

第五分册

航空航天工业部 高效节能发动机文集编委会 主编

航空工业出版社

高效节能发动机文集

高效节能发动机文集

第五分册

涡轮设计和试验

航空航天工业部 高效节能发动机文集编委会 主编

航空工业出版社

1991

(京)新登字161号

内 容 提 要

本书详细介绍了E³高压涡轮和低压涡轮的设计及试验结果。全书分四大部分:GE公司的高压涡轮设计;GE公司低压涡轮设计;P&W公司低压涡轮设计;P&W公司高压涡轮设计。各部分分别介绍了涡轮气动性能要求、详细气动设计、冷却系统设计、主动间隙控制、机械设计及试验结果。这是一本比较难得的系统介绍航空发动机涡轮部件设计的书籍。全书约有90万字、800幅图,内容新颖、图文并茂。对从事航空发动机研究和设计的技术人员很有参考价值,也是航空院校教师、研究生、大学生的一部很好的参考书。

高效节能发动机文集

第五分册

航空航
工业部 天 高效节能发动机文集编委会 主编

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 —

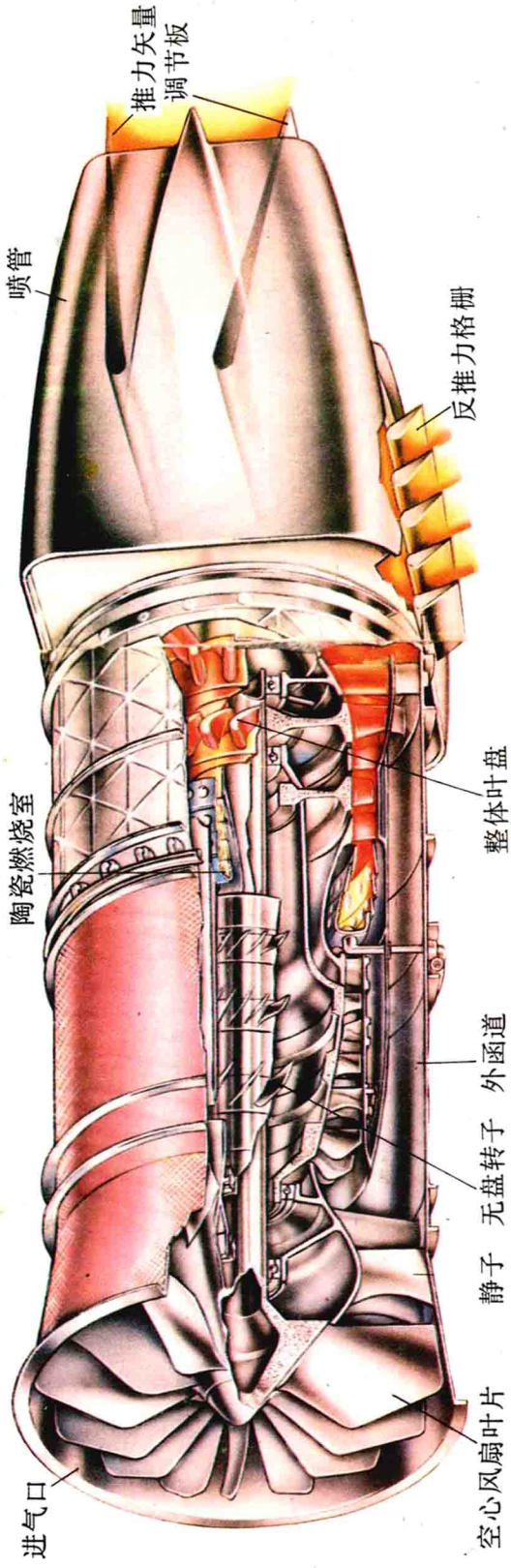
航空工业出版社印刷厂印刷

1991年12月第1版	1991年12月第1次印刷
787×1092毫米 1/16	印张: 41.5
印数: 1—800	字数: 1062千字

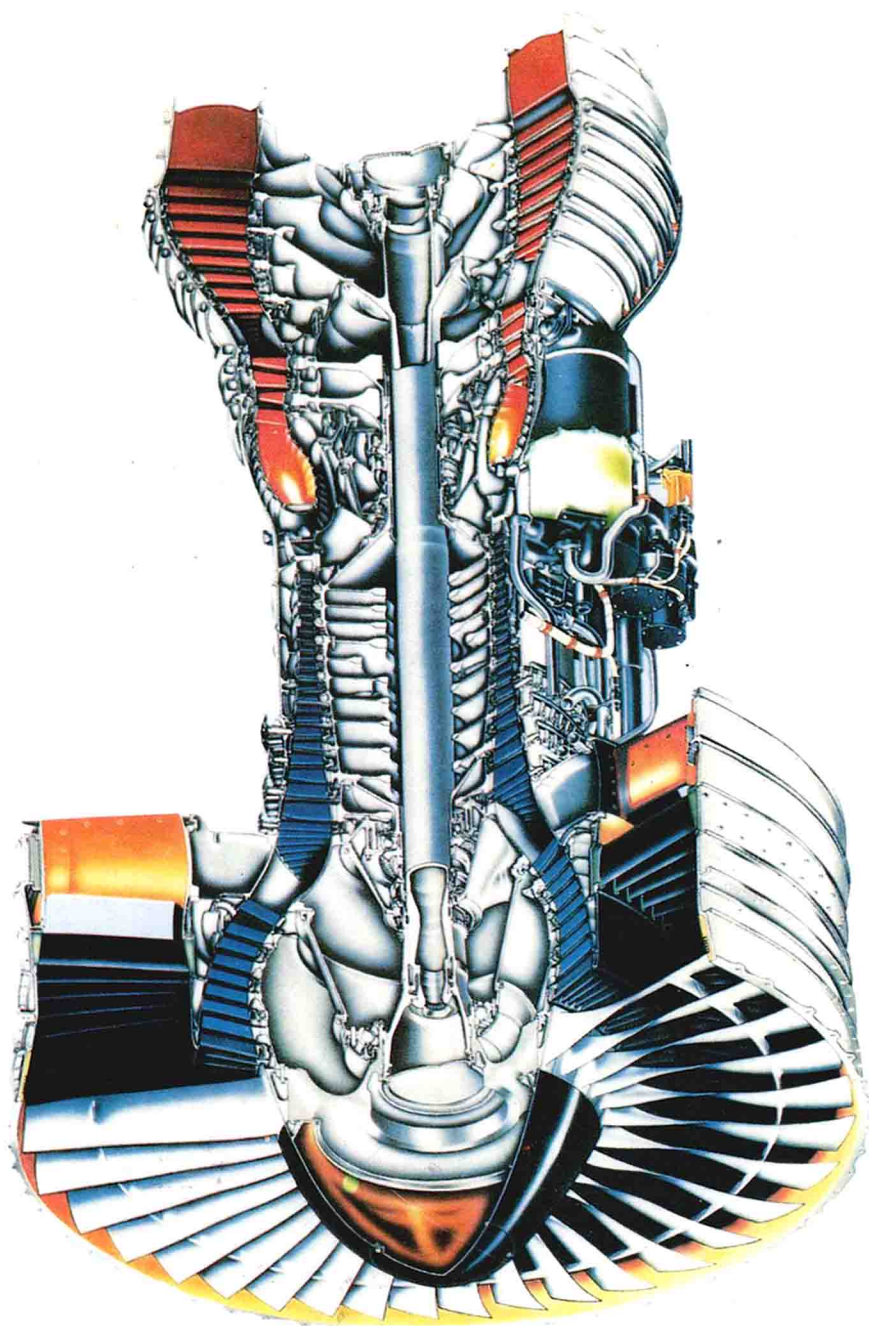
ISBN 7-80046-402-4/V · 098

定价: 42.00元

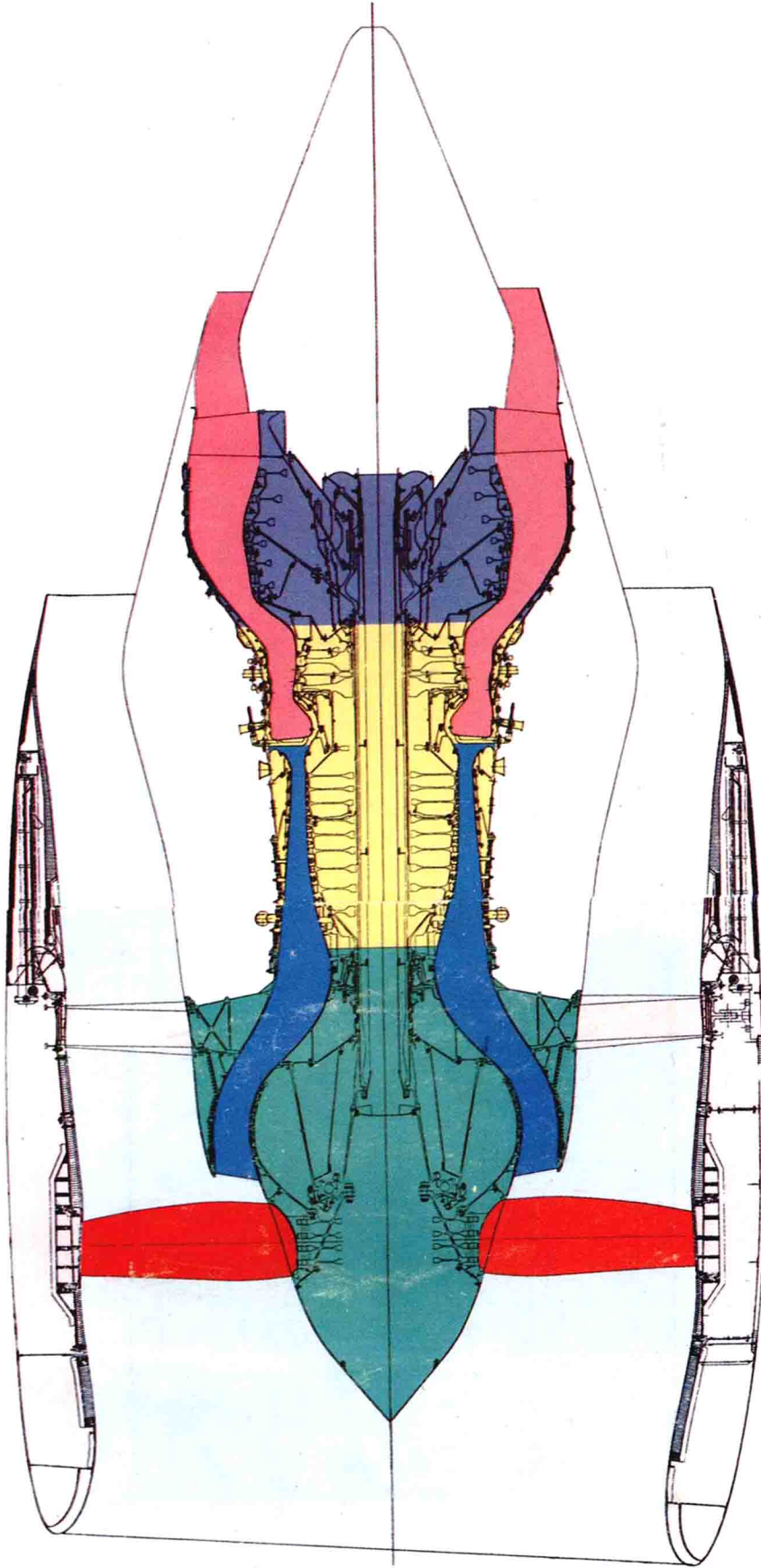
未来的高性能涡轮发动机



PW 4000 涡扇发动机



GE90 发动机



目 录

第一篇	GE公司的高压涡轮设计	(1)
第一章	引言和概述	(1)
1.1	引言	(1)
1.2	概述	(2)
第二章	气动设计	(4)
2.1	性能要求	(4)
2.2	设计研究	(5)
2.3	详细气动设计	(8)
第三章	冷却系统设计	(14)
3.1	特点和发展	(14)
3.2	冷却系统和传热的详细设计	(20)
第四章	主动间隙控制系统	(41)
4.1	概述	(41)
4.2	详细设计和特点	(42)
4.3	机械设计问题	(47)
第五章	机械设计	(52)
5.1	概述	(52)
5.2	详细机械设计	(63)
5.3	可维护性	(95)
5.4	飞行推进系统装配重量	(96)
参考文献	(97)
第二篇	GE公司的低压涡轮设计	(100)
第一章	引言和综述	(100)
第二章	气动设计	(102)
2.1	设计要求	(102)
2.2	级数选择	(103)
2.3	初始流道选择(第I轮)	(103)
2.4	第I轮空气涡轮设计和试验	(103)
2.5	最后流道选择(第II轮)	(105)
2.6	最后矢量图	(107)
2.7	叶型设计分析	(109)
2.8	第II轮空气涡轮试验	(115)

