

# 三种航空燃气轮机加入级间燃烧室后性能变化浅析\*

方骁远, 邢菲, 徐磊磊, 邢盼, 王培勇

(厦门大学 航空系, 福建 厦门 361005)

**摘要:** 为探究级间燃烧室对各种航空发动机的性能影响, 利用热力循环原理分别计算了在有级间燃烧室的情况下涡喷、涡扇和涡轴发动机的性能结果并与实际型号做出对比。通过计算获得了上述三种发动机在加入级间燃烧室后的单位推力和耗油率随飞行马赫数等参数在一定范围内变化的曲线。结果表明加入级间燃烧室后对各种发动机的动力性能提升都在10%以上, 个别涡轴发动机可达30%。同时若能将加入级间燃烧室后增加的质量控制在一定范围内, 则对于各型发动机均可提高其推重比。

**关键词:** 航空发动机; 涡轮级间燃烧室; 单位推力; 燃油消耗率; 推重比

**中图分类号:** V235.11 **文献标识码:** A **文章编号:** 1001-4055 (2013) 11-1513-07

## Performance Analysis of Three Kinds of Aero-Engine with Inter-Stage Turbine Burner

FANG Xiao-yuan, XING Fei, XU Lei-lei, XING Pan, WANG Pei-yong

(Department of Aeronautics, Xiamen University, Xiamen 361005, China)

**Abstract:** In order to investigate the effects of the inter-stage turbine burner (ITB) on aero-engines, the thermodynamic cycle analysis was performed to demonstrate the performance of three kinds of aero-engines with the inter-stage turbine burners. The performance curves for different flight and operation conditions were obtained by calculation. Results show that specific thrust can be improved by at least 10%, and for one turboshaft engine the specific thrust even can be improved by 30%. Based on comparison between the real aero-engine performance and the calculation results, the errors are acceptable and the thrust-weight ratios show the potential capability of ITB application.

**Key words:** Aero-engine; Inter-stage turbine burner; Specific thrust; Specific fuel consumption; Thrust-weight ratio

### 1 引言

对航空燃气轮机而言, 燃烧室出口温度常受到涡轮导向器材料耐温极限的限制而不能太高, 但随着燃气通过涡轮各级做功后温度会逐渐降低, 进入低压涡轮的温度与高压涡轮进口温度相比降幅可达300~500K<sup>[1]</sup>, 故除靠近高压涡轮进口的部分涡轮叶片外, 经过其它涡轮叶片的燃气温度尚有提升的裕度。如

果能在涡轮内部供油燃烧提高涡轮内温度并同时降低涡轮出口与进口的总压比, 就能在一定程度上提升发动机的推力或功率<sup>[2]</sup>。涡轮级间燃烧室(Inter-stage Turbine Burner, ITB)就是在这样的需求下出现的, 其原理即为在涡轮内部进行燃烧再热以使温度恢复到接近高压涡轮进口温度, 进而提高发动机的推力或功率。

目前, 国外的级间燃烧主要研究成果为美国空军

\* 收稿日期: 2013-02-06; 修订日期: 2013-04-23。

基金项目: 国家自然科学基金(11002125, 51106131), 中央高校基本科研业务费专项资金(2013121019)。

作者简介: 方骁远(1990—), 男, 硕士生, 研究领域为燃烧与推进技术。E-mail: fxyppo@126.com

实验室 (AFRL, Air force research library) 研究的 UCC (Ultra Compact Combustor) 系列燃烧室<sup>[3,4]</sup> 其特点为在涡轮静叶机匣外环设置有一个周向空腔, 油气混合物在空腔内绕发动机轴线周向旋转流动并燃烧, 通过叶片上的凹槽将火焰传播到轴向主流中。而 NASA 的方案则是将一个驻涡燃烧室 (TVC, Trapped vortex combustor) 安装于高压涡轮与低压涡轮间的过渡通道内<sup>[5,6]</sup>, 空气和燃料直接喷射入其中, 可形成回流区并稳定燃烧。同期, 美国密歇根理工大学<sup>[7,8]</sup> 和加州理工大学<sup>[9,10]</sup> 对涡扇发动机加入 ITB 前后的包括推力、耗油、效率在内的性能对比进行了深入的研究。从 2004 年开始, 国内的一些单位如西工大、北航、南航和沈阳发动机设计研究所<sup>[2]</sup> 相继开展了有关级间燃烧的研究, 在包括驻涡燃烧室在涡轮轴发动机涡轮级间的应用<sup>[11]</sup>, 带混排涡轮级间燃烧的涡扇发动机循环参数研究<sup>[12,13]</sup>, 特定结构级间燃烧室的数值模拟<sup>[14,15]</sup> 等方面探讨了级间燃烧的性能或可行性。

