

高性能航空发动机

传热技术

林宏镇 汪火光 蒋章焰 编著



国防工业出版社

National Defense Industry Press

1010/1010



2008020898

V231
1010-1

内容简介

高性能航空发动机传热技术

林宏镇 汪火光 蒋章焰 编著



国防工业出版社

·北京·

2008020898

内 容 简 介

本书着重归纳、整理 1990 年以来散见于主要期刊、论文集的公开发表的研究成果,基本上反映了高性能航空燃气涡轮发动机叶型传热技术的最新进展和当前学术水平。全书共 8 章,内容包括:高性能航空燃气涡轮发动机传热系统的选择和典型构成以及进展和要点;燃气涡轮叶型、叶栅、叶尖和端壁的基本换热特性以及若干重要参数的影响;燃气涡轮叶型内部带肋通道的强化换热效果及其影响因素;叶型前缘射流冲击冷却和尾缘通道内扰流柱强化换热特性;叶型外部气膜冷却及其影响因素的新近研究成果;叶型复合冷却和新型冷却方案(包括新型高效传热元件热管应用的探讨);燃气涡轮传热实验方法和数值模拟(包括国内鲜见介绍的液晶测温法和某些商品软件的简介)。书中在分析比较的基础上,对所论述的各技术层面都适当指出解决问题的思路和方法,同时也指出尚待进一步研究的课题。各章后面都附有详尽的参考文献,可为感兴趣进一步研究的读者检索文献资料提供方便。

本书主要面向高等学校燃气涡轮及相关专业的师生,也可供从事航空燃气涡轮设计、试验、制造、使用以及管理等方面的科技人员参考。对于高等学校工程热物、能源和动力工程等专业的研究生和高年级大学生,本书也有一定的参考价值。

图书在版编目(CIP)数据

高性能航空发动机传热技术 / 林宏镇等编著. —北京:
国防工业出版社, 2005.10
ISBN 7-118-04122-X

I. 高... II. 林... III. 航空发动机-传热
IV. V231.1

中国版本图书馆 CIP 数据核字(2005)第 097232 号

国防工业出版社出版发行

(北京市海淀区紫竹院南路 23 号)

(邮政编码 100044)

北京奥鑫印刷厂印刷

新华书店经售

*

开本 787×1092 1/16 印张 18½ 464 千字

2005 年 10 月第 1 版 2005 年 10 月北京第 1 次印刷

印数:1—3000 册 定价:48.00 元

(本书如有印装错误,我社负责调换)

国防书店:(010)68428422

发行邮购:(010)68414474

发行传真:(010)68411535

发行业务:(010)68472764

8880808008

前 言

自 1903 年 12 月 17 日美国莱特兄弟(Wilbur 和 Orville Wright)首次实现载人动力飞行以来,飞机的发展和运用就一直为人们所瞩目。时至今日,航空科学技术和产业已在某种程度上成为衡量一个国家国力的标志之一。航空发动机是飞机的动力源,其技术进步对飞机的发展起着关键的作用。目前最广泛应用的航空发动机是燃气涡轮发动机,这是一种性能要求高、工作条件苛刻的精密机械。从燃气涡轮发动机 60 多年发展历程看,每一次技术上的突破,传热和热控制技术都起着重要的作用。提高燃气涡轮前的温度可以增大发动机的比功率,提高热效率,降低耗油率,因而这一指标总是作为发动机发展的一个重要目标。20 世纪 70 年代,燃气涡轮前的温度为 1600K~1700K;90 年代末已达 2112K;而本世纪初将要达到 2300K~2400K;平均每年以 15K~20K 的速度递增。然而高温合金耐温程度的发展速度却远远滞后于这一水平,而且据估计高温合金的允许工作温度不会超过 1500K。这样,除了发展新材料和新结构之外,在不改变目前可用金属材料的情况下,要保证燃烧室和燃气涡轮这两个主要的热端部件可靠地工作、达到要求的使用寿命,唯一可行的便是采取冷却和热防护措施。事实证明冷却技术的效果极为显著,20 世纪 60 年代,采用冷却技术而带来的冷却温降为 60K~100K,70 年代中期冷却温降为 300K,目前冷却温降已达 400K~600K;而且随着冷却方法的不断改进,冷却温降还有可能达到一个新的水平。

燃气涡轮要在高温燃气中以高速旋转状态工作,其工作叶片要承受离心力(据估计,一片 0.27kg 的叶片要承受 117.6N 以上的离心力)、气动力矩、热应力以及振动等的作用,其受力状况相当严重,尤其是交变热应力的作用与叶片的疲劳断裂失效有极大关系。据统计,我国从 20 世纪 60 年代至 90 年代中期,航空史上影响重大的 14 起重复出现 3 次以上转动部件失效事件中,燃气涡轮工作叶片疲劳断裂失效发生 506 次。另据估计,叶片工作温度预测值只要偏差 28K,就有可能导致其使用寿命缩短 1/2。因而准确预测叶片的冷却效果和传热分布至关重要。

美国为了继续保持其航空科技世界领先地位,制定了两个国家级的计划,这就是 IH-PTET(综合高性能燃气涡轮发动机技术)计划及其后续 VAATE(通用经济可承受先进燃气涡轮发动机)计划,其中都把高效冷却技术列为关键技术之一。

我国目前航空动力的发展水平与先进国家仍有较大差距,有关专家认为,基本上仍停留在测仿、参照及改进的水平上,尚未走完一个从突破单项关键技术—部件验证—核心机—验证机—型号研制—使用发展的全过程。面对现实,展望未来,航空界每一个从业人员不能不认真思考目标和责任。

考虑到以上种种因素,而迄今国内还没有一本专门综合论述航空燃气涡轮叶片传热技术的书,国外这一方面的专著也不多见,促使作者根据自己跟踪科技进展的学习体会,在参考 Gas Turbine Heat Transfer and Cooling Technology(Han J C, Dutta S, and Ekkad S., London: Taylor & Francis, 2000)和 Fluid Dynamics and Heat Transfer of Turbomachinery(Lakshminarayana B., New

York: John Wiley, 1996)这两本专著以及论文集 Heat Transfer in Gas Turbine Systems(Editor Goldstein R J, New York: The New York Academy of Sciences, 2001)的基础上, 查阅、筛选 1990 年以来(个别部分可能追溯得更早一些)散见于主要期刊、论文集的公开发表的研究成果, 予以归纳、整理, 编写成《高性能航空发动机传热技术》一书。本书力求反映航空燃气涡轮叶片传热技术的最新科技成果和当前学术水平。谨以此书奉献给我国航空界现正奋力拼搏的有关从业人员和未来的生力军(研究生和高年级大学生), 期盼读者能从中得到启迪。

