

文章编号:1000-8055(2012)03-0578-10

级间燃烧室在航空发动机上应用分析

毛艳辉^{1,2}, 刘存喜^{1,2}, 刘富强^{1,2}, 房爱兵¹, 徐 纲¹

(1. 中国科学院 工程热物理研究所 轻型动力重点实验室, 北京 100190;

2. 中国科学院 研究生院, 北京 100190)

摘 要: 采用 F100-PW229 的参数, 对发动机增设级间燃烧室后进行了非理想循环分析, 比较了不同马赫数下级间燃烧室与加力燃烧室的性能差异, 分析了部件效率对带级间燃烧室发动机性能的影响, 对比了主燃烧室、级间燃烧室、加力燃烧室的燃烧效率; 计算结果与理想循环存在差异: 亚声速下, 级间燃烧室发动机推力的增加需要相近增量的耗油率, 超声速下同等耗油率可增加约 10% 推力; 其经济性、机动性介于常规发动机和带加力燃烧室发动机之间; 最后对增设级间燃烧室的发动机进行了参数优化。

关 键 词: 级间燃烧室; 混排涡扇; 热力循环; 非理想循环; 加力燃烧室

中图分类号: V235.13

文献标志码: A

Application of inter-stage turbine burner on aero-engine

MAO Yan-hui^{1,2}, LIU Cun-xi^{1,2}, LIU Fu-qiang^{1,2},FANG Ai-bing¹, XU Gang¹(1. Key Laboratory of Light-duty Gas-turbine, Institute of Engineering Thermophysics,
Chinese Academy of Sciences, Beijing 100190, China;

2. Graduate University of Chinese Academy of Sciences, Beijing 100190, China)

Abstract: The engine with inter-stage turbine burner was computed in non-ideal cycle with F100-PW229 parameter. The differences of performance and thermal efficiency between inter-stage turbine burner and afterburner were compared; effect of component efficiency on the engine with inter-stage turbine burner was analyzed; combustion efficiency of main burner, inter-stage turbine burner, and after burner were contrasted. The result was different from the computation based on ideal cycle and it shows that thrust specific fuel consumption increases almost the same extent as the specific thrust after using inter-stage turbine burner on subsonic flight and specific thrust increases about 10% on supersonic; the economic performance is worse than base engine, and maneuverability is worse than engine with after burner. Then, the parameter of inter-stage turbine burner engine was optimized.

Key words: inter-stage turbine burner; mixed-exhaust turbofan;
thermodynamic cycle; non-ideal cycle; after burner

由燃气轮机热力循环过程可知, 发动机性能的提高, 需要在提高涡轮前温度的同时相应增加压气机总压比(π_c), 但主燃烧室(main burner, 简称 MB)出口温度受到涡轮叶片耐热强度的限制,

现有技术条件下继续提高总压比则易引发压气机失速等气动问题, 这些因素限制着发动机性能的提升。增设级间燃烧室(inter-stage turbine burner, 简称 ITB)^[1-2]被认为是目前提高发动机性能

收稿日期:2011-04-07; 修订日期:2011-09-06

基金项目:国家重点基础研究发展计划(2007CB210109)

作者简介:毛艳辉(1982—),男,河南扶沟人,博士生,主要从事航空燃气轮机级间燃烧的研究。

的一个有效方法,即在高低压涡轮间设置一个燃烧室,提高低压涡轮的做功能力;图1是混排涡扇发动机设ITB后的结构,截面4.5~4.8之间为级间燃烧室.文献[2-3]的分析表明:一级级间燃烧室的存在,可以在同等耗油率(thrust specific fuel consumption,简称TSFC)下,比推(specific thrust,简称ST)增加50%,使用二级级间燃烧室(即同时在涡轮静叶通道内喷入燃料),耗油率增加10%,比推增加80%,同时设置级间燃烧室与加力燃烧室(after burner,简称AB)可将飞机的机动性能达到最高.文献[4-6]对分排和混排涡扇发动机进行了总体性能分析,都表明带级间燃烧室的发动机在高马赫数下,可以实现增长较少耗油率下、比推有较大幅度增长的飞行目标,同时可以拓宽压气机总压比.

Lee^[7-8]分析了Liew等^[4-5]在理想循环下性能计算引起的误差,如:忽略级间燃烧室的冷却空气带来的损失,将高估发动机性能;计算级间燃烧室油气比时,Liew^[5]的计算中,空气质量流量错误

地包含了主燃烧室内的燃料,低估了耗油率.Lee等^[8]采用TURBOMATCH^[9]软件在考虑部件效率下的计算表明:带级间燃烧室发动机可以有效地增加推力,但是以增加相近量的耗油率为代价,也并未提高热效率(η_{th}).Chen等^[10]也对Sirignano,Liu^[2-3]提出的多级级间燃烧室,从冷却空气对总推力和热效率的影响角度进行了分析,认为在电厂用的地面燃机上采用级间燃烧室可以获得较高的功率和热效率,而用于飞行器则会因为用于叶片的冷却空气量较多,发动机性能改善并不明显,级间燃烧室数目越多,性能增加越不明显.无论地面燃机还是航空发动机,主燃烧室带一个级间燃烧室时的热效率和发动机性能均最高.可

见,考虑冷却损失或者部件效率时,计算出的带级间燃烧室的发动机整体性能与理想循环有明显差异,故有必要对带级间燃烧室发动机在理想与非理想循环下的性能差异进行对比,对带级间燃烧室发动机的适用性进行分析,并对常规发动机改造成带级间燃烧室发动机后参数优化进行初步探讨.

