

文章编号:1000-8055(2013)03-0673-08

高温升燃烧室与双燃烧室发动机 性能对比分析

毛艳辉, 杨金虎, 刘存喜, 穆 勇, 刘富强, 徐 纲

(中国科学院 工程热物理研究所, 北京 100190)

摘 要: 采用一维定常计算方法, 考虑各种部件效率的影响, 在双燃烧室发动机总增压比为 32, 涡轮前总温为 1900 K 时, 与高温升燃烧室涡轮前总温为 2400 K 时进行了总体性能对比, 并指出了双燃烧室结构发动机 2 个燃烧室的热量分配方法。结果表明: 温升同为 1463 K 时, 高温升燃烧室发动机比双燃烧室发动机单位推力高 2.7%, 耗油率低 3.8%。双燃烧室结构发动机更有利克服超声速下的冲压损失, Ma 大于 1.5 之后, 增力比大于高温升燃烧室发动机。

关 键 词: 航空发动机; 总体性能; 热力循环; 级间燃烧室; 高温升燃烧室

中图分类号: V235.13

文献标志码: A

Performance comparison and analysis of high temperature rise combustor engine and two-combustor engine

MAO Yan-hui, YANG Jin-hu, LIU Cun-xi, MU Yong,
LIU Fu-qiang, XU Gang(Institute of Engineering Thermophysics,
Chinese Academy of Sciences, 100190 Beijing, China)

Abstract: One-dimensional steady method was used to calculate the high temperature rise combustor engine and two-combustor engine's overall performance in consideration of the component efficiency. The overall performance was compared at total pressure ratio 32 and turbine inlet temperature 1900 K for two-combustor engine and turbine inlet temperature 2400 K for high temperature rise combustor engine. The way of temperature rise distribution between combustors of two-combustor engine was also analyzed. Results show that the specific thrust of high temperature rise combustor engine is 2.7 percent higher than that of two-combustor engine, while the specific thrust fuel consumption is 3.8 percent lower. The two-combustor engine is helpful to decrease the total pressure loss under supersonic condition, and its specific thrust increase ratio is higher than high temperature rise combustor engine when Mach number is more than 1.5.

Key words: aero engine; overall performance; thermo cycle;
inter-stage turbine burner; high temperature rise combustor

为了研制推质比为 12 以上的军用航空发动机, General Electric (GE) 公司在 1985 年就开始

了对高温升燃烧室 (high temperature rise combustor, HTRC) 的研制^[1], 但很多细节并未对外

收稿日期: 2012-04-12

网络出版地址: http://www.cnki.net/kcms/detail/11.2297.V.20130326.1743.201303.673_027.html

作者简介: 毛艳辉 (1982—), 男, 河南扶沟人, 博士生, 主要从事燃气轮机燃烧室研究。

公开^[2];近年国内很多单位对高温升燃烧室进行了试验研究^[3-6];公认的高温升燃烧室的研制难点主要有以下:①如何以较常规燃烧室(traditional combustor, TC)少的空气量冷却更高壁温的火焰筒;②耐 2400 K 高温的涡轮叶片材料的研制;③如何在与常规燃烧室相同长度的火焰筒内,组织完成更高当量比的混合物完全、稳定燃烧。1997 年,加州大学^[7]对高低压涡轮间增设级间燃烧室(inter-stage turbine burner, ITB)的航空发动机进行了性能分析,认为增加级间燃烧室后,这种双燃烧室发动机^[8](two-combustor engine, TCE)可以在略微增加耗油率情况下,提高发动机单位推力 20%~50%^[9],国内外很多单位对 ITB 表现出的优良性能进行了总体分析^[10-11],美国空军实验室针对 ITB 的特点设计了一种超紧凑燃烧室(ultra compact combustor, UCC)^[12-13],迄今进行了 10 多年的研究^[14]。

