

航空发动机燃烧技术的研究与发展

航空工业部 周晓青

航空发动机技术的迅速发展和航机民用事业的大力推广,为燃烧室的研究与发开展辟了更广阔的领域和提出了更高的要求。本文将就航空燃烧室的研究与发展方向作一初步展望。

一、对燃烧室的主要要求

发动机总的趋势是向高涡轮前温度,中、高增压比,高部件效率,先进循环等方向发展;提高推重比;降低耗油率;走核心机发展道路;实现一机多用。先进航空发动机对燃烧室的主要要求是:

1. 高压、高出口温度、高性能

燃烧室将工作在25~40压力下,出口温度达1800 K以上。燃烧室流阻进一步降低,有更宽的稳定工作范围,良好的点火性能。台架燃烧效率高达99~100%。燃烧室有更高的抗进口流场畸变能力和更好的出口温度场品质。

2. 提高热容强度,减小燃烧室尺寸

燃烧室热容强度将比现在提高27%,长度比现在的短环形燃烧室缩短30%。

3. 提高耐久性,延长寿命

燃烧室寿命将进一步延长,军用机上将达到4千小时,民用机上要达到1万多小时。

4. 减低排气污染

5. 采用替换燃料

6. 高性能、宽工作范围的加力燃烧室

加力燃烧室将向减少流阻损失、缩短长度、提高燃烧性能的方向发展。台架燃烧效率要提高到95%。冷态总压恢复系数提高到95%。要进一步解决低频不稳定燃烧问题。涡喷加力室要改进燃烧室的冷却。

二、燃烧室研制的关键技术

1. 燃油雾化技术

燃油喷嘴设计与雾化质量影响到燃烧性能的许多方面,包括点火、冒烟、积炭、局部过热、稳定范围、出口温度场等。随着压力的提高,压力雾化喷嘴正在让位于各种油气预混雾化系统,例如蒸发管及空气雾化喷嘴。后者雾化质量高,油气混合好,更适宜于高压下应用。

需要研究各种喷嘴的燃油雾化机理以及油雾特性与喷嘴几何结构燃料特性、工作参数的关系,研究喷嘴与旋流器及头部结构的正确组合,这是获得高性能燃烧室最为重要的技术。

2. 气动技术

需要发展的燃烧室气动技术包括短突扩技术, 头部气流结构与旋流技术 (包括各种双旋流器), 油气混合和燃气与空气的掺混技术、混合器技术、回流稳焰技术等。开展这方面的实验与分析研究对于研制先进低流阻、小尺寸、高性能、出口温度分布合格的燃烧室是至关重要的。

3. 先进冷却与隔热技术

为在高压、高工作温度下提高燃烧室的耐久性和延长其寿命, 除了发展整体成形加工工艺以提高结构刚性及抗疲劳性能, 以及采用先进金属、陶瓷材料和隔热涂层外, 重点要发展先进冷却技术。

初期, 由于可用冷却空气量占总流量的 50%, 燃烧室的冷却研究未得到足够重视。随着燃烧室出口温度的提高, 可用冷却空气量越来越减少, 燃烧室冷却将成为与涡轮冷却同等重要的技术问题。图 1 表示了五种不同的冷却方案。多孔层板 (Lamilloy) 属于半发汗冷却方案。最新的复合基质 (Composite matrix) 方案实际上是一种撞击/发汗冷却加陶瓷层的三层复合冷却结构, 其冷却效率比多孔层板还高。

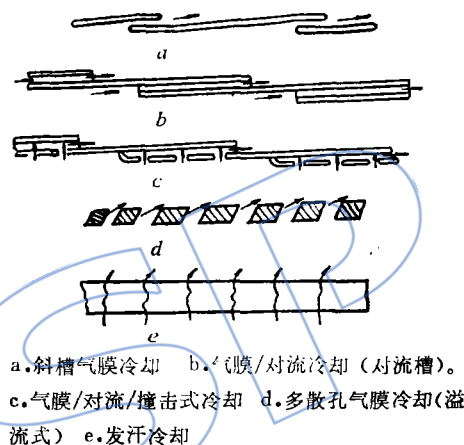


图 1 五种基本燃烧室冷却方案

当前国内需要着重对气膜/对流/撞击式和多孔层板式两种冷却方案的传热机理、设计方法, 材料与制造技术等开展研究。

4. 替换燃料的应用

替换燃料的应用有两个层次。一是在航空发动机上的应用。近期主要采用宽馏份石油制品, 如 NASA 建议的 ERBS 和轻柴油型的宽馏份 Jet4 等。远期要使用煤的人工液化燃料、油页岩残油和高固氮含量燃料。它们的特点是芳香烃含量高, 含氢量少, 燃烧性能差, 发烟、积炭严重, 热辐射强, 壁温高, 影响燃烧室寿命。