考虑到带级间燃烧室发动机在非理想循环下经济性并未高于常规发动机^[7-8],用于民航的可能性不大;为了便于与后文中加力燃烧室性能指标比较,选用混排涡扇发动机进行分析,由于级间燃烧室是在总压比(π_c)与涡轮前总温(T_4)受限于现有技术条件下提出的,现有混排发动机中,F100-PW229($\pi_c=32$, $T_4=1755\text{ K}$)^[11]与F119($\pi_c=25$, $T_4=1950\text{ K}$)^[12]分别具有军用机中较高的发动机总压比和涡轮前总温,F100-PW229对外公开的参数较多,所以采用F100-PW229的参数对增设级间燃烧室后的发动机进行非理想循环的性能计算.

1 计算模型及模型验证

1.1 模型参考介绍

计算模型各截面划分如图1,图中0~9为按发动机部件划分的截面编号;FAN为风扇;HPC为高压压气机;MB为主燃烧室;HT为高压涡轮;ITB为级间燃烧室;LT为低压涡轮;M为混合器;AB为加力燃烧室;NOZ为尾喷管.

为了简化计算,假设:①工作气体为理想气体,是一维定常流动.②采用分段定比热法^[12],在主燃烧室、级间燃烧室与加力燃烧室内定压比热容为 $c_{p,g}$;比热比为 γ_g ;混合器内采用内、外涵质量平均定压比热容 $c_{p,mix}$;其他部件内气体定压比

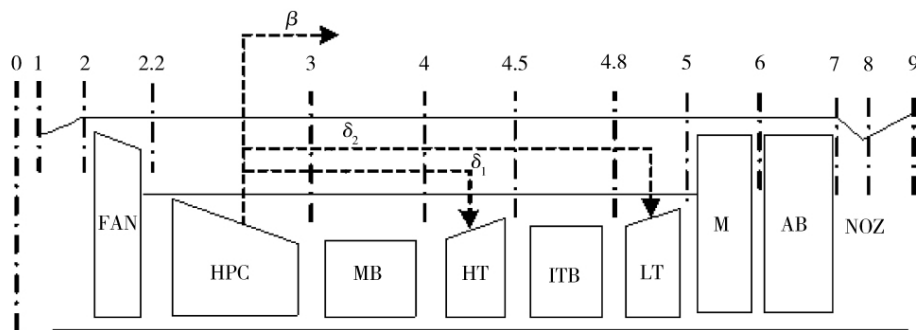


图1 带级间燃烧室发动机结构图

Fig.1 Schematic diagram of the engine with inter-stage turbine burner (ITB)

热容为 c_p ; 比热比为 γ . ③假定尾喷管截面积可调, 即出口气体完全膨胀. ④进气道损失、风扇、压气机、高压涡轮、低压涡轮绝热效率, 高、低压涡轮轴机械效率、冷却空气 δ_1, δ_2 、飞机相对引气量 β 等参考了文献[12]设置. 其中: 主燃烧室与级间燃烧室采用相同的燃烧效率(η_c)和总压恢复系数(η_p), 分别为 $\eta_{c,mb} = 98\%$, $\eta_{p,mb} = 97\%$, 加力燃烧室 $\eta_{c,ab} = 92\%$, $\eta_{p,ab} = 91\%$.

带主燃烧室与加力燃烧室的发动机计算公式文献[12]有详细介绍, 增设级间燃烧室后的发动机主要计算公式如下:

级间燃烧室内油气比

$$f_{itb} = \left[1 + \frac{f \cdot (1 - \beta - \delta_2 - \delta_2)}{1 - \beta - \delta_2} \right] \cdot \left(\frac{c_{p,g} T_{4.8} - c_{p,g} T_{4.5}}{\eta_{itb} H_f - c_{p,g} T_{4.8}} \right) \quad (1)$$

总油气比

$$f_{tot} = \frac{f \cdot (1 - \beta - \delta_2 - \delta_2) + f_{itb} \cdot (1 - \beta - \delta_2)}{1 + B} \quad (2)$$

比推

$$F_{st} = \frac{W_9 c_9 - W_0 c_0}{W_0} \quad (3)$$

耗油率

$$\sigma_{tsfc} = \frac{f_{tot}}{F_{st}} \quad (4)$$

热效率

$$\eta_{th} = \frac{0.5 \times (W_9 \cdot c_9^2 - W_0 \cdot c_0^2)}{(W_f + W_{f,itb}) \times H_f} \quad (5)$$

推进效率

$$\eta_{pro} = \frac{c_0 \cdot (W_9 c_9 - W_0 c_0)}{0.5 \times (W_9 \cdot c_9^2 - W_0 \cdot c_0^2)} \quad (6)$$

其中 f 为主燃烧室油气比; H_f 为燃油热值; B 为涵道比; W 与 c 表示各截面的质量流量与速度. F100-PW229 发动机参数及环境参数采用表 1 和表 2 中的参数, 表中 π_{fan} 为风扇压比, Ma 为马赫数.

