

基于涡轮导向器增燃技术的总体 性能与燃烧组织

郑海飞¹, 唐 豪¹, 李 明², 莫 妲³

(1. 南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016;

2. 中国航空工业集团公司 空天发动机研究院有限公司, 北京 100009;

3. 中国航空工业集团公司 沈阳发动机设计研究所, 沈阳 110015)

摘 要: 为了使航空发动机达到高推质比、低燃油消耗率、低污染以及拓宽稳定工作范围的目标, 应使用涡轮导向器增燃技术在涡轮导向器叶片间喷油点火再次燃烧, 提高涡轮内燃气温度, 从而提高发动机的总体性能。阐述了涡轮导向器增燃技术具有提高航空发动机总体性能的潜在优势, 分析研究了该技术中组织燃烧的关键技术、参数和机理问题, 得出如下结论: ①对于射流旋流方案, 径向凹槽对燃烧室出口温度分布起决定性作用; 降低燃烧凹环内当量比, 可提高燃烧效率, 从而降低 CO、UHC(未燃碳氢化合物)、NO_x 等污染物排放量。②当二次气流角为 60°时, 射流涡流方案各项燃烧性能较好。

关 键 词: 涡轮导向器增燃; 航空发动机; 总体性能; 射流旋流; 射流涡流

中图分类号: V231.1

文献标志码: A

Overall performance and combustion organization based on turbine inter-vane burning technology

ZHENG Hai-fei¹, TANG Hao¹, LI Ming², MO Da³

(1. College of Energy and Power Engineering,

Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;

2. China Aviation Engine Establishment,

Aviation Industry Corporation of China, Beijing 100009, China;

3. Shenyang Engine Design and Research Institute,

Aviation Industry Corporation of China, Shenyang 110015, China)

Abstract: The turbine inter-vane burning technology was applied to achieve the purpose of high thrust-weight ratio, low specific fuel consumption, low pollution and expanded stable working range of aero-engine. For this purpose, the burner placed between the turbine vanes was reheated to increase the gas temperature in the turbine, and then improve the overall performance of aero-engine. This works elaborated the potential advantage of the turbine inter-vane burning technology of enhancing the aero-engine overall performance based on overall thermodynamic cycle performance analysis, helping to research key technology, parameters and mechanism problem about combustion in this technology. And it is observed that: (1) for the jet-swirl scheme, radial vane cavity plays a decisive role in temperature distribu-

收稿日期: 2013-02-24

基金项目: 国家自然科学基金(51076064); 江苏省“六大人才高峰”第五批高层次人才项目(2008136);

江苏省普通高校研究生科研创新计划(CXLX12_0152); 中央高校基本科研业务费专项资金

作者简介: 郑海飞(1986—), 男, 河南安阳人, 博士生, 主要从事热力机械总体性能分析研究和涡轮燃烧技术研究。

通讯作者: 唐豪(1960—), 男, 教授, 博士生导师, 博士, 从事热能动力工程设计优化与流体工程仿真的研究。

E-mail: hao.tang@nuaa.edu.cn

tion at the exit of combustor, and combustion efficiency can be improved by reducing the equivalence ratio in combustion ring cavity while leading to lower pollutant emissions quantity of CO, UHC (unburned hydrocarbon), NO_x; (2) the jet-vortex scheme has better combustion performance when the secondary jet-flow angle is 60 degrees.

Key words: turbine inter-vane burning; aeroengine; overall performance; jet-swirl flow; jet-vortex flow

经过近一个世纪的研究与发展,现代航空设备对航空涡轮发动机的要求越来越苛刻.为了达到高推质比、低燃油消耗率、低污染以及拓宽稳定工作范围的目标,提高燃烧室出口温度及缩短主燃烧室长度是经常被采用的技术手段.但是,常会造成燃烧滞留时间缩短,不能达到完全燃烧,致使燃烧延续至涡轮内,这就有悖于设计的初衷.利用延续至涡轮内的高温高压燃气再次燃烧,提高热力循环性能,即涡轮导向器增燃(TIB)技术——在涡轮导向器间增加燃烧室,喷油再次燃烧,从而提高热力循环性能.目前 TIB 技术已经成为航空动力领域内一个极具挑战性的热点课题^[1-8].

Ramohalli^[9]于 1987 年就提出了涡轮内燃烧的概念,其主要思想是用涡轮内等温燃烧取代主燃烧室,建立一个近似等温(near-constant temperature, NCT)循环,理论计算表明,其效率比 Brayton 循环高 30%~40%.但是,基于目前的技术能力,该等温燃烧概念很难实现.之后, Sirignano 等^[1-2]在保留了主燃烧室的基础上提出了较为实际的涡轮内等温燃烧概念,并且计算表明涡轮导向器内再次燃烧可提高航空涡轮发动机的各项总体性能指标.

在 TIB 技术的组织燃烧机理探索方面,美国空军研究实验室^[10]在 TIB 技术中应用了基于凹腔旋流技术的超紧凑燃烧室(ultra-compact combustion, UCC). Zelina 等^[10], Greenwood^[11], Thornburg 等^[12], Thibaud 等^[13]利用数值模拟及实验手段,对其组织燃烧机理进行了深入研究.在国内,南京航空航天大学等^[3-6,14-15]从不同局部结构设计方面入手,对涡轮导向器燃烧室的流动与组织燃烧机理进行了深入研究.此外, Sekar 等^[16-18]将驻涡技术应用于 TIB 设计当中,提出了针对大型燃气轮机的结构方案,并对其进行了初步的数值模拟研究.北京航空航天大学^[19]对切向驻涡燃烧技术进行了深入的研究并进行了实验研究.

