

带 TIB 的涡扇发动机性能研究

程本林, 唐 豪, 徐 夏, 李校培

(南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016)



程本林(1984),男,在读硕士研究生,研究方向为航空发动机热力循环与热力性能。

基金项目: 国家自然科学基金(51076065)和江苏省“六大人才高峰”高层次人才培养对象项目资助

收稿日期: 2010-06-23

1 引言

随着世界能源的日益紧张,高效率、低油耗的热力循环模式成为研究的重点;同时,具有高推重比和宽广工作范围的发动机热力循环模式也是航空动力热力循环长期以来的研究焦点。然而,为了提高单位推力(Specific Thrust, S_T)、降低耗油率(Thrust Specific Fuel Consumption, T_{SC})和拓宽发动机稳定工作范围,常会造成燃

摘要:基于双轴混合排气涡扇发动机热力学模型,采用气动热力循环参数分析方法,计算分析了带有涡轮通道内燃烧室(TIB)涡扇发动机设计点的热力性能,研究比较了 TIB 对发动机高度特性、速度特性以及转速特性的影响。计算结果表明,采用 TIB 方法,虽然耗油率(T_{SC})有一定增大,但发动机单位推力(S_T)明显增大,发动机性能得到改善。

关键词:涡轮风扇发动机;涡轮通道内燃烧室;超紧凑燃烧;单位推力;耗油率

Performance Study on Turbofan Engine with Turbine Inter Burner

CHENG Ben-lin, TANG Hao, XU Xia, LI Xiao-pei

(College of Energy and Power Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: Based on the thermodynamics model of two-spool, mixed-flow turbofan engine, the design point performance of turbofan engine with turbine inter-blade burner (TIB) was calculated and analyzed by the parameter analysis of the air thermodynamics cycle. The effect of the TIB on the engine altitude, velocity and rotational speed, was studied and compared with conventional turbofan. The calculation results show that introducing the TIB, the specific thrust is obviously increased while the specific fuel consumption only increase appreciably, and the engine performance is improved.

Key words: turbofan engine; turbine inter-blade burner; ultra-compact combustor; specific thrust; specific fuel consumption

烧滞留时间短于完全燃烧所需要的时间,从而使燃烧延续至涡轮内,通常这是设计所不期望的。

为了提高燃气涡轮热力循环性能,在涡轮后增加加力燃烧室(After-Burner, AB)是目前常规的设计应用方案。经过半个多世纪

的发展,其技术已比较成熟,但其缺点也比较突出,如低压气流中燃烧所带来的热效率低、 T_{SC} 高等问题,使得其不能长时间使用,并且增加了尺寸与质量。因此研究 1 种既提高 S_T 又降低 T_{SC} 的热力循环模式是长期以来航空动力推进

系统的研究难点。由于涡轮内具有较高压力,燃烧效率也就高,利用增加涡轮通道内的燃气温度在热力学循环理论上可以改善发动机热力循环性能^[12];且近些年发展起来的超紧凑燃烧室(Ultra-compact Combustor, UCC)技术^[9]为解决新型燃烧室的结构问题提供了可靠途径。

本文提出了基于超紧凑燃烧室 UCC 技术的涡扇发动机涡轮通道内燃烧 (Turbine Inter-blade Burner, TIB) 补燃增推热力学循环方案。

2 涡轮通道内燃烧的热力学原理

对于传统的航空发动机,为了提高其性能,要求不断地提高涡轮进口温度。但是由于涡轮叶片(包括导向叶片和工作叶片)长期处于高温燃气冲击和侵蚀之下,尤其工作叶片本身还承受很大的离心力,从而限制了燃气温度的提高。然而,随着气流通过高压涡轮作功,高温燃气温度降低,这时相对于低压涡轮材料来说,气流温度还有提高的裕度,如果能在高低压涡轮间的气流通道内再次供油燃烧,提高低压涡轮进口温度,则使得发动机的热力循环功加大;同时涡轮通道内具有较高的压力,燃烧效率也就高,因而 TIB 不仅能够提高推力而且能使 T_{sc} 保持较低水平。

本文将 TIB 应用于常规的航空双轴、混合排气涡扇发动机,其热力学循环如图 1 所示;同时给出了带 TIB 的涡扇发动机模块化结构(如图 2 所示)。以此为研究对象,分析该发动机的热力性能。

