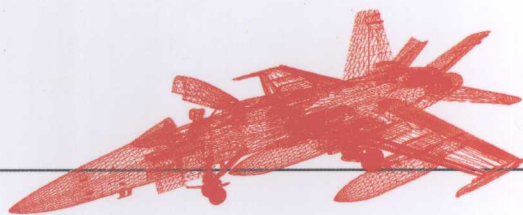


高等学校教材·航空、航天、航海系列
TEXTBOOKS FOR HIGHER EDUCATION

航空叶片机原理

楚武利 刘前智 胡春波 编著



西北工业大学出版社

高等学校教材

航空叶片机原理

楚武利 刘前智 胡春波 编著

西北工业大学出版社

【内容简介】 本书重点介绍了航空叶片机的工作原理,包括轴流压气机、轴流涡轮以及离心压气机三个主要部分。除基本原理外,还包括内部流动情况分析以及非设计性能分析。另外,根据目前国内外研究的进展,介绍了相关领域的新进展及出现的新技术。

本书主要针对飞行器动力工程专业的大专生、本科生和研究生,同时也可供流体机械行业的广大科技人员参考。

图书在版编目(CIP)数据

航空叶片机原理/楚武利,刘前智,胡春波编著. —西安:西北工业大学出版社,2009.8

ISBN 978-7-5612-2619-3

I. 航… II. ①楚… ②刘… ③胡… III. 航空发动机-叶片-高等学校-教材 IV. V232.4

中国版本图书馆 CIP 数据核字(2009)第 140952 号

出版发行:西北工业大学出版社

通信地址:西安市友谊西路 127 号 邮编:710072

电 话:(029)88493844 88491757

网 址:www.nwpup.com

印 刷 者:陕西丰源印务有限公司

开 本:787 mm×1 092 mm 1/16

印 张:12.75

字 数:309 千字

版 次:2009 年 8 月第 1 版 2009 年 8 月第 1 次印刷

定 价:27.00 元

前 言

航空发动机技术属于国防重点高科技领域,其发展水平已成为一个国家国防实力的重要标志之一。作为航空发动机关键部件的航空叶片机更是受到各国科技工作者的广泛关注。

随着材料科学、计算流体力学以及计算机技术的快速发展,各种新技术相继出现,大大推动了航空叶片机的发展。

编著者在总结国内外航空叶片机研究成果的基础上,继承以前国内使用的多种教材和讲义的经典部分,又注意吸收近年来本学科发展的前沿成果,融进一些新的研究思路和方法,在讲清概念和理论的基础上,特别注意联系部件设计和使用实践进行讨论。

编著者将此书定位在学习航空叶片机的一本入门教材,旨在使读者通过本书的学习,能够较好地掌握航空叶片机的基本原理及其研究思路和方法。

本书共6章。第一章、第二章及第四章由楚武利编写,第三章及第五章由刘前智编写,第六章由胡春波编写。张皓光博士协助整理书稿插图及校对。

由于编者知识水平所限,书中错误或不妥之处在所难免,敬希专家及读者给予指正。

编著者
2009年6月

目 录

第一章 绪论	1
第一节 叶片机的概念及分类	1
第二节 叶片机在航空发动机上的应用	3
第三节 叶片机的发展概况	6
思考与练习题	8
第二章 航空叶片机的气动热力学基础	9
第一节 热力学基本概念	9
第二节 滞止参数及气体动力学函数	10
第三节 叶片机内部气体运动的基本方程	12
思考与练习题	17
第三章 轴流压气机工作原理	19
第一节 轴流压气机组成与气动热力过程	19
第二节 轴流压气机的基元级	22
第三节 基元级的气体流动	23
第四节 基元级的增压原理	25
第五节 压气机基元级的气动设计	32
第六节 轴流压气机级的工作原理	46
第七节 超声速和跨声速轴流压气机级	57
第八节 多级轴流压气机设计简介	63
第九节 风扇设计技术简介	71
第十节 压气机的新技术和新方法简介	76
思考与练习题	81
第四章 轴流压气机的特性及防喘振方法	84
第一节 轴流压气机特性曲线的定义及作用	84
第二节 单级轴流压气机的特性	84
第三节 多级轴流压气机在非设计情况下的工作特点	89
第四节 相似理论在轴流压气机中的应用	92
第五节 压气机的非稳定工况与进口流场畸变	98
第六节 改善多级轴流压气机非设计工况性能的方法和防喘措施	112
第七节 叶轮机械性能及内部流动仿真	121