本文从总体热力循环性能分析和组织燃烧机理的影响参数研究两大层面出发,阐述了 TIB 技

术具有提高航空涡轮发动机总体热力循环性能的潜在优势以及分析研究了该技术中组织燃烧的关键技术、参数和机理问题.在总体热力循环性能分析方面,对性能分析中的数学模型进行了建立、优化和改善,从而建立较为先进的总体热力循环性能分析计算方法,更深入地对热力循环效率和带有涡轮内燃烧结构的航空涡轮发动机热效率增量进行分析;在组织燃烧机理探索方面,提出了射流旋流和射流涡流结构方案并进行局部结构创新及变工况性能稳定分析,从而更深入地研究其冷态流动特性以及热态燃烧特性等关键技术、参数和机理问题.

1 总体热力循环性能分析

TIB 技术应用于航空涡轮发动机,与传统的 Brayton 循环相比,其热力循环会增加一定的循环功.如图 1 所示,1-2-3-5-1 表示 Brayton 循环,1-2-3-4'-5'-5-1 表示在高压涡轮内应用 TIB 技术时的热力循环(HTIB cycle),1-2-3-4''-5''-5-1 表示在低压涡轮内应用 TIB 技术时的热力循环(LTIB cycle)以及 1-2-3-4'''-5'''-5-1 表示在高低压涡轮内共同应用 TIB 技术时的热力循环(H<IB cycle).其中 3-4' (3-4'', 3-4''')为涡轮内等温燃烧过程.

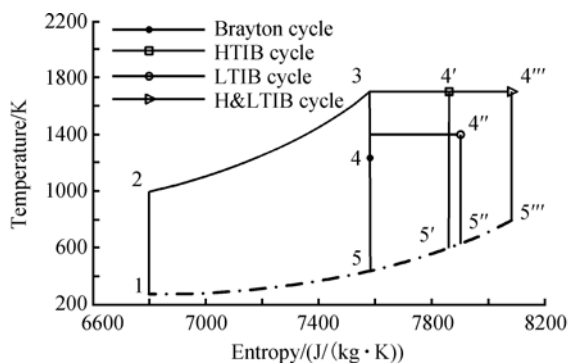


图 1 TIB 循环与 Brayton 循环对比

Fig. 1 Comparison between TIB cycle and Brayton cycle

由图1可清晰地看出 Brayton 循环右边区域的面积为增加的循环热量,在等温过程中过程热量等于过程功^[15],所以与 Brayton 循环相比,应用 TIB 技术时的热力循环会有循环功增加(在热力系统中,能量消耗必然导致系统熵增^[20],但是要获得更多收益必然要多消耗能量.热力系统的热效率定义为收益与消耗之比^[20],图1中 TIB 循环的收益增量大于消耗增量,所以循环热效率必然增加).不同位置应用 TIB 技术会得到不同的循环功.

为了简化分析手段以及更精确地分析出涡轮导向器增燃技术的优越性,本文从定义和基本热力过程原理出发,对已有数学模型进行优化和修正以及提出和建立新的数学模型.

1.1 等熵膨胀过程数学模型的优化

从过程效率定义式入手,推导出等熵膨胀过程数学模型.式(1)即为基于 Φ 函数的等熵膨胀过程数学模型. Φ 函数是工质的状态参数,是温度的单值函数^[21].

$$\Phi_{out} = \Phi_{in} + R_g \cdot \ln \pi \cdot \eta_t \quad (1)$$

式中 Φ_{in} , Φ_{out} 为涡轮进、出口的 Φ 函数; R_g 为气体常数; η_t 为涡轮绝热效率; π 为涡轮前后的落压比.

根据定义^[21]可知,式(1)中 Φ 即为 Φ 函数.基于 Φ 函数的等熵膨胀过程数学模型,不再利用传统的热焓关系式进行计算,仅利用 Φ 函数和已知的过程终态总温实际值计算涡轮落压比,简化了分析手段.从工程角度上看, Φ 函数的应用比较广泛,因为大部分经验公式^[21-23]都应用 Φ 函数对等熵过程进行数学描述.

1.2 涡轮内等温燃烧数学模型的建立

Sirignano 等^[1-2]对涡轮内等温燃烧数学模型的物理原理阐述为:燃料喷入涡轮导向器内再次燃烧,其释放的能量转化为机械功,并驱动压气机工作.上游燃气在经过涡轮时,就不用将部分能量转化成驱动压气机所需要的功,因此基本上没有能量的损失,即涡轮进出口总温相等或涡轮出口总温略有下降,这样就实现了涡轮内等温燃烧或者近似等温燃烧过程,如图1所示.