第二个层次是在工业燃气轮机上的应用, 这是燃气轮机能否推广应用的关键。近期应该研究重油、天然气及各种中、低热值煤气的应用。远期要采用水煤浆和煤粉。重油粘性大, 难雾化, 难蒸发, 钠、钒等有害杂质含量高, 使积炭、冒烟和壁温等问题更加严重。低热值煤气在组织稳定与有效的燃烧上有一定困难, 因为燃烧温度及化学反应速率低。水煤浆特别是煤粉要解决燃料的高压输供与调节, 除灰以及减低涡轮叶片上沉结、浸蚀和腐蚀 (DEC) 等技术问题。

5. 燃烧室新设计方案研究

新的设计方案集中在提高燃烧性能, 扩大燃料应用范围和参数变化范围, 提高可靠性、耐久性的方向上。现在正在研究的有双环形燃烧室、旋涡燃烧混合燃烧室 (Vorbix) 轴向或径向分级燃烧室, 旋流器与掺混孔面积可调的变几何燃烧室、陶瓷燃烧室、以及红外辐射小、长度短、流阻小、效率高的旋流加力燃烧室等。还需寻找新的主燃烧室头部形式, 以解决目前单管型主燃区与环形出口场之间的固有矛盾。

火焰稳定方面,国内首创的沙丘驻窝、大速差同向射流回流正在得到实际应用。马蹄窝、双回流燃烧室和各种改型V型、双V形稳定器以及预燃式稳定器也在积极探索中,它们都显示了我国独特的技术风格。

6. 试验技术

就燃烧室试验而言,我们无论在气源、各种全尺寸或模拟试验设备等方面,都与西方主要航空强国存在着巨大的差距,但目前最主要的差距是在测试仪器和数据处理手段方面。要大力推广应用温度、动态稳态压力、流速、化学组分浓度等工作参数的先进测量仪器,扩大测量范围,提高测量精度。同时要尽快在各主要燃烧研究设备上,实现以微机为中心的数据采集、处理自动化。

三、研究与发展的新途径

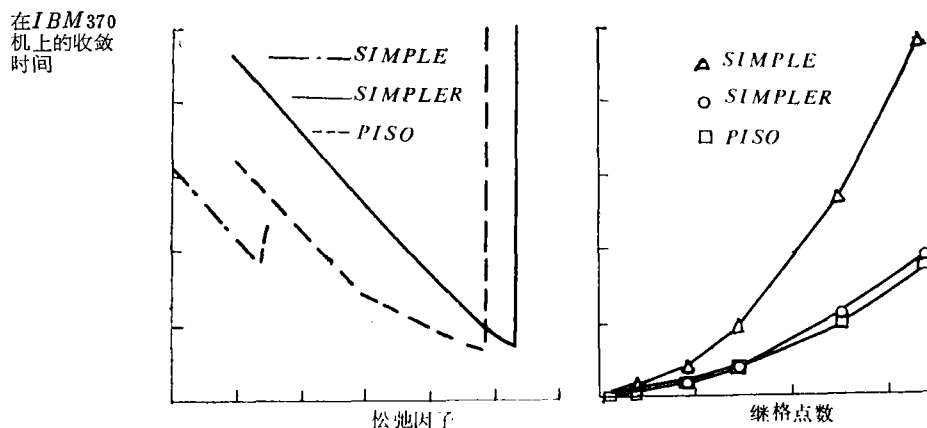
长期以来,燃烧室的设计与发展都采用经验方法,依靠经验数据和半经验关系式进行设计,然后进行大量零、部件试验。当燃烧室的设计型式,工作参数变化不大,或者走原准机改型道路时,上述经验、半经验方法能够满足要求,不失为一种实用方法。否则,就不适用。

要想以最短的周期、最少的消耗,实现最佳化设计,研制出高水平的燃烧室,必须开辟新的途径。这就是要将燃烧室的研制建立在对实际工作过程了解的基础上,真正弄清楚燃烧室中发生各种复杂过程的物理、化学本质。计算机与激光时代的到来给了我们实现这一转变的机会。