思考与练习题	127
第五章 轴流式涡轮	128
第一节 概述	128
第二节 涡轮基元级	129
第三节 涡轮级工作原理与设计	140
第四节 涡轮特性	149
第五节 涡轮冷却简介	155
第六节 对转涡轮简介	157
思考与练习题	159
第六章 径流式叶轮机械	161
第一节 离心压气机的结构及工作原理	161
第二节 离心压气机的能量损失、效率和性能曲线	163
第三节 离心叶轮	169
第四节 固定部件	181
第五节 离心压气机的气体动力计算	188
第六节 斜流压气机	191
第七节 径流式涡轮	194
思考与练习题	197
参考文献	198

第一章 绪 论

第一节 叶片机的概念及分类

一、叶片机的概念

叶片机广泛应用于国民经济各个领域,如日常生活中常见的电风扇、水泵及工业生产中应用的鼓风机、水轮机及蒸汽轮机等。通常叶片机是下述两类机器的总称:一类是给工质加入能量(功),使工质的压力升高或使工质流动而产生推动力的机器,属于这一类的机器有压气机、风扇、泵、空气螺旋桨与船舶螺旋桨等;另一类则是从工质中获取能量而得到轴功的机器,属于这一类的机器有涡轮机(蒸汽涡轮、燃气涡轮、水力涡轮)和风车,这类机器有时也称为原动机。这两类机器中能量的转换都是通过工质中旋转一定形状和一定数量的叶片来实现的。或者说,在工质中旋转一定形状和一定数量的叶片,通过叶片和工质的相互作用,给工质加入或自工质取得能量的机器统称为叶片机。

二、叶片机的分类

叶片机按其工质流动的方向,可以划分为轴流式、径流式、斜流式和组合式四种。

轴流式是指气流的流动方向与工作轮旋转轴心线的方向一致或近乎一致,径向速度非常小。轴流式压气机的结构如图 1-1 所示。

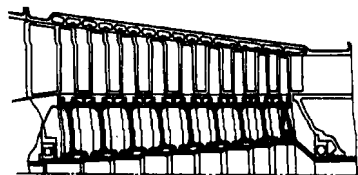


图 1-1 轴流式压气机结构图

径流式是指气流方向沿着半径方向或接近于半径方向,如图 1-2 和图 1-3 所示。

斜流式是指气流方向和旋转轴构成一倾斜角,如图 1-4 所示。

组合式压气机是指在整个压气机中,一部分为轴流式,而另一部分为径流式(或斜流式)的机器,如图 1-5 所示。

叶片机按其动叶进口相对气流马赫数来说,可以有亚声速、跨声速和超声速之分。

若动叶进口相对气流马赫数沿叶高均小于 1.0,则为亚声速级;均大于 1.0,则为超声速级;若动叶进口相对气流马赫数沿叶高有一部分大于 1.0,而另一部分小于 1.0,则为跨声级。轴流式压气机或风扇的跨声速级,目前在航空发动机上已经有了广泛的应用。