根据这一思想,利用热焓形式能量方程,以及过程初终态总温相等,便可计算出涡轮内燃烧所需要的燃油流量.另外,利用等温过程的基本热力原理,推导出求解燃烧过程总压变化的数学方程.涡轮内等温燃烧数学模型如式(2)所示.

$$\begin{cases} T_{out} = T_{in} \\ W + (\dot{m}_{in} + \dot{m}_f) H_{out} = \\ \dot{m}_{in} H_{in} + \dot{m}_f H_u \eta_b + \dot{m}_f \Delta H_{fuel} \\ W = -(\dot{m}_{in} + \dot{m}_f) R_g T_{in} \ln \pi \end{cases} \quad (2)$$

式中 T_{in} , T_{out} 为涡轮进、出口温度; W 为对压气机做的功; $\dot{m}_{in}$ 为涡轮进口燃气质量流量; $\dot{m}_f$ 为加入涡轮内燃油质量流量; H_{in} , H_{out} 为涡轮进、出口气体焓值; H_u 为基准燃油低热值; η_b 为涡轮内燃烧的燃烧效率; ΔH_{fuel} 为基于基准状态下的燃油焓变.

在总体热力循环性能分析研究中,高压涡轮和低压涡轮内均应用 TIB 技术,即高压涡轮内燃烧(HTIB)、低压涡轮内燃烧(LTIB)以及高、低压涡轮内共同燃烧(H<IB),并且在统一的飞行条件下得出计算结果.

图2~图4分别给出了总体性能参数:总推力、单位燃油消耗率和热效率与常规发动机的参数对比.

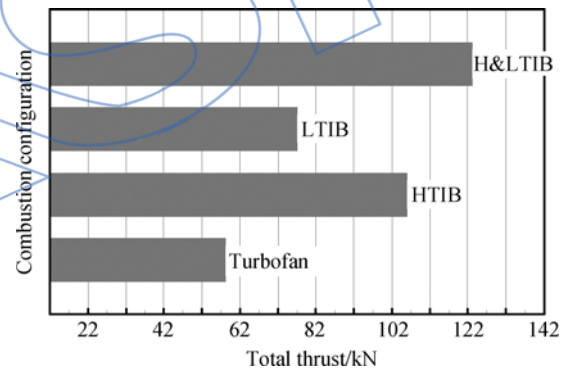


图2 总推力计算结果

Fig. 2 Computing result of total thrust

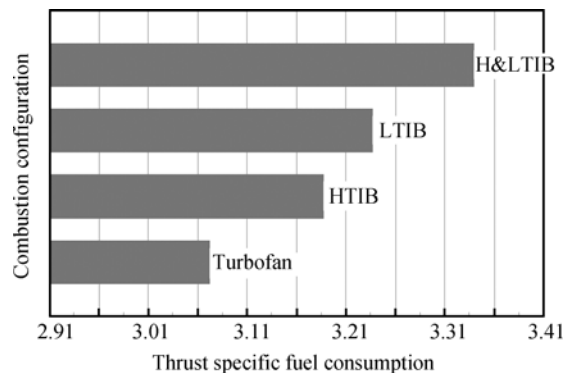


图3 单位燃油消耗率计算结果

Fig. 3 Computing result of thrust specific fuel consumption

从图 2 中可看出,应用 TIB 技术的航空发动机在高空巡航状态具有更高的总推力,当高、低压涡轮内同时应用 TIB 技术时,总推力为最大。

从图 3 中看出高、低压涡轮内共同燃烧时,单位燃油消耗率最高,但是总推力增量的百分比要远大于单位燃油消耗增量的百分比。换言之,在同样的单位燃油消耗率时,应用 TIB 技术的发动机可以提供较高的总推力。

图 4 列出了具有不同燃烧结构的航空发动机热效率值。与常规发动机相比,在高压涡轮内应用 TIB 技术时,航空发动机的热效率最高可提升 5%。但是在低压涡轮内应用 TIB 技术时,航空发动机的热效率几乎与常规发动机持平,这说明低压涡轮内燃烧的经济效益不高,虽然在这种燃烧结构下航空发动机的总推力有所提升。

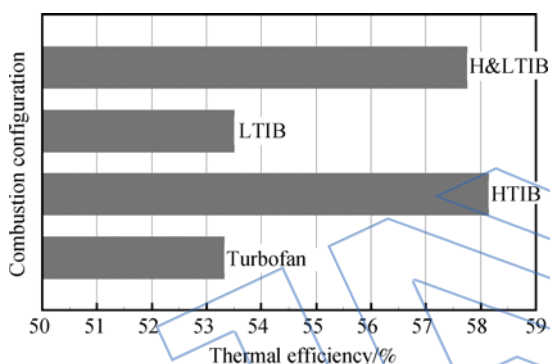


图 4 热效率计算结果

Fig. 4 Computing result of thermal efficiency

图 5 列出了总推力增量、单位燃油消耗率 (TSFC) 增量以及热效率增量的百分比。

从图 5 中可看出,虽然应用 TIB 技术时,航空发动机的单位燃油消耗率有所增加,但是增加的幅度都在 10% 以内。总推力的增加幅度最大可达 110%,相比之下总燃油消耗率的提升在工程上可以忽略不计。当应用 HTIB 以及 H<IB 时,热效率均有将近 10% 的增量。但是,当应用 LTIB 时,热效率几乎没有增长,其增量为 0.321%。这说明低压涡轮内的燃气相对高压涡轮,其温度和压力较低,从利用价值上分析属于相对低品质能,对其进行二次利用,收益增量不明显,消耗增量也不少,所以效率不高。