本书共 8 章。第一章概要介绍高性能航空发动机传热系统的作用、要求、选择、典型构成以及进展和要点。第二章着重讨论叶型、叶栅、叶尖和端壁的基本换热特性以及若干重要参数的影响。第三章和第四章重点介绍叶片内流强化换热的新进展, 包括带肋通道强化换热的效果及其影响因素, 前缘射流冲击冷却和尾缘扰流柱强化换热特性, 以及转子旋转对各种内流强化换热方法的影响。第五章着重阐明气膜冷却及其主要影响因素的新近研究成果。第六章探究复合冷却和新型冷却方案, 包括新型高效传热元件热管应用的设想。第七章和第八章分别简要介绍当前采用的燃气涡轮传热测量技术和数值模拟方法, 包括液晶测温法和某些商品软件的简介。

本书的主要读者对象是高等学校燃气涡轮及相关专业的师生, 也可供从事航空燃气涡轮设计、试验、制造、使用以及管理等方面的科技人员参考。对于高等学校工程热物理、能源和动力工程等专业的研究生和高年级大学生, 本书也有一定的参考价值。

国防工业出版社策划编辑王坡麟对本书的编写给予极大的鼓励和支持, 并从内容选择、组织到定稿给予许多具体的帮助, 谨在此表示衷心感谢。

我们还要感谢我们的家人在写作过程中给予理解和支持以及在整理资料、校对书稿等方面的默默付出。

尽管作者尽力按重点突出、实用新颖的要求来组织内容, 但限于水平, 不妥、甚至错误之处在所难免, 诚挚欢迎读者批评指教。

编著者

2005 年 8 月

目 录

第一章 高性能航空发动机传热系统概要	1
1.1 高性能航空发动机传热系统的作用和要求	1
1.2 高性能航空发动机传热系统的选择	4
1.3 高性能航空发动机典型传热系统的构成	6
1.4 叶片冷却和热控制技术的基本方案和技术关键	13
1.5 回顾与前瞻	15
参考文献	17
第二章 燃气涡轮传热的基本物理图像	18
2.1 叶栅中静子导叶的换热特性	18
2.2 叶栅中转子叶片的换热特性	25
2.3 叶型前缘区和转子叶片叶尖的传热	32
2.4 叶型端壁的流动和传热特性	41
2.5 燃气涡轮级的传热特性	46
2.6 平表面边界层传热特性研究的意义及其简要回顾	51
参考文献	54
第三章 燃气涡轮叶型内部带肋通道的强化换热	59
3.1 不同粗糙肋布置和流动参数下的强化换热特性	60
3.2 高性能肋结构的强化传热特性	65
3.3 肋几何特性和带肋壁数目的影响	70
3.4 通道几何特性和壁面加热条件的影响	74
3.5 带肋通道内的传热测量实例以及换热系数和摩擦系数关联式	82
3.6 旋转的平滑通道和带肋通道内的流场和传热分布	88
3.7 通道截面形状和相对转轴方位对旋转时的换热特性的影响	99
3.8 计及旋转效应的传热关联式	104
参考文献	106
第四章 燃气涡轮叶型内部射流冲击冷却和扰流柱强化换热	111
4.1 单股射流的流动和传热特性	113
4.2 叶型中弦区的射流冲击冷却	116
4.3 叶型前缘的射流冲击冷却	125
4.4 旋转对射流冲击冷却的影响	132
4.5 绕流单个扰流柱的流动和传热特性	139
4.6 扰流柱阵列的强化换热及其关联式	142
4.7 扰流柱形状和阵列布置几何特性对强化换热的影响	145

4.8 流动形态对扰流柱强化换热的影响	149
参考文献	152
第五章 燃气涡轮气膜冷却及其主要影响因素的新近研究	156
5.1 旋转燃气涡轮叶片的气膜冷却	159
5.2 燃气涡轮叶型前缘区的气膜冷却	161
5.3 叶栅静子导叶模拟条件下的气膜冷却	168
5.4 叶栅转子叶片模拟条件下的气膜冷却	174
5.5 燃气涡轮叶型端壁和叶尖的气膜冷却	179
5.6 平表面气膜冷却研究的意义及其近期进展	186
5.7 气膜孔的流量系数	203
5.8 气膜冷却对气动热力学损失的影响	205
参考文献	207
第六章 燃气涡轮复合冷却和新型冷却方案	212
6.1 粗糙肋和射流冲击复合冷却	213
6.2 带扰流柱和微窝壁面上的射流冲击冷却	216
6.3 射流冲击和多孔折流板的组合效应	219
6.4 射流冲击和旋流的复合作用	221
6.5 肋-槽粗糙结构和旋流-粗糙肋结构的复合效应	222
6.6 热管和其他新型冷却方案	225
参考文献	229
第七章 燃气涡轮传热实验方法	231
7.1 传热测试的一般方法	232
7.2 流场和温度场的测量	237
7.3 传热测量的光学方法	242
7.4 液晶测温法	245
7.5 传质/传热类比法	252
参考文献	256
第八章 燃气涡轮传热的数值模拟	261
8.1 基本方程和紊流模型	261
8.2 燃气涡轮叶型外部无气膜冷却时的传热预测	266
8.3 燃气涡轮叶型气膜冷却的数值预测	271
8.4 燃气涡轮叶型内部对流冷却的数值预测	276
8.5 若干计算方法和商品软件简介	283
参考文献	285

第一章 高性能航空发动机传热系统概要

1.1 高性能航空发动机传热系统的作用和要求

飞机 100 年来发展和应用的历程表明,军事需求是促进飞机性能不断提高的重要因素。飞机的性能很大程度上取决于发动机的性能水平。目前最广泛应用的航空发动机是航空燃气涡轮发动机。通常把航空燃气涡轮发动机中由压气机、燃烧室和带动压气机的涡轮构成的部分称为燃气发生器,又把由高压压气机、燃烧室和高压涡轮构成的部分称为核心机。美国等航空科技先进国家采取系列核心机及其派生发展的技术途径,对比较快地成功推出适应军方需要的高性能航空燃气涡轮发动机起着重要作用。图 1-1 和图 1-2 分别为目前在役的航空燃气涡轮风扇发动机和航空燃气涡轮轴发动机剖视透视图^[1]。