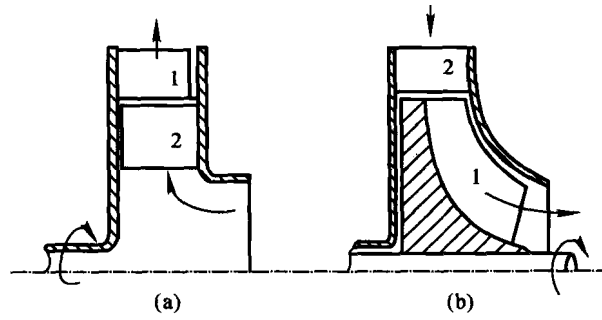


图 1-2 径流式涡轮原理简图

(a) 离心式涡轮；(b) 向心式涡轮
1—动叶轮；2—静叶

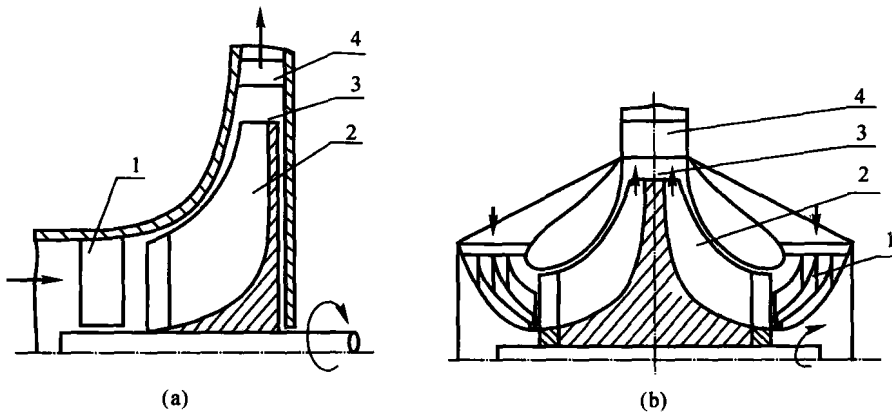


图 1-3 径流式压气机原理图

(a) 单面离心式压气机；(b) 双面离心式压气机
1—进口导流片；2—动叶轮；3—无叶扩压器；4—叶片扩压器

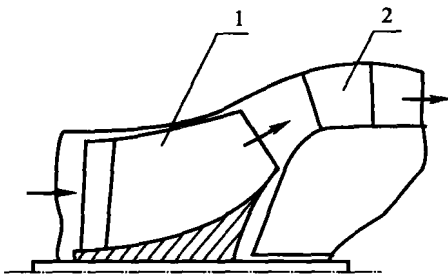


图 1-4 斜流式压气机原理简图

1—动叶轮；2—静叶

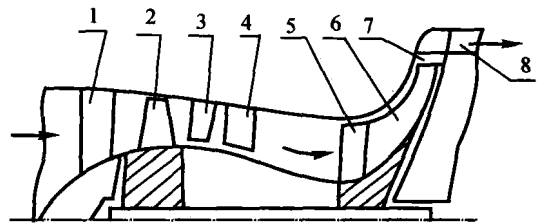


图 1-5 组合式压气机原理简图

1—进口导流叶片；2—动叶；3,4—双排静叶；5—导流片；
6—动叶片；7—径流扩压器；8—轴流扩压器

第二节 叶片机在航空发动机上的应用

航空发动机是飞机的心脏,而叶片机在发动机上占有相当重要的地位。叶片机作为能量转换的机器广泛地用于航空和其他工业领域。在近代航空涡轮发动机上几乎都采用轴流式叶片机:压气机、风扇和涡轮。图 1-6 ~ 图 1-10 是轴流压气机(风扇)和涡轮在各种涡轮发动机上应用的原理简图。

图 1-6 为涡轮喷气发动机,来流经过压气机的压缩,压力升高,在燃烧室中喷油点火燃烧获得能量,然后高温高压燃气在涡轮中膨胀将热能转变为带动压气机和附件旋转的轴功。涡轮后的仍为高温高压的燃气在尾喷管中继续膨胀,以比进口来流高得多的速度喷出,从而产生反作用力,即推力。

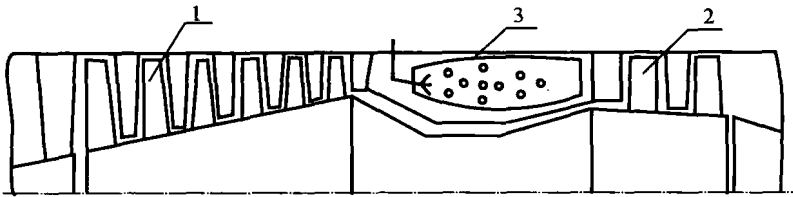


图 1-6 涡轮喷气发动机原理图

1— 多级轴流压气机；2— 轴流涡轮；3— 燃烧室

图 1-7 为涡轮螺旋桨发动机,和图 1-6 不同的是增加了螺旋桨,螺旋桨用来产生发动机的推力。显然,这种情况下涡轮除了带动压气机和附件外,还带动螺旋桨。

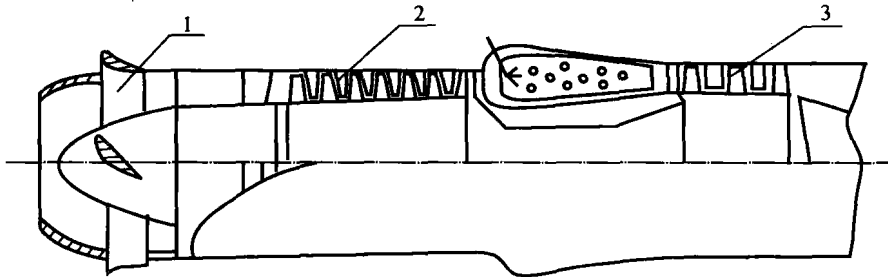


图 1-7 涡轮螺旋桨发动机原理简图

1— 螺旋桨；2— 轴流式压气机；3— 轴流涡轮

图 1-8 ~ 图 1-10 为涡轮风扇发动机,均为双轴双涵道。图 1-8 为前风扇发动机,低压压气机和风扇成一体,由低压涡轮带动,而高压压气机由高压涡轮带动;图 1-9 为后风扇发动机,后风扇由自由涡轮带动;图 1-10 为高涵道比(外涵道空气流量和内涵道空气流量的比值)前风扇发动机,风扇和低压压气机由低压涡轮带动。