可以得出:涡轮导向器增燃技术具有提高航空涡轮发动机热力循环性能的潜在优势,对其影响组织燃烧的关键参数进行研究和探讨才是实现该技术的关键。

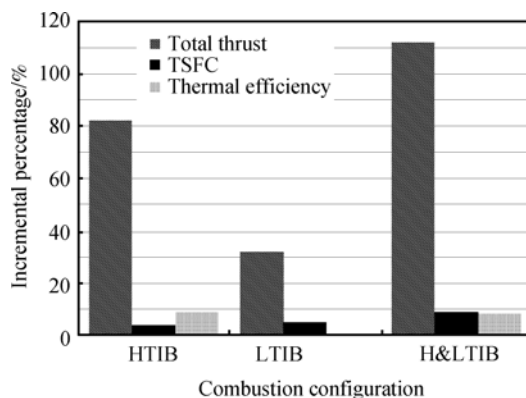


图 5 总体性能增量

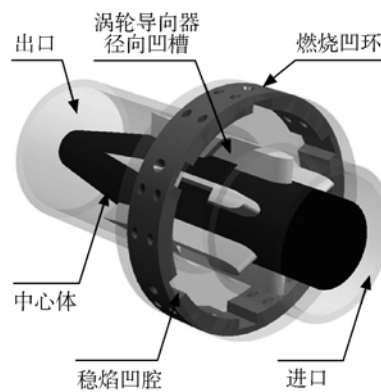
Fig. 5 Incremental percentage of overall performance

2 组织燃烧机理的影响参数研究

2.1 射流旋流结构方案

Lewis, Yonezawa 等^[24-25]研究与探索了离心加速度对燃烧的影响,指出当离心加速度为 800 g 时,液体燃料的燃烧火焰长度可减少 1/3,且同时保持燃烧效率不变;层流火焰速度与离心加速度的平方根成正比,且离心加速度最高可达 1000 g,而常规燃烧室的局部离心加速度不到 100 g。因此,在航空涡轮发动机内使用离心技术不存在困难,且减少的火焰长度可使燃烧室长度缩短,从而提高发动机的推质比。

针对这一思想,本文采用离心燃烧技术并利用二次气流的射流形成离心旋流,从而推出 TIB 技术的射流旋流结构方案,如图 6 所示。可从图中看出,射流旋流结构方案中,涡轮导向器燃烧室包括稳焰凹腔 (flame stabilization cavity, FSC)、燃烧凹环 (combustion ring cavity, CRC) 和径向凹槽 (radial vane cavity, RVC) 3 个结构,所以 TIB 技术的射流旋流结构方案可以简称为 TIB-3C 结构方案。



(a) TIB-3C 的基本结构示意图

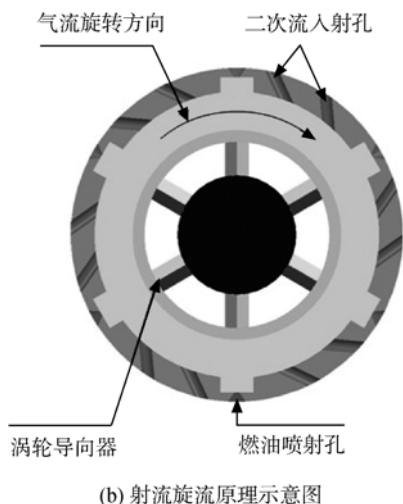


图6 TIB-3C的基本结构及原理示意图

Fig. 6 Sketch of TIB-3C basic structure and principle

本文对 TIB-3C 结构方案进行局部结构创新,研究不同局部结构对整个流场及组织燃烧的影响;另外,探索不同工况对燃烧特性的影响。

2.1.1 RVC 结构变化对 TIB-3C 性能的影响

在 TIB 燃烧室中,RVC 为燃烧产物、未燃产

物与主流燃气掺混的场所,因此 RVC 的结构变化直接影响主流燃气再次燃烧的性能.图 7 中展示了 3 种变化的 RVC 结构,分别是基准槽模型、双槽模型和通槽模型。

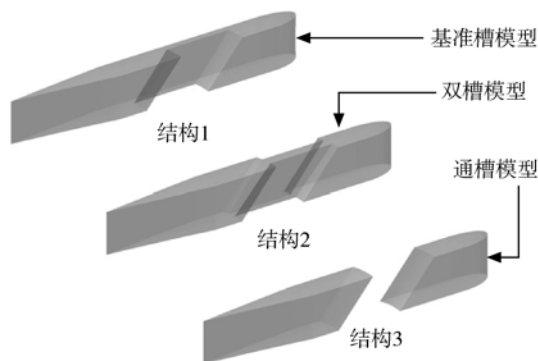


图7 3种RVC结构示意图

Fig. 7 Sketch of three RVC structures

表 1 为 3 种 RVC 结构的 TIB-3C 燃烧室性能的比较。

表1 3种RVC结构的TIB-3C燃烧室性能的比较

Table 1 Comparison of TIB-3C combustor performance for three RVC structures

结构	$(dp/p)/\%$	$\eta_b/\%$	CO 体积分数/ 10^{-6}	NO _x 体积分数/ 10^{-6}	UHC 体积分数/ 10^{-6}	T/K
1	2.11	96.26	2958.1	41.6	7.5	1144
2	2.29	96.26	2981.4	23.6	6.1	1153
3	2.28	99.14	729.9	36.6	0.4	1181