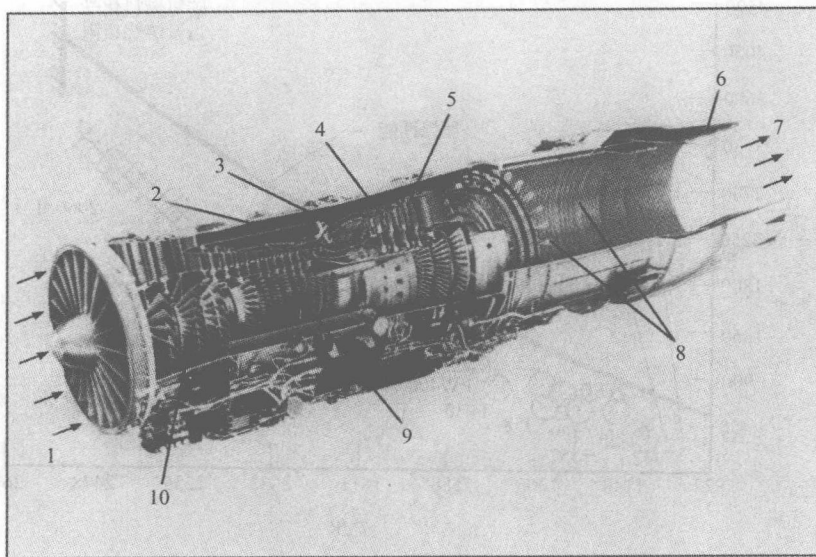


图 1-1 航空燃气涡轮风扇发动机

1—进口空气流; 2—旁路空气流; 3—环形燃烧室; 4—高压涡轮(2级); 5—低压涡轮(2级); 6—收(敛)扩(张)喷管;
7—排气射流; 8—加力燃烧室和火焰稳定器; 9—高压轴流式压气机(10级); 10—低压转子/风扇。

航空燃气涡轮发动机的主要性能指标是推力(功率)、推质比(功质比)、耗油率、增压比、涡轮前温度以及涵道比。除了性能指标之外,航空燃气涡轮发动机稳定性设计与评定技术也是一个至关重要的问题^[2]。由热力循环分析可知,航空燃气涡轮发动机的推力(功率)和热效率随涡轮前温度的提高而提高。图 1-3 所示为航空燃气涡轮发动机核心机的单位推力 F_s , 即航空燃气涡轮发动机的推力与流过发动机空气质量流量之比,随涡轮前温度 T_{03} 而变化的趋势^[3,4]。

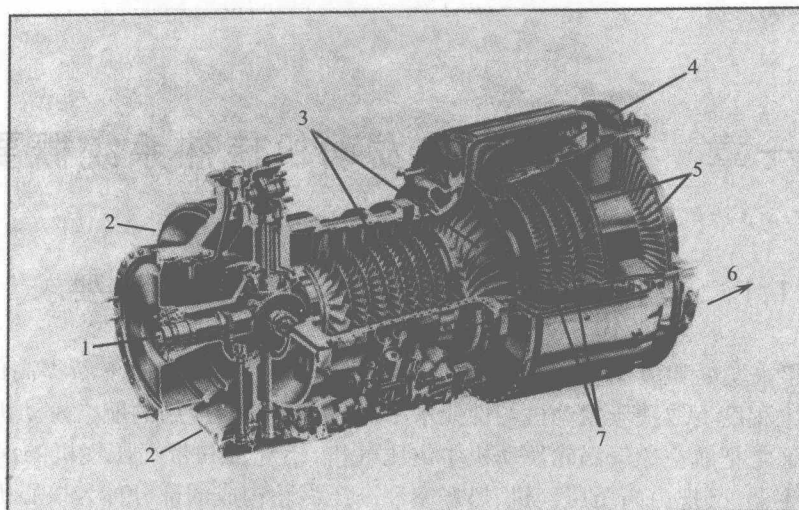


图 1-2 航空燃气涡轮轴发动机

1—动力输出轴；2—进口空气流；3—轴流—离心式压气机(7+1)；4—回流环形燃烧室；
5—低压自由涡轮(2级)；6—排气射流；7—高压涡轮(2级)。

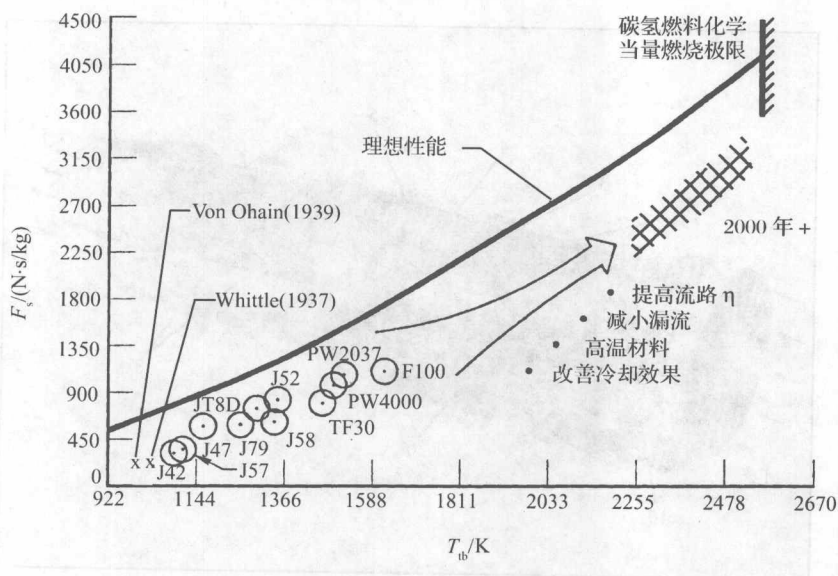


图 1-3 航空燃气涡轮发动机的单位推力与涡轮前温度的关系

实际上,一旦确定提高推力和推质比、降低耗油率这些性能指标,按照航空燃气涡轮发动机研制程序,在循环分析时就已把条件允许的尽可能高的涡轮前燃气温度以及与之相应的增压比(压气机出口总压与进口总压之比)作为设计参数确定下来了,问题是采取何种技术途径来保证涡轮叶片在高温燃气环境下安全可靠地工作。实践表明,要从两方面着手来解决问题:一是发展高温材料,二是采用冷却技术。图 1-4 表示涡轮前燃气温度历年来的提高以及材料和冷却技术对保证涡轮叶片可靠工作的作用^[4-6]。由图可见,涡轮前燃气温度年递增速度远高于材料耐温程度的发展速度,近 30 年来,涡轮叶片能在高于材料熔点的高温环境下可靠地工作,主要得益于冷却技术的研究成果。目前在役或在研制的战斗机发动机,其涡轮前燃气温度为 1900K~2100K,而定向凝固和单晶镍基合金材料的涡轮叶片,其最高许用工作温度为