由于级间燃烧室与加力燃烧室热力循环原理相同, 都是通过再热循环来增加循环功, 可以从分

表 1 F100-PW229 发动机参数

Table 1 F100-PW229 parameters

$W_0 / (\text{kg/s})$	$H_f / 10^7 (\text{J/kg})$	π_c	B	π_{fan}
112.5	4.46	32	0.4	3.8

表 2 环境参数

Table 2 Environmental parameters

地面台架参数			巡航参数			
H/km	T_0/K	p_0/Pa	H/km	T_0/K	p_0/Pa	Ma
0	288	101325	11	213	22700	1.6

析加力燃烧室的常用方法对比两者的性能. 加力燃烧室的性能评价参数主要有加温比、加力比、耗油率比^[13]. 加温比为加力燃烧室出口平均温度与进口平均温度之比. 加力比为主机状态相同时, 地面台架上加力后推力与无加力时推力之比, 两者耗油率之比即为加力耗油率比. 对级间燃烧室, 其加温比、加力比、耗油率比分别定义为

级间燃烧室加温比 =

$$\frac{\text{级间燃烧室出口平均温度}}{\text{高压涡轮出口温度}} \quad (7)$$

级间燃烧室加力比 =

$$\frac{\text{增设级间燃烧室后推力}}{\text{无级间燃烧室时推力}} \quad (8)$$

级间燃烧室耗油率比 =

$$\frac{\text{增设级间燃烧室后耗油率}}{\text{无级间燃烧室时耗油率}} \quad (9)$$

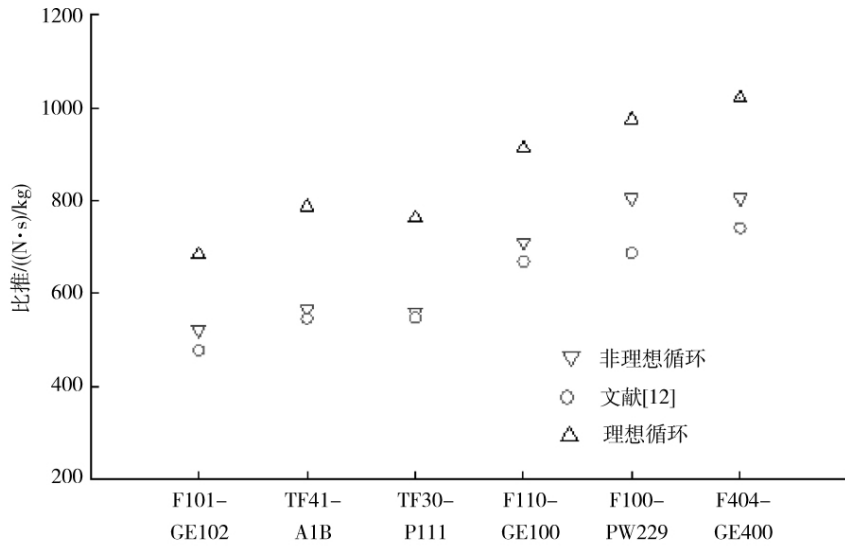
1.2 计算模型验证及理想与非理想循环结果比较

为了对计算方法进行验证, 选择了 6 种混排涵道发动机, 其总压比(π_c)、风扇压比(π_{fan})、涵道比(B)、涡轮前总温(T_4)如表 3, 各部件效率参照文献[12]设置. 理想循环时计算条件与文献[1-6]相同, 只考虑燃烧室燃烧效率, 采用分段定比热容方法计算. 计算得到的地面台架参数下, 理想循环、非理想循环与实际数据的比推(ST)和耗油率(TSFC)对比如图 2.

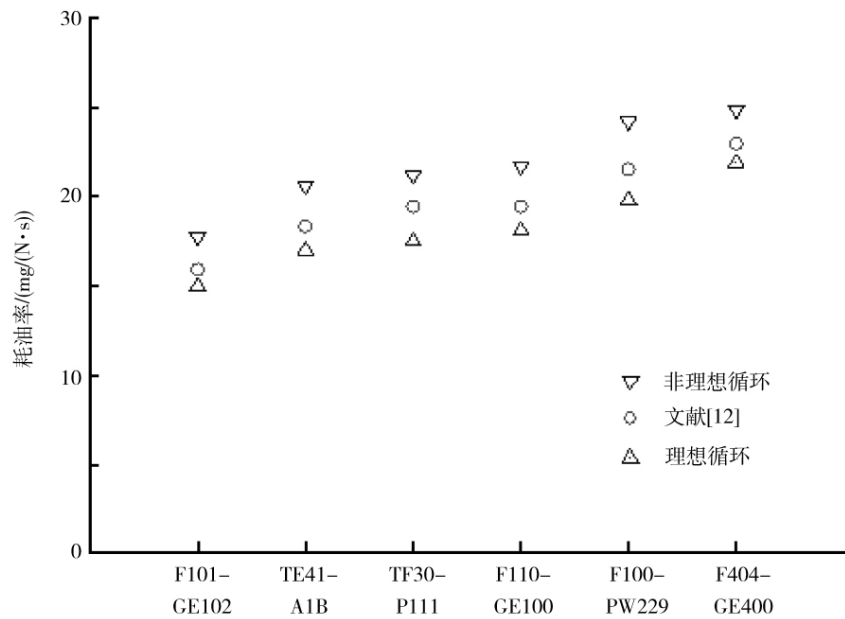
表 3 各型号发动参数

Table 3 Engines parameters

	F101-GE102	TF41-A1B	TF30-P111	F110-GE100	F100-PW229	F404-GE400
π_c	26.8	20	21.8	30.4	32	25
π_{fan}	2.31	2.45	2.43	2.98	3.8	3.5
B	1.91	0.76	0.73	0.8	0.4	0.34
T_4	1672	1458	1397	1728	1755	1655



(a) 比推对比



(b) 耗油率对比

图 2 各发动机在理想循环和非理想循环下计算结果与实际对比

Fig. 2 Engines' performance comparison among ideal cycle, no-ideal cycle and experimental data

图 2(a) 中理想循环的比推明显高于非理想循环, 非理想循环的比推与实际比推接近, 但仍然高与实际数值. 图 2(b) 中理想循环的耗油率小于实际值, 而非理想循环的耗油率高于实际值. 但无论理想循环或非理想循环, 与实际值的差异的趋势都是不变的, 证明选用的计算模型是可靠的. 如果计算模型错误, 不同型号发动机的计算值与实际值波动将比较大而且毫无规律, 后文中图 4(a) 的计算值与表 4 中实际值的对比, 图 5(a) 中计算值和图 5(b) 文献[13]的结果对比, 将进一步验证本文采用的非理想循环计算模型的准确性.

