

流动控制技术在航空涡轮推进系统上的应用

方昌德

(中国航空工业发展研究中心, 北京 100029)

摘要: 介绍了主动流动控制在风扇/压气机、主燃烧室、涡轮和排气系统中的应用情况。阐明了流动控制在大幅度地提高发动机的性能、增加发动机的稳定性、减轻发动机的重量等方面的巨大潜力。同时指出分步实施流动控制的过程也就是应对其重大技术挑战的过程。

关键词: 航空发动机; 流动控制技术; 合成射流; 主动控制; 吸附式风扇; 流体喷射喷管

中图分类号: V 233. 7 文献标识码: A 文章编号: 1672-2620(2003)02-0001-06

Application of Flow Control Technology in Aero Turbine Propulsion System

FANG Chang-de

(Aviation Industry Development Research Center of China, Beijing 100029)

Abstract: Application of active flow control in fan/compressor, combustor, turbine and exhaust system is introduced in this paper. Great potentials of flow control are presented in significantly improving engine capability, stability and reducing weight. Also presented are the steps of applying the technology, which will be a great challenge to key technology improvement.

Key words: aero engine; flow control technology; synthetic jet; active control; aspirated fan; fluidic jet nozzle

1 引言

流动控制的概念并不新, 普朗特早在 1904 年就已经提出用吹/吸附面层来延缓气流分离的办法, 并在超音速进气道中得到应用。

本文所述流动控制定义为: 用细小的流动变化(例如只占主流流量百分之几的流体射流或零流量的合成射流)来改变一股比其大得多的流动的特性, 如延缓分离、加强或减弱混合、建立“虚拟”形状, 以及减少阻力等。在该定义中, 有意地使其适用的范围足够广, 以便不排除纯粹的被动流动控制。被动流动控制是在设计中就固定下来的, 如机翼边条和涡流发生器; 而主动流动控制则是在使用或工作过程中根据具体情况所采用的控制, 如飞机前后缘襟翼和进气道附面层除^[1]。

近年来, 随着在材料、电子和微型传感器/作动

器等方面进展的加快和人们对三维非定常流动机理了解的加深, 已经为宏观和微观尺度流动特性的主动控制开辟了道路, 产生了以微机电系统(MEMS)技术为基础^[2], 将气动热力学、材料、结构和控制多个学科结合起来的微观自适应流动控制技术——一种先进的主动流动控制技术。它可以应用于航空航天器、舰船和其他流体机械。

合成射流作为主动流动控制中一种潜在的方法, 已经引起了广泛的关注。合成射流是由面向主气流的底面封闭的空腔产生的, 这种装置被称为合成射流作动器。采用压电、静电或电磁方法可使底面做上下运动。当底面向下运动时, 主气流内的部分空气进入空腔; 当底面向上运动时, 进入的空气又被排出, 进入主气流。因此, 这种人工射流的质量流量为零, 而动量不为零, 可用来进行流动控制。

本文将对主动流动控制在航空燃气涡轮推进系

收稿日期: 2003-03-31; 修回日期: 2003-04-22

作者简介: 方昌德(1936), 男, 江苏吴江人, 研究员, 一直从事情报研究工作。

统各部件上的应用做介绍。

2 风扇/压气机

吸附式风扇/压气机的主要研究目标是提高级压比,改善工作稳定性或适用性,避免高、低周疲劳,以及降低噪声。

2.1 吸附式风扇/压气机

研究表明,在叶片表面吸气,可以延缓气流分离,提高扩散度,从而提高级压比。从 1993 年开始,美国空军科研局在麻省理工学院实施一项相关的叶轮机研究项目。1998 年,这个项目又获得国防部预研局的资助,进行了吸附式风扇的大尺寸模型验证。麻省理工学院与 NASA 格林研究中心、普惠公司和联信发动机公司合作,成功地发展了性能估算以及气动和应力分析方法,进行了吸附式风扇的详细设计和试验。从而提出了两个设计方案:一个是低速风扇,可以大大降低民用涡扇发动机风扇的噪声和重量;另一个是高速风扇,可以在军用涡扇发动机上用一级风扇代替三级风扇。用 1%~4% 的吸氧量,可分别获得 1.6 和 3.5 的压比。前者已经试验验证;后者已用三维粘性数值计算方法进行了验算。长远目标是用 3 级压气机使总压比达到 30。如果把吸附式风扇/压气机与对转技术结合起来,将在减少压缩系统的级数方面取得更大的好处,如图 1 所示。