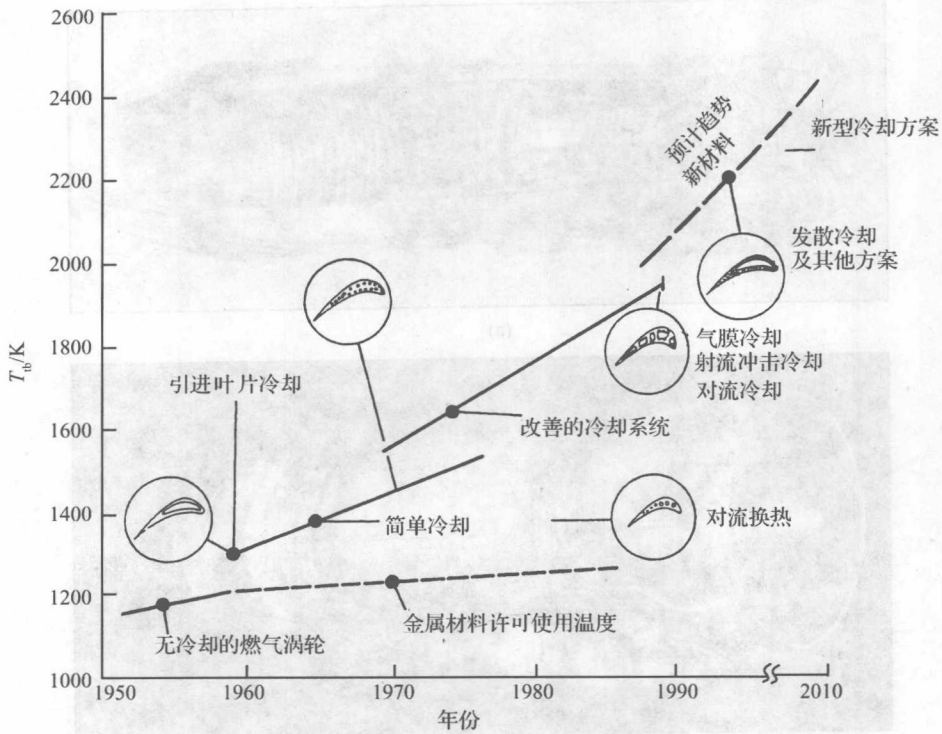


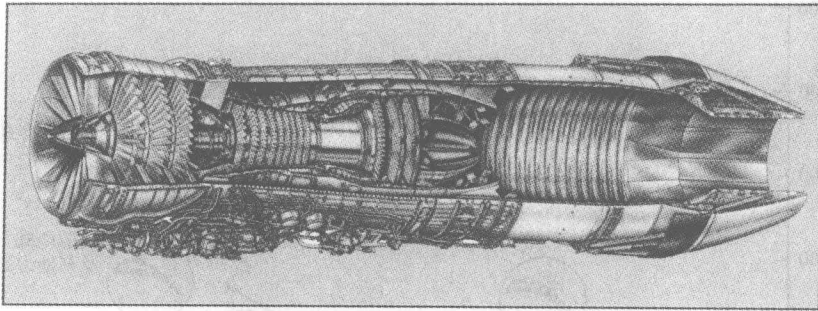
图 1-4 涡轮前燃气温度历年来的提高以及材料和冷却技术的作用

1370K^[7-9],要靠冷却技术来降低的温降达 530K~730K,可见冷却技术之重要作用。

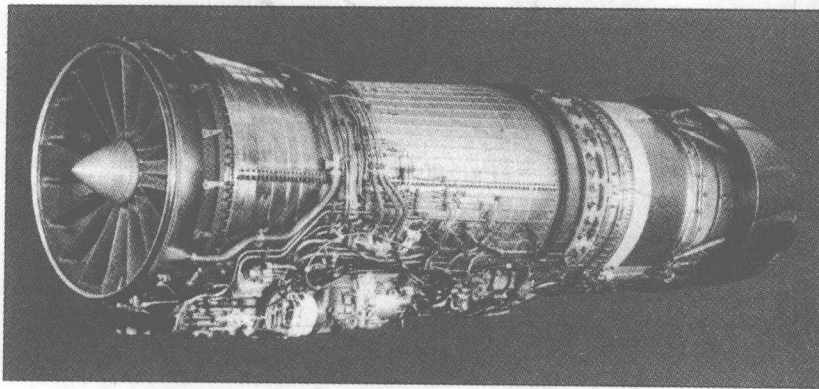
美国于 1987 年正式启动实施一个名为“综合高性能燃气涡轮发动机技术”(IHPTET)的国家研究和发展计划^[1]。该计划由美国国防部领导协调委员会,美国空军、海军、陆军、NASA 以及 GE、Pratt & Whitney、Allison 等 7 家燃气涡轮发动机制造商参与。经费来源是,空军提供 70%、海军 15%、陆军 7%、NASA7%、国防部先进研究计划局 1%。研究工作在美国国家实验室、工业部门实验室以及大学实验室分工进行。就战斗机发动机而言,总的目标是以 1985 年在役战斗机发动机性能为基线,到 2003 年,推重比增加 100%,生产成本降低 35%、维修成本降低 35%。图 1-5 表示 GE 公司生产的 F110 燃气涡轮发动机^[1](IHPTET 计划比较基线,用于 F-15、F-16 战斗机)。IHPTET 计划分阶段技术发展目标(燃气涡轮部分)见表 1-1^[1,9]。可以看到,发展高温材料和高效冷却技术是实现该计划总目标的两个重要技术途径。

涡轮叶片采用冷却技术,可以在不改变可用金属材料的情况下提高涡轮前燃气温度,从而提高热效率、推质比,并降低耗油率,但也带来降低涡轮效率、有可能增加叶片温度场不均匀性等不利影响。因而对冷却系统的最主要的要求,就是在保证所要求的冷却效果的前提下,尽量减少冷却空气用量,并尽量展平叶片温度场。

高性能航空燃气涡轮发动机涉及的重要传热问题是多方面的,诸如进气道防冰,高压比压气机末几级叶片的传热分布;主燃烧室、加力燃烧室以及尾喷管的火焰热辐射和冷却,涡轮轮盘和叶片的传热分布和高效冷却;辅助系统的传热和紧凑换热器,隐身要求的红外辐射的遮挡,等等。其中,燃烧室火焰筒的冷却已有专著述及^[7,11],燃气涡轮轮盘、辅助系统等的传热和冷却问题也都可以在一般的传热学专著和手册中查出参考依据^[12-14],唯独处于最严峻工作条件下的燃气涡轮叶型的传热和冷却问题,国内还没有综合论述的专著,国外有关的专著也不



(a)



(b)

图 1-5 F110 燃气涡轮发动机(GE 公司生产)

多见。这方面的成果相当丰硕,但大都散见在期刊、论文集中,因而作者在仔细调研之后,决定本书只专注于燃气涡轮叶型的传热和冷却问题研究。

表 1-1 综合高性能燃气涡轮发动机技术(IHPTET)计划的技术发展目标(燃气涡轮部分)