通过分析和比较,可以得出以下结论:
①TIB-3C的燃烧效率 η_b 较高(96%~99%),压力损失 (dp/p) 较小(2%),并且燃气温升在 630 K 左右,充分说明 TIB 技术的先进性. ②通过影响主流和燃烧环内流体(燃烧产物)的相互掺混,径向凹槽对出口温度的分布起了决定性作用. ③随着径向凹槽尺寸的加大,燃烧产物和主流的混合得到加强,从而得到更高的燃烧效率、相对均匀的出口温度分布和较少 NO_x 排放,但总压损失略有增加. ④为了增强两股正交气流的相互掺混,可在流道内建立一个低压区,诱导其他气流穿透. 低压区面积越大,相互掺混的程度越激烈。

2.1.2 FSC 结构变化对 TIB-3C 性能的影响

在 TIB-3C 结构方案中,利用 FSC 结构稳定燃烧火焰.燃油从 FSC 内喷入和蒸发,当高速旋转气

流流经 FSC 时,腔内产生驻涡,燃料在涡流内燃烧具有燃烧效率高、压力损失小等燃烧特性^[6]. 为了分析 FSC 对燃烧特性的影响,采用改变 FSC 周向面与径向面之间的夹角及径向面倾斜方向的分析手段.如图 8 所示,3 种结构的变化分别为:垂直结构、顺时针 60°结构和逆时针 60°结构。

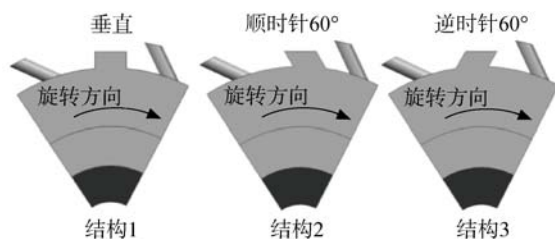


图8 FSC 的结构变化

Fig. 8 Structure changes of FSC

表 2 为 3 种 FSC 结构的 TIB-3C 燃烧室性能的比较。

表 2 3 种 FSC 结构的 TIB-3C 燃烧室性能的比较

Table 2 Comparison of TIB-3C combustor performance for three FSC structures

结构	$(dp/p)/\%$	$\eta_b/\%$	UHC 体积分数/ 10^{-6}
1	1.10	99.0	0.25
2	1.09	99.3	4.50
3	1.09	98.7	6.50

通过分析和比较,可以得出:①TIB-3C 的燃烧性能好,燃烧稳定. 因为其燃烧效率高达到 99.3%,压力损失低于 1.10%. ②FSC 结构对燃烧室内温度场分布的影响较大,而对燃烧效率和压力损失的影响较小. ③结构 1 的出口截面温度分布曲线较为合理,符合燃烧室设计要求,即涡轮叶片两端温度低中间高. ④采用结构 1 的 TIB-3C, UHC 的体积分数最小,说明达到了较为充分的燃烧。

2.1.3 当量比对 TIB-3C 性能的影响

航空发动机在高空运行过程中,时常会通过油门的调节进入非设计状态,因此当量比直接影响航空发动机的高空工作范围. 为了让燃烧室的总当量不变,利用改变二次气流占总气流的质量流量百分比来改变燃烧凹环内当量比的方法. 工况参数如表 3 所示. 因为 TIB-3C 燃烧室中的燃烧凹环是燃烧的主要区域,所以燃烧凹环内当量比对 TIB-3C 燃烧性能的影响是重点研究对象。

表 3 工况参数

Table 3 Parameters for working condition

工况	质量流量 百分比/%	燃烧凹环内 当量比 Φ_{cre}	总当 量比
1	11.2	2.59	0.29
2	17.9	1.62	
3	29.1	1.00	
4	35.8	0.81	

图 9 给出了 TIB-3C 燃烧室出口径向平均温度在叶片相对高度范围内随当量比变化的曲线. 燃烧凹环内当量比等于 1 时的温度分布与燃烧凹环内当量比等于 1.62 类似,但由于前者的燃烧较为充分,下游通道内不存在高温区,故径向平均温度较低. 燃烧凹环内当量比等于 0.81 时,径向平

均温度分布曲线较为理想,该曲线近似呈抛物线型(两端温度低,中间温度高),最大温差在 200 K 左右,径向温度分布系数(RTDF)为 0.2.

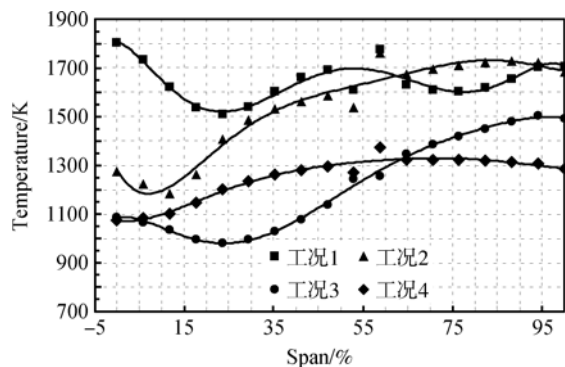


图 9 不同当量比的出口径向平均温度

Fig. 9 Radial mean temperature at exit for different equivalence ratios

图 10 给出了 TIB-3C 的燃烧效率、总压损失及出口平均温度随燃烧凹环内当量比变化的曲线,由图可知,燃烧凹环内当量比小于 1 时,燃烧效率保持在 99.9% 以上,燃烧凹环内当量比大于 1 时,燃烧效率随着当量比的增大近似线性减小;总压损失随燃烧效率的增大以及燃烧凹环内当量比的增大而增大. 出口平均温度随燃烧效率的增大而增大,出口比进口温度提高 650 K 左右。