第三章 传热设计	(117)
3.1 设计要求	(117)
3.2 设计条件	(117)
3.3 冷却空气供给系统	(120)
3.4 设计任务	(121)
3.5 冷却流量确定	(122)
3.6 转子温度分布	(126)
3.7 机匣冷却系统	(127)
3.8 第 1 级导向器	(131)
3.9 主动间隙控制	(135)
3.10 起动分析.....	(138)
第四章 机械设计	(140)
4.1 总体设计方法	(140)
4.2 低压涡轮转子	(144)
4.3 低压涡轮导向器	(161)
4.4 主动间隙控制	(172)
4.5 重量情况	(177)
附录	(181)
第三篇 高效节能发动机高压涡轮设计与试验	(211)
第一章 总论	(211)
第二章 引言	(212)
第三章 设计综述	(213)
3.1 设计目标及挑战	(213)
3.2 高压涡轮的一般描述	(213)
3.3 设计性能数据	(215)
第四章 高压涡轮气动设计	(216)
4.1 总述	(216)
4.2 部件气动设计	(217)
第五章 叶片寿命	(231)
5.1 概述	(231)
5.2 涡轮导叶	(231)
5.3 涡轮动叶	(237)
第六章 二次气流系统	(242)
6.1 总述	(242)
6.2 二次气流的简述	(242)
6.3 二次气流系统设计特点	(243)
6.4 热力分析	(245)
第七章 部件的机械设计	(248)

7.1	综述	(248)
7.2	涡轮转子组件	(248)
7.3	导叶和内机匣	(263)
7.4	外机匣和外气封	(266)
7.5	主动间隙控制系统	(270)
7.6	4号和5号轴承支承部件及润滑系统	(274)
7.7	涡轮系统的重量总述	(276)
第八章	高压涡轮部件实验装置的设计	(277)
8.1	引言	(277)
8.2	一般叙述及主要特色	(277)
8.3	机械设计	(278)
8.4	二次气流系统和推力平衡	(284)
8.5	实验装置测试设备	(284)
8.6	辅助设备和实验装置调试	(285)
8.7	结论	(286)
第九章	高效节能发动机高压涡轮部件试验报告之一	(287)
9.1	气动设计	(288)
9.2	机械设计	(300)
9.3	制造和组装	(303)
9.4	测试	(305)
9.5	结果	(312)
9.6	结论	(323)
第十章	高效节能发动机高压涡轮部件试验报告之二	(324)
10.1	高压涡轮试验装置设计	(325)
10.2	实验计划和实验设备	(338)
10.3	实验结果及分析	(343)
10.4	结论	(380)
第十一章	高效节能发动机高压涡轮冷却模型技术报告	(381)
11.1	分析和设计	(381)
11.2	加工和装配	(387)
11.3	试验	(387)
11.4	结果	(390)
11.5	结论	(397)
第四篇	涡轮中间机匣和低压涡轮部件的设计和试验	(398)
第一章	总论	(398)
第二章	前言	(399)
第三章	设计综述	(400)
3.1	涡轮中间机匣和低压涡轮的设计	(400)

3.2	气动性能预估	(401)
第四章	中间机匣和低压涡轮气动设计	(402)
4.1	气动设计参数	(402)
4.2	流道和叶型截面	(402)
4.3	支持技术计划	(439)
4.4	性能及其调整	(449)
第五章	涡轮热力和机械设计	(452)
5.1	机械设计的任务和目标	(452)
5.2	涡轮机械结构	(452)
第六章	高效节能发动机涡轮过渡段模型试验	(504)
6.1	低压涡轮过渡段实验件设计	(504)
6.2	试验计划与过程	(515)
6.3	结果与分析	(518)
6.4	结论	(538)
第七章	亚音速叶栅试验计划	(539)
7.1	分析和设计	(539)
7.2	加工和装配	(545)
7.3	试验	(545)
7.4	结果	(554)
7.5	结论	(589)
第八章	边界层研究计划	(591)
8.1	设计和分析	(591)
8.2	试验设备	(593)
8.3	试验计划	(598)
8.4	试验结果	(601)
8.5	叶型损失的分析	(606)
8.6	小结	(609)
附录	(610)
参考文献	(641)