图 2 中计算值与 6 种发动机实际值的差异原因由公式(1)、公式(2)可以看出: 理想循环时, 油气比的计算公式不包含冷却空气量 δ_1, δ_2 和飞机引用气 β , 这部分空气共占总空气量 11%, 这将导致进入高、低压涡轮空气量的 $W_4, W_{4.5}$ 增多, 这是导致理想循环中比推较大的原因之一. 而且, 理想循环中没有考虑进气道损失, 以及燃烧室、混合器、尾喷管的总压损失和涡轮轴的机械效率, 这是导致理想循环比推较大的原因之二. 第三个重要的因素是风扇、压气机绝热效率的影响. 图 3 是将非理想循环中风扇、压气机绝热效率分别从

0.868, 0.878 改为 1 进行的理想循环计算, 并非真正的理想循环, 因为仍然考虑冷却空气和其他部件的压力损失、机械效率等因素。结果显示: 总压比大于 35 之后, 非理想循环的耗油率开始增加, 而理想循环耗油率继续下降, 理想循环的比推也高于非理想循环。这从压气机(截面 2.2~截面 3)出口温度计算公式(10)、公式(11) ($(\gamma-1)/\gamma=0.2857$) 可以看出: 同样的压比, 非理想循环得到的压气机出口温度 T_3 明显高于理想循环, 意味着实现同样的压气机压比, 高压涡轮要消耗更多的功, 降低排气速度, 所以非理想循环的比推较小, 单位推力下的耗油率也较高, 压比越高, 绝热效率产生的不利影响越大。可见, 理想循环与非理想循环得出的结果差异还是较大的。可以认为: 理想循环在一定压比范围内可以正确反映发动机性能变化, 而非理想循环可以更准确地反映发动机性能变化。

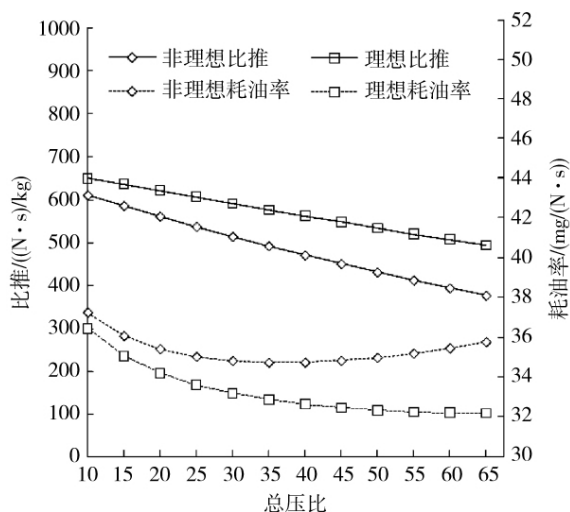


图 3 风扇和压气机绝热效率为 1 时(理想循环), 发动机性能与非理想循环对比

Fig. 3 Engine performance compared with non-ideal cycle when adiabatic efficiency of fan and compressor is 1 (ideal cycle)

非理想循环

$$T_3 = T_{2.2} \left(1 + \frac{\pi_c^{0.2857} - 1}{0.878} \right) \quad (10)$$

理想循环

$$T_3 = T_{2.2} \times \pi_c^{0.2857} \quad (11)$$

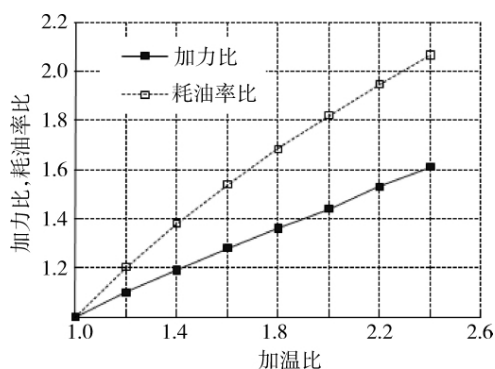
图 2 中看到非理想循环计算结果与实际发动机性能还存在一定差异, 一方面由于计算时采用的部件效率与实际有异, 另一方面是分段定比热

容方法精度较低, 变比热容计算方法则更加准确, 文献[14]根据燃气热力性质表[15]编写了航空涡轮发动机性能变比热容计算程序, 有较高的计算精度和工程实效性[14]。

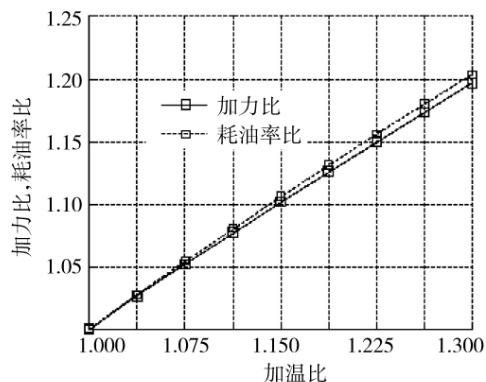
2 性能分析

2.1 加力比和耗油率比随加温比变化

图 4 是在地面台架状态下对级间燃烧室和加力燃烧室的性能对比, 加力燃烧室由于混合了外涵道的低温空气, 空气量增多, 且燃烧室出口没有转动部件, 所以可以达到的最高温度比级间燃烧室要高, 可以达到 2000 K 以上, 图 4(a) 显示其推力可增大将近 60%; 级间燃烧室最高温度受限于低压涡轮叶片, 只能达到 1755 K, 图 4(b) 显示其推力最大增加约 20%; 加力燃烧室随着加温比增加, 耗油率比增加更快, 当加力比为 160% 时, 耗油率比增加超过 200%, 而级间燃烧室耗油率比