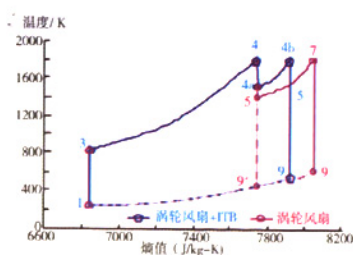


图 1 带 TIB 双轴、混合排气涡扇发动机热力循环

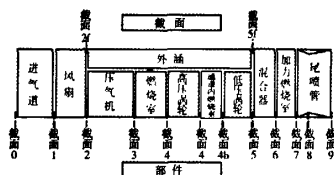


图 2 带 TIB 双轴、混合排气涡扇发动机模块化结构

3 发动机计算模型

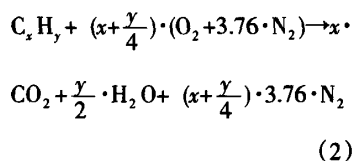
以传统的航空涡扇发动机气动热力计算模型为基础,以美国 GE 公司生产的 F101-GE-102 双轴、混合排气加力式涡扇发动机为研究对象,采用气动热力循环参数分析法,对 TIB 过程进行建模仿真;应用 MathCAD 软件编写发动机热力性能计算程序,对带 TIB 的双轴、混合排气涡扇发动机进行热力性能数值计算与比较分析。由于对 TIB 缺乏补燃过程特性认识,考虑到补燃过程与主燃烧室和加力燃烧室过程类似,所以涡 TIB 过程借鉴了加力燃烧室模型和特性数据。其中,给定了 TIB 的出口温度即低压涡轮前温度为 1800 K。

为了使计算结果能够更为精确的预测发动机热力性能,在传统的单一化理想气体稳态分析模型的基础上,程序设计采用了更为合理的理想气体混合物化学平

衡稳态分析模型^[14]。假定发动机进口处的空气主要有 4 种成分组成

$$[Y_{CO_2} \ Y_{H_2O} \ Y_{N_2} \ Y_{N_2}] = \left[10^{-12} \ 10^{-12} \ \frac{3.76}{4.76} \ \frac{1}{4.76} \right] \quad (1)$$

式中: Y_i 为组分 i 的质量百分比。假设燃烧室里混气燃烧为单步化学反应,下式为一般烃类燃料 C_xH_y 燃烧的化学计量反应方程式



4 发动机性能参数计算

衡量发动机的性能参数有很多,本文主要选择发动机单位推力 S_T 和耗油率 T_{sc} 2 个参数来分析发动机的性能变化情况。依据传统航空涡扇发动机气动热力计算模型^[6],首先给出了发动机 T_b 的计算公式

$$T_b = m_9 \cdot V_9 - m_0 \cdot V_0 + (P_9 - P_0) \cdot A_9 \quad (3)$$

式中: m_9 、 V_9 、 P_9 、 A_9 分别为发动机出口截面 9 处的燃气流量、燃气流速、燃气压力和截面积; m_0 、 V_0 、 P_0 分别为发动机进口截面 0 处的气流流量、气流流速、气流压力。从而得出单位推力 S_T 计算公式

$$S_T = \frac{T_b}{m_0} = \frac{m_9}{m_0} \cdot V_9 - V_0 + \frac{(P_9 - P_0) \cdot A_9}{m_0} \quad (4)$$

同样,给出发动机耗油量 f_0 的计算公式

$$f_0 = \frac{1}{m_0} (m_{3a} \cdot f_b + m_{4b} \cdot f_{Tib} + m_6 \cdot f_{AB}) \quad (5)$$

式中: m_0 、 m_{3a} 、 m_{4b} 、 m_6 分别为发动机 0 截面、3a 截面、4b 截面、6 截面处的气流流量; f_b 、 f_{Tib} 、 f_{AB} 分别为发动机主燃烧室、TIB、加力燃烧室的油气比。从而得出耗油率 T_{SFC} 计算公式为

$$T_{SFC} = \frac{f_0}{S_T} \quad (6)$$

5 发动机非设计点性能计算

在设计 1 台发动机时, 依据设计要求, 给定一些初始参数(即发动机设计点参数), 如发动机进口流量、压比、涵道比、涡轮进口温度以及各部件运转时的一些效率等参数, 能够推导设计出发动机各截面参数, 从而确定发动机具体设计方案。