第一篇 GE公司的高压涡轮设计

第一章 引言和概述

1.1 引言

GE公司为E³发动机研制的高压涡轮至1982年11月为止（也就是设计阶段）的基本情况和进展过程主要反映在以下一些NASA报告中：

E³—初步设计和总体研究，NASA-CR-135444^{〔1-6〕}，1978年9月；

E³—飞行推进系统初步分析和设计，NASA-CR-159583^{〔1-7〕}，1979年11月；

E³—飞行推进系统初步分析和设计，FEDD-2补充资料，NASA-CR-159859^{〔1-8〕}，1979年11月；

E³—部件研制和总体计划，NASA-CR-170089^{〔1-9〕}，1981年4月；

E³—高压涡轮试验件详细设计，NASA-CR-167955^{〔1-10〕}，1982年6月；

E³—飞行推进系统初步分析和设计的修订，NASA-CR-167980^{〔1-11〕}，1982年11月。

针对飞行推进系统（FPS）的高压涡轮的初步方案设计是在1978年，在E³发动机初步设计和总体研究^{〔1-6〕}的第三阶段进行的。这一方案的基础是CF6-50发动机的高压涡轮。方案设计中包括初步的气动设计、结构设计和对气动性能的预测。这为GE公司的E³高压涡轮定下了基本的框架。

在1979年的E³飞行推进系统初步分析和设计报告^{〔1-7〕}、^{〔1-8〕}中，高压涡轮有若干细节的调整，在此基础上先后开始了详细的机械设计和气动设计的修订工作。

与初步设计同步开展的有关高压涡轮的工作还有两个方面：

1. 模拟空气涡轮和环形叶栅的设计、制造和试验。这项工作从1978年初延续到1980年末，目的是为高压涡轮的实际气动性能和冷却系统设计提供可靠的数据；

2. 三项支持技术，即隔热涂层、陶瓷外环和合金机械性能（特别是低循环疲劳性能）的研究。这些试验研究工作分别延续至1980年底和1981年底，目的是取得最后高压涡轮结构设计所需要的资料。

这些情况反映在1981年的E³部件研制和总体计划报告^{〔1-9〕}中。其中用时间表的形式清楚地显示了整个高压涡轮的各项研制工作的安排及其相互关系（表1.1-1）。

由于整个进度的要求，高压涡轮试件的详细设计并未等到所有支持试验完成才进行。实际上，供发动机试验用的高压涡轮详细设计报告于1980年10月已提交NASA批准，以便及时

开始发动机试验件的加工。反映了阶段研究成果的详细设计发表在1982年的E³高压涡轮详细设计报告^{〔1-10〕}和E³飞行推进系统初步分析和设计的修订报告^{〔1-11〕}中。这两份报告,特别是参考文献〔1-10〕,全面报导了高压涡轮设计阶段的主要结果,因此本篇以下各章节的内容是以参考文献〔1-10〕为骨干编写的,而在适当地方将参考文献〔1-6〕~〔1-9〕和〔1-11〕中的有用的内容补充进去,以求不遗漏有价值的资料。

高压涡轮进一步的研制工作应在核心机、核心机和低压部件组合体(IGLS发动机)和最后的飞行推进系统(FPS)上进行。表1.1-1中表明了有关工作的安排,以后章节中也说明了需要研究的项目。有关这一阶段研制工作成果的资料还有待于补充。

应该说明,GE公司的E³发动机主要是在CF6系列发动机的基础上发展起来的,而且在研制过程中始终是以按同样飞行任务模块化了的CF6-50C发动机飞行任务作为参照对比的。高压涡轮情况也是如此。

CF6发动机的高压涡轮的发展可分为两个阶段。第一阶段以CF6-6的高压涡轮为代表,它基本上是GE公司在60年代为美国空军的TF39发动机研制的核心机涡轮,后来TF39核心机被用作CF6-6民用涡扇发动机和船用及工业用LM2500涡轴发动机的核心机。这种高压涡轮自1971年投入航线运行已积累了600万小时以上的运行经验,但只作过一些旨在改进寿命和耐久性的小的改动。第二阶段以CF6-50发动机的高压涡轮为代表,这是自1976年开始的重新设计研究的结果,其中采用了70年代以来发展起来的设计方法和基本技术。

GE公司于1978年2月至1979年9月又进行了CF6发动机高压涡轮的气动性能改进计划,这是NASA支持的发动机部件改进(ECI)计划的一部分。高压涡轮的改进工作也基本上是在CF6-50高压涡轮的基础上进行的,通过部件性能和传热试验、在发动机上作的机械试验和发动机耐久试验全面考核了所采用的技术。这项研究的结果比较完整地报导于参考文献〔1-12〕中。从时间上看,ECI的高压涡轮改进计划与E³高压涡轮的研制计划基本上是平行开展的,两者的基础都是CF6-50的高压涡轮,所采用的技术也类似(包括气动设计改进、单叶柄叶片结构、冷却设计和间隙控制的改进等),因此参考文献〔1-12〕对了解E³高压涡轮的设计也有较大的参考价值。参考文献〔1-13〕摘引了参考文献〔1-12〕的主要内容,也可作为参考。