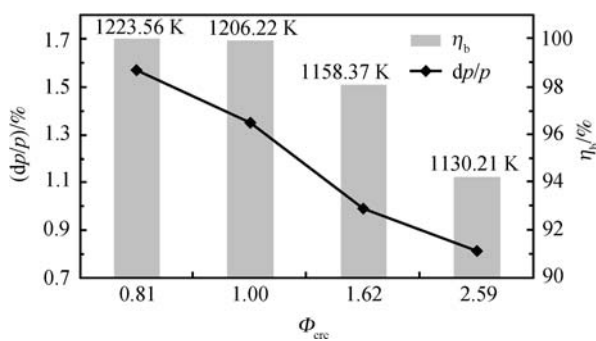


图 10 不同当量比的燃烧效率、总压损失和出口平均温度

Fig. 10 Combustion efficiency, total pressure loss and mean temperature at exit for different equivalence ratios

TIB-3C 燃烧室在不同当量比下的污染物排放情况如表 4 所示. 通过分析和比较,可以得出:①燃烧凹环内当量比等于 1 时,具有抛物线型出口径向平均温度分布,而且总压损失低,燃烧效率在 99.9% 以上,最符合涡轮导向器燃烧室的设计要求. ②燃烧凹环内当量比小于 1 时, TIB-3C 燃

烧室燃烧特性较好,表征为高燃烧效率,低总压损失;燃气平均温升在650 K左右.燃烧凹环内当量比在 $2.59 \sim 0.81$ 时,燃烧室具有较好的工作性能,说明其可稳定工作在大范围当量比内.③降低燃烧凹环内当量比,燃烧凹环内处于贫油燃烧,燃烧较为充分,可提高燃烧效率,从而CO, UHC, NO_x等污染物排放随燃烧凹环内当量比减少而降低.

表4 不同当量比下的污染物排放

Table 4 Pollutant emissions for different equivalence ratios

工况	CO 体积 分数/ 10^{-6}	UHC 体积 分数/ 10^{-6}	NO _x 体积 分数/ 10^{-6}
1	1899.1	28.4	159.5
2	434.5	11.3	122.6
3	46.7	0.1	116.5
4	18.6	0	88.5

2.2 射流涡流结构方案

众所周知, CRC 内形成离心燃烧的离心加速度与燃烧凹环的半径成反比例趋势. 当在大型燃气涡轮发动机上使用 TIB 技术时, 射流旋流结构方案就无法达到预期的性能指标. Sekar 等^[16-18]在 TIB 技术中采用驻涡燃烧技术代替离心燃烧技术, 以实现针对大型燃气涡轮发动机的涡轮导向器增燃技术. 本文在涡轮导向器叶片底部耦合驻涡燃烧凹腔, 并于凹腔前后壁面分别设置二次气流射流孔, 从而在凹腔内形成射流涡流与主燃气体混合, 即本文提出的涡轮导向器增燃技术的射流涡流结构方案. 如图 11 所示, 射流涡流结构方案中, 涡轮导向器燃烧室包括驻涡凹腔 (trapped vortex cavity, TVC)、径向导向器叶片 (radial vane, RV) 和径向凹槽 (RVC) 3 个结构, 所以涡轮导向器增燃技术的射流涡流结构方案可以简称为 TIB-TRC 结构方案.

二次气流的入射角将会影响驻涡凹腔内的流场特性, 从而进一步影响 TIB-TRC 燃烧室的组织燃烧机理, 因此在 TIB-TRC 结构方案中将首先开展二次气流入射角对流场特性和组织燃烧机理的研究与探索. 图 12 中列出了 4 种不同的入射角, 是从负角度到正角度的一个渐变过程.

当二次气流入射角为 60° 时, TIB-TRC 燃烧室出口截面的温度场较为均匀. 图 13 中的曲线为不同入射角时, 导向器叶片出口径向平均温度分

布. 可以看出, 除了 60° , 其他入射角时温度分布在径向都存在比较大的温度阶跃. 60° 入射角时, 在叶片中部会有温度的下降, 且整个叶片的温差要小于其他角度, 其温差在 200 K 左右.