技术领域	至 1995 财年(阶段 I)	至 2000 财年(阶段 II)	至 2005 财年(阶段 III)
燃气涡轮	高效冷却 耐 1283K 涡轮盘超级合金 高 AN ² 转子 陶瓷叶片外部气封 耐 1422K 热障涂层	改善的冷却效果 三维粘性计算流体动力学设计 耐 1366K 金属间化合物纤维增强涡轮盘 耐 1644K 无冷却非金属 耐 1644K 热障涂层	耐 1811K 冷却非金属 耐 1644K 金属间化合物 耐 1922K 以上的无冷却非金属 空气漏泄减少 50% 轻型静力结构 复合材料机匣

1.2 高性能航空发动机传热系统的选择

如上一节所述,选择高性能航空发动机冷却系统应满足的要求是:以最少量的冷却空气进行最为有效的冷却,同时对发动机的使用寿命、性能、质量、环境保护要求以及成本、制造复杂性等的负面影响最小。这一要求对航空燃气涡轮发动机冷却系统的设计者无疑是个巨大的挑战。传统的热端部件设计流程大致是:热力学循环分析—气动热力学设计—机械设计—冷却设计(再回到循环分析进行折衷调整)。这样一个按部就班、阶段分明的设计流程可能有个弊端,各阶段留的安全裕度若过于保守,则累计起来就更为保守了。因而近年来有人提倡,并得到国际燃气涡轮发动机界重视的一种新的概念设计流程^[15],这一流程强调各学科并行参与、

相互作用、进行学科间以概率风险分析为依据的折衷平衡(或综合考虑),来适应重要的学科间的约束条件,得出合理的安全裕度。

通常在确定发展(或研制)先进航空燃气涡轮发动机时就已确定发动机的技术要求,包括应用对象、推力(功率)、热效率、寿命、环境保护要求以及变负荷范围等;接着确定热力循环,包括增压比、涡轮前燃气温度(或转子进口温度)、燃气流通路、转数;再下来确定功分配、涡轮级数、冷却或不冷却的低压涡轮;最后确定热力学参数边界条件。以上是初步概念设计涉及的工作内容。即使是在这一早期阶段,冷却系统设计者也应参与,因为冷却系统影响到叶尖与轮毂的直径比、各级间功的分配、燃烧室火焰筒的表面/体积比等热力学和结构上的考虑。进入冷却系统设计时,冷却系统设计者应考虑以下几个方面的沟通和相互作用:

- (1) 设计传统。要考虑过去的经验、金属材料温度和冷却剂压力的边界。
- (2) 实验室数据库。包括文献资料和实验验证成果。
- (3) 气动热力学约束条件。包含 AN^2 (A 为燃气流通路的通流面积, N 为转数) 应力参数限制、压力边界、性能、损失等。
- (4) 寿命约束条件。要考虑蠕变/断裂、低周和高周循环疲劳、强度以及氧化、腐蚀、侵蚀等的作用。
- (5) 运行约束条件。主要是瞬态和偏离设计负荷的范围、冷却用空气量。
- (6) 环境保护约束条件。包含燃烧室的压降、冷却结构的初步布置以及燃气温度的径向分布。
- (7) 成本约束条件。复杂性、可生产性、材料选择、部件数、制造公差、热障涂层(或称隔热涂层)的应用。

冷却系统的选择或设计实际上是在权衡各种约束条件之后进行合理的折衷或优化。

为达到增加航空燃气涡轮发动机的推力,并相应减小发动机的尺寸和质量,就需要提高涡轮前的燃气温度。与之相应,优化的压气机增压比势必随着更高的涡轮前的燃气温度而增加。压气机增压比的增加也是提高航空燃气涡轮发动机热效率的一个重要因素。另一方面,压气机增压比的增加导致更高的燃气温度和更高的用于冷却的空气的温度,这样就要求增加用于涡轮叶型冷却的冷却空气流量。而加大冷却空气流量又会对更高燃气温度下发动机性能的改善产生抵消作用。这就有个权衡折衷的问题,必要时可能退而选取适中高的燃气涡轮前的燃气温度。采用先进材料、更复杂的冷却系统和相关的制造工艺、热障涂层和抗氧化涂层以及更精确而通常是更复杂的热端组件设计,可能会做到少用,甚至不用气膜冷却而大大减小冷却空气用量,然而所有这些措施都会导致提高成本,这时也得进行权衡折衷。

燃气涡轮第一级的功负荷和相应的压降也是关键的设计决策之一,它不仅影响到冷却系统的选择,而且也影响整个涡轮热端组件的设计。例如,可能要在涡轮级数、叶片长度和叶尖直径的比例、冷却方式和冷却空气流量、叶片强度和寿命限制条件等诸多方面进行权衡折衷。据估计,第一级导向叶片(简称导叶)的冷却空气用量要占涡轮冷却空气总流量的 50%。

不言而喻,航空燃气涡轮冷却系统的选择不能孤立地进行,首先必须与燃烧室的合理设计进行协调。要求更高的燃气涡轮前温度(或燃烧室出口温度),就需要更高的燃料/压缩空气比;要采用降低火焰温度的方法来控制氮氧化物排放,就需要把更大量的来自压气机的压缩空气引入燃烧室的主燃区;这样就限制了可用于燃烧室火焰筒和燃气涡轮组件冷却的空气量,而为适应这一限制就需要适当调整冷却布置,如强化火焰筒背面的对流冷却、减少气膜冷却,等等。火焰筒壁向燃气涡轮第一级导叶端壁的过渡段也是需要协调配合处理的重要问题。

建立各个影响因素之间量化的关联式,发展在物理上或统计上得到证明的算法,是达成完

全优化的涡轮多领域设计系统必不可少的步骤。已经发展出一些应用确定性方法或随机方法的多变量优化设计工具,并已应用于燃气涡轮发动机设计的某些方面。然而,每一个燃气涡轮发动机公司都有自己的一套历史上形成的设计准则和相应的算法,要采用新的优化工具并非易事。因袭和创新也有个因时因地制宜的协调问题。当然,恐怕也只有充分了解当前的科技成果,对照经验进行深入分析比较,才有可能触发创新思路。