高温升燃烧室的温升约从 1000 K 加热至 2400 K,实现约 1400 K 的温升^[2],目前常规燃烧室大致温升约 950 K,增设级间燃烧室后,再加入部分燃料可实现与高温升燃烧室相近的温升。而将加热量分散到 2 个燃烧室,带来的益处是:①可以降低每个燃烧室的最高温度,延长燃烧室和涡轮寿命;②无需使用新型的耐更高温度的涡轮叶片和燃烧室材料。带来的额外工作是:①增加一套供油及控制系统;②需要重新设计低压涡轮以满足功率的重新分配。但燃气轮机的性能的提高,必须在提高涡轮前温度的同时相应地提高发动机的总增压比,根据半个世纪来航空发动机总增压比的发展,1987 年 CFM56 的总增压比已达到 36^[15],至今少有新型涡扇发动机压比超过 36,因为现有技术条件下,总增压比越高,压气机喘振的裕度越小,所以发动机总体性能的提高除了燃烧室温升外还要考虑压气机技术限制,否则发动机的耗油率和单位推力将顾此失彼。

由于对带 ITB 的双燃烧室发动机的总体性能有过较多文献研究^[7-11],本文不再重复分析,重点集中在定量分析高温升燃烧室发动机和双燃烧室的发动机在现有压比条件下,同等耗油率和同温升时,设计点状态下发动机的性能差额,并分析带级间燃烧室发动机 2 个燃烧室的能量分配问题。此外,由于 Chen 等^[16]曾从热力循环的角度分析过航空燃机和地面燃机增设 ITB 后,涡轮冷却气量对循环净功和热效率的影响,认为地面燃机增设 ITB 后,性能有很大提升,但航空燃机却收

效甚微,所以本文在计算时加入了涡轮冷却用气,希望得到更准确的计算结果。

1 计算方法及验证

按照文献^[17]提供的一维定常流动计算方法,该方法假设:①工作气体为理想气体,是一维定常流动;②采用分段定比热容方法,即气流在压气机、燃烧室、内外涵混合器根据平均温度采用不同比热容;③尾喷管出口气体完全膨胀。进气道损失、风扇、压气机、高压涡轮、低压涡轮、燃烧室、混合器、尾喷管的部件效率和高、低压涡轮的冷却引气、飞行引气等参数按照文献^[17]设置。文献^[17]中提供了常规燃烧室发动机总体性能的计算公式,高温升燃烧室发动机部件与常规燃烧室发动机相同,所以计算公式也相同,不同之处在于:①高温升燃烧室温升较高,燃烧需要的空气量也增多,则供高、低压涡轮使用的冷却空气量减少;②高温升燃烧室由于燃气温度较高,燃气组分在高温下的离解将降低燃烧效率;③燃烧室内温度和空气量的增加将加大燃烧室内气流速度,气流经过旋流器及与二次通道空气掺混过程的总压损失将增加。根据文献^[2],高温燃气离解将使燃烧效率降低 0.3%,而目前文献中对高温升燃烧室总压损失和涡轮冷却气量的数据研究较少,本文暂取高温升燃烧室的总压恢复系数和涡轮冷却气较常规燃烧室减少 0.5%。对于双燃烧室发动机,图 1 为增设级间燃烧室后发动机的简化模型,图中 0~9 数字表示各部件的截面划分; δ_1 , δ_2 表示高、低压涡轮冷却气; β 表示飞行引气;FAN 表示风扇;HPC(high pressure compressor)表示高压压气机;MB(main burner)表示主燃烧室;HPT(high pressure turbine)表示高压涡轮;ITB(inter-stage turbine burner)表示级间燃烧室;LPT(low pressure turbine)表示低压涡轮;M(mixer)表示混合器;AB(afterburner)表示加力燃烧室;NOZ(nozzle)表示尾喷管。截面 4.5 前的性能计算公式与常规燃烧室发动机一致,但由于级间燃烧室加入了新的燃料,就改变了原油气比的计算公式,之后各截面的质量流量也要加入级间燃烧室内燃料质量,式(1)~式(2)为双燃烧室发动机油气比的计算公式^[18],式(3)~式(5)为总体性能计算中常用的发动机性能评价指标单位推力、耗油率、热效率的计算公式。

级间燃烧室内油气比

$$f_{\text{itb}} = \left[1 + \frac{f \cdot (1 - \beta - \delta_1 - \delta_2)}{1 - \beta - \delta_2} \right] \cdot \left(\frac{c_{p,4.8} T_{4.8} - c_{p,4.5} T_{4.5}}{\eta_{\text{itb}} H_f - c_{p,4.8} T_{4.8}} \right) \quad (1)$$