目前的研究主要集中在混排涡轮风扇发动机加入级间燃烧后的性能分析, 而针对其他类型的航空发动机采用级间燃烧后的性能分析则研究较少。本文就是针对涡轮喷气、分开排气式涡轮风扇和涡轮轴发动机加入级间燃烧室前后的性能, 通过引入推力提升百分比和耗油率来描述加入级间燃烧后动力性能和经济性的相对变化趋势。通过将计算结果与具体型号发动机的性能参数对比, 验证计算的可靠性后, 进行各型号发动机拟加入级间燃烧室后对推重比和功重比影响。为工程应用做好前期准备。

## 2 ITB 发动机热力计算数学模型

本文中若无特殊说明, 都默认高低压涡轮的相对冷却引气量都为 5%; 带 ITB 发动机除了在高低压涡轮之间有一个级间燃烧室外, 其余条件都与原型发动机相同, 级间燃烧室的总压恢复系数均设为 0.88, 其出口温度都与该类型发动机主燃烧室的出口温度相同。

热力计算的过程统一做了如下假设: 工质是理想气体一维流动; 采用分段定比热方法, 空气的比热比  $k = 1.4$ , 定压比热  $c_p = 1005 \text{ J}/(\text{kg} \cdot \text{K})$ , 燃气的比热比  $k_g = 1.33$ , 定压比热  $c_{pg} = 1244 \text{ J}/(\text{kg} \cdot \text{K})$ ; 气体经过喷管完全膨胀, 出口静压等于外界大气压。

### 2.1 带 ITB 的涡喷发动机计算

涡喷发动机原型机为有加力燃烧室的双轴涡喷发动机, 加入 ITB 后去掉了加力燃烧室, 如图 1 所示。

计算将比较原型机、原型机带加力、加入 ITB 后这三种情况。

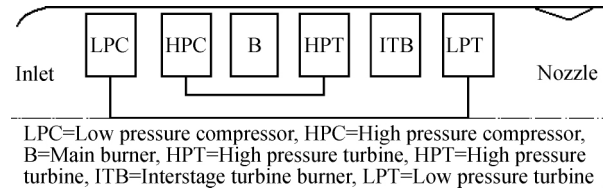


Fig. 1 Schematic layout of a turbojet engine with ITB

假设发动机的进口处气流状态即自由来流的压强为  $p_{in}$ , 速度为  $V_{in}$ ; 尾喷管出口处静压为  $p_{out}$ , 静温为  $T_{out}$ , 速度为  $V_{out}$ 。令发动机推力为  $F$ , 则可以得发动机单位推力  $F_s$  和耗油率  $sfc$  的表达式如下

$$F_s = \frac{F}{W_a} = (1 + f_0) \left[ V_{out} + \frac{RT_{out}}{V_{out}} \left( 1 - \frac{p_{in}}{p_{out}} \right) \right] - V_{in} \quad (1)$$

$$sfc = \frac{3600f_0}{F_s} \quad (2)$$

式中  $W_a$  为空气质量流量,  $R$  是空气的气体常数, 其值取为  $287 \text{ J}/(\text{kg} \cdot \text{K})$ ,  $f_0$  为总油气比。

### 2.2 带 ITB 的分开排气涡扇发动机计算

分开排气涡扇发动机原型机为双轴前风扇结构, 低压涡轮与风扇同轴, 风扇增压比  $\pi_f$  对于内涵而言即为低压压气机的增压比, 高压涡轮与压气机同轴, 加入 ITB 后整体结构如图 2 所示。

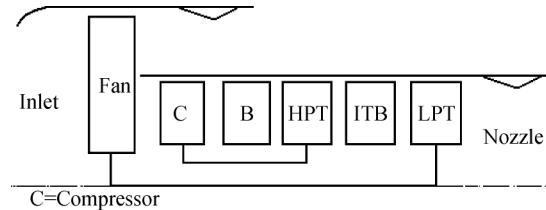


Fig. 2 Schematic layout of a turbofan engine with ITB

分开排气涡扇发动机其内涵单位推力的计算与涡喷发动机相似, 假设外涵尾喷管出口处静压为  $p_{out1}$ , 静温为  $T_{out1}$ , 速度为  $V_{out1}$ 。外涵推力为  $F_f$ , 则外涵单位推力为

$$\frac{F_f}{W_{af}} = V_{out1} - V_{in} + \frac{RT_{out1}}{V_{out1}} \left( 1 - \frac{p_{in}}{p_{out1}} \right) \quad (3)$$