1.3 高性能航空发动机典型传热系统的构成

就目前涡轮叶片可用的高温合金材料而言,叶片的工作温度远高于材料允许的耐热温度,因而必须对叶片采取冷却和热防护措施。经过 40 多年的发展,基本上已形成由内部冷却和外部冷却构成的叶片冷却方案。内部冷却包括叶片内部多程弯折带肋通道的强化对流冷却(冷却剂流过其中,通过对流换热吸收从叶片外表面传到内表面的热量),冷却剂射流冲击在叶片前缘内表面的射流冲击冷却,以及叶片尾缘借助冷却剂绕流扰流柱的导热和对流复合冷却;外部冷却目前采用的就是气膜冷却,这时,流过叶片内部通道对叶片进行冷却之后的冷却剂,通过叶片壁面的离散孔或槽缝喷出,在叶片外表面冷却剂喷出位置处及其下游形成一薄层冷却剂膜,把叶片外表面跟热燃气流隔离开来,从而保护叶片外表面。可见气膜冷却只是一种热控制或热防护措施,而不是本来意义上的冷却,冷却剂薄膜的流动形态及其与热燃气主流的相互作用对气膜冷却的冷却效果有重要影响。

燃气涡轮叶片冷却系统设计或选择的目标就是要保证叶片表面最高工作温度比热燃气流的温度低 500K~800K,同时保证叶片内部因温度梯度而造成的热应力不超过设计寿命期内允许的最大热应力,从而保证叶片在预定的使用寿命期内能安全可靠地工作而不会失效。要进行冷却,就必须从压气机抽取一部分压缩空气,使其旁路过燃烧室而直接进入燃气涡轮。抽取一部分压缩空气,意味着要损失系统效率,因为在空气被压缩时已经对其做了功。此外,把比较冷的冷却剂加入到热燃气主流中也意味着进一步的热力学损失。因而,在保证达到所要求的冷却效果的前提下,要尽量减小用于冷却的空气流量。

图 1-6 表示 GE 公司生产的 CF6 涡轮风扇发动机高压涡轮第一级导叶简图^[4,16]。用于冷

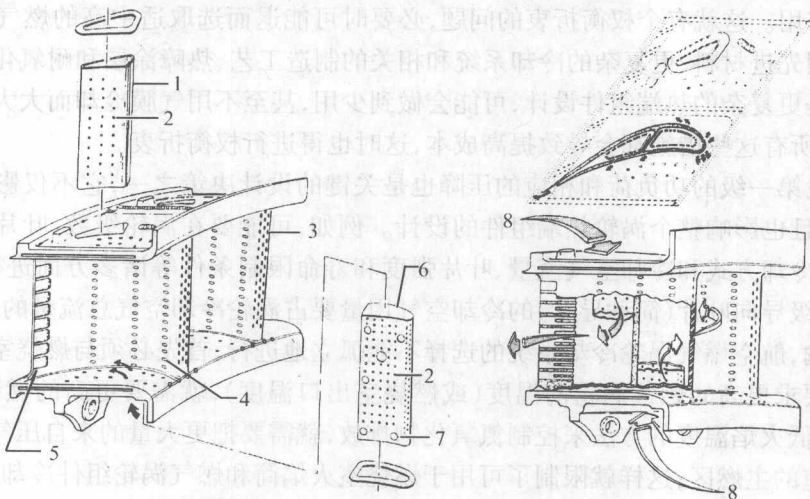


图 1-6 CF6 涡轮风扇发动机高压涡轮第一级导叶简图
1—后部插件; 2—冷却空气孔; 3—前缘孔; 4—肋孔; 5—尾缘槽缝;
6—前部插件; 7—凹座; 8—来自压气机 14 级空气进口。

却的空气来自压气机 14 级的抽气。冷却空气引入高压涡轮第一级导叶内部,对该导叶内壁进行冲击冷却。在冲击冷却之后,作用过的冷却空气通过该导叶前缘气膜孔、鳃式气膜孔、中弦气膜孔以及尾缘槽缝喷出,形成气膜冷却。图 1-7 表示 GE 公司 CF6 涡轮风扇发动机高压涡轮第一级转子叶片(工作叶片)的冷却系统^[4,16]。该冷却系统包括前缘区对流冷却、通过鳃孔形成的气膜冷却、中弦区肋扰流件强化对流冷却、带型线凸条叶尖-叶冠(squealer tip-cap)冷却以及尾缘复合冷却(扰流柱强化对流冷却和气膜冷却)。

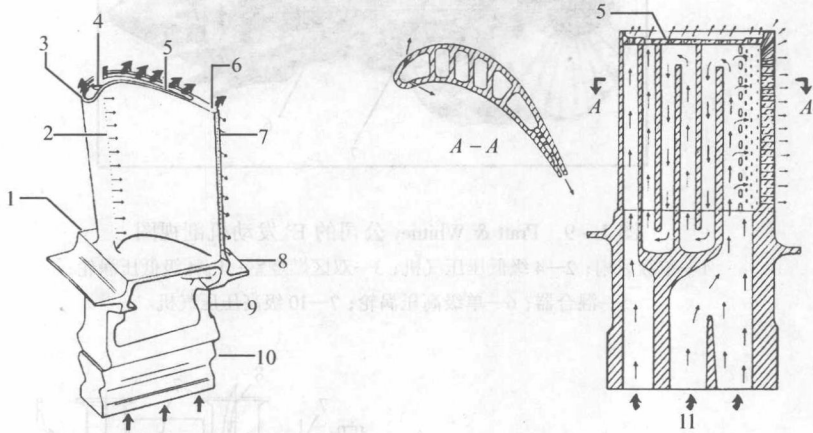


图 1-7 CF6 涡轮风扇发动机高压涡轮第一级转子叶片的冷却系统

- 1—叶片内缘板; 2—鳃孔; 3—型线凸条(squealer)叶尖; 4—叶冠出气孔; 5—叶冠; 6—型线凸条叶尖出气孔;
7—尾缘出气孔; 8—密封凸缘(两侧); 9—叶片伸根; 10—燕尾榫叶根; 11—叶型空气进口孔。

下面以高效节能 E³ 发动机(Energy Efficient Engine)的冷却系统为例来进一步说明航空燃气涡轮发动机冷却系统的典型构成。1973 年,面对能源危机的紧迫形势,NASA 提出 E³ 发动机研究和发展计划(1976 年—1984 年)^[17]。图 1-8 所示为 GE 公司研制成功的 E³ 发动机剖视