1. 燃烧过程的计算机模拟

随着计算流体力学的蓬勃兴起,在国外,先是在大学,然后在航空研究院以至各发动机公司,都开始了计算燃烧学的研究。美国NASA的刘易斯研究中心,近年来实现了研究重点的转变,由大量试验研究为主,改为以计算机模拟、诊断技术的研究为主;打算通过计算、专门试验验证和实际燃烧室综合试验验证三个阶段,开发出实用的多相多维燃烧计算机程序,实现燃烧室设计最佳化。

当前计算机模拟工作集中在下述几方面:



(1) **先进数值方法研究** 当前应用最广泛的有限差算法是 SIMPLE, 它的主要问题是收敛速度慢, 亚松弛因子要求严。SIMPLER 和 PISO 算法比 SIMPLE 好得多 (见图 2)。最近又开发出 SIMPLEC, 在 SIMPLER 基础上又略有改善。

目前应用最广的差分格式是逆风式、混合式或幂函数方法, 它们形式简单, 计算时间少, 主要问题是数值 (虚假) 扩散大。这已成为当前计算机模拟的头号问题, 不解决它, 难以改进物理模型。已发现, SUD 与 QUICK 的数值精度比上述几种差分法要高得多 (见图 3)。但 SUD 易于发散, 为此, 将 SUD 与逆风法结合起来, 发展成限制倾斜逆风法 (BSUDS2)。在粗网格系统中, 它比 QUICK 的精度更高。这两种方法的主要问题是计算时间长 (是混合法的 3~10 倍), 需要进一步探索精度高、收敛快、机时少的先进数值方法。

(2) **物理模型** 物理模型的真实程度是计算机模拟成败的关键。主要模型有湍流与标量输运模型、燃油喷射雾化模型、多相流模型、燃烧模型、化学反应与湍流相互作用模型、烟粒及污染物生成与氧化模型、多维热辐射模型等。

湍流模型以 $k-\varepsilon$ 模型应用最广, 代数雷诺应力模型也得到了发展。随机涡法也是有意义的探索, 但目前计算精度还不高。看来, 今后一段时间内仍将以改进 $k-\varepsilon$ 及发展代数应力模型为重点。对于多相流运动, 现在有不考虑相间滑移速度的 LHF 模型; 考虑相间滑移但不考虑油珠湍流扩散的 DSF 模型; 以及同时考虑这两种现象的 SSF 模型等。在处理油珠的方法上, 多数人采用 Lagrange 轨道法, 也有人采用 Euler 法求各种油珠参数场。Lagrange 法计算量小, 计算轨道比较直观, 油珠无虚假扩散问题, 但不易考虑油珠湍流扩散, 也难以测量验证。Euler 法的优缺点则正好相反。也有人发展了混合法, 综合两者之长, 靠近喷嘴处应用 Lagrange 法, 较远处用 Euler 法。

化学反应的模型很多, 最流行的仍是旋涡破裂/阿累尼乌斯 (EBU/Arrhenius) 混合模型, 假定单步反应。现在又发展出 2 步、4 步的混合模型, 可以计算 CO 等中间产物。化学反应与湍流的相互作用是最困难的模型问题。除上述反应模型外, 以混气分数均方脉动的计算模型应用最多。各种概率密度函数模型, 以及基于准波谱法的直接数值模拟 (DNS) 也在积极发展中。

(3) **计算机模拟的对象** 目前多数计算对象是各种几何形状较为简单的单、多相“冷流”和化学反应流, 如各种扩压器流动、附面层流动、旋流流动、平行射流混合、混合器 (漏斗、菊花型) 流动、封闭管道内横向射流混合、壁面或中心锥突扩流动、稳定器回流流动等, 应用椭圆型及抛物型解法。复杂三维燃烧室内过程的计算机模拟亦在大力进行, 有些公司中已将其列入燃烧室研制程序。目前简单流动已能做到定量预报, 复杂流动 (包括带化学反应) 可以实现定性或半定量预报。但无论物理模型或者数值算法, 问题还很多, 方法也不完善, 有待于改进。还需进一步研究各种壁面贴合 (Body-fitted) 坐标系统, 以便计算复杂