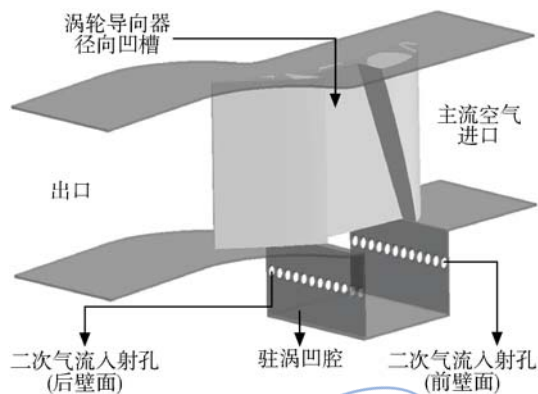


图 11 TIB-TRC 的基本结构示意图

Fig. 11 Sketch of TIB-TRC basic structure

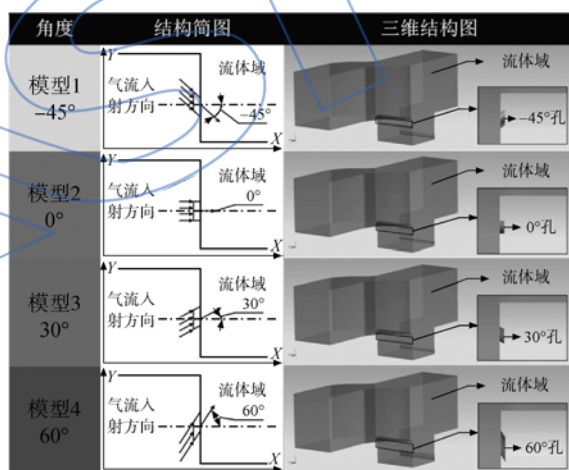


图 12 4 种二次气流入射角示意图

Fig. 12 Sketch of four secondary air flow injection angles

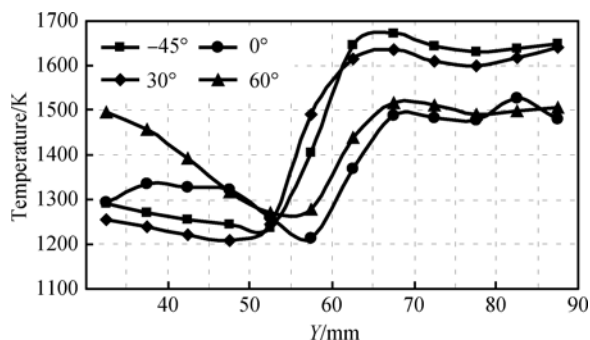


图 13 导向器叶片 Y 方向径向平均温度分布

Fig. 13 Radial mean temperature distribution along

Y direction at exit of vane

二次气流入射角对 TIB-TRC 燃烧室燃烧性能的影响可从表 5 反映出来. 根据计算结果, 分析得到以下结论: ①与单纯的驻涡燃烧室相比, 带有涡轮导向器叶片和叶片径向凹槽的 TIB-TRC 燃烧室具有燃料/空气掺混效果好、燃烧效率高、燃烧污染物排放量小等优势, 但是总压损失略微增加, 这是由于在燃烧通道内叶片和径向凹槽增加

所致. 6%左右的总压损失在工程实际中是可以接受的. ②当二次气流入射角为 60° 时, TIB-TRC 燃烧室的各项性能均达到不错的状态, 包括最佳的燃烧效率和 CO 排放量以及较好的总压损失和 NO_x , UHC 排放量, 对于以后的工程设计, 具有参考价值.

表 5 4 种二次气流入射角的 TIB-TRC 燃烧室性能的比较

Table 5 Performance comparison for TIB-TRC combustor with four secondary air injection angles

入射角/ $^\circ$	$(dp/p)/\%$	$\eta_b/\%$	CO 体积分数/ 10^{-6}	NO_x 体积分数/ 10^{-6}	UHC 体积分数/ 10^{-6}
-45	5.702	97.538	328.001	18.511	1.917
0	6.773	98.566	204.968	22.481	0.999
30	6.892	97.768	305.884	21.525	1.515
60	5.896	98.753	178.369	25.259	1.000

3 结论与展望

本文首先开展了总体热力循环性能分析以及部分数学模型的优化、改善和建立的相关研究工作, 并且基于热力系统的热效率定义, 更深入地对热力循环效率进行分析, 以及对带有涡轮内燃烧结构的航空发动机热效率增量进行分析. 与常规航空涡轮发动机相比, TIB 技术的应用将使发动机的总推力和热效率在很大程度上得到提高, 虽然单位燃油消耗率也有所增加, 但是增加幅度与总推力相比微乎其微, 所以总体上收益是明显的. 另外, 在高压涡轮内使用 TIB 技术以及在高、低压涡轮内同时使用 TIB 技术, 要比单独在低压涡轮内使用效果要好. 因为与高压涡轮相比, 低压涡轮内的燃气总温、总压都有所下降, 相对能量品质要低, 所以利用价值不如高压涡轮. 通过总体性能分析, 有力地验证了 TIB 技术的可行性、可靠性与应用价值.

其次, 通过对组织燃烧机理影响参数的探讨与研究, 提出了 TIB 技术的射流旋流结构和射流涡流结构方案, 并且通过数值模拟研究, 分析出了 TIB 燃烧室的流场特性与组织燃烧机理以及使燃烧特性优越的局部结构方案和工况参数, 为以后 TIB 技术的工程应用提供了大量的技术支持.

最后, TIB 技术的研究仍有大量的工作需要, 包括之前工作未涉及的局部结构对 TIB 燃烧室的影响、瞬态过程即发动机点火时 TIB 燃烧室的性能分析以及 TIB 技术的工程化应用的研

究等. 另外, 该技术应用于涡轮转子叶间将是对 TIB 技术的一种拓展与创新. 更为大胆的设想是将 TIB 燃烧室取代主燃烧室^[26], 鉴于 TIB 技术显著的优越性, 这一设想在很大程度上具有实际意义.