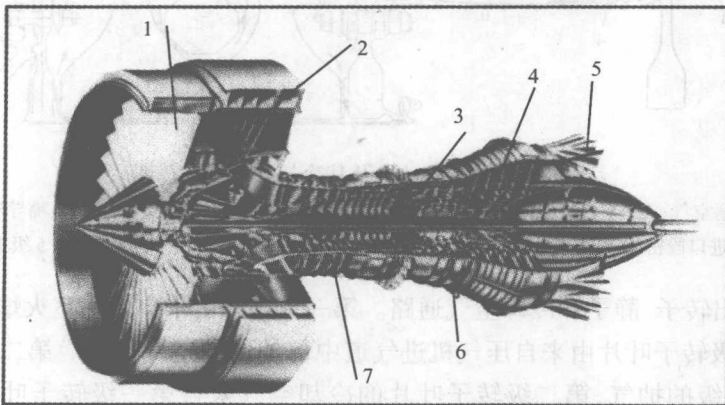


图 1-8 GE 公司的 E³ 发动机剖视图

- 1—单级风扇; 2—1/4 级导管固定部助推器; 3—双区燃烧室; 4—5 级低压涡轮;
5—混合器; 6—2 级高压涡轮; 7—10 级高压压气机。

图^[1]。图 1-9 所示为 Pratt & Whitney 公司研制成功的 E³ 发动机剖视图^[1]。由此发展的技术已于 1993 年应用于 GE90 和 PW4084 航空燃气涡轮发动机。图 1-10 表示 E³ 发动机示意总

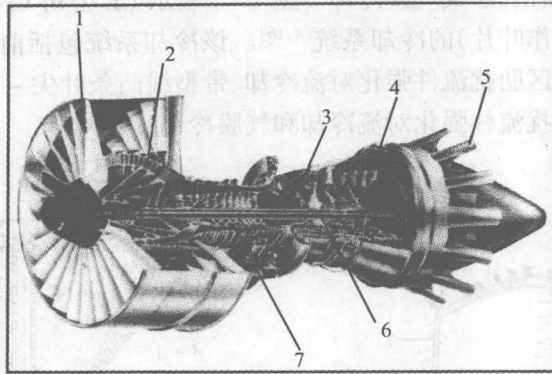


图 1-9 Pratt & Whitney 公司的 E³ 发动机剖视图

1—单级风扇；2—4 级低压压气机；3—双区燃烧室；4—4 级低压涡轮；
5—混合器；6—单级高压涡轮；7—10 级高压压气机。

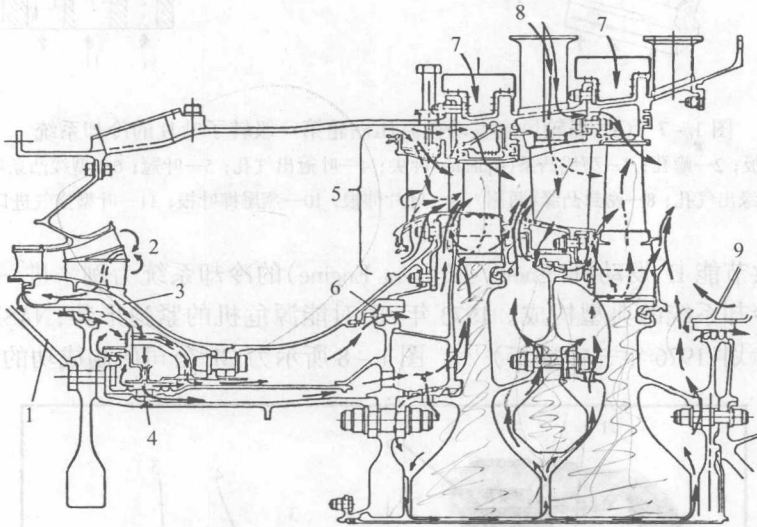


图 1-10 E³ 发动机及其冷却系统示意总图

1—密封阻塞空气；2—来自扩压段抽气；3—压气机排气密封；4—膨胀器接管；5—喷嘴导叶空气供应；
6—进口段密封；7—来自风扇空气；8—来自压气机 7 级抽气；9—来自压气机 5 级抽气。

图^[4,18]，其中示出转子、静子和冷却空气通路。第一级导叶由来自燃烧室火焰筒内外腔抽取的空气冷却，第一级转子叶片由来自压气机进气道中部抽取的空气冷却。第二级导叶的冷却空气来自压气机 7 级的抽气，第二级转子叶片的冷却空气来自第一级转子叶片的进气段。图 1-11 ~ 图 1-13 表示 E³ 发动机高压涡轮第一级导叶及其内外固定环的冷却系统设计^[3,18] (图中 m_a 为进入进气道的空气质量流量, m_c 为冷却用的空气质量流量, 其余符号就不一一说明, 感兴趣的读者可参看文献[18])。该设计有以下一些特点: 有两个单独的冲击冷却插件; 尾缘压力面开有吹风槽缝; 前缘采用射流冲击冷却和气膜冷却; 中弦区压力面有两排复合角气膜