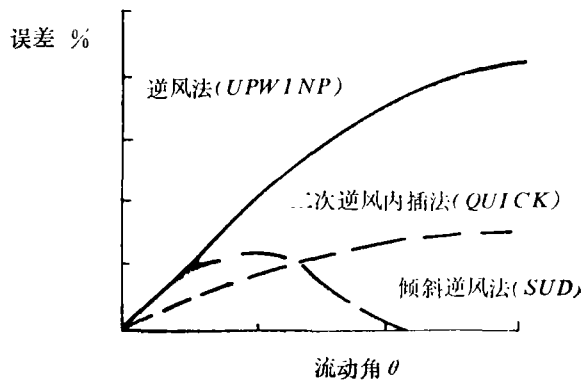


图 3 不同差分法的标量输运数值计算误差

几何形状的燃烧室。要研究正确给定进口与边界条件的方法,因为它们对内部流动有很大影响。

2. 先进燃烧诊断技术

为了弄清楚燃烧室中发生的实际过程,需要发展能测定燃烧室内速度、压力、温度、化学组分浓度和液雾参数等平均量及湍流脉动量的燃烧诊断方法。无论在先进燃烧室的研制中,或是在物理模型的建立与发展中,燃烧诊断技术都起着关键作用。常规的多孔探针、燃气分析和热线风速仪等接触式测量技术无疑仍需发展并将继续得到广泛应用,特别在我国条件下。但各种非接触式激光测量技术乃是先进燃烧诊断技术的主体。

(1) **气体平均与脉动速度测量** 借助于向气流投放微小示踪质点和利用这些质点对光的多普勒效应的激光多普勒风速仪(LDA),已成为燃烧室内“冷流”或高温湍流反应流时均与脉动速度(包括脉动相关项)测量的重要工具。目前一、二、三维的激光多普勒风速仪都已可供实际应用。最新的激光多普勒风速仪已实现三个速度分量的同时测量,并达到很高精度。现在的问题是示踪质点尺寸需合理选定,测量整个三维流场的时间还较长。

(2) **温度和化学组分浓度的测量** 燃气温度和各種化学组分浓度的时均量或脉动相关量的分布可以靠激光拉曼散射或激光-荧光的技术测量。目前,拟序反斯托克斯拉曼散射(CARS)技术得到特别重视,因为它的光线强,信噪比高,可以广泛用于各种燃烧装置。在原理上,该技术可以检测任何具有拉曼共振特性的化学组分的浓度。实际上,该技术只限于测量质量浓度超过0.1%的主要组分,如 CO_2 , H_2O , CO , H_2 , O_2 , N_2 , NO_x 等等。七十年代末期起,反斯托克斯拉曼散射技术开始应用于实际燃烧室与加力燃烧室的测量,以确定燃气温度及各种化学组分浓度的分布。可以预期,它将在帮助人们了解基本燃烧过程、发展物理模型上起重要作用。

(3) **液雾测量** 液体燃料的液滴尺寸、数密度和速度分布的测量得到了人们的特别重视。主要方法有:

(i) 基于激光光束Fraunhofer衍射原理及采用付里哀变换透镜的Malvern滴径仪是应用最广泛的一种油珠尺寸测量仪器。但它限于测量非蒸发液滴(或质点)的尺寸分布,只提供线积分数据,难以作空间点的测量。

(ii) 基于散射原理的测量装置,如NASA的刘易斯研究中心的扫描放射仪和前散射滴谱测量仪等。

(iii) 利用激光干涉原理的双色IMAX方法。它采用两小股不同波长的光束,射入测量区域,相交形成干涉条纹,从而测出穿过该处的液滴尺寸。

(iv) 单、双脉冲成相术也可以用来测量液雾中液滴尺寸分布。测得的液滴尺寸要进行修正。

多脉冲全息摄影术可以测量三维空间的液滴尺寸和位移分布,并根据位移与时间间隔求得液滴速度,通过自动数据分析系统求得液雾中的液滴尺寸与速度分布。

(v) 激光多普勒风速仪与各种雾滴尺寸测量法的组合。滴径干涉仪DSI(或PSI)可以在各种雾化条件下和炽热流动中同时测量液滴尺寸速度和数密度。由于具有快速数据采集及归纳分析的功能,DSI(或PSI)将成为一种成功的测量技术。

相移-多普勒液雾分析仪(P/DSA或者P/DPA)是一种同时测量多相湍流复杂流动(包括化学反应流)中液滴尺寸和速度分布的新仪器,已得到成功应用。

(4) **燃烧室光导纤维检测系统** 这种系统包括一个水冷光学测头、测头位移机构、传输图象及将测头照亮的光导纤维、一个含光源和照相机的光接合系统以及一个远距离控制装置。它能在燃烧试验过程中使人们清楚看到燃烧室内部情景,从而可以预防燃烧室损坏、或鉴别其原因,以研制出寿命更长、工作更可靠的燃烧室。