耗油率  $sfc$  的表达式与涡喷发动机相同, 发动机总体单位推力  $F_s$  为

$$F_s = \frac{\left( \frac{F_c}{W_{ac}} \right) + B \left( \frac{F_f}{W_{af}} \right)}{1 + B} \quad (4)$$

式中  $W_{af}$  为外涵的空气质量流量,  $F_c$  为内涵推

力  $W_{ac}$  为内涵空气质量流量  $\beta$  是发动机涵道比。

为比较原型机与加入 ITB 后性能的相对变化量, 这里分别从推力和耗油两个方面考虑引入两个相对量: 推力提升百分比  $\alpha$  和耗油率比  $\beta$ , 各自的表达式定义如下

$$\alpha = \left( \frac{F_{s2}}{F_{s1}} - 1 \right) \times 100\% \quad (5)$$

$$\beta = \frac{sfc_1}{sfc_2} = \frac{\frac{f_1}{F_{s1}}}{\frac{f_2}{F_{s2}}} = \frac{F_{s2}}{F_{s1}} \frac{F_1}{F_2} \quad (6)$$

式中下标 1 代表原型机的性能参数, 下标 2 代表加入 ITB 后的性能参数。由于加入 ITB 后流过发动机的空气流量与原型机相比并未发生变化, 所以两者单位推力的比值即等于推力的比值, 故  $\alpha$  的物理意义即为加入 ITB 以后相对于原型机推力提升的百分比。而对于  $\beta$  表达式中的  $f$  代表油气比参数,  $W_f$  代表燃油质量流量  $\beta$  的物理意义为加入 ITB 后发动机推力提升倍数与燃油消耗倍数的比值。 $\beta$  数值越大说明该工况对加入 ITB 后的发动机越有利, 若  $\beta$  能大于 1 则表明加入 ITB 后能比原型机相对更省油, 若小于 1 虽然说明带 ITB 的发动机不具备耗油优势, 但是“ $\beta$  越大对带 ITB 的发动机越有利”这一原则仍然适用。

### 2.3 带 ITB 的涡轴发动机计算

涡轴发动机原型机为自由涡轮式双转子涡轴发动机, 燃气涡轮与压气机同轴, 动力涡轮输出功率。加入 ITB 后整体结构如图 3 所示。

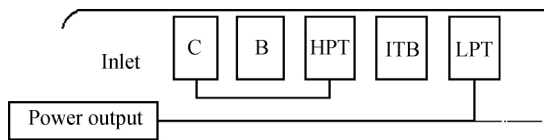


Fig. 3 Schematic layout of a turboshaft engine with ITB

由于计算时涡轮前温度设置较低, 且实际的涡轴发动机引气量不大<sup>[16]</sup>, 故在涡轴计算中未考虑冷却引气。发动机输出单位功率  $P_s$  和耗油率  $sfc$  的表达式如下

$$P_s = \frac{P}{W_a} = (1+f) c_{pg} (T_b - T_{out}) \eta_{ml} \quad (7)$$

$$sfc = \frac{3600f_0}{P_s} \quad (8)$$

式中  $P$  为发动机轴功率,  $W_a$  为空气质量流量,  $T_b$  和  $T_{out}$  分别为自由涡轮前后的温度,  $\eta_{ml}$  是动力输出轴

的机械效率。与涡扇发动机类似, 定义功率提升百分比  $\alpha$  和耗油率比  $\beta$

$$\alpha = \left( \frac{P_{s2}}{P_{s1}} - 1 \right) \times 100\% \quad (9)$$

$$\beta = \frac{sfc_1}{sfc_2} = \frac{\frac{f_1}{P_{s1}}}{\frac{f_2}{P_{s2}}} = \frac{P_{s2}}{P_{s1}} \frac{P_1}{P_2} \quad (10)$$