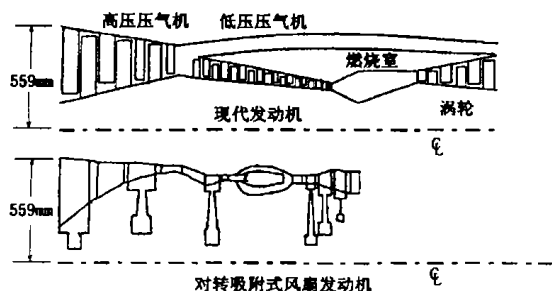


图 1 对转吸附式发动机与现代发动机的比较

Fig. 1 Comparison of counter-rotating aspirated engine to a modern engine

2.2 压气机主动稳定性控制

压气机的主动稳定性控制是流动控制在燃气涡轮发动机中的首批应用项目之一。这里,主要介绍在叶尖处喷射空气的流动控制。首先在一个单级压气机模型上做了这种试验,即通过在压气机前设置的静压传感器和空气喷嘴,对将发生的失速和喘振进行闭环回路控制。

在单转子涡喷发动机和双转子涡扇发动机上,对在叶尖附近喷射空气的主动失速控制也进行了试验研究,并取得了重要结果。经验证,用总流量的 1.5% 的喷射空气,至少可以使压气机的失速裕度要求降低 50%。据仿真研究,采用主动稳定性控制后,发动机耗油率可降低 3%,推力可提高 15%。

军用发动机的进口导流叶片为流动控制的应用提供了良好的温度环境。进口导流叶片常用机械调节的可变弯度技术来适应非设计状态工作。采用流动控制改变气流转折(如环流控制或喷气襟翼)的方法来代替复杂的机械系统,可以减轻重量、降低成本、简化系统。

2.3 主动间隙控制

由于叶尖间隙而造成的漏气对压气机效率和喘振裕度有不利影响,为此,已提出了在具有机动载荷和热瞬变的情况下,用流动控制来减少叶尖漏气的方法。例如,利用“虚拟形状”减小实际间隙或加强间隙处剪切层混合的办法,如图 2 所示。在机匣内壁开一系列空腔以产生“合成射流”,并以叶片通过频率加以同步激励,从而产生一种“虚拟形状”来堵塞叶尖间隙,使实际间隙减小。