总油气比

$$f_{\text{tot}} = \frac{f \cdot (1 - \beta - \delta_1 - \delta_2) + f_{\text{itb}} \cdot (1 - \beta - \delta_2)}{1 + B} \quad (2)$$

单位推力

$$F_s = \frac{W_9 u_9 - W_0 u_0}{W_0} \quad (3)$$

耗油率

$$R_{\text{sfc}} = \frac{f_{\text{tot}}}{F_s} \quad (4)$$

热效率

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

其中 f 为主燃烧室油气比, c_p 为比定压热容, u 为气流速度, F_s 为单位推力, η_{itb} 为级间燃烧室燃烧效率, H_f 为燃油热值, B 为涵道比, W 为各截面质量流量, 下标数字表示所处截面位置, 下标 f 表示燃料。

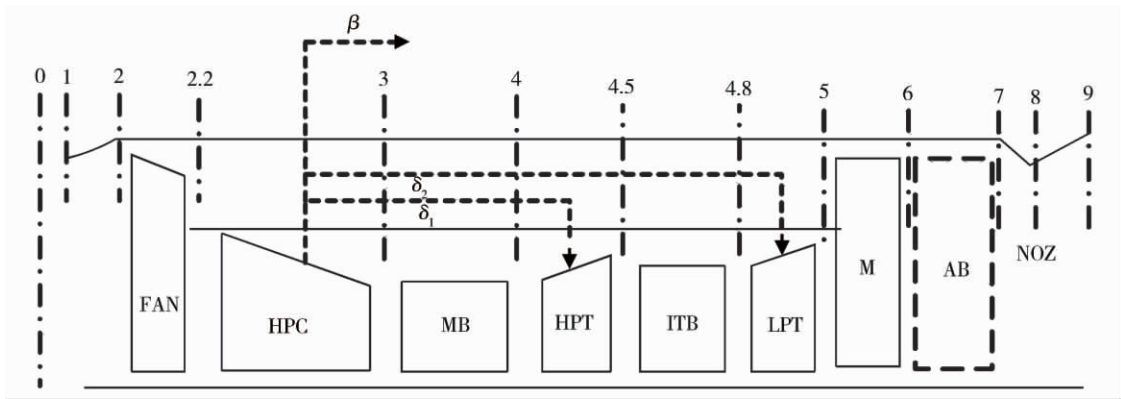
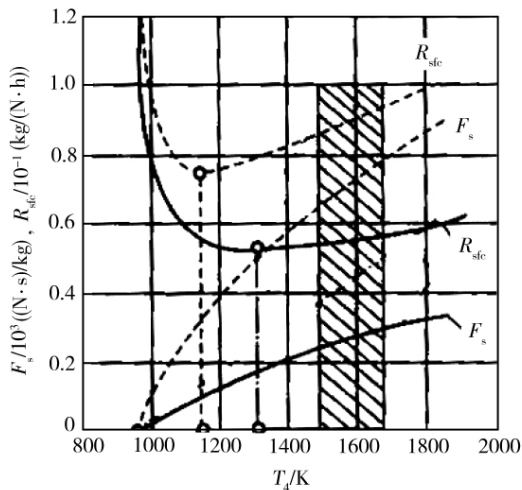


图1 航空发动机增设级间燃烧室后模型及截面划分

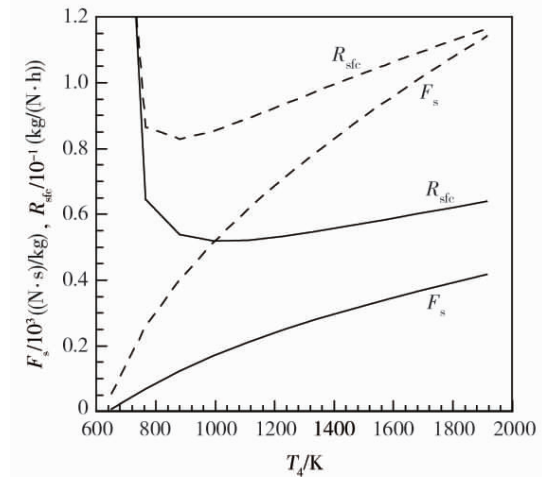
Fig. 1 Configuration of aero engine after adding inter-stage turbine burner