参考文献:

- [1] Sirignano W A, Delplanque J P, Liu F. Selected challenges in jet and rocket engine combustion research[R]. AIAA 97-2701, 1997.
- [2] Sirignano W A, Liu F. Performance increases for gas-turbine engines through combustion inside the turbine[J]. Journal of Propulsion and Power, 1999, 15(1): 111-118.
- [3] 程本林, 唐豪, 徐夏, 等. 带 TIB 的涡扇发动机性能研究[J]. 航空发动机, 2010, 36(6): 19-22.
CHENG Benlin, TANG Hao, XU Xia, et al. Performance study on turbofan engine with turbine inter burner[J]. Aeroengine, 2010, 36(6): 19-22. (in Chinese)
- [4] 李明, 唐豪, 张超, 等. 一种新型涡轮叶间燃烧室的数值模拟[J]. 航空动力学报, 2012, 27(1): 55-62.
LI Ming, TANG Hao, ZHANG Chao, et al. Numerical simulation of a novel turbine inter-vane burner[J]. Journal of Aerospace Power, 2012, 27(1): 55-62. (in Chinese)
- [5] 李明, 唐豪, 莫姐, 等. 当量比对涡轮叶间燃烧性能影响的数值模拟[J]. 燃烧科学与技术, 2012, 18(2): 161-168.
LI Ming, TANG Hao, MO Da, et al. Numerical simulation of influence of equivalence ratio on turbine inter-vane burner[J]. Journal of Combustion Science and Technology, 2012, 18(2): 161-168. (in Chinese)
- [6] 莫姐, 唐豪, 李明, 等. 带不同凹腔结构涡轮间燃烧室数值模拟[J]. 航空发动机, 2012, 38(1): 33-36.
MO Da, TANG Hao, LI Ming, et al. Numerical simulation of turbine inter-blade burner (TIB) with different axial

- cavity shapes[J]. *Aeroengine*, 2012, 38(1): 33-36. (in Chinese)
- [7] 郑海飞, 唐豪. 基于 Φ 函数的等熵膨胀过程数学模型[J]. *航空动力学报*, 2012, 27(9): 2035-2040.
ZHENG Haifei, TANG Hao. Study of mathematical model of isentropic expansion process based on Φ function[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2012, 27(9): 2035-2040. (in Chinese)
- [8] 郑海飞, 唐豪. 涡轮内等温燃烧数学模型的建立与研究[J]. *航空学报*, 2012, 33(8): 1400-1405.
ZHENG Haifei, TANG Hao. Research on mathematical model of isentropic combustion process inside the turbine[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2012, 33(8): 1400-1405. (in Chinese)
- [9] Ramohalli K N R. Isothermal combustion for improved efficiencies[R]. AIAA 87-1999, 1987.
- [10] Zelina J, Ehret J, Hangeock R D, et al. Ultra-compact combustion technology using high swirl for enhance burning rate[R]. AIAA-2002-3725, 2002.
- [11] Greenwood R T. Numerical analysis and optimization of the ultra compact combustor[R]. AFIT/GAE/ENY/05-M10, 2005.
- [12] Thornburg H, Sekar B, Zelina J, et al. Numerical study of an inter-turbine burner (ITB) concept with curved radial vane[R]. AIAA-2007-649, 2007.
- [13] Thibaud V M, TANG Hao. Numerical investigation turbine inter-blade (TIB) concepts with two different radial vane cavity shapes[R]. Nanjing: 7th International Conference on Computational and Experimental Engineering and Sciences, 2011.
- [14] 李明. 不同结构导向器对涡轮叶间补燃室性能影响的研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2012.
LI Ming. Research on the influence of guide vane structure on the performance of turbine inter-vane burner[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2012. (in Chinese)
- [15] 莫姐. 燃烧环对涡轮叶间燃烧室性能影响的研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2012.
MO Da. Analysis of turbine inter-vane burner (TIB) with different combustion ring shapes[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2012. (in Chinese)
- [16] Sekar B, Thornburg H J, Briones A M, et al. Effect of trapped vortex combustion with radial vane cavity arrangements on predicted inter-turbine burner performance[R]. AIAA-2009-4603, 2009.
- [17] Thornburg H J, Briones A M, Sekar B. Enhanced mixing in trapped vortex combustor with protuberances: Part 1 single-phase nonreacting flow[R]. AIAA-2011-3421, 2011.
- [18] Briones A M, Sekar B, Thornburg H J. Enhanced mixing in trapped vortex combustor with protuberances: Part 2 two-phase reacting flow[R]. AIAA-2011-3422, 2011.
- [19] 张弛, 林宇震, 刘高恩. 冲压转子发动机切向驻涡燃烧室[J]. *航空发动机*, 2007, 33(4): 30-35.
ZHANG Chi, LIN Yuzhen, LIU Gaoen. Tangential trapped vortex combustor for ramjet[J]. *Aeroengine*, 2007, 33(4): 30-35. (in Chinese)
- [20] 沈维道, 蒋智敏, 童钧耕. 工程热力学[M]. 北京: 高等教育出版社, 2001.
- [21] 廉筱纯, 吴虎. 航空发动机原理[M]. 西安: 西北工业大学出版社, 2005.
- [22] 骆广琦, 桑增产, 王如根, 等. 航空燃气涡轮发动机数值仿真[M]. 北京: 国防工业出版社, 2007.
- [23] 程本林. 提高涡轮发动机性能的新概念方法: 涡轮通道内补燃循环性能研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2011.
CHENG Benlin. A new concept of turbojet and turbofan engine performance increases through turbine inter-blade burner[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2011. (in Chinese)
- [24] Lewis G D. Centrifugal-force effects on combustion[J]. *Symposium (International) on Combustion*, 1973, 14(1): 413-419.
- [25] Yonezawa Y, Toh H, Goto S, et al. Development of the jet-swirl high loading combustor[R]. AIAA 90-2451, 1990.
- [26] Parks A K. Desensitizing flame structure and exhaust emissions to flow parameters in an ultra-compact combustor[R]. AFIT/GAE/ENY/12-M33, 2012.