在美国麻省理工学院已经用 E³ 发动机压气机转子叶片做了平面叶栅试验。试验结果表明,当间隙为弦长的 3% 时,虚拟形状法能使叶尖间隙减少 50%。

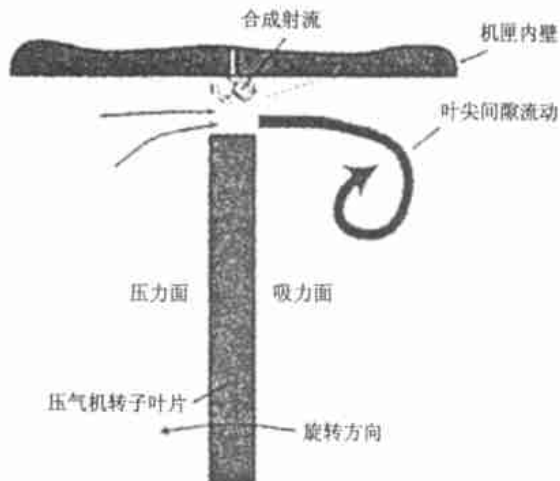


图 2 合成射流间隙控制示意

Fig. 2 Schematic of actuation scheme

2.4 高周疲劳抑制

在过去 25 年中,军用涡轮发动机的高周疲劳 (HCF) 故障急剧增加。美国空军在 1982~1996 年间发生的与发动机有关的 A 级事故中,有 56% 是由

HCF 引起的。与 HCF 有关的维修费用估计每年都超过 4 亿美元。

转子叶片的高周疲劳主要是由上游静子叶片尾涡的强迫激励引起的。通过对各种减小尾涡的流动控制方法的研究得出: 在减弱粘性涡方面, 尾缘吹气 (TEB) 比附面层吸除更有效。TEB 是从涡源的尾缘喷射空气, 以提高涡区的平均速度和降低扰动速度。通过平面叶栅 TEB 试验表明: 用总流量的 1.4% 的空气喷射时, 转子叶片的一阶弦向弯曲应力和三阶前缘弯曲应力分别降低 90% 和 43%; 后来通过有 33 个转子叶片的跨音速级的试验表明: 在喷射空气量为总流量的 0.8% 的条件下, 可使一阶扭转应力和二阶前缘弯曲应力分别降低 70% 和 80%^[3]。

2.5 风扇噪声主动抑制

现代大涵道比涡扇发动机的噪声主要来自风扇。风扇的主要噪声源是转子/静子的干涉噪声, 它是由于转子尾涡和扰动冲击风扇出口静子叶片引起的。在转子叶片上采用 TEB, 是减小转子/静子干涉的一种可能途径。在做了 1/6 缩尺的风扇模型试验后发现:

- 用不到 2% 的空气喷射, 可以使噪声激励水平降低 30% ~ 15%, 这相当于将噪声降低了 10dB^[4];
- TEB 不工作时, TEB 转子的性能不比实心转子的性能差多少;
- 转子叶片与静子叶片的轴向间距可以大大减小。

2.6 中介机匣气流分离的流动控制

在风扇和压气机方面, 流动控制技术的最后一个应用场合是高压压气机和低压压气机之间的中介机匣。由于低压转子与高压转子的直径差异, 中介机匣必须使气流向内转折, 因而受到分离的限制。在机匣内壁设置定向合成射流给附面层充能, 可以使分离气流重新贴附。这样, 中介机匣可以做得较短或者使内壁有较大的扩张角或者兼而有之, 从而使中介机匣可以做得较短和较轻。

3 燃烧室

燃烧室设计的主要要求是均匀的出口温度场和低的排气污染。当然, 尤其要求在低的油气比下有高的稳定性。流动控制在这些方面都有用武之地。

3.1 低污染流动控制

现代高温升燃烧室在主燃区常设计成富油, 因

此需要一股气流来燃烧剩余的燃油。从富油的主燃区向贫油的二次补燃区过渡时, 要经过一个化学恰当比的点。在这个点上的火焰温度最高, 最容易产生 NO_x。随着高温持续时间的加长, 更易产生 NO_x; 另一方面, 在低温下, 当油气掺混不好, 在局部富油区产生缺氧燃烧或燃气在燃烧室中滞留时间不够长时, 均容易产生 CO。上述二方面是矛盾的, 但通过加强油气掺混和减少燃气在高温区停留时间, 对污染和效率都是有利的。因此, 除了增强混合的技术外, 更希望能够控制燃烧室的混合。目前, 正在研究通过主燃孔和掺混孔采用脉冲空气喷射的技术来增加射流深度并改变混合, 同时还研究了声学激励的脉冲空气喷射与受约束热流的混合。其结果表明, 脉冲空气喷射可以在很大程度上改变混合特性, 但试验中用的声学激励法不能在发动机上应用。为此, 必须寻找更可靠的方法, 现已发展了一些机械激励法, 如旋转盘阀。