(a) $Ma=0$, 加力燃烧室混合器出口温度 969 K



(b) $Ma=0$, 级间燃烧室高压涡轮出口温度 1342 K

图 4 加力燃烧室/级间燃烧室发动机性能参数随加温比变化

Fig. 4 Engine performance with after burner or inter-stage turbine burner variation on temperature rise ratio

和加力比保持在相近水平,温度较高时,耗油率比略高于加力比,这是由于级间燃烧室加入的能量一部分用来对对风扇做功,减少了排到大气中的热量损失,燃烧效率又高于加力燃烧室,所以循环热效率高于加力燃烧室.这与文献[1-6]中在理想循环下分析得到的“级间燃烧室增加较少的耗油率,可以得到较大的比推”存在差异.但从经济性考虑,级间燃烧室仍然优于加力燃烧室,可以利用级间燃烧室实现超声速巡航能力;从增强军机机动性上,短时间内使用加力燃烧室则更有利战斗.

为了验证图 4(a)计算结果的正确与否,从文

献[12]选取了 6 种带加力燃烧室的涡扇发动机实际数据,为方便对比,将数据整理成加力比和耗油率比的表格形式(表 4)进行比较.由于加力比近似等于加温比的平方根^[13],图 4(a)中加力比为 1.6 时,加温比约为 2.45,近似符合经验关系得出的加力比 1.56.但图 4(a)中得出的耗油率比略小于表 4 中的实际值,这由于计算时选用的部件效率都是常数,与实际存在差异,而实际加力燃烧室中,随着加温比的升高,加力燃烧室中氧质量分数逐渐降低,所以燃烧效率会随温升增加而逐渐降低.

表 4 各发动机耗油率比与加力比实际值

Table 4 Thrust specific fuel consumption ratio and specific thrust ratio experimental data of engines

	F100-PW100	F100-PW229	F100-GE100	F100-GE400	RB 199	AL-31Φ
加力比	1.62	1.63	1.656	1.523	1.75	1.588
耗油率比	2.93	2.55	2.61	2.25	3.46	2.55

2.2 加力比、耗油率比、热效率和循环效率
随马赫数变化

图 5(a)是马赫数从 0 到 2.5 之间,分别带级间燃烧室和加力燃烧室的发动机性能变化,级间燃烧室加力比、耗油率比与加力燃烧室趋势相似,随着马赫数增加,加力比增加,耗油率比减小,由于级间燃烧室加入热量有限,所以级间燃烧室耗油率比减小的趋势要慢.在地面起飞状态,带级间燃烧室发动机(inter-stage turbine burner engine,简称 ITBE)加力比与耗油率比是一样的,几

乎在亚声速飞行的整个阶段,带级间燃烧室发动机比推的增加伴随着同样增比的耗油率.在超声高速飞行时,带加力燃烧室的发动机加力比迅速增加,说明加力燃烧室更适合在高马赫数时应用;级间燃烧室因为加入的热量有限,其加力比不如加力燃烧室,但 $Ma>1$ 后,其加力比已经逐渐大于耗油率比,表明超声速下带级间燃烧室的发动机比在亚声速下飞行有利.图 5(a)的计算结果和文献[13]中(即图 5(b))加力燃烧室加力比和耗油率比随马赫数变化趋势一致.进一步验证了本

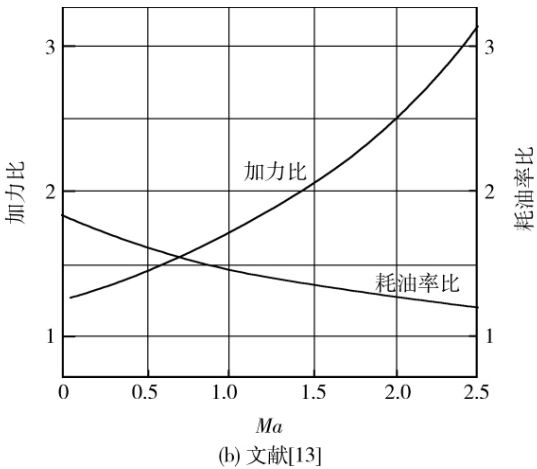
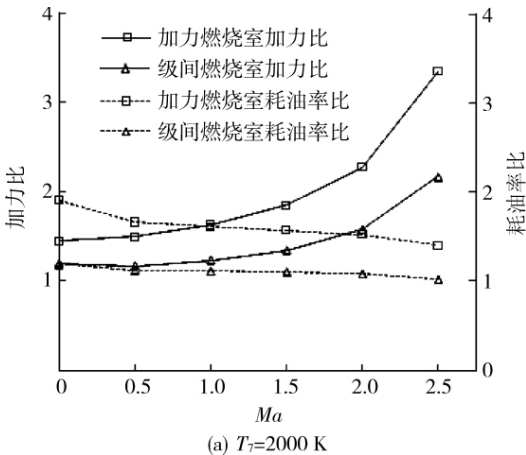