1.2 概述

GE公司的E³高压涡轮的目标是要达到高效率而同时又满足民用发动机所要求的部件寿命。

这一涡轮设计的根据是GE公司为NASA所作的发动机总体和系统研究^{〔1-1〕~〔1-3〕}。这些研究对四种有优势的发动机方案进行了评价,从而开发了一些技术并对先进的发动机循环和设计原则进行了改进^{〔1-6〕}。其中开发的涡轮设计的先进特点有:叶片用的定向结晶合金,两级涡轮用的膨胀器冷却系统,主动间隙控制,陶瓷外环,和低热膨胀系数的高强度合金。这些构成了这一高压涡轮设计的背景。

本高压涡轮的设计涉及所有提高效率的技术,包括气动、机械、传热、冶金、加工和试验。涡轮性能的目标是:在0.8的M数、10.67km(35000ft)的高度、标准大气条件和最大巡航功率条件下,高压涡轮效率达到92.4%。两级涡轮设计中的叶型为中等负荷。

作为研制计划的一部份安排了一个空气涡轮试验,以确定此涡轮将来在核心机试验和在

核心机和低压部件组合体(ICLS发动机)试验中可能达到怎样的性能。空气涡轮试验由两个主要部分组成,均已顺利完成。试验第一部分是在环形叶栅中确定第1级导向器的性能,其结果用来比较预测的和实际的第一级导向器效率。试验第二部分是在旋转台上试验两级导向器和动叶,试验结果得到92.5%的效率,比最后推进系统用发动机(FPS)所预定的92.4%高了0.1%。

空气涡轮采用了核心机和ICLS发动机中要用的涡轮设计特征的结构,这可保证空气涡轮中测得的效率在将来的发动机试验中也能实现。

高压涡轮设计包括以下两个阶段:

第一阶段——初步设计——起始于1978年1月而终止于1978年4月。作初步分析以确定两级涡轮的几何尺寸及系统总体。总体设计包括确定转子和静子结构、冷却流量和涡轮几何尺寸的方法。初步设计已提交NASA,并获准进行第二阶段工作。

第二阶段——详细设计——目的是将从材料研制、叶栅传热试验、空气涡轮试验和初步的机械和系统设计中得到的经验综合起来。一份详细设计报告已于1980年10月8日提交NASA。NASA已批准加工核心机和ICLS机试验所需要的所有硬件。

第二章 气动设计

2.1 性能要求

历史上一些原型发动机中叶轮机部件的效率总是比预期目标差不少。随后重新调整循环又使叶轮机部件在非设计点工作,更进一步使部件效率降低。为了减轻这种趋势,制定ICLS机循环时预先适当压低了部件效率。靠准确地估计效率降低量,可使设计来满足最终循环要求的叶轮机部件避免非设计点运行恶化。高压涡轮的关键的运行点数据汇总于表 1.2-1。将ICLS机与飞行推进系统(FPS)的要求比较可以看出,ICLS的最大爬升条件是最严苛的。基于这一比较,且因两者差别不算大,将ICLS的最大爬升条件选作设计点。从表1.2-1可看出,ICLS机效率比飞行推进系统设计低了0.5%,这反映了进行高压涡轮气动设计时所取的降低量。

涡轮气动设计完成后,由压气机的初步气动试验发现其失速裕度与试验前的预测相比有偏低趋势。据此将高压涡轮第1级导叶的流通面积($A_{4,1}$)加大了4%以对付这种失速裕度不足的问题。表1.2-1中列出了这一变化所引起的循环参数调整,可看到涡轮效率并未发生净变化。

表 1.2-1 高压涡轮气动设计要求

参 数	单位符号	核心机与低压部件 组合体(ICLS)		飞行推进系统(FPS)		
		最大爬升	最大爬升 +4% $A_{4,1}$	最大爬升	最大巡航	海平面起飞+27°F
入口温度, $T_{4,1}$	°K	1588	1591	1557	1515	1618
	°R	2858	2863	2802	2728	2913
能量, $\Delta h/T$	J/kg·K	353.4	353.4	355.5	353.4	354.6
	(Btu/lbm·°R)	0.0844	0.0844	0.0849	0.0844	0.0847
转速, N/\sqrt{T}	rad/s·√K	33.19	33.78	33.56	33.68	34.22
	r/min·√°R	236.2	240.4	238.9	239.7	243.6
换算流量, $W\sqrt{T}/P$	g√K/s·Pa	0.8648	0.8913	0.8643	0.8638	0.8628
	lbm√°R/s·Psi	17.65	18.19	17.64	17.63	17.61
负荷, $\Delta h/2U^2$		0.635	0.625	0.624	0.616	0.599
效率, η_T	%	91.9	91.9	92.4	92.4	92.1