图 1-11 为单面进气双级离心式涡轮螺旋桨发动机,图 1-12 为双面进气单级离心式涡轮喷气发动机,它们均采用了离心式压气机。

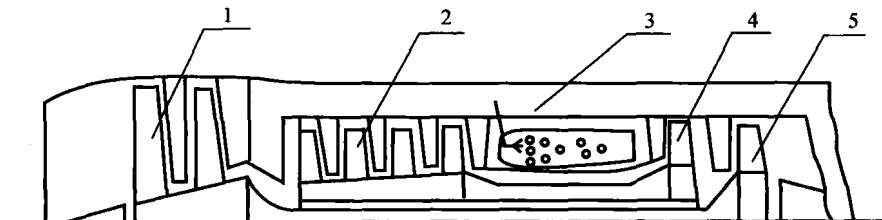


图 1-8 涡轮风扇(前)发动机原理图

1—前风扇(低压压气机); 2—高压压气机; 3—外涵道; 4—高压涡轮; 5—低压涡轮

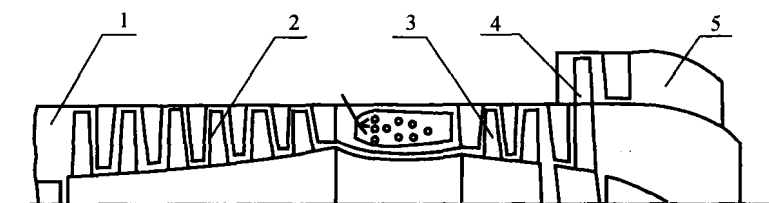


图 1-9 涡轮风扇(后)发动机原理图

1—内涵道; 2—轴流压气机; 3—轴流涡轮; 4—自由涡轮带动后风扇; 5—外涵道

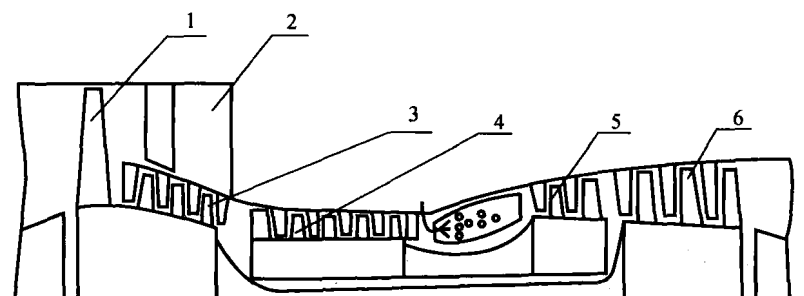


图 1-10 高涵道比涡轮风扇(前)发动机原理简图

1—前风扇; 2—外涵道; 3—低压压气机;
4—高压压气机; 5—高压涡轮; 6—低压涡轮

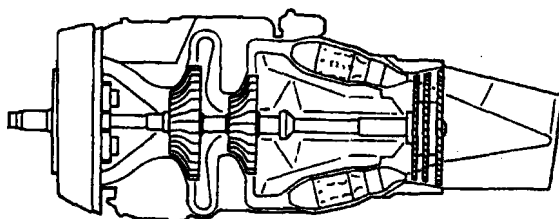


图 1-11 单面进气双级离心式涡轮螺旋桨发动机

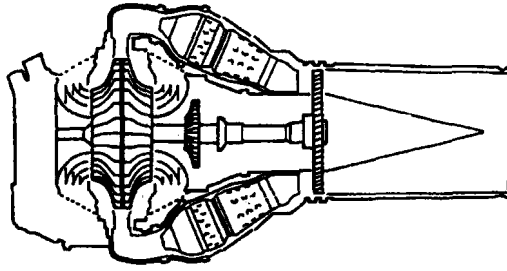


图 1-12 双面进气单级离心式涡轮喷气发动机

图 1-13 为三轴前风扇涡轮喷气发动机,目前在带风扇的发动机上有些已采用了三轴系统,涡轮共有三级,一级用来带动风扇,一级用来带动低压压气机,另一级用来带动高压压气机。其特点是防喘效果好。多于三轴的系统由于结构十分复杂,在实际应用中还未曾见到。