3.2 出口温度场流动控制

燃烧室出口温度分布对涡轮叶片的耐久性有重要影响。如果出口温度分布系数降低 15%, 发动机推力可以提高 20% 以上。除了利用二次空气流来掺混并调整出口温度场外, 近年来用合成射流对燃烧室内的混合和出口温度场进行主动控制的方法也受到了重视。

图 3 示出此项研究的试验装置。在一个矩形燃烧室的前端设置甲烷/空气喷嘴, 下壁设置 4 个合成射流作动器, 以 10Hz 的频率激励。作动器的位置可以调整。试验是用电动马达驱动的, 在实际应用中应采用 MEMS 技术装置的作动器。试验结果表明: 在作动器不工作的情况下, 沿 z 轴的上下温度差为 600K; 在作动器工作的情况下, 上下温度差降低到 50K。

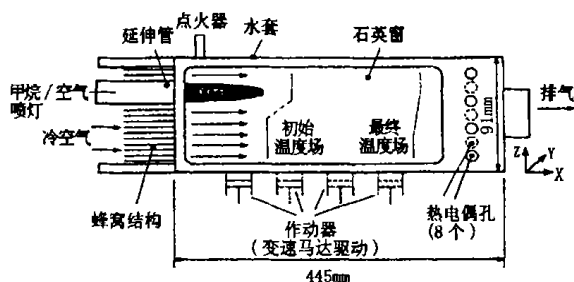


图 3 燃烧室出口温度场主动流动控制试验装置

Fig. 3 Experimental setup developed to study the effect of SJ upon the pattern factor

4 涡轮

4.1 低压涡轮叶片分离控制

在高空巡航状态下,当低压涡轮的雷诺数低于 25 000 时,可能会引起气流分离。气流分离通常会使得部件效率下降 1%~2%,而在 AE3007H 上测得该部件效率下降了 6%。用改变叶片形状的办法来避免低雷诺数分离显然是不合适的,因为这样的改变会对发动机在高雷诺数下的性能产生不利影响。所以,当前最好的办法是在有气流分离的涡轮叶片上实施流动控制技术。

美国空军研究实验室推进所涡轮发动机部在低压涡轮上,进行了涡流发生器射流(VGJ)试验和仿真研究。VGJ 类似气膜冷却,在分离区上游生成涡,给附面层充能,从而防止分离。试验结果发现:采用 VGJ 可以大大减小低雷诺数下的吸力面附面层分离^[5],测得的尾涡损失降低了 60%,叶片的压力分布也有所改善。

4.2 变面积涡轮导向器

变几何在涡轮上是具有挑战性的,因而采用流动控制是一条有吸引力的途径。这样可以用流动控制来完成可调静子的功能,其好处是能更好地适应多工作点,并扩大涡轮的工作范围。因为涡轮进口导向叶片可控制核心机的流量,所以,采用流动控制的涡轮进口导向叶片有可能实现变循环和取代压气机放气。

5 排气系统

现代先进战斗机发动机的排气系统已经占整个推进系统成本的 30%,而在 20 年前还不到 10%。而且,对排气系统又提出一些新的要求,如承受更高的温度和压力、更严格的信号特征要求和推力矢量等。这些又将增加排气系统的重量、复杂性和成本。流动控制能有效地解决这些问题。美国空军和 NASA 从 1995 年到 1997 年主持实施流体喷射喷管技术(FLINT)计划,组织全国有关力量合作研究射流技术在飞机排气系统上的应用。研究的重点在于推力矢量、面积控制、加强混合和降低噪声。接着,美国空军实施内流控制(IFL)计划,对选定的途径作进一步的研究。

5.1 流动控制矢量喷管

目前,对矢量喷管进行流动控制的方法主要有:激波诱导、附壁(COANDA)喷射、逆流喷射、流动/

机械混合控制和合成射流控制法^[6]。

5.1.1 激波诱导和附壁喷射矢量喷管

在静态矩形喷管试验中研究了激波诱导和附壁喷射推力矢量控制,见图 4。推力的俯仰偏转是通过在喉部下游扩张段上的展向槽喷射二次流来产生的。二次流在主流中产生一道斜激波,从而使主流方向偏转一个角度。用二维激波理论计算得出的结论是:为获得 15~20° 的俯仰偏转角,所需二次流的重量流量比应大于 10%;偏航偏转则利用喷管出口处附壁调节板产生的二次流来实现。