2.2 设计研究

以巡航耗油率 (sfc) 最小为主要评价准则, 进行了一系列的系统比较研究, 目的是认定涡轮结构和主要流道尺寸, 以供下步详细设计分析之用。以下是这些研究结果的汇总。

2.2.1 级数

在初步设计研究中, 根据对用单级和双级高压涡轮的核心机的E³循环热力参数的比较, 已决定选用双级结构。为了对这一初步设计选择进行验证, 又作了简单的中径研究。这一研究的结果汇集于表1.2-2。根据目前单级高压涡轮的经验和E³的涡轮效率目标, 选用单级涡轮时负荷和M数都太高, 风险度不适于E³计划的目标。这就为在ICLS机中使用双级涡轮奠定了基础。

表 1.2-2 单级与双级涡轮对比

级	单位 符号	双级*		单级
		1	2	1
压比		2.25	2.11	5.01
负荷, $\Delta h/2U^2$		0.74	0.56	0.92
导叶出口M数		0.89	0.82	<u>1.36</u>
动叶出口M数		0.84	0.83	<u>1.2</u>
动叶转折角	(°)	118	99	<u>132</u>
预旋	(°)	17	1	24
级出口M数		0.36	0.41	<u>0.57</u>
效率	%	92.4		?

* 初步自由旋流计算

2.2.2 直径

在初步设计中涡轮直径是和核心机热力参数一起, 按照中等负荷、低展弦比叶片设计的原则确定下来的。又进行了研究以确定增大涡轮直径可能带来什么好处。增大涡轮直径可以减低叶片负荷并从而提高效率, 然而这也会增加重量, 减低叶片展弦比, 增大叶尖间隙, 导致更大的鼓风效应。研究的结论是, 增加涡轮直径所带来的坏处会减小甚至可能超过效率增大的效益。

对减小涡轮直径可能得到的利益也作了类似的研究。目的是确定与负荷增加有关的少量效率损失能否由重量减小、展弦比减低和叶尖间隙减小所带来的利益得到补偿。减小高压涡轮直径也就要减小低压涡轮直径或是增加过渡段的长度。这都会造成明显的性能损失。由此得出的结论是, 初步设计中所选定的直径对整个高压-低压涡轮系统而言已足够接近于最优, 进一步的研究已无必要。

2.2.3 环道高度

通过速度三角形计算对环道高度的影响进行了比较研究,计算中两级出口环道高度分别改变。由于环道尺寸改变而造成的叶尖间隙、展弦比、边缘阻塞、气动负荷和气流偏转角的变化,对效率的影响用了一个对这些参数都能反映的损失系统进行了估算。由于通道沾湿面积变化而造成的对冷却空气消耗量和损失的影响也同时在涡轮效率计算中进行了估计。环道高度研究的结果汇集于图1.2-1中。环道面积的设计点均选得略低于最优点以便尽可能减小为获得不大的效率改善而在增大重量方面所作出的牺牲。