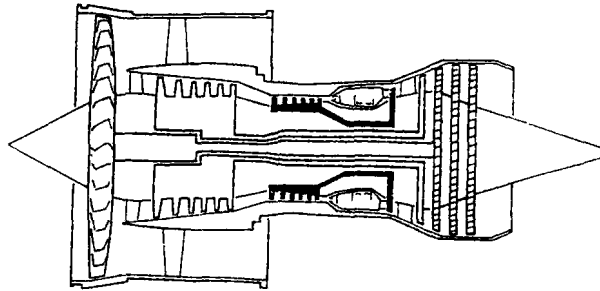


图 1-13 三轴前风扇涡轮喷气发动机(高涵道比)

图 1-14 为带对转风扇的发动机,采用对转风扇可以省去一排静子叶片,对减轻质量十分有利。

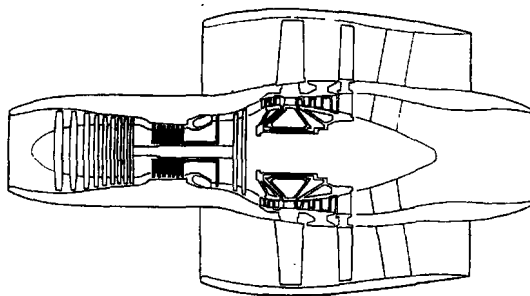


图 1-14 带对转风扇的发动机

此外还有一种直升机上装用的涡轮轴发动机,这种发动机可以是图 1-9 中去掉后风扇而

用自由涡轮去带动直升飞机的旋翼(也是空气螺旋桨),也可以在图 1-7 中将产生拉力的螺旋桨去掉而另装上旋翼。

在本书中,将重点阐述近代航空涡轮发动机上广泛采用的轴流式压气机和涡轮的基本工作原理及内部流动现象;对径流式压气机及涡轮也将作较为详细的介绍。

第三节 叶片机的发展概况

从原理上讲,人类早期使用的水车和风车都与现代的叶轮机一样,虽然在功率、转速及其他性能方面都无法与现代的叶轮机相比。18 世纪初期出现了蒸汽机,随后相继创造出了内燃机。20 世纪 30 年代,航空发动机都是活塞式的内燃机,为了改进这种发动机在高空时的功率,采用了废气涡轮增压器(离心式压气机),这是叶轮机进入航空以后成为航空叶片机的开始。随着材料力学、冶金学、气体动力学等学科的发展,解决了叶轮机发展中的主要矛盾,当时又处于第二次世界大战的初期,各国都在投入极大的精力提高飞机的飞行速度,改善发动机由于整体迎风面大,不适应高速飞行的缺点,于是以叶轮机作为主要部件之一的涡轮喷气发动机诞生了,为航空发动机开辟了一条新的道路。

由于航空发动机技术的飞速发展,轴流压缩机的理论与实验研究工作进展很快,并不断取得成果。特别是平面叶栅实验与压缩机模化实验研究工作的开展,以及气体动力学方面许多理论工作的突破,对改善叶轮机性能和完善设计方法起了极大的促进作用。20 世纪 60 年代以来,由于测试手段的现代化和计算机技术的发展,又进一步使叶轮机的理论研究、实验研究及设计工作不断改善,设计理论也不断从二元设计、三元校核向三元设计过渡。现代叶轮机的效率可达到 88%~90%。

现代飞机不断提高的战术技术指标对航空发动机提出了非常高的要求,高温、高压、高转速,而且要求高可靠性、长寿命和轻质量是其基本特点。在这些高性能要求的推动下,作为发动机技术支柱的气动热力学、材料学、结构力学和结构设计技术以及工艺技术已发展到了很高的水平。发动机就是建立在这些学科基础上的综合高技术产品。从系统的观点看,发动机以部件技术为基础,通过精确的、能全面协调的总体集成匹配技术才得以设计研制成功。风扇/压气机是涡轮发动机的一个重要部件,技术含量高,难度大,常成为阻碍发动机研制成功的关键部件。

一、风扇/压气机的发展趋势

在过去四五十年里,风扇/压气机性能水平有了很大的提高,主要表现为在满足失速裕度的条件下,单级增压比、总增压比和效率都有所提高,级数明显减少。从 1970—1985 年,风扇绝热效率峰值的平均值约从 0.825 提高到了 0.88,进步是很明显的。取得这些进步的主要原因如下:

1. 改进了设计、研制及实验技术

在 20 世纪 80 年代中期以前,当时气动设计最先进的手段是 S2 流面的通流程序和 S1 流面程序,全三维程序尚未大规模投入工程使用,但由于引入了可靠的经验统计数据 and 实验关联关系,例如扩散因子关联、失速裕度关联和效率关联,使设计已经达到了相当高的水平。对双圆弧和多圆弧叶型的深入研究和成功应用突破了亚声压气机的限制,跨越到超跨声压气机的技术