为了对模型进行验证,分别计算了发动机性能随涡轮前温度和飞行马赫数变化的曲线并与文献[17,19]对比,后文中在高温升燃烧室发动机和双燃烧室发动机的性能计算中将用到此类曲线图,图2(a)中,列出了涵道比为4和涵道比为0

的发动机在不同涡轮前温度时单位推力 F_s 和耗油率 R_{sfc} 变化情况,计算模型的结果图2(b)与文献[17]的图2(a)在趋势上非常一致,但可能由于部件效率选取不同,耗油率和单位推力略高于算例。



(a) 文献[17]结果

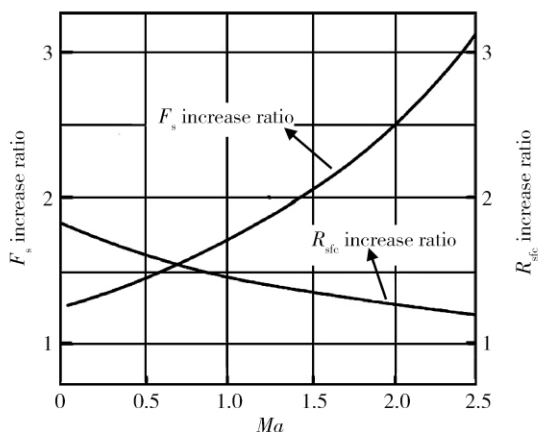


(b) 本文计算模型的结果

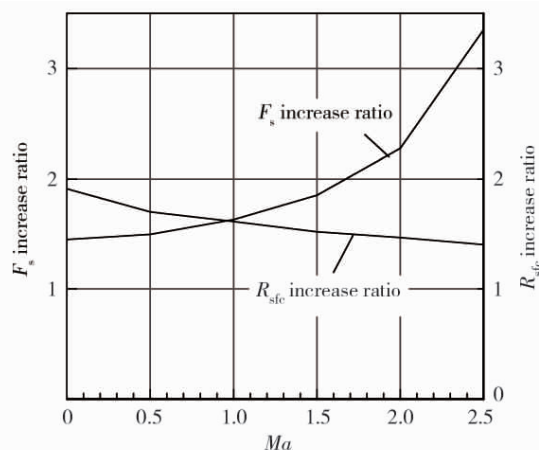
图2 单位推力和耗油率随涡轮前温度变化

Fig. 2 Variation of F_s and R_{sfc} with turbine inlet temperature

图3验证了加力比和耗油率比随马赫数变化情况(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耗油率比^[19]),模型计算结果图3(b)与文献^[19]的图3(a)吻合比较好。这些验证说明本文的计算方法是可靠的。



(a) 文献^[19]结果



(b) 本文计算模型的结果

图3 加力比和耗油率比随马赫数变化

Fig. 3 Variation of F_s increase ratio and R_{sfc} increase ratio with Mach number

2 结果分析

考虑到采用高温升燃烧室和双燃烧室后发动机性能的提升,故计算时选取 $Ma=1.6$ 作为巡航设计点,飞行高度为 11 km。现有发动机 F100-PW229 中,总增压比为 32,涡轮前温度为 1755 K,涵道比为 0.4, F120 总增压比为 25,涡轮前总温为 1950 K,涵道比为 0.2,选取其中较大值作为计算的发动机参数:总增压比为 32,主燃烧室出口总温为 1900 K,级间燃烧室出口总温为 1900 K,