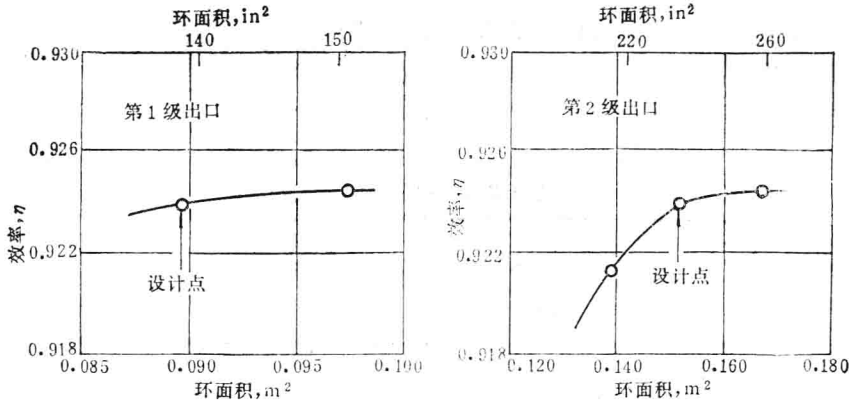


图 1.2-1 环道参数研究

2.2.4 级功量分配

利用上面得到的通道尺寸,作了能量级最佳分配的研究。计算方法与通道高度研究相似,不同之处是级能量分配改变时叶片负荷保持不变。用损失系统来计算对总效率的影响。和环道研究一样,冷却流量的变化也包括在总效率估算中。在图1.2-2中以耗油率的变化(Δsfc)表示了这一研究的结果。计算时假定高压涡轮第2级导叶的冷却空气抽自压气机的第7或第8级。发现最佳分配大约在第1级作功量占48%至50%时。但这时若要第2级导叶的冷却空气进气压力超过燃气总压,就不得不将第7级抽气改到第8级,并引起燃料消耗量的增加。因此将级作功量分配选在第1级作功56.5%处,以改善耗油率,如图1.2-2所示。

环道高度和级作功分配研究的结果汇总于图1.2-3和表1.2-3,其中分别给出通道几何尺寸和气动参数。气流通道的主要特点是第1级静子处流道收敛和端壁型线光滑连

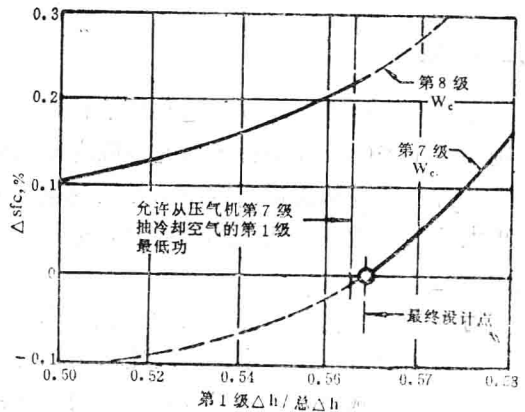


图 1.2-2 级功量分配

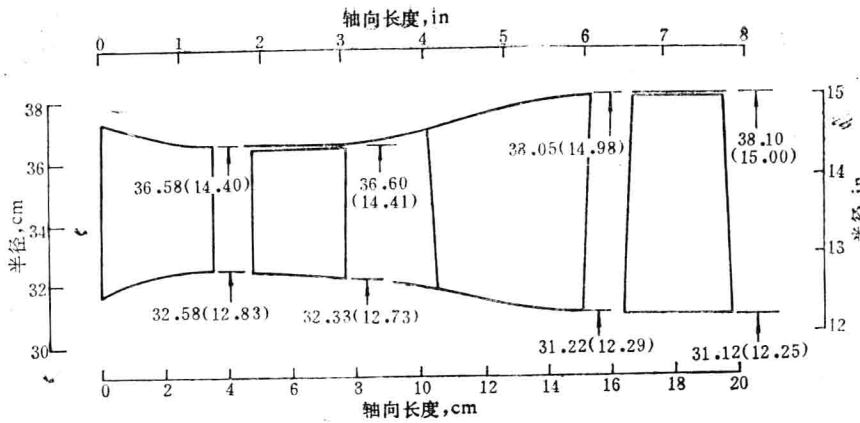


图 1.2-3 涡轮气动通道

表 1.2-3 级气动参数汇总

参数	单位符号	级			
		1	1*	2	2*
压比		2.23	(2.18)	2.11	(2.18)
	$\Delta h/2U^2$	0.74	(0.69)	0.56	(0.56)
叶尖速度 (起飞)	m/s	513.9		535.2	
	ft/s	1686		1756	
冷却和泄漏	%W _{2c}	18.2			
出口M数		0.34	(0.34)	0.42	(0.43)
反力度		0.34	(0.38)	0.33	(0.35)
预旋	(°)	16	(15)	0	(1)
导叶数目		46		48	
动叶数目		76		70	
轮毂比,	D _n /D _t	0.88		0.82	
叶尖间隙	%	1.0		0.6	

*A₁₁增大4%。

续。级气动参数都在根据其它成功的两级涡轮所确定的经验范围之内。

用变工况速度三角形计算确定了第1级导向器通流面积增大4%的影响。表1.2-3内括弧中的值就反映了这些计算的结果。主要的气动效应是增加反力度和使做功分配向第2级偏移。这些效应尽管不大,但都是趋于使效率改善的。