混合排气涡轮风扇发动机主要特征参数见表 1。表 1 左侧 5 个参数在设计点计算发动机性能时是已知的, 而在非设计点时变成了未知参数, 在相应位置上, 5 个截面面积在设计点中可以计算出, 而在非设计点中则会变成已知参数。

表 1 混合排气涡轮风扇发动机主要特征参数

	设计点中的输入值	非设计点计算中的截面面积
1	进口流量, m_0	高压涡轮进口, A_4
2	涵道比, BPR	低压涡轮进口, A_{d1}
3	风扇压比, π_f	低压涡轮出口, A_3
4	压气机总压比, π_c	涵道出口, A_2
5	低压涡轮出口马赫数, Ma_5	喷管喉道, A_8

表 1 右列中的参数值在设计点处是未知的, 但可以通过计算得出, 并同时作为已知参数输入到非设计点的计算中, 而此时左

列中的参数又变成未知, 但可以通过右列的值计算得出, 这样在设计点和非设计点的计算中所有未知值均能得出。

6 计算结果和分析

在传统航空发动机热力学循环基础上, 以双轴混合排气涡扇发动机为研究对象, 采用 TIB 方法, 先进行了发动机设计点性能计算, 而后计算了发动机在给定状态下的高度特性、速度特性和节流特性, 并与常规涡扇发动机热力学性能进行了比较分析, 得出 TIB 新型技术在提高发动机性能方面具有优势。

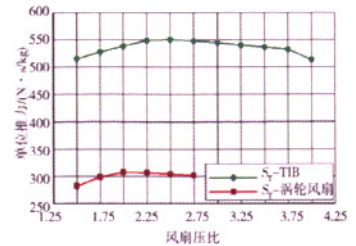
6.1 发动机设计点性能

当进行发动机设计时, 首先应结合实际的总体性能方案需要确定其类型, 并进行发动机设计点热力循环参数的优化计算, 从而给出发动机热力循环参数的最优方案。

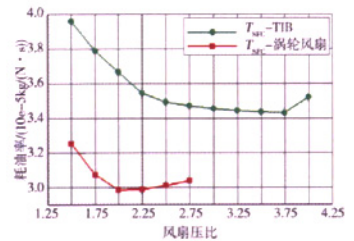
在深入调研带有 TIB 涡扇发动机总体性能方案的基础上, 分析了在飞行高度 $H=18\text{ km}$ 、飞行马赫数 $Ma=2.0$ 的状态下, 涵道比 $B_{PR}=1$ 的常规涡扇发动机与 TIB 涡扇发动机设计点性能随风扇压比的变化关系, 如图 3 所示。

同时, 依据飞行经济性原则, 从上图中最小耗油率角度出发, 可以得出发动机的最优设计风扇压比(见表 2), 并给出了在最优设

计风扇压比下, 涡扇发动机与 TIB 涡扇发动机设计点性能参数, 分析比较后, 可以清晰的得出带有 TIB 的涡扇发动机在设计点性能方面有明显优势。



(a) 单位推力



(b) 耗油率

($H=18\text{ km}$, $Ma=2.0$, $B_{PR}=1.0$, $T_4^*=1710\text{ K}$,

$T_{4c}^*=1800\text{ K}$)

图 3 发动机性能随风扇压比变化关系

6.2 高度特性

在 $Ma=2.0$ 、折合转速 $\tilde{n}=1.0$ 的状态下, 涡扇发动机与 TIB 涡扇发动机的高度特性比较如图 4 所示。从图中曲线可以看出, 2 者的 S_T 和 T_{SFC} 变化趋势基本相同。当 $H \leq 11\text{ km}$ 时, 随着飞行高度的增加, S_T 增大, T_{SFC} 减小; 当 $H > 11\text{ km}$ 时, S_T 和 T_{SFC} 都不变。这主要是由于在 11 km 以下, 随着高

表 2 发动机设计点性能参数分析比较

结构	最优设计 风扇压比	单位 推力 /(N·s/kg)	耗油率 /(10e-5 kg/(N·s))	单位推力	耗油率	单位推力增量 油耗增量
				%	%	%
涡轮风扇	2.00	307.8121	2.987774	100.000	100.000	—
TIB	3.75	532.1069	3.432484	172.867	114.884	489.566
涡轮风扇 +AB	2.00	1074.1273	5.501662	348.956	184.139	295.887