高温升燃烧室出口温度为 2300 K,涵道比为 0.4。

2.1 不同温升时单位推力、耗油率、热效率对比

图4中,固定燃烧室出口温度不变,通过改变风扇压比,调节低压涡轮输出功改变级间燃烧室温升,表1依次对应风扇压比 R_{fp} (fan pressure ratio, FPR)、总增压比 R_{op} (over pressure ratio, OPR)、高温升燃烧室温升 ΔT_{htc} 、双燃烧室温升 ΔT_{tc} 。由图可见:高温升燃烧室发动机(high temperature rise combustor engine, HTRCE)最佳风扇压比为 2,双燃烧室发动机(two-combustor engine, TCE)最佳风扇压比在 3.6,常规发动机(base engine, BE)的最佳风扇压比约为 1.2。该图说明:①由于高温升燃烧室加入了较多能量,所以较常规发动机的最佳风扇压比增加,总增压比也增加,常规核心机改造成高温升燃烧室发动机后需要相应增加风扇压比和总增压比;②双燃烧室发动机由于级间燃烧室加入了燃料,出口温度提高,做同样的功涡轮的膨胀比减小,所以双燃烧室发动机最佳风扇压比高于高温升燃烧室发动机,且最佳风扇压比范围较宽,单位推力也降低缓慢,双燃烧室发动机比高温升燃烧室发动机具有更宽的总增压比范围;③由于双燃烧室发动机多了一个燃烧室,不可逆损失增加,故耗油率总是略高于高温升燃烧室发动机;④高温升燃烧室和双燃烧室在相同温升(1463 K)时,同参数下的高温升燃烧室发动机比双燃烧室发动机单位推力高 2.7%,耗油率低 3.8%。设计时为了提高热效率,一般选取一个总增压比较高的值,现有条件下可以选取到 36,但图中显示总增压比为 30 之后双燃烧室发动机的单位推力逐渐大于高温升燃烧室发动机,总增压比为 38.4 时,双燃烧室发动机耗油率比高温升燃烧室发动机高 5.5%,单位推力比高温升燃烧室发动机高 1.4%,可见双燃烧室发动机虽然单位推力增加,耗油率却增加更多,其优势并不明显,但相比常规发动机,两者均优势明显。

图5显示高温升燃烧室发动机热效率最高,双燃烧室发动机随风扇压比增加,热效率逐渐高于常规发动机,因为风扇压比较低时,相当于 ITB 产生的热量少,几乎没有对低压涡轮做功,且由于 ITB 带来不可逆损失的影响,反而降低了热效率。高温升燃烧室发动机热效率高是因为:虽然在理想的布雷顿循环下,提高涡轮前总温无法提高热效率,但是在考虑不可逆损失后,增温比增加能减

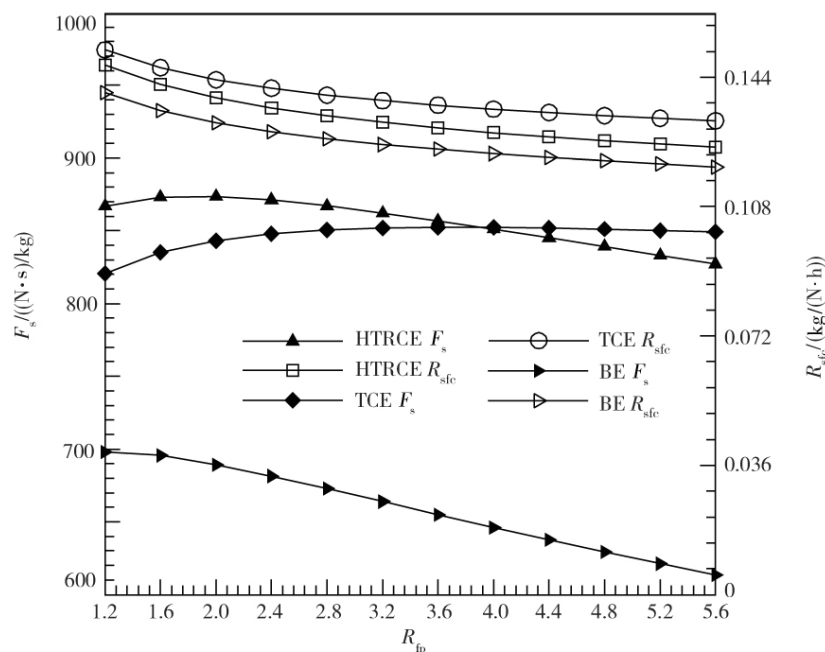


图 4 不同风扇压比时的各发动机性能对比

Fig. 4 Comparison of engine performance at different fan pressure ratios

表 1 风扇压比对应的总压比、高温升燃烧室温升、双燃烧室总温升

Table 1 Corresponding over pressure ratio, temperature rise of HTRC and TC to fan pressure ratio