### 3 单位推力和耗油率分析

本文采用 C 语言作为编程工具, 取得输出的计算结果后用 Origin 绘图。具体的性能参数变化情况为: 对于涡喷发动机, 飞行马赫数  $Ma_0$  在 0 到 3 内变化, 低压压气机压比  $\pi_{cl}$  在 1 ~ 10 内变化。对于分开排气涡扇发动机, 飞行马赫数  $Ma_0$  在 0 ~ 1 内变化, 高压压气机压比  $\pi_{ch}$  在 5 ~ 55 内变化, 涵道比  $B$  在 0 ~ 10 内变化。对于涡轴发动机, 仅考虑其增压比在 5 ~ 30 内变化。

由于在实际发动机中随着压气机压比、飞行马赫数等的改变, 发动机各流动效率、热效率、机械效率等参数、各类总压比参数和总温比参数都会发生相应的变化<sup>[17]</sup>, 而本文将这三类参数根据发动机各部件气流参数和组分不同取为定值, 这必将导致一定的误差。但鉴于本文已将发动机内的流动简化为一维定常流动且忽略了燃气组份的连续变化以及发动机各部件的传热过程, 这一误差可以视为在模型简化过程中固有的误差, 后文的结果表明并不影响本文作初步的性能计算。

#### 3.1 带 ITB 的涡喷发动机结果分析

图 4 显示随着马赫数  $Ma_0$  增加, 原型机与带 ITB 发动机的单位推力下降, 耗油率上升。当马赫数较高时, 因为冲压的升温效果与马赫数的平方线性相关, 飞行马赫数接近 3 时冲压带来的影响显著增加,  $F_s$  迅速下降。又由于总油气比  $f_0$  下降趋势较缓, 造成了原型机的耗油率在高马赫数时快速上升。加入 ITB 以后可以增加加热量, 使得在高马赫数时,  $F_s$  平稳下降,  $sfc$  也不会快速上升。所以可以在高马赫数时加入 ITB 可保持较好的推力与油耗性能。

图 4 中的  $T_{i, itb}$  代表 ITB 出口温度,  $T_{i, ab}$  代表加力燃烧室出口温度, 可见带 ITB 的发动机与带加力的原型机不论是在推力还是在油耗上的表现都很相似。并且级间燃烧室的出口温度越高, 两者的差距就越小。考虑到加力燃烧室的轴向长度较长, 质量也很

大。根据现有级间燃烧技术中 UCC 方案,其对发动机的轴向长度增加很小,并且质量增加也不会很大。若能允许较高的级间燃烧室出口温度,则加入 ITB 后在推重比方面有可能接近带加力燃烧室的原型机。

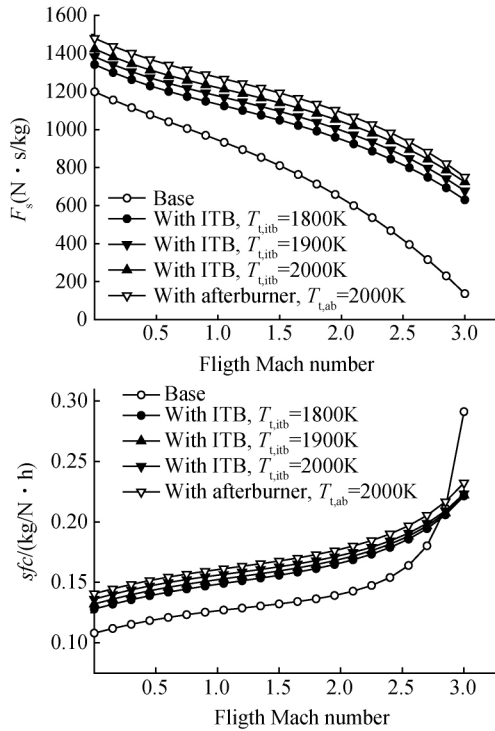


Fig. 4 Performances of turbojet engines vs  $Ma_0$

图 5 中对于原型机,低压压气机增压比  $\pi_{CL}$  越大单位推力越低,耗油率表现为先下降后上升。对于带 ITB 发动机,由于有级间燃烧室所以尾喷管出口静温下降较缓,在  $\pi_{CL}$  较小时还受出口气流马赫数增加的影响而推力略有增加,在  $\pi_{CL}$  较大时油气比与单位推力以近乎相等的速率下降,导致耗油率趋于平缓。而加力的原型机由于喷管出口静温不受涡轮出口温度影响所以可以在更大的范围内使推力增加,又由于油气比是缓慢上升的,所以耗油率先下降后上升。