图 5 加力比和耗油率比随马赫数变化

Fig. 5 Variation of specific thrust and thrust specific fuel consumption increase ratio with Ma

文所用计算方法的准确性。

由图 6(a)和图 6(b)可见:亚声速时,带级间燃烧室发动机和常规发动机(base engine,简称 BE)热效率近似,因为级间燃烧室加入的热量并不像加力燃烧室全部热量排入大气,而是用来推动低压涡轮做功,意味着在与主燃烧室相同的燃烧效率下,引入级间燃烧室增加的循环功占加热量的比重与只有主燃烧室的热力循环是一样的;开加力燃烧室时发动机热效率最低。在超声速时,进气道总压损失增加,常规发动机热效率逐渐降低,而带级间燃烧室发动机因为新增的能量输出给风扇,可以克服冲压损失,所以热效率在 $Ma > 1$ 后逐渐高于常规发动机,这是带级间燃烧室发动机在超声速飞行时优于常规发动机之处,加力燃烧室则由于加入的能量都损失到大气中,所以

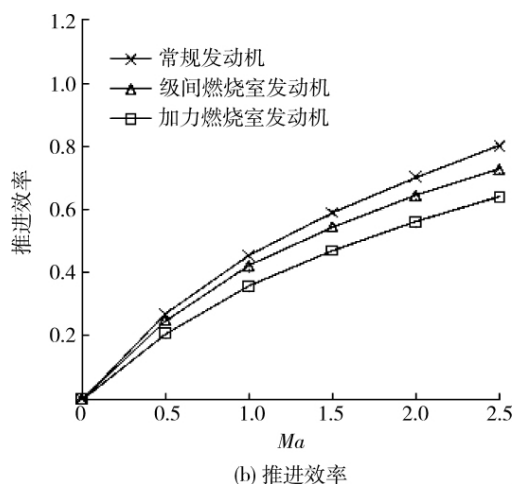
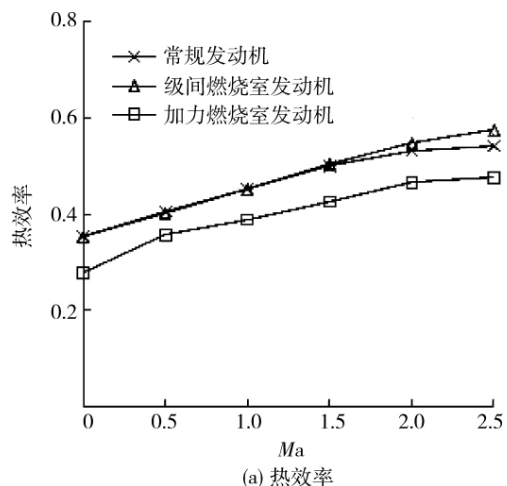


图 6 热效率和推进效率随马赫数变化

Fig. 6 Variation of thermo efficiency and propulsion efficiency with Ma

尽管比推较高,但热效率、推进效率都较低;在整个飞行区间,带级间燃烧室发动机因为推进效率低,故总效率略低于常规发动机,而带加力燃烧室发动机总效率最低。如果在理想循环下,随着马赫数增加,进气道损失不变,体现不出超声速下不同结构的发动机性能变化趋势。

2.3 比推和耗油率随总压比变化

图 7 中为巡航状态下,常规发动机与带级间燃烧室发动机性能随总压比变化。总压比升高,主燃烧室需要加入的燃料减少,比推降低,在一定范围内耗油率降低,但更大范围内,比推减少速度更快,使单位推力下的耗油率增加,而级间燃烧室因为新加入了能量,推力可以在较大范围内维持不变,而后缓慢降低,此时最低耗油率对应的总压比相比常规发动机提前。虽然带级间燃烧室发动机可以在较大压比范围内使比推不变,比常规发动机优势明显,但耗油率比常规发动机增加更多,所以在经济性上又限制着总压比的增加。这与理想循环下的计算结果有较大差异。这种影响在超声速飞行时更加显著,这也是理想循环分析中^[1-6]认为“级间燃烧室发动机在耗油率不变或增加较小范围内,拓宽压气机总压比”的原因,即不考虑部件损失时,随着总压比增加,耗油率近似不变。

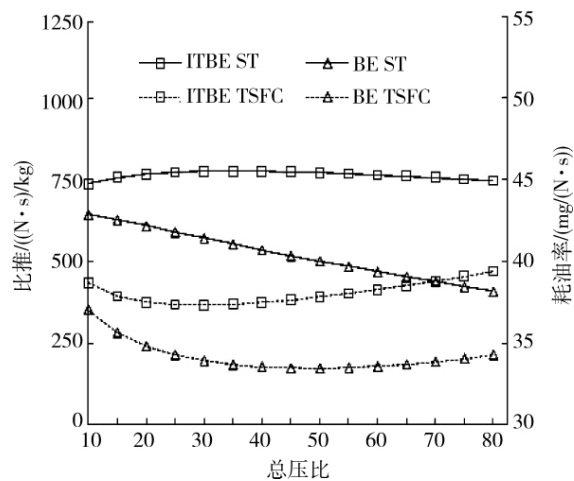


图 7 常规发动机与带级间燃烧室发动机性能随总压比变化

Fig. 7 Performance of base engine and inter-stage turbine burner engine variation with total pressure ratio

2.4 级间燃烧室燃烧效率分析

以上性能分析是在级间燃烧室与主燃烧室同

表 5 主燃烧室、级间燃烧室、加力燃烧室参数对比

Table 5 Parameters comparison of main burner, inter-stage turbine burner, and after burner