R_{fp}	R_{op}	$\Delta T_{htrc}/K$	$\Delta T_{tc}/K$
1.2	9.6	1631	1571
1.6	12.8	1565	1530
2	16	1510	1495
2.4	19.2	1463	1466
2.8	22.4	1421	1439
3.2	25.6	1383	1416
3.6	28.8	1348	1394
4	32	1316	1374
4.4	35.2	1286	1356
4.8	38.4	1258	1338
5.2	41.6	1232	1322
5.6	44.8	1207	1306

小不可逆损失对总体性能的影响,所以实际循环中热效率会随着增温比增加而升高.

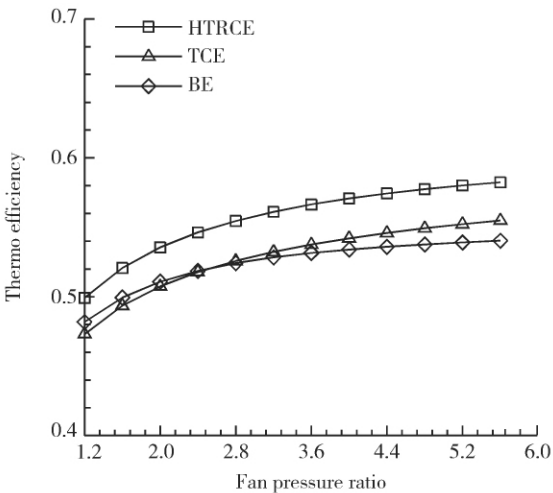


图 5 各发动机热效率对比

Fig. 5 Comparison of thermo efficiency among of ITB, HTRC, TC engine

2.2 双燃烧室发动机与高温升燃烧室发动机性能对比及热量分配

固定双燃烧室发动机的主燃烧室 (main burner, MB) 温度为 1900 K, 级间燃烧室温度从 1300 K 变化至 2500 K, 得到单位推力和耗油率的变化曲线如图 6 中三角形标志所示, 随 ITB 温度升高, 耗油率和单位推力增加. 固定级间燃烧室温度为 1900 K, 主燃烧室温度从 1300 K 至 2500 K

变化时,得到单位推力和耗油率的变化曲线如图 6 中四边形标志所示,随着主燃烧室出口温度时,单位推力增加,耗油率降低,但主燃烧室温度最高只能增加到 2 200 K,因为此时高压涡轮出口温度与 ITB 出口设定温度接近,此时耗油率最低,单位推力最大,双燃烧室发动机温升为 1 392 K,接近但略逊于高温升燃烧室发动机温升为 1 417 K 时的性能(此时高温升燃烧室出口温度为 2 400 K)。图 6 中,高温升燃烧室发动机存在一个最经济温度值,使耗油率最低。因为当涡轮前温度很低时,燃烧室热量产生的推力仅能够克服气流阻力,所以耗油率很大,随着涡轮前总温 T_4 增高,单位推力逐渐增大,耗油率开始减小,但单位推力增加的没有燃料增加的快,因为 $F_s \propto T_4^{1/2}$, $f_{tot} \propto T_4$, 所以耗油率必然存在一个最小值,此后耗油率增加的速度将逐渐大于单位推力增加的速度,所以就从经济性上限制了高温升燃烧室的最高温度。在总增压比 32 时,最经济的涡轮前温度为 1 700 K 左右。如果设计涡轮进口总温为 1 900 K,即 HTRC 和 ITB,MB 同时在横坐标 1 900 K 点,此时双燃烧室发动机的耗油率高于高温升燃烧室发动机 10.3%,单位推力高 32.2%,此时高温升燃烧室为一个常规燃烧室。如果设计 HTRC 的涡轮进口总温为 2 300 K,高温升燃烧室耗油率比常规发动机(涡轮前温度为 1 900 K)增加 4.6%,单位推力增加 31.7%。