对比带 ITB 发动机与加力原型机,  $\pi_{CL}$  越小则两者的  $F_s$  相差越小,在  $\pi_{CL}$  很接近 1 时,ITB 发动机的单位推力约为加力原型机的 87%,  $\pi_{CL} = 10$  时则约为 82%。这是因为  $\pi_{CL}$  越小则经过低压涡轮后的温度下降越少,级间燃烧室的表现更接近于加力燃烧室。

### 3.2 带 ITB 的分开排气涡扇发动机结果分析

关于涡扇发动机的计算与之前涡喷发动机在低马赫数时的计算结果相类似。从图 6 相对数值来看,马赫数越高,加入 ITB 后推力提升百分比  $\alpha$  就越大,而耗油率比  $\beta$  仅随马赫数的增加有小幅提升,并且一

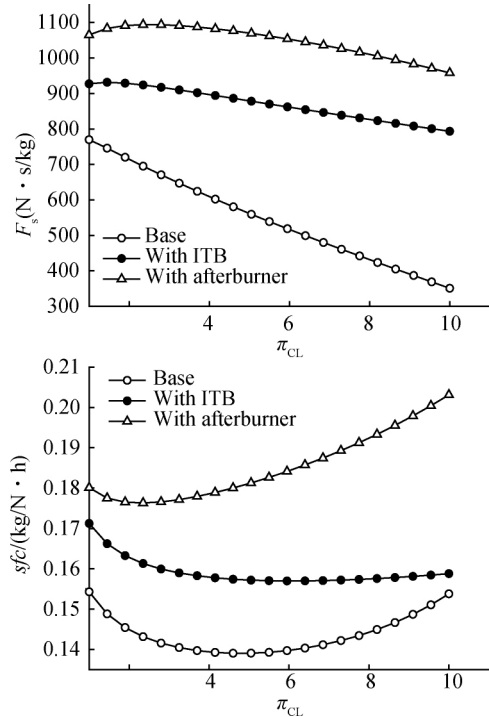


Fig. 5 Performances of turbojet engines vs LPC Pressure Ratio

直小于 1,这是因为 ITB 最终是通过提高尾喷管出口温度来提升推力的,而单位推力与温度的平方根线性相关,所以带 ITB 发动机推力的提升要以较高的耗油率为代价。综合相对系数  $\alpha$  和  $\beta$  的变化可知,马赫数增加,ITB 发动机的推力优势越大,耗油率劣势越小。

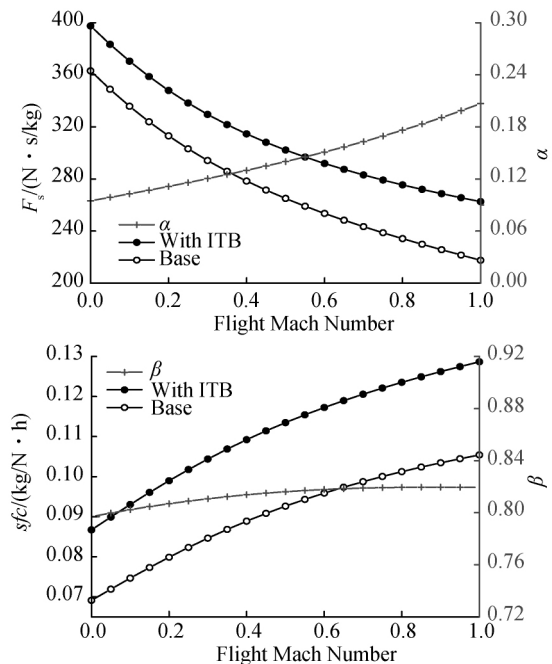


Fig. 6 Performances of turbofan engines vs  $Ma_0$

图 7 显示对原型机而言,随着压气机增压比  $\pi_c$  的增加,单位推力先增加后减小,即在某个  $\pi_c$  值下有最佳增压比。加入 ITB 后,当主燃烧室的加热量不足时可以由级间燃烧室来弥补,从而延缓加热量减小的速率,使得该极值点在较高的增压比才会出现。这也使得加入 ITB 后推力提升百分比  $\alpha$  随压气机增压比升高而升高。此外原型机的耗油率在压气机增压比小于 55 的范围内呈下降趋势,加入 ITB 后耗油率比  $\beta$  随压气机增压比的增大而减小。综合相对系数  $\alpha$  和  $\beta$  的变化可知,增压比越大,ITB 发动机的推力优势越大,但耗油率劣势也越明显,所以需要选取合适的数值以平衡两方面的利弊。