	主燃烧室	级间燃烧室	加力燃烧室	备注
进口总温/K	864	1310	969	F100-PW229
进口总压/Pa	29.4 p_0	8.84 p_0	4.04 p_0	F100-PW229
进口氧气质量分数	0.23	0.13	0.176	F100-PW229
进口流速/(m/s)	120~180	与加力燃烧室近似	350~450	文献[13]
燃烧室长度/mm	300~500	<150	1000~1500	文献[16]
燃烧效率	0.95~0.99	与加力燃烧室近似	0.85~0.92	文献[13]

等燃烧效率(η_c)和总压恢复系数(η_p)的情况下进行的,表 5 是在地面台架状态下的主燃烧室、级间燃烧室、加力燃烧室进口前的气流参数对比,其中总温、总压和氧气质量分数是在 F100-PW229 参数下的计算结果,燃烧室进口流速、燃烧室长度、燃烧效率是备注中文献数据.由表 5 可知:与主燃烧室和加力燃烧室相比,级间燃烧室比主燃烧室总温高、比加力燃烧室总压高是有利于提高燃烧效率的因素,但总温过高也使气体流速增大,并经过高压涡轮加速,带有切向速度,与加力燃烧室扩压段进口速度条件近似,如果采用扩压整流装置,将限制级间燃烧室长度,另外由于氧化剂经过了主燃烧室燃烧,所以氧气质量分数只有 13%,这将减缓分子间的碰撞,降低化学反应速率,综合分析,在级间燃烧室长度有限时,其燃烧效率和总压损失介于主燃烧室和加力燃烧室之间,更接近于甚至低于加力燃烧室.如果循环分析中考虑这些因素,则带级间燃烧室的发动机性能将进一步降低.如果三个燃烧室共用^[3],则加力燃烧室进口流速更大,氧气质量分数更低,发动机尺寸也增大,也许将得不偿失.图 8 是在级间燃烧室燃烧效率 92%,总压恢复系数 91%(与加力燃烧室参数相同)时,与图 7 在相同参数下的计算结果(图中,ITBE'表示带级间燃烧室发动机在 $\eta_c=92\%$, $\eta_p=91\%$ 下的结果;ITBE 表示带级间燃烧室发动机在 $\eta_c=98\%$, $\eta_p=97\%$ 下的结果).级间燃烧室燃烧效率降低时,比推较燃烧效率高时未有明显改变,但耗油率却显著增加,这使带级间燃烧室发动机性能进一步降低.

3 带级间燃烧室发动机参数优化

以上计算是在原发动机参数不变,直接增设

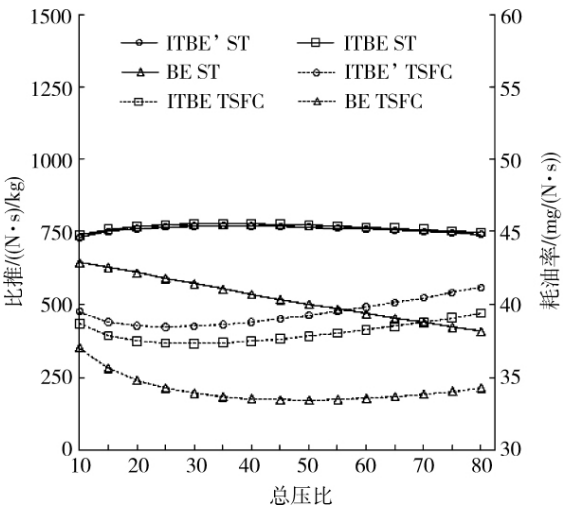


图 8 不同 η_c, η_p 下的带级间燃烧室发动机与常规发动机性能对比

Fig. 8 Base engine and inter-stage turbine burner engine performance under different η_c, η_p

级间燃烧室时的性能分析,但由于增设级间燃烧室后低压涡轮进口总温增加,做功能力增强,则低压涡轮落压比减小,混合器进口内外涵压力将不匹配,导致混合损失增大.在总压比不变条件下,需要通过增加涵道比,或者调节风扇与压气机增压比分配来实现混合后损失最小.图 9 是在原总压比下,常规发动机和优化后的带级间燃烧室发动机的涵道比及对应的最佳风扇压比.图 10 是在每对匹配参数下计算得到的耗油率与比推关系.综合两图可见,随着风扇压比增加,涵道比减小,故经济性降低,耗油率和比推都在增加.经过调节后由于压力匹配,相同风扇压比下耗油率并没有比常规发动机增加,而比推略有增加.如:原参数

下,风扇压比 3.8,涵道比 0.4,增设级间燃烧室后涵道比增加为 0.85 方可使压力匹配,此时耗油率近似,比推增加 12.6%,但混排发动机的涵道比不宜太大,理想的选择是稍微增加涵道比至 0.48,对应的压比为 4.4,此时耗油率比 F100-PW229 原型机增加 7%,比推增加 30%,因为是在超声速巡航状态,故此时热效率略有提高,推进效率降低,总效率与不采用级间燃烧室相近.图 10 的计算是在级间燃烧室与主燃烧室燃烧效率相同时的计算结果,如果采用与加力燃烧室相同的燃烧效率,比推近似不变,耗油率会有小幅度增

加.所以,在部件效率的提高受限于现有技术的情况下,就需要设计高性能的级间燃烧室来提高燃烧效率,并尽量减小总压损失.