时代,这对于以后的大幅度提高性能具有极其重要的意义。低速大尺寸实验装置是当时研制核心压气机的重要设备,端弯则是当时发现的提高核心压气机性能的一种有效手段。这些技术进步大大提高了设计研制水平。

2. 叶尖切线速度不断提高

现役机种的叶尖速度在 440 ~ 490 m/s 之间,而在先期的研究中,其速度则有高达 630 m/s 的。提高叶尖速度在气动方面有很大好处,因为对于现在常用的衡量气动负荷水平的 3 种方式,即扩散因子、加功量系数和静压升系数,当提高叶尖速度时这几种气动负荷水平参数都是下降的。提高叶尖切线速度,有利于降低气动负荷水平,有利于提高单级增压比,有利于提高失速裕度。

3. 更低的展弦比

统计表明,过去四五十年内,叶片展弦比一直在降低。压气机的平均展弦比约从 3.5 下降到 1.6,风扇的则由 4.5 下降到 2.0,下降的趋势是非常明显的。低展弦比的主要好处是更好的耐用性,更低的成本,大体相同的轴向长度,更好的抗失速能力,更少的零件数,大体相同的质量,更高的效率。降低展弦比是提高级的负荷能力和抗失速能力的有效措施,这主要是因为降低展弦比可使叶面和端壁的增压梯度减小。

4. 更高的稠度

更高的稠度有利于降低气动负荷。对于现代的高负荷风扇,动叶根部稠度达到 3.0 左右是允许的。

二、美国的综合高性能涡轮发动机技术

美国从 1988 年起 15 年内投入 50 亿美元的巨资,实施了“综合高性能涡轮发动机技术”计划(即 IHPTET 计划),希望在世纪交替之际,超越技术上的障碍,使推进系统比现有能力提高 1 倍,即在 2003 年完成第三阶段计划时所具有的能力,可使推重比达到 15 ~ 20,耗油率降低 40%。为达到此目标,在风扇 / 压气机方面,则要在保持高效率和足够失速裕度的条件下实现以更少的级数达到更高的增压比,例如,整个风扇从现在通常用的 3 ~ 4 级减少为只用 1 ~ 2 级,而核心压气机则只用 3 ~ 4 级。第三阶段的某些目标现已提前达到,例如,一个单级风扇转子在实验时已达到了 F100-PW-200 三级风扇的增压比,且效率很高。在空气动力学方面,对于轴流式风扇 / 压气机,IHPTET 计划提出的主要研究课题是高通流设计、弯掠叶片和大小叶片。以非定常全三维流场数值模拟为主要研究内容的计算流体力学是达到上述目标的主要技术支持。

1. 计算流体力学(CFD)

在叶轮机 CFD 技术中,定常全三维分析技术在叶轮机设计中得到了广泛应用,使叶轮机的设计能力和水平有了很大的提高。这主要体现在:① 使设计与流动更加适应,激波、附面层等流动现象的控制更加自如,提高叶轮机效率和稳定裕度;② 使多级压气机各叶排之间更加匹配,改善压气机性能;③ 一些设计技术将得到更好的应用,如叶片端弯、复合弯扭、倾斜叶片、掠形叶片、大小叶片等。叶轮机流动是高度的非定常流动,例如进口流场不均匀性、动静叶排之间的相互干扰、各种二次流和涡系等。未来高性能叶轮机设计将在非定常分析的基础上进行,考虑动静叶排相互影响,考虑叶片周向布局,以推迟压气机失速和喘振的发生。同时,可以考虑气固热耦合问题,以评估由于非定常力引起强迫振动和颤振而导致的高周疲劳问题。我国

设计的两台高负荷单级风扇正是在没有实验数据支持而靠三维数值优化取得的成功。所以三维程序的应用,大大提高了产品性能,降低了成本,缩短了研制周期,减少了对实验的依赖,减少了盲目性和研制风险。

2. 先进的部件设计技术

风扇、压气机部件的发展目标是以更少的级数达到更高的增压比,具有大的单位迎风面积流量、更高的效率和稳定工作裕度,同时具有更轻的质量和更少的零件数目。风扇采用1~2级达到当前3级的负荷,高压压气机采用3~4级达到当前6~7级的负荷。未来可应用于风扇和压气机设计的先进技术包括:① 叶片弯掠技术。以全三维分析为基础的叶片设计,综合考虑弯、掠、扭的作用,采用掠形设计尤其是前掠叶片以降低转子叶尖激波强度。通过弯曲叶片改善端区流动,使叶片形状与流动更加适应,从而提高负荷能力和性能。② 大小叶片技术。在转子叶片通道的后部加上小叶片,抑制气流分离,使级负荷大大提高。③ 新型结构。如整体叶盘、整体叶环、空心叶片、带冠碳纤维缠绕转子、刷式封严等。