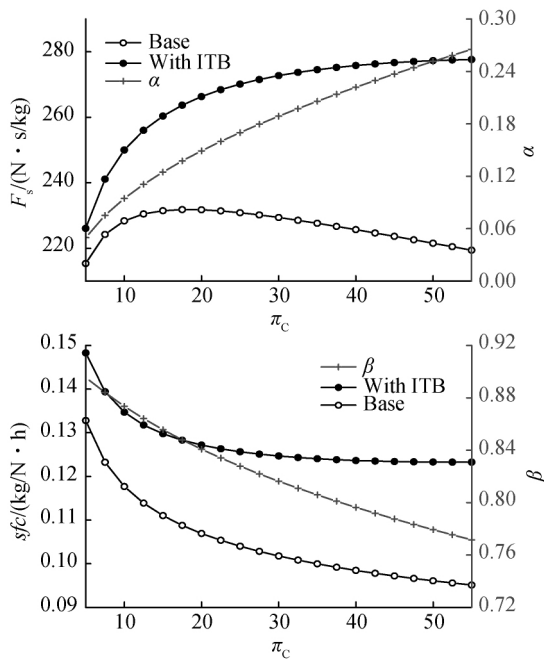


Fig. 7 Performances of turbofan engines vs Compressor Pressure Ratio

由图 8 可知随着涵道比  $B$  的增大,单位推力呈下降趋势。由于 ITB 仅能增加内涵推力,涵道比越大时内涵推力占总推力的比重越来越小,ITB 对总推力的贡献也越来越小,所以推力提升百分比  $\alpha$  随涵道比的增大而减小。同时耗油率也都随涵道比的增大而降低。又由于两者内涵的油气比  $f_0$  并不随涵道比而变化,所以在计算耗油率比  $\beta$  时  $f_0$  的变化被抵消,  $\beta$  与  $\alpha$  呈现相同的趋势,两者仅相差一个系数。综合相对系数  $\alpha$  和  $\beta$  的变化可知,较小的涵道比可以体现带 ITB 发动机的推力优势并降低其耗油劣势的影响。