4 结 论

1) 保持发动机结构不变,带级间燃烧室发动机 $Ma<1$ 时经济性不如常规发动机,增力效果也不明显,且比推增量与耗油率增量近似相同,总效率低于常规发动机,故亚声速飞行时不宜用级间燃烧室.如果在 $Ma>1$ 时使用级间燃烧室发动机,热效率提高,但如果用于战斗机,其机动性能不如加力燃烧室.适合的情况是用于除战斗机外的军用机上,如攻击机、轰炸机、侦察机等,可以依靠级间燃烧室实现飞机的超声速巡航能力.

随着总压比增高,带级间燃烧室发动机比推在一定范围内保持不变,随后逐渐降低,耗油率随着总压比增高先减小后增加,从经济性上限制着总压比的增加.

2) 对带级间燃烧室发动机进行参数优化以后,保持核心机结构不变,通过增加涵道比或风扇压比,原核心机可以拓展为不同推力等级的发动机,而只需增加少量耗油率.

非理想循环下对带级间燃烧室发动机的分析,虽然比理想循环时经济性降低,但在总增压比受限于对叶轮机内部复杂气体流动机理的认知、部件效率受限于现有技术,增温比受限于涡轮叶片耐热强度下,增设级间燃烧室依然是增加发动机推力的有效方式.

参考文献:

[1] Sirignano W A, Delplanque J P, Liu F. Selected challenges in jet and rocket engine combustion research[R]. AIAA-1997-2701, 1997.

[2] Sirignano W A, Liu F. Performance increase for gas turbine engines through combustion inside the turbine[J]. Journal of Propulsion and Power, 1999, 15(1): 111-118.

[3] Liu F, Sirignano W. Turbojet and turbofan engine performance increase through turbine burners[R]. AIAA-2000-0741, 2000.

[4] Liew K H, Urip E, Yang S L. A parametric cycle analysis of a separate-flow turbofan with interstage turbine burner[R]. NASA/CR-2005-213657, 2005.

[5] Liew K H. Aero thermodynamic cycle analysis of a dual-spool separate exhaust turbofan engine with an interstage turbine burner[D]. Michigan: Michigan Technological University, 19.

[6] Chiu Y T, King P S, O'Brien W F. A performance study of a super-cruise engine with isothermal combustion inside the

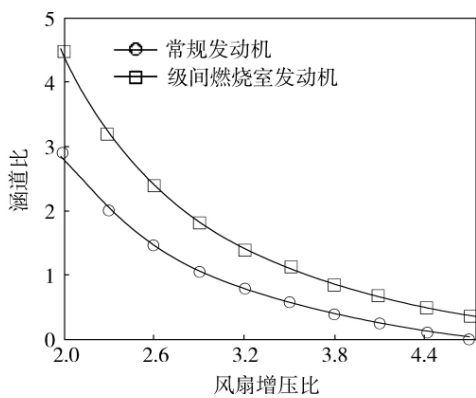


图 9 涵道比及对应最佳风扇压比
Fig. 9 Bypass ratio and optimized fan pressure ratio

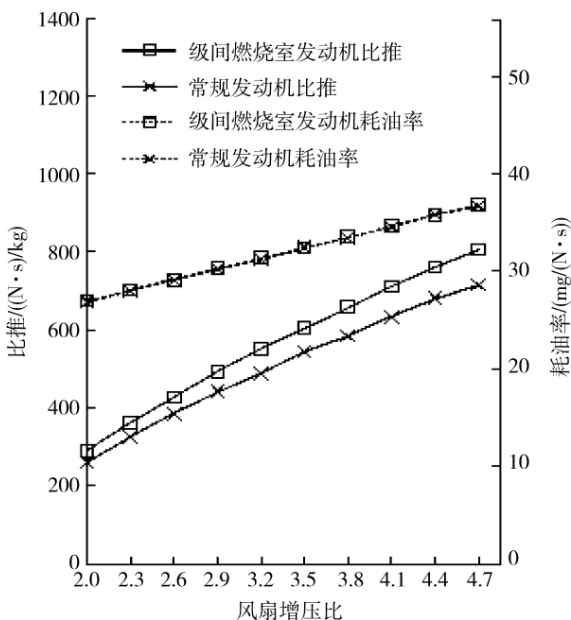


图 10 参数优化后不同风扇压比下性能曲线
Fig. 10 Engine performance under optimized fan pressure ratio

- turbine[R]. AIAA 2005-4197,2005.
- [7] Lee A S. Two combustor engine for military applications [D]. Cranfield;Cranfield University,2009.
- [8] Lee A S,Singh R,Probert S D. Two combustor engine's performance under design and off design conditions[R]. AIAA-2009-4838,2009.
- [9] Pachidis V A, Gas-turbine performance simulation [D]. Cranfield;Cranfield University,2009.
- [10] Chen G,Hoffman M A,Davis R L. Gas turbine performance improvements through the use of multiple turbine inter-stage burners[J]. Journal of Propulsion and Power,2004, 20(5):828-834.
- [11] Directorate of Propulsion,Headquarter Air Force Logistics Command. The engine handbook [M]. Ohio: Wright-Patterson Air Force Base,1991.
- [12] 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.
- [13] 彭泽琰,刘刚,桂幸民,等. 航空燃气轮机原理[M]. 北京:国防工业出版社,2008.
- [14] 童凯生. 航空涡轮发动机性能变比热计算方法[M]. 北京:航空工业出版社,1991.
- [15] 吴仲华. 燃气热力性质表[M]. 北京:科学出版社,1959.
- [16] 《航空发动机设计手册》总编委会. 航空发动机设计手册,加力燃烧室分册[M]. 北京:航空工业出版社,2001.