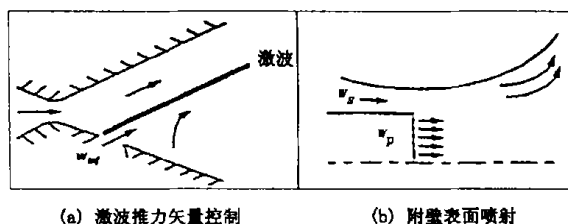


图 4 流动控制推力矢量方案

Fig. 4 Scheme of fluidic thrust vector nozzle

普惠公司最近在静态试验台上完成了喷流控制的偏航矢量喷管的内流研究;在先进的三维主流道结构进行了二次流喷射孔的形状和位置的参数研究。尽管二次流的重量流量比只有 7.5%,但可实现 21° 的偏航角。

洛克希德-马丁公司进行了一项喉部面积和推力矢量的流动控制计算和试验研究。其特点有二:一是在喉部区周围进行对称二次流喷射,以进行喷管面积控制;二是非对称注入二次流,使声速线发生偏转,从而改变主气流方向。后者的喷射槽位于喉部和扩张段内侧,通过在喉部非对称注入二次流,使声速线改变方向,进而使得主流在亚声速条件下偏转(与激波诱导偏转不同)。在喉部喷射槽下游做进一步二次流喷射,使声速线进一步偏转,从而增大矢量角。通过控制喉部及其下游扩散段的二次流流量,可以同时控制喉部面积和推力矢量。计算和试验结果表明:二次流的重量流量比增加 1% 可以获得 1.5° 的推力矢量角,其喷管推力系数比激波诱导法高约 5%。

5.1.2 逆流喷射矢量喷管

逆流喷射矢量喷管的基本原理如图 5 所示。在主喷管外设置一外套,外套与主排气流之间形成环形空隙,外套的内表面型面沿主排气流方向逐渐远离气流轴线。此环形空隙可能被分割成上、下、左、

右等几个部分。如果需要排气流向上偏转(见图 5),就通过泵在上面部分的环形空隙内抽吸,则在外套管内建立逆向二次流。试验结果表明:当二次流为主流流量的 1%~2% 时,主流偏转角可达 16° 。需进一步研究的内容有:主喷管的形状、外套的长度和形状、主喷管与外套之间的空隙高度、逆流压力和喷管落压比对主流偏转角的影响。试验结果还表明:当二次流流量接近主流的 2% 时,最大矢量角可达 20° ,偏转速率为 $180^\circ/\text{s}$ 。而且,将二次流引入喷管,还增强了混合,从而降低排气噪声、温度和污染排放。

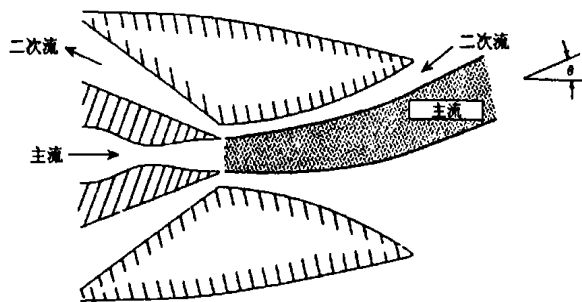


图 5 逆流喷射矢量喷管

Fig. 5 Schematic of fluidic thrust vector nozzle with counterflow jet

5.1.3 流动/机械混合控制矢量喷管

波音公司、普惠公司和 NASA 联合研究了一种固定出口、可调喉部的二维收敛-扩散矢量喷管,并进行了模型试验。喷管有引射器、机械矢量机构和多个射流孔。机械推力矢量控制是通过不对称地偏转喉部来实现的,这种喷管的外表面都是固定的,矢量推力在喷管的内部产生。试验结果表明:在不加力推力矢量状态下,在喷管落压比为 5 时,用主流的 10.7% 的流体喷射,可获得高达 28° 的矢量角;在加力状态下,当喷管落压比小于 5 时,用主流的 5.3% 的流体喷射可实现大于 9° 的矢量角;在不加力状态下,喷管内部性能比常规可调喷管的性能低 2%~3%。