先进发动机对涡轮的主要挑战是涡轮负荷和进口温度越来越高,同时要求质量减轻,零件数减少。主要先进技术包括:① 对转涡轮技术。高、低压涡轮均为单级且对转,以取消高、低压涡轮之间的导向器。② 新型高效冷却技术。如内部强迫对流冷却。

综观航空发展的历史,可以毫不夸张地说,发动机技术在飞机的发展过程中起着关键性作用。发动机是飞机的心脏,是推动飞机快速发展的原动力,没有好的发动机,就不可能有先进的飞机。人类在航空领域中的每一次重大的革命性进展,无不与航空动力技术的突破和进步密切相关。同时,飞机的需求和发展又促使发动机向更高的水平迈进,两者相得益彰,促进了整个航空事业的蓬勃发展。而叶轮机在航空发动机中又占有举足轻重的地位,其设计及制造技术的每一次突破,都会推动航空动力的发展。计算机技术及计算流体力学,先进的测量技术及实验手段的发展都对认识叶轮机中的流动现象有巨大的帮助。与航空动力技术一样,叶轮机在21世纪将会加速发展,取得更加辉煌的成就。

思考与练习题

1-1. 指出下列机械中哪些属于叶片机,哪些属于压气机类,哪些属于涡轮类,为什么?

- (1) 齿轮油泵;(2) 风车;(3) 打气筒;(4) 水力发电站的水轮机;(5) 理发用的吹风机;
(6) 农业灌溉用的水泵。

1-2. 简单叙述压气机及涡轮在航空发动机上的应用。

第二章 航空叶片机的气动热力学基础

本章主要介绍有关热力学和气体动力学的基本概念及基本方程,作为后面各章节讨论的基础。

第一节 热力学基本概念

一、气体的热力学性质

在讲述航空叶片机原理之前,先将气体动力学中常用到的有关气体的热力学性质作一简单的介绍。

由热力学知道,气体的状态可以用压强(p)、温度(T)、密度(ρ)等参数来描述。它们之间的关系称为状态方程。如果忽略分子本身的体积和分子之间的相互作用力,即对完全气体而言,状态方程可以写成

$$p = \rho RT \quad (2-1)$$

式中, R 为特定气体的气体常数,对于空气, $R = 287.06 \text{ J}/(\text{kg} \cdot \text{K})$ 。

对于实际气体,当温度大大超过临界温度时,只要压强低于临界压强,式(2-1)仍可适用。因此,在工程上,一般都可以把气体作为完全气体来处理。

气体的另一个重要性质是它的比热容。通常应用两种比热容,即比定压热容(c_p)和比定容热容(c_v),对于完全气体,它们之间存在下列关系:

$$c_p - c_v = R \quad (2-2)$$

在热力学中, c_p 和 c_v 的比值是一个很重要的参数,称为比热比,以符号 κ 表示,即

$$\kappa = \frac{c_p}{c_v} \quad (2-3)$$

对于完全气体来说,比热容和比热比只是温度的函数。在进行理论分析及近似计算时,常常假设气体的比热容和比热比是常数。

在流动过程中,与功、热相关联的能量项是焓,对于叶轮机内部流动过程来说,焓可以表示为温度和压强的函数:

$$h = f(p, T) \quad (2-4)$$

式中, h 为比焓,单位为 J/kg 。

若气体性质符合完全气体,则焓差可以表示为

$$\Delta h = \int_{T_1}^{T_2} c_p dT \quad (2-5)$$

若用三次多项式表示,则有

$$c_p = a + bT + cT^2$$

则式(2-5)可以积分得出

$$\Delta h = a(T_2 - T_1) + \frac{b}{2}(T_2^2 - T_1^2) + \frac{c}{3}(T_2^3 - T_1^3) \quad (2-6)$$

当假定在温度 T_1 和 T_2 之间比定压热容 c_p 为常数时,则式(2-5)变为

$$\Delta h = c_p(T_2 - T_1) \quad (2-7)$$

式(2-7)对单原子气体是很合适的,对于其他气体, c_p 值随温度 T 有明显的变化,但在一定的温度范围内采用 c_p 的平均值,其误差也不大。

二、等熵过程的状态参数关系式

在叶轮机器的内部流动过程中,热损失较小,常假设其内部过程为绝热。如果不考虑流动过程的损失,则流动过程可认为等熵,这是一种理想情况。叶轮机器的内部流动,通常是按等熵过程计算,结合某种效率或损失项来进行修正的。