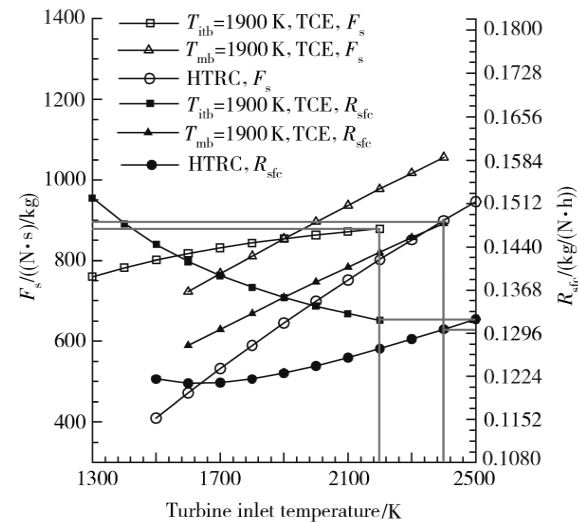


图 6 发动机性能随燃烧室出口温度变化

Fig. 6 Variation of engine performance with combustor outlet temperature

为进一步对带 ITB 发动机的两个燃烧室能

量分配进行比较,计算了 MB 和 ITB 分别固定在 1800 K 与 1900 K 时,ITB 和 MB 温度在 1300 K~2400 K 区间内的单位推力和耗油率,并比较了表 2 中四个状态 A、状态 B、状态 C、状态 D 下的发动机性能, $F_{s,A}, F_{s,B}, F_{s,C}, F_{s,D}$ 为四状态各自对应的单位推力, $R_{sfc,A}, R_{sfc,B}, R_{sfc,C}, R_{sfc,D}$ 为对应的耗油率,图 7 为总体性能曲线,由图可知, $R_{sfc,A}$ 与 $R_{sfc,B}$ 的耗油率相同, $R_{sfc,C}$ 与 $R_{sfc,D}$ 的耗油率相同,虽然状态 B 和状态 D 燃烧室出口温度相反布置,但状态 D 的单位推力 $F_{s,D}$ 却高于状态 B 的单位推力 $F_{s,B}$,状态 C 点的单位推力 $F_{s,C}$ 最高,甚至高于状态 A 的 $F_{s,A}$ (状态 A 中主燃烧室出口温度 2100 K),由计算知:因为总增压比相同,状态 A 与状态 C 主燃烧室进口温度均为 983 K,状态 A 主燃烧室温升 1117 K,状态 C 主燃烧室温升 917 K,经过高压涡轮做功后,状态 A 的高压涡轮出口温度为 1 628 K,状态 C 的高压涡轮出口温度为 1435 K,但状态 C 的级间燃烧室被加热到 1 960 K,状态 A 被加热到 1900 K,做同样的涡轮功,状态 C 的尾喷管温度高,速度大,所以状态 C 的单位推力高,单位推力比状态 A 点高 1%,耗油率增加 3.2%。可见带级间燃烧室的发动机,决定其单位推力大小的是级间燃烧室的出口温度,而与主燃烧室的出口温度没有关系,如果同时提高主燃烧室的出口温度,可以降低耗油率。

表 2 A,B,C,D 各状态对应的 MB 与 ITB 出口温度

Table 1 ITB,MB outlet temperature of A,B,C,D

	状态 A	状态 B	状态 C	状态 D
T_{mb}/K	2 100	1 900	1 900	1 800
T_{itb}/K	1 900	1 800	1 960	1 900

2.3 HTRC 发动机与 ITB 发动机性能随马赫数变化比较

图 8 是不同马赫数下飞行时,两种发动机的增力比、耗油率比的计算,增力比是使用高温升燃烧室或级间燃烧室后的单位推力与用常规燃烧室时单位推力之比,对应的耗油率之比为耗油率比,计算参数为:总增压比为 32,风扇压比为 3.8,涵道比为 0.4,常规发动机出口温度为 1 900 K,双燃烧室发动机 MB 出口温度为 1 900 K,ITB 出口温度为 1900 K, HTRC 出口温度为 2 300 K。图中所示双燃烧室发动机(TCE)的耗油率比一直略高