5.1.4 合成射流矢量喷管

在二维喷管出口的上、下边设置合成射流作动器。合成射流的方向与主流的方向一致时,对主流起“拉”的作用;合成射流方向垂直于主流时,对主流起“推”的作用。如果将上作动器安排成“拉”的模式,下作动器成“推”的模式,那么主流就会向上偏转,在低速主流情况下,矢量角可达 30° 。如果上、下作动器都安排成“拉”的模式,则主流会发散,加速与周围大气混合,使核心区长度几乎缩短一半,从

而降低排气温度、红外辐射和噪声。

据估计,用流动控制矢量喷管后,可减轻重量 60%,降低成本 25%。目前,一种流动控制矢量喷管正在美国综合高性能涡轮发动机技术(IHPTET)计划的第三阶段中验证。

5.2 主动核心排气(ACE)控制

ACE 控制采用一种一体化的无干涉脉冲喷射系统,它能大幅度地激励核心排气流的不稳定性,从而增强排气流与周围大气的混合。排气流的不稳定性是由高压压气机的少量放气(1.5%)垂直地向排气流脉冲喷射而诱发的。由于混合的增强,排气流稳定性迅速降低。采用此系统后在 C-17 运输机上就无需安装核心流反推力装置。因为此反推力装置并非为飞机刹车所需,而主要是为了在发动机地面工作状态下,满足装卸人员对环境稳定、安全的要求。ACE 系统还可以降低后缘襟翼的热负荷。采用 ACE 系统后,一架 C-17 飞机可以减轻重量 545kg,降低成本 120 万美元。

此外,流动控制还可以用于进气道、短舱和外涵反推力装置。例如,在洛克希德-马丁公司和 NASA 联合进行的主动进气道流动控制(AIFC)概念的研究中,用微型叶片效应器和微型射流效应器对“S”形进气道进行了二次流重构。大尺寸模型试验结果表明:总压恢复系数可提高 5%,DC(60)畸变指数和均方根值紊流度下降 50%。用表面空气喷射降低短舱紊流附面层阻力的方法也在研究中。大尺寸模型试验结果证明,这种方法可使短舱蒙皮阻力减少 50%左右。流动控制还可以用于控制外涵喷管面积和实现反推力。

6 小结

流动控制几乎可以应用于航空燃气涡轮推进系统的每一个重要部件,改善其气动热力性能。因此,如果未来的发动机采用一些流动控制技术,就有可能大幅度提高性能,减轻重量。

流动控制技术在发动机上的实施很可能首先是那些最成熟、可靠的技术,因此近期的应用主要是目前已在使用的技术项目的扩展,例如,将程序控制的空气用于新型的分离控制或冷却控制。此外,一般认为,在冷端的固定几何发动机部件上应用该技术的难度最小,例如起飞时的亚音速进气道、外涵喷管、风扇机匣和风扇出口导向叶片;在发动机的中间部

位固定几何部件上,如涡轮过渡机匣、中介机匣和低压涡轮导向叶片,其温度逐步升高,难度也逐步加大;最后,难度最大和近期不大可能应用的地方是发动机的热端和叶轮机的旋转叶片。要建立一个可靠的功能良好的流动控制系统,势必会对高温、高马赫数、结构和旋转载荷以及相关问题的提出重大的技术挑战。

