道的共振频率，因为共振频率 f 为：

$$f = \frac{\text{燃气中的音速}}{4 \times \text{管道长度}}$$

音速随温度而变化，对发动机来讲，燃气温度将沿测量管道长度而变化，所以我们无法精确地计算频率。

如果燃油压力中有波动现象，那么误差就会受到燃油的平均压力影响，见图 3-6。

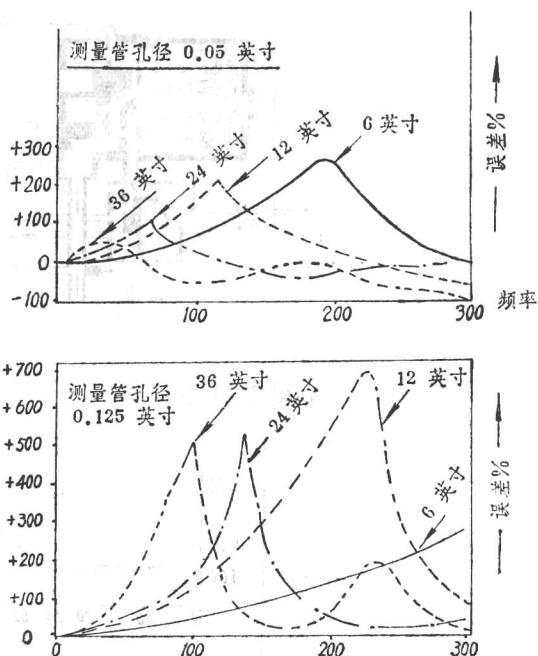


图 3-5

SE1150 传感器

稳定压力

长3英尺孔径 0.05 英寸测量管

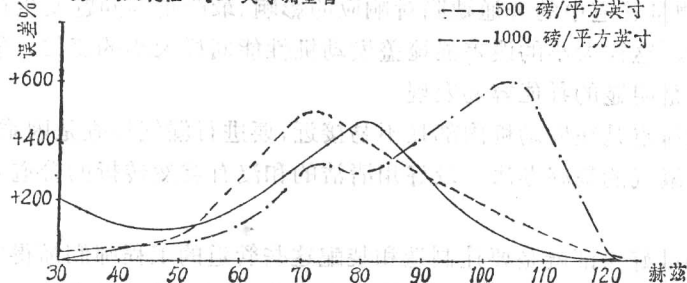


图 3-6