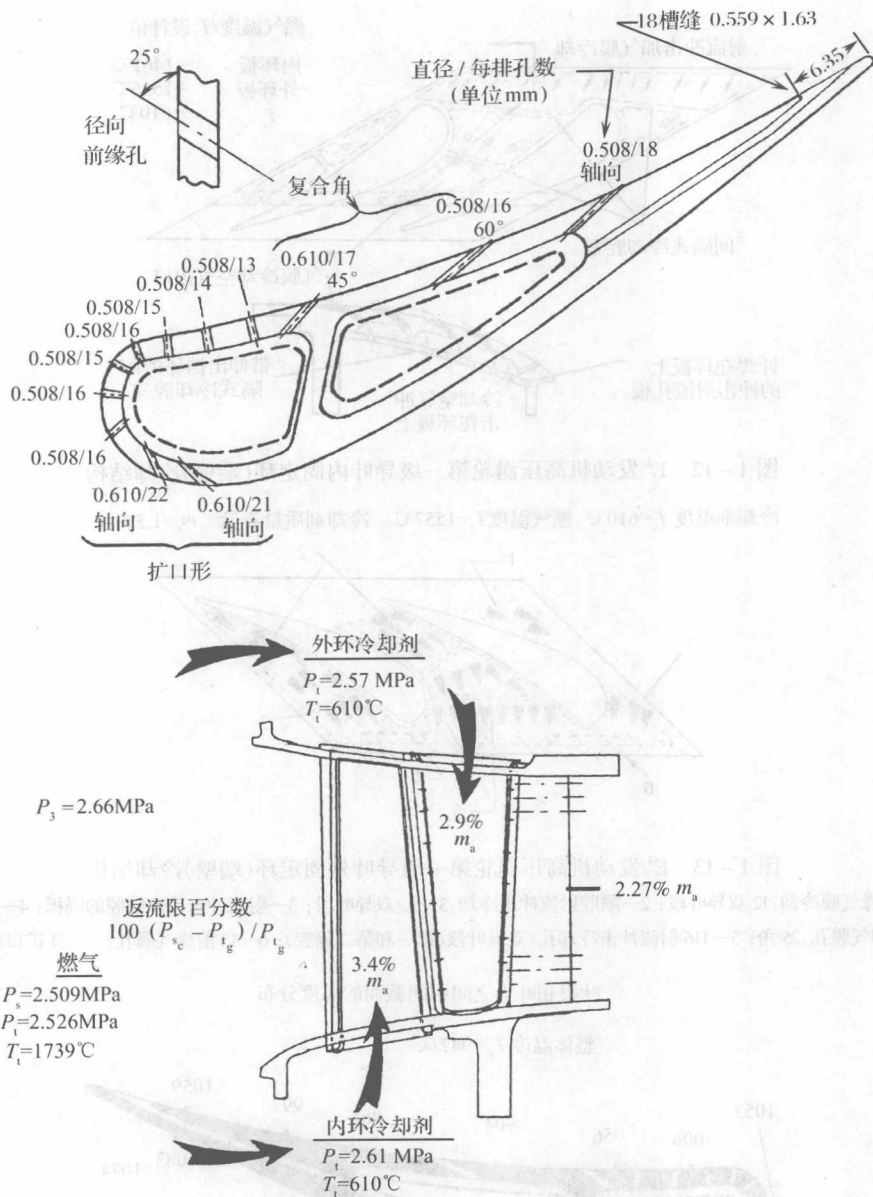


图 1-11 E³ 发动机高压涡轮第一级导叶冷却结构及冷却空气供应

孔维持气膜冷却,吸力面则是两排扩口锥形气膜孔维持气膜冷却;导叶内固定环(端壁)为射流冲击冷却加上通过成形加工气膜孔的气膜冷却;导叶内固定环(端壁)为射流冲击冷却加上通过成形加工气膜孔的气膜冷却;导叶外固定环则通过扩口锥形气膜孔维持气膜冷却。按照这一冷却设计得出的导叶节圆截面(叶根和叶尖之间的中间截面)的温度分布如图 1-14 所示^[4,18]。

图 1-15 表示 E³ 发动机高压涡轮第一级转子叶片的冷却系统^[4,18]。该冷却系统采用双路强化对流和气膜冷却设计。靠前的通路(或第一通路)为三流程带肋扰流件的弯折通道,流经通道的冷却空气在强化对流换热之后通过冲击冷却孔,对前缘内表面进行射流冲击冷却;之后,一部分冷却空气通过 3 排径向角气膜孔喷出,在前缘外表面形成气膜冷却。还有一部分冷却空气则分别自压力面和吸力面的气膜孔喷出,从而分别形成压力面和吸力面的气膜冷却。

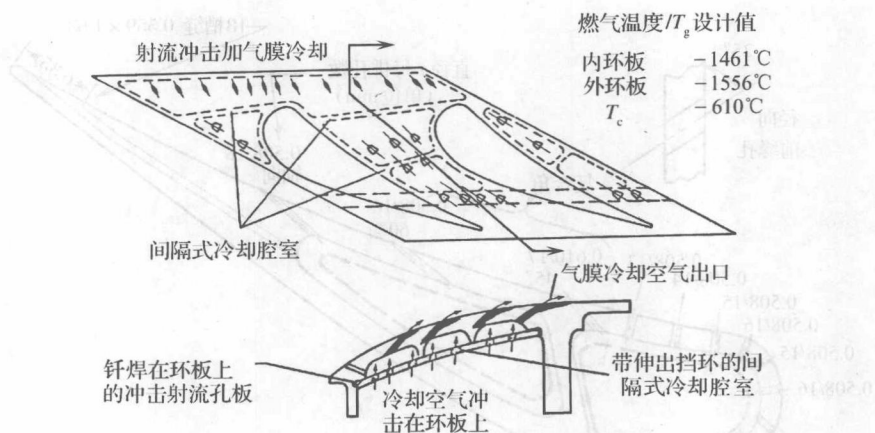


图 1-12 E³ 发动机高压涡轮第一级导叶内固定环(端壁)冷却结构

冷却剂温度 $T_c=610^\circ\text{C}$ 燃气温度 $T_g=1557^\circ\text{C}$ 冷却剂质量流量 $m_c=1.5\% m_a$

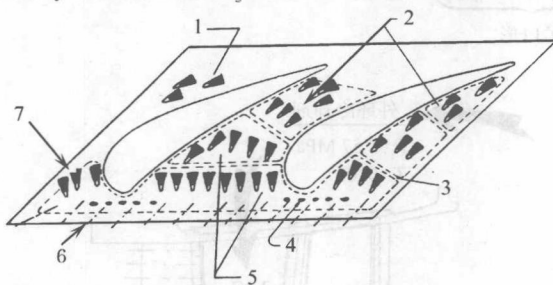


图 1-13 E³ 发动机高压涡轮第一级导叶外固定环(端壁)冷却结构

1—环板尾缘气膜冷却,12 双导叶段; 2—隔腔射流冲击冷却,31 孔/双导叶段; 3—射流冲击冷却隔腔的隔板; 4—10 导叶前缘气膜冷却气膜孔,25°角; 5—116 射流冲击冷却孔/双导叶段(第一和第二隔腔); 6—13 前缘气膜孔; 7—24 扩口形气膜孔。

叶根和叶尖之间中间截面的温度分布

整体温度 $T_B=947^\circ\text{C}$

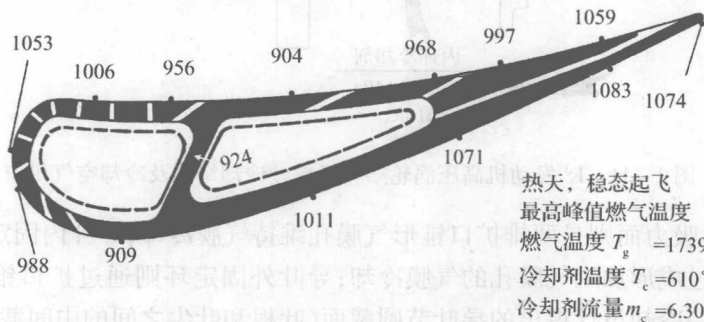


图 1-14 E³ 发动机高压涡轮第一级导叶节圆截面温度分布

压力面的气膜孔为单排轴向圆孔;吸力面的气膜孔则是单排轴向扩口锥形孔。靠后的通路(或第二通路)也是三流程带肋扰流件的弯折通道,流经通道的冷却空气在强化对流换热之后对尾缘进行冷却。尾缘采用冲击冷却—扰流柱—气膜冷却复合方案。尾缘冷却用过的冷却空气经压力面吹风缝引出,构成尾缘余下部分的外部气膜冷却。第二回路第三流程的冷却空气通过压力面中弦单排复合角气膜孔流出,用于增强压力面来自上游气膜孔的气膜冷却。图 1-16 表