非飞行关键的应用很可能先于飞行关键的应用。这包括改善油耗或噪声的应用,而不是那些发生了故障会损坏发动机和飞机的应用。工程师推出一个产品必须是有把握的,因而只能考虑成熟技术的应用。所以,流动控制技术有可能先在无人机上应用,因为它的安全性不是至高无上的。

如上所述,具体的应用需求和目标,最终决定流动控制技术发展的先后排序,而且,在一台发动机上

应用哪些流动控制技术也要根据其用途而定。

参考文献:

- [1] Joslin R D. Transitioning active flow control to applications [R]. AIAA99-3575. 1999.
- [2] Kiddy J. Active flow control using microelectromechanical systems [R]. AIAA96-0306. 1996.
- [3] Jin weiFeng. Turbine engine control using MEMS for reduction of high-cycle-fatigue [R]. ADA388225. 2000.
- [4] Rao N M. Active flow control to reduce fan blade vibration and noise [R]. AIAA99-1806. 1999.
- [5] Bons J P. Turbine separation control using pulsed vortex generator jets [R]. ASME2000-GT-0262. 2000.
- [6] Strykowski P J. An experimental investigation of active control of thrust vectoring nozzle flow fields [R]. ADA278702. 1994.

《燃气涡轮试验与研究》征稿

《燃气涡轮试验与研究》是经国家科委批准的正式期刊,系综合性技术刊物,由中国燃气涡轮研究院主办,向国内外公开发行人。本刊以燃气涡轮技术为基础,重点报道航空动力装置试验研究、设计和制造行业中具有学术价值、工程应用价值和创造性的科技成果及其在国民经济领域的应用。本刊以试验研究为特色,辟有专家论坛、试验与研究、试验设备与测试技术、设计与制造和科研管理等栏目。本刊采用双盲制、一稿两审的审稿方式。欢迎国内外作者自由投稿,本刊接受英文来稿。

一 来稿要求

1. 稿件应突出创新成果,论点明确、论理清楚、数据可靠,文字精炼,学术论文不得超过 6000 字(含图、表、公式、参考文献)。
2. 稿件中的文字、数据和图表等内容切勿涉及机密事项,必须遵守国家保密规定。
3. 稿件必须包括中英文题名、作者、工作单位、摘要、关键词(3~8 个)。中文摘要不宜超过 200 字。
4. 图表必须有中英文对照的题名。文中插图一般不超过 10 幅,图位宽以 7cm 或 7cm×2(双栏)为宜。
5. 每篇论文的参考文献不宜超过 10 条,非公开出版的资料请勿引用。
6. 稿件中的量和单位一律采用我国法定计量单位。航空推进系统的术语和符号应符合国军标“航空燃气涡轮动力装置术语和符号(GJB2103A-87)”的要求。
7. 稿件如获得某种研究基金资助,请列出其名称及编号。基金资助和获奖项目的论文优先发表。
8. 第一作者简介应含:姓名、出生年、性别、民族、籍贯、职称、学位及研究方向,字数不超过 60 字;来稿时应提供第一作者的通讯地址、邮编、联系电话和 E-mail。

二 注意事项

1. 来稿一式三份,应为打印稿,附带软盘或者发 E-mail。
2. 凡经本刊录用的稿件,除在本刊刊登外,还将全文在本刊加入的数字化期刊、网阵、数据库和光盘版中发表,本刊不另付稿酬。作者若不允许本刊对文稿做文字性及少量内容修改,或不同意其他报、刊、数据库等转载、摘编其作品,请在来稿时声明。
3. 请勿一稿多投。3 个月内未接到录用通知,作者可自行处理,来稿不退,请作者自留底稿。
4. 文章一经刊登,本刊即付稿酬,并按作者人数赠送当期《燃气涡轮试验与研究》。
5. 来稿请寄:四川省成都市新都新军路 6 号《燃气涡轮试验与研究》编辑部;
邮编 610500; 电话 (028) 83017527, 83017463; E-mail: gtexnt@mail.sc.cninfo.net