若气体符合完全气体定律,则对从状态 1 到状态 2 的等熵过程可得

$$\int_{T_1}^{T_2} c_p \frac{dT}{T} = R \ln \frac{p_2}{p_1} \quad (2-8)$$

若取 $c_p = a + bT + cT^2$,则积分后得

$$R \ln \frac{p_2}{p_1} = a \ln \frac{T_2}{T_1} + b(T_2 - T_1) + \frac{c}{2}(T_2^2 - T_1^2) \quad (2-9)$$

若在温度 T_1 和 T_2 之间 c_p 为常数,则式(2-8)变为

$$c_p \ln \frac{T_2}{T_1} = R \ln \frac{p_2}{p_1} \quad (2-10)$$

则

$$\frac{p_2}{p_1} = \left(\frac{T_2}{T_1} \right)^{\frac{c_p}{R}} \quad (2-11)$$

由热力学知,对于完全气体,有

$$\frac{c_p}{R} = \frac{\kappa}{\kappa - 1}$$

故

$$\frac{p_2}{p_1} = \left(\frac{T_2}{T_1} \right)^{\frac{\kappa}{\kappa - 1}} \quad (2-12)$$

此处 κ 是等熵过程指数,对完全气体来说,即比热比值。

第二节 滞止参数及气体动力学函数

一、滞止参数

如果按一定的过程将气流速度滞止到零,此时气流的参数就称为滞止参数。在叶轮机中,焓和动能两项之和常出现在方程中,把它们看成一个单一的量使用起来较为方便。

在绝能流动的条件下,气体的焓是随气流速度的减小而增大的。如果把气流的速度绝能地滞止为 0,此时所对应的焓值就称为滞止焓,用符号 h^* 表示,则

$$h^* = h + \frac{c^2}{2}$$

对应于滞止焓的温度称为滞止温度,在完全气体和定比热容的情况下,得

$$h^* - h = c_p(T^* - T) \quad (2-13)$$

式(2-13)可写成

$$T^* = T + \frac{c^2}{2c_p} \quad (2-14)$$

式中, T^* 即滞止温度,也称总温。它可以理解为静温和速度为 c 的气体被绝热滞止后所达到的温度。

滞止压强或总压强可看成静压强为 p 、速度为 c 的气体被等熵地滞止后得到的压强。因 p^* 和 p 之间的变化过程是等熵的,故满足

$$\frac{p^*}{p} = \left(\frac{T^*}{T}\right)^{\frac{\kappa}{\kappa-1}} \quad (2-15)$$

上面定义的滞止焓的概念是普遍适用的,它除了能量平衡关系以外,不包含任何假设条件;滞止温度只在完全气体和定比热容条件下才是严格适用的;滞止压强除与滞止温度有关的假设外,还有一个从静压强到总压强的等熵滞止条件,即滞止的途径应是等熵的。如果气体的流动过程是定常的,且与外界无功和热量交换,则流动过程的滞止焓和滞止温度不变,并且不要求过程是等熵的。但对滞止压强则不同,在此条件下,在完全气体和定比热容的前提下,流动过程的滞止压强变化关系为

$$e^{\frac{\Delta s}{R}} = \frac{p_1^*}{p_2^*} \quad (2-16)$$

式中,角标 1,2 表示流动过程的初、终态。可见,只有等熵过程($\Delta s = 0$),滞止压强才保持不变;而对有损失的流动($\Delta s > 0$),滞止压强就要降低。

二、声速和速度系数

根据完全气体和等熵过程关系,气体声速 a 可以表示成

$$a = \sqrt{\kappa RT} \quad (2-17)$$

气流速度与当地声速 a 的比值,是确定气体特征的一个重要参数,叫马赫数,以 Ma 表示,即

$$Ma = \frac{c}{a} \quad (2-18)$$

在临界条件下, $Ma = 1$,此时对应的声速称为临界声速,用 a_{cr} 表示,即

$$a_{cr} = \sqrt{\frac{2\kappa}{\kappa+1} RT^*} \quad (2-19)$$

气流速度与临界声速之比,以 λ 表示,称为速度系数,即

$$\lambda = \frac{c}{a_{cr}} \quad (2-20)$$

可以看出,在滞止温度保持不变(定常流动,与外界无热量和功的交换)的流动过程中,临