口压力降低,压气机增压比减小,发动机转差增大;收油门杆、高压压气机出口压力升高,增压比增大,发动机转差减小,转差的变化与压比变化明显相反。由此,随着油门杆的增加,失速深度增大,导致压比减小,转差变大,而当油门杆的减少使热燃气对涡轮的堵塞变小,高压压气机后的压力升高,增压比增大,失速微团减少,转差变小。最终由于发动机 T_4 上升过高,收油门杆停车。

在飞行台试飞改装过程中,需要将测试采集到的高度 H_p 信号送入发动机的控制器,控制器根据高度(6 km 为门槛)对空中起动的供油进行调整,也就是说在高度 6 km 以上,在发动机空中起动过程中,控制器给出信号执行减油,待发动机起动成功后,再恢复到正常的供油规律。因此,由于高度信号输入的不正确或控制器没有接收到正确的高度信号,8 km 惯性起动试验中并没有按照设计进行切油,仍然按 6 km 以下起动供油,造成在起动过程中供油过多,导致发动机处于不正常的工作状态。

4 故障排除

为了验证此次发动机空中起动故障引起的原因,在接下来的发动机空中起动试验中,在出现故障的试验点,采用了接通“空中起动”开关来实现发动机空中手动起动的方式(在进行此方式空中起动时,由飞机系统的 EMMC 接通起动自动调节器电磁阀,以实现高度 6 km 以上空中起动过程修正向主燃烧室的供油)。

在高度为 8 km、速度 400 km/h 时,进行空中手动起动,发动机工作状态正常。

前 2 次试验数据如图 3 所示。图中曲线 1 表示按手动起动的方式进行空中起动的副油路压力,曲线 2 表示起动失败时副油路压力,从图 3 可见,在手动起动中,副油路出现明显的切油现象。

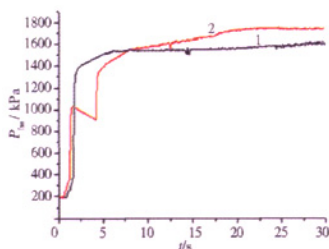


图 3 2 次空中起动过程供油对比

试验结果和试验数据比较表明,该型发动机空中起动不成功的原因在于在起动过程中供油没进行高空修正,导致燃油量过高,涡轮出口压力出现突升,压力波向前传,使高压压气机失速,发动机排气温度过高,其转速出现“热悬挂”现象。

5 结论

在某型发动机飞行台 8 km 空中起动试验过程中,发动机工作不正常主要的原因在于起动过程中供油没进行高空修正,造成燃油量过高,导致发动机排气温度过高,进而转速出现“热悬挂”现象。

参考文献

- [1]李树人.航空燃气涡轮发动机工作特性试验分析[M].西安:飞行试验研究院,2008.
- [2]尚义.航空燃气涡轮发动机[M].北京:航空工业出版社,1995.
- [3]聂恰耶夫 IO.H.,费多洛夫著 P.M..航空燃气涡轮发动机原理[M].姜树明译.北京:国防工业出版社,1984.
- [4]聂恰耶夫著 IO.H..航空动力装置控制规律与特性[M].单凤桐,程振海译.北京:国防工业出版社,1995.

(下转第 22 页)

参考文献

- [1]Ryder R C, Brankovic A, et al.CFD definition study of inter-stage burners in turbine engine transition duct[R]. ASME 2003-GT-38440, 2003.
- [2]Chiu Ya tien.A performance study of a

super-cruise engine with isothermal combustion inside the turbine [M]. Virginia polytechnic institute & state university, 2004.

- [3]Zelina J, Hankcock R D, et al. Ultra-compact combustors for advanced gas turbine engines [R]. ASME 2004-GT-53155, 2004.

- [4]McBride B J, Gordon S, et al. Coefficients for Calculating Thermo dynamic and Transport Properties of Individual Species [R]. NASA-TM-4513, 1993.
- [5]沈维道,蒋智敏,等.工程热力学[M].北京:高等教育出版社,2001.
- [6]王云.航空发动机原理[M].北京:北京航空航天大学出版社,2009.