### 3.3 带 ITB 的涡轴发动机结果分析

对于图 9,从单位功率的角度看,原型机与加入

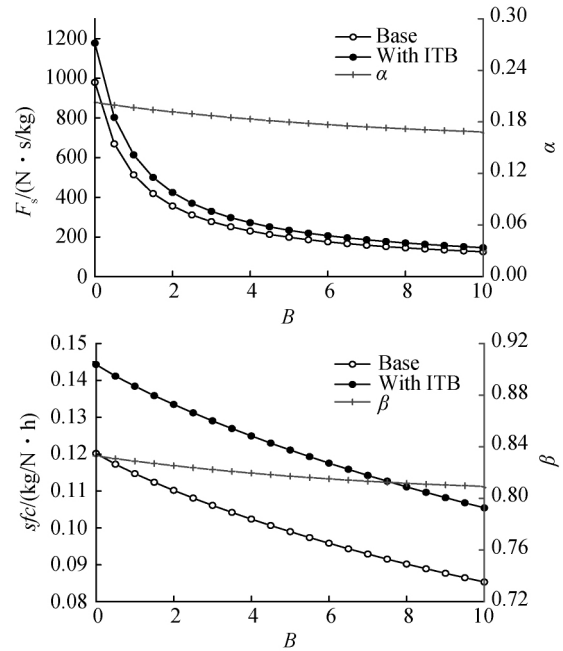


Fig. 8 Performances of turbofan engines vs Fan Bypass Ratio

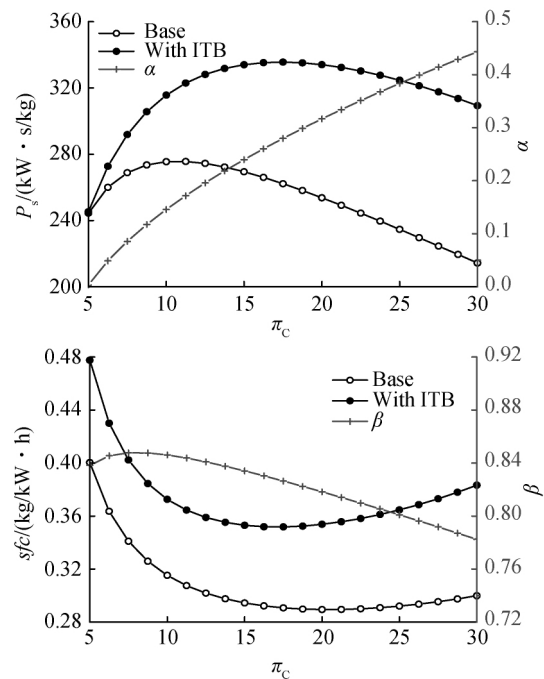


Fig. 9 Performances of turboshaft engines vs Compressor Pressure Ratio

ITB 后都存在一个最佳增压比。由于  $\pi_c$  越高 ITB 补充的加热量越多,所以功率提升百分比  $\alpha$  也随  $\pi_c$  的增大而升高。从耗油率来看,两者都先减后增。由于在  $\pi_c$  从较小值增加时  $\alpha$  增加较快,所以  $\beta$  值在小增

压比时有一个增长过程,随着  $\pi_c$  的继续增大  $\alpha$  的增长趋缓,而油气比之比则一直平稳上升,所以由公式(10)可知  $\beta$  过某个值后开始下降。综合  $\alpha$  和  $\beta$  的变化可知,增压比越大,ITB 发动机的功率优势越大,对于耗油率则是在某个较小的增压比处能将不利影响降到最低。

从绝对数值的角度对比两图可知,在本文所选的参数条件下原型机与 ITB 发动机都存在最佳功率增压比和最佳油耗增压比,其中原型机的最佳功率增压比较小,约在 10 左右,而最佳油耗增压比则在 20 左右,两者相差较大。但对于 ITB 发动机两者的数值很接近,都出现在 17 左右,即(在本文所选的参数条件下)在这一增压比附近,加入 ITB 后既能获得较大的轴功率,又有较小的耗油率。

#### 4 推重比和功重比分析

通过对加入级间燃烧室的性能计算后,将单位推力结合具体型号的发动机流量即可得到实际发动机的推力。从表 1 和表 2 中的相对误差来看,计算结果比较准确可靠,可用作推重比或功重比的进一步计算。各表中的“Critical added weight”是指不使原有推重比(功重比)减小所允许加入级间燃烧室的最大质量。

其中表 1 假设发动机总质量扣除其加力燃烧室

的质量即为计算用到的“原型机”的质量。表 1 中数据显示原型机加入级间燃烧室后推力得到了提升,虽然仍低于加力后的推力,但具体对于 WP14 而言,若能加入 ITB 带来的质量增加控制在 51kg 以内其推重比就可以超过带加力时的发动机。而 P29 由于加力燃烧室出口温度高出 ITB 出口温度达 700K 以上,此时无论如何控制 ITB 的质量都无法达到带加力后发动机的推重比。

由于不同类型的发动机做功原理不同,因此动力性能提升的效果存在差异。通过综合比较两表的数据不难判断,级间燃烧室的加入对涡轮轴发动机性能提高最为明显,而对涡轮喷气发动机性能的提升则较弱。

Table 1 Exemplary performance analysis of turbojet engines with ITB

Engine model	P29		WP14	
Nationality	CCCP		PRC	
Equiped in	MIG23		F-8II	
Afterburner	Without	With	Without	With
Engine weight/kg	1579	1922	896	1190
Real thrust/kN	81.4	122.6	52.7	75
Calculated thrust/kN	82.7	122.3	53.8	76
Relative error/%	1.6	-0.3	2.1	1.3
Thrust with ITB/kN	92.6		60.5	
Thrust raise/%	12.0	—	12.5	—
Critical added weight/kg	189	—	112	51

Table 2 Exemplary performance analysis of turbofan and turboshaft engines with ITB

Engine type	Turboshaft( Power/kW)				Turbofan( Thrust/kN)	
Engine model	RS360	T700-T6A	MTR390	CF6-50E	CFM-56	JT9D-59A
Nationality	UK/FRA	USA	GER/FRA	USA	FRA	USA
Equiped in	Lynx AH	EH101	U-tiger	747-200	KC-135	747-200
Engine weight/kg	150	224	154	3850	2140	4110
Real thrust/power	830	1394	873	233.4	106.7	235.6
Calculated thrust/power	873	1308	839	223.6	107.3	246.0
Relative error/%	5.2	-6.2	-3.9	-4.2	0.6	4.4
Thrust/power with ITB	1067	1704	1022	266.2	123.6	282.5
Thrust/power raise/%	19.8	30.2	21.8	19.1	15.2	14.8
Thrust/power-weight ratio	5.5	6.2	5.7	6.1	5.1	5.8
Critical added weight/kg	30	68	34	735	325	608