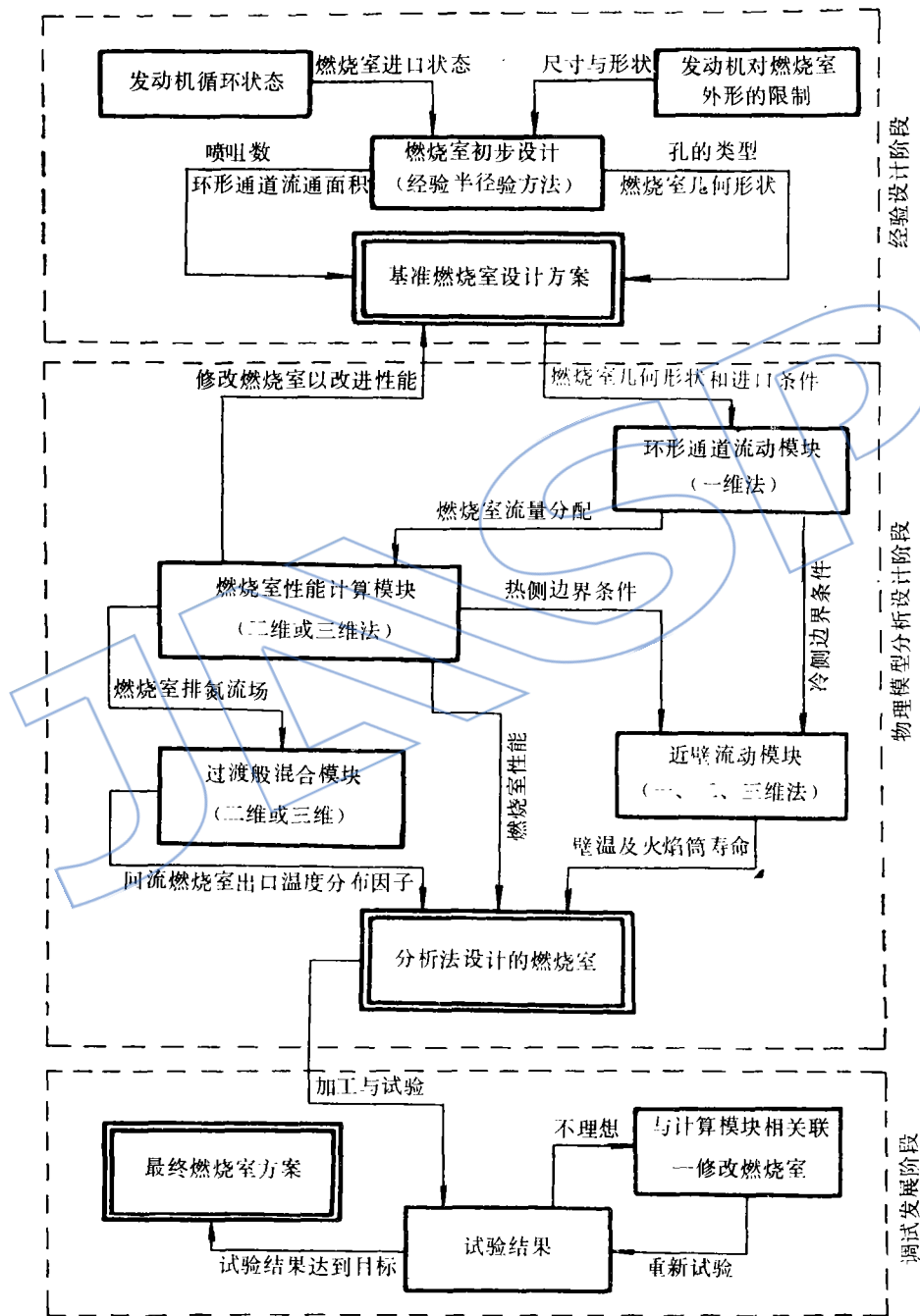


图 4 回流燃烧室的经验/分析设计方法框图

3. 燃烧室先进设计发展方法

鉴于传统经验、半经验设计法难以满足设计发展高性能燃烧室的要求,美国各航空发动机公司在NASA资助下,正在大力发展新的经验/分析设计方法。这种方法有两个特点:

(1) **传统半经验方法与多维数值计算方法的有机结合** 半经验方法多用于初步设计以及提供进口、边界条件;多维数值分析方法则用来对初步设计方案进行评估和详细分析。经过此两方法间多次迭代计算,实现燃烧室设计的最佳化。

(2) **系统化、工程化** 它将分散的、个别的半经验和多维计算程序组合成一个完整的系统,因而这是一项需要统一计划、严密组织、分工协作的系统工程。

图4是一种典型的四流式燃烧室的设计程序框图。它由三个阶段组成(见虚线所示)。第一阶段是用半经验方法设计出基准燃烧室。第二阶段是用物理模型进行数值计算,修改原设计,得到经过详细工程分析的优化设计燃烧室。第三阶段是制造、调试、修改,经过几个反复,得出最终的燃烧室设计方案。第二阶段内部各模块间以及第一、第二两阶段间都要经过多次迭代。第三阶段中每次试验后都要用第二阶段的计算模块帮助分析,以指导修改设计。第一、特别第二阶段的设计方法越完善,第三阶段的迭代次数就越少,调试时间与耗费也越少。

在国外,上述先进的经验/多维分析设计方法已开始应用于常规燃烧室和先进燃烧室的设计与发展,包括单管型、环管型和环形燃烧室和回流燃烧室的研制和先进的分级燃烧室、变几何燃烧室以及陶瓷瓦块式燃烧室的研制,取得了一定成功。尽管这种设计方法目前还不完善,随着多维计算机模拟技术的发展,试验手段及燃烧诊断技术的改进和高质量基本数据库的建立与完善,一种有效、精确的经验/多维分析设计方法的出现是确定无疑的。我们虽因条件所限,无法在短期内与欧美各国并驾齐驱,但在搞好用常规经验法或原准机法研制燃烧室、抓好关键技术攻关这一当前首要任务的同时,可以也应该为开发、完善这种先进设计方法,实现燃烧技术重大突破作出自己应有的贡献。



抓紧时机 总结提高

——记第三届叶轮机学术会议

1986年8月23日至8月29日召开了中国航空学会(动力)第三届叶轮机(含离心式压气机)学术讨论会。参加本届学术会议的论文比前两届多,质量也有所提高。论文的内容涉及的面比较广,增添了军用于民、民品开发及展望。

这次会议最大的特点是厂、所在会上宣读的论文骤增,其数量已超过院校宣读的论文数量。在质量上也有很大提高,有不少是近十年来设计、试验和研究的总结,而且很多都是项目主要负责人亲自执笔和宣读,都是实际经验的总结。

据了解,现在不少厂、所正处在调整时期,因此获得一些喘息时间。有些厂、所领导高瞻远瞩,组织主要技术骨干总结多年经验。这是一个可喜的动向,既能总结提高,又能培养技术骨干,提高他们的理论水平。希望这一经验得到重视和推广。

(王震华)

DEVELOPMENT OF AIRCRAFT ENGINE COMBUSTORS

Zhou Xiaoqing

(*Ministry of Aviation Industry*)

Abstract

The principal requirements of combustors for advanced, high-tech aircraft engines are reviewed in this paper. Key technologies are briefly described and new development approaches are introduced.

Combustors will be developed continuously in the direction of improving performances, shortening length, increasing reliability and durability, reducing exhausting gas pollution, and utilizing alternating fuels, the last one is the key to the success of wide application of industrial gas turbines.

Various new combustor concepts are in study both abroad and home, including double-annular combustors, vortex, axially or radially staged combustors, varying geometry combustors, twin recirculation combustors, horse shoe combustor dome, vortex burning afterburner, barchane dune flame-holder and so on. Among the key technologies for advanced combustors, improving spray quality and combustor-dome fuel-air mixture preparation, and developing advanced cooling schemes and heat-resisting materials are in the first priorities.

Rapid progress of computer and laser technologies strongly influences a variety of science and technology fields, combustor is no exception. The main aspects of computer modeling and laser diagnostics of combustion processes are briefed, and a new empirical/multidimensional analytical design methodology is surveyed, which is believed to become a new approach to studying, designing and developing advanced combustors.

FUNCTIONS OF TURBINE BLADE COOLING EFFECTIVENESS EXPERIMENTATION

Qiu Xuguang

(*Beijing Institute of Aeronautics and Astronautics*)

Abstract

The functions of available equipment for cooling effectiveness of turbine blade are surveyed, and the corresponding experimental methodology is considered,