#### 5 结论

对于一般涡喷发动机,加入 ITB 后推力提升在 10% 以上,飞行马赫数和低压压气机压比越高优势越明显,其中当飞行马赫数接近 3 时甚至有低于原型机的耗油率。总体性能表现与加力后的原型机较为相似,尤其是当 ITB 出口温度较高时。

对于一般分开排气涡扇发动机,加入 ITB 后推力提升在 15% 左右,其中在高马赫数和低涵道比的情况下更能发挥 ITB 的推力优势,减小耗油劣势,而提高增压比有利于发挥推力优势但加剧了油耗劣势。

对于涡轴发动机,由于做功原理与喷气式发动机不同,加入 ITB 后的功率对增压比变化尤其敏感,当  $\pi_c$  达到 30 时(在本文的参数条件下)功率提升可达近 45%。并且加入 ITB 后最佳功率增压比和最佳油

耗增压比的数值会变得相对靠近。考虑到喷气式发动机可以靠加力燃烧室暂时增加推力,但加力燃烧室的原理不适用于涡轴发动机,因此ITB对于增加涡轴发动机的功率有更积极意义。

如果加入ITB后增加的质量在一定范围内,则对于各型发动机,ITB的加入均可提高推重比或功重比。

致谢:感谢浙江大学沈翀同学对本文数值计算工作给予的帮助。

#### 参考文献:

- [1] 骆广琦,郑九洲,张发启. 多级涡轮级间燃烧室发动机与常规涡轮喷气发动机性能对比研究[J]. 弹箭与制导学报,2009,1(29): 162-165.
- [2] 尚守堂,程明,刘殿春,等. 涡轮级间燃烧室技术的研究现状与发展趋势[J]. 航空科学技术,2011,(4): 79-82.
- [3] Zelina J, Shouse D T, Stutrud J S. Exploration of Compact Combustors for Reheat Cycle Aero Engine Applications [R]. ASME 2006-GT-90179.
- [4] 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 2009-4603-863.
- [5] Lee A S, Singh R, Probert S D. Performances of a Two-Combustor Turbofan Engine under Design and Off-Design Conditions [R]. AIAA 2008-4901-330.
- [6] Lee A S, Singh R, Probert S D. Two-Combustor Engine's Transient Performance [R]. AIAA 2009-4837-143.
- [7] Liew K H, Urip E, Yang S L. Parametric Cycle Analysis of a Turbofan Engine with an Interstage Turbine Burner [J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2005, 21(3): 546-551.
- [8] Liew K H, Urip E, Yang S L, et al. Performance Cycle Analysis of Turbofan Engine with Interstage Turbine Burner [J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2006, 22(2): 411-416.
- [9] 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.
- [10] Liu F, Sirignano W A. Turbojet and Turbofan Engine Performance Increases Through Turbine Burners [J]. *Journal of Propulsion and Power*, 2001, 17(3): 695-705.
- [11] 张荣春,樊未军,邢菲. 涡轮级间单涡轮燃烧室壁温研究[J]. 航空动力学报,2010,25(7): 1512-1517.
- [12] 孙泽晖,蔡元虎,屠秋野. 带混排涡轮级间燃烧的涡扇发动机循环参数[J]. 推进技术,2010,31(2): 139-142. (SUN Ze-hui, CAI Yuan-hu, TU Qiu-ye. Parametric Cycle Analysis of Mixed Exhaust Turbofan with Inter-Stage Turbine Burner [J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2010, 31(2): 139-142.)
- [13] 屠秋野,孙泽晖,牟锦辉,等. 带涡轮级间次燃烧室混排涡扇发动机的超声速性能研究[J]. 航空计算技术,2010,40(4): 14-17.
- [14] 骆广琦,胡磊,李晓勇,等. 常规结构和“腔中腔”结构的涡轮级间燃烧室数值模拟[J]. 空军工程大学学报(自然科学版),2011,12(4): 5-9.
- [15] 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.
- [16] 潘旭. 某新型双燃烧室涡轴发动机总体性能研究[D]. 南京:南京航空航天大学,2008.
- [17] 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: 122-176.

(编辑:张荣莉)