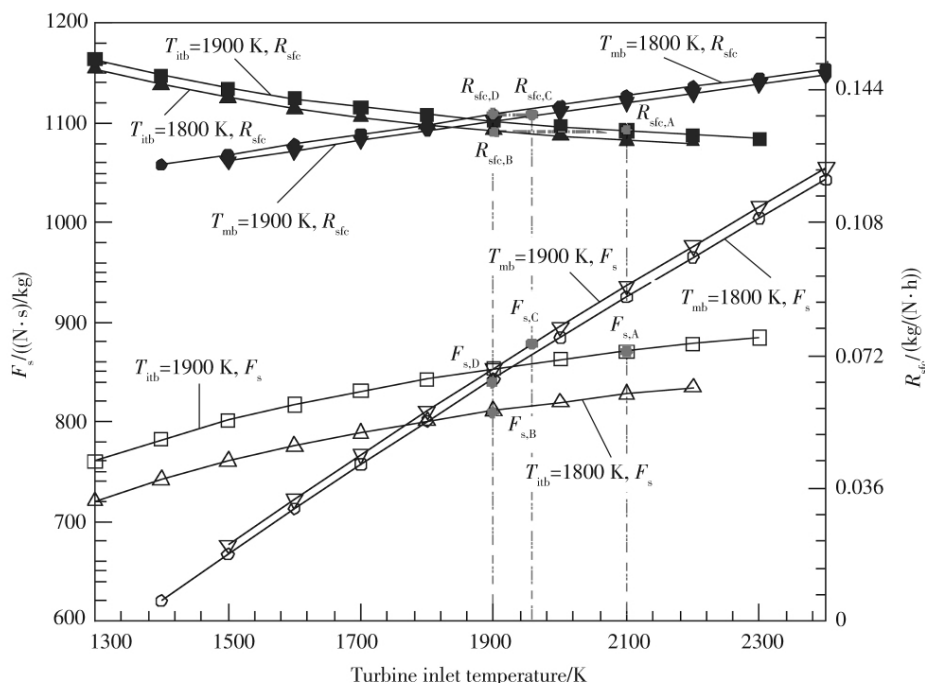


图7 主燃烧室与级间燃烧室不同出口温度时发动机性能对比

Fig. 7 Comparison of engine performance between different ITB/MB outlet temperature

于高温升燃烧室发动机(HTRCE),这是由于增加一个燃烧室后不可逆损失的影响.双燃烧室发动机增力比在亚声速时低于高温升燃烧室发动机, $Ma > 1.5$ 之后,增力比大于高温升燃烧室发动机,说明双燃烧室发动机和高温升燃烧室发动机更适合在超声速下飞行,但双燃烧室发动机则可以更好地发挥级间燃烧室的优点,减小冲压损失的影响,适合在更高马赫数下飞行.

3 结论

本文得出了在算例中发动机参数下一些定量的结论:

1) 相同温升 1463 K 时,高温升燃烧室发动机比双燃烧室发动机单位推力高 2.7%,耗油率低 3.8%.高温升燃烧室发动机比常规发动机耗油率高 4.6%,单位推力增加 31.7%,双燃烧室发动机耗油率比常规发动机高 10.3%,单位推力高 32.2%.

2) 总增压比为 30 之后,双燃烧室发动机单位推力开始大于高温升燃烧室发动机;总增压比为 38.4 时双燃烧室发动机的耗油率大于高温升燃烧室发动机 5.5%,单位推力大于高温升燃烧室发动机 1.4%,双燃烧室发动机优势并不明显.

3) $Ma < 1.5$,高温升燃烧室发动机单位推力和耗油率都优于双燃烧室发动机; $2.0 > Ma > 1.5$,两者单位推力相近; $Ma > 2.0$,双燃烧室发动机性能优于高温升燃烧室发动机.

也得到了关于高温升燃烧室发动机与双燃烧室发动机一些通用性的结论:

1) 在燃烧室出口温度超过最经济温度之后,耗油率增加速度将逐渐大于单位推力增加速度,从经济性上限制着高温升燃烧室温升的提高.

2) 增设级间燃烧室后,可以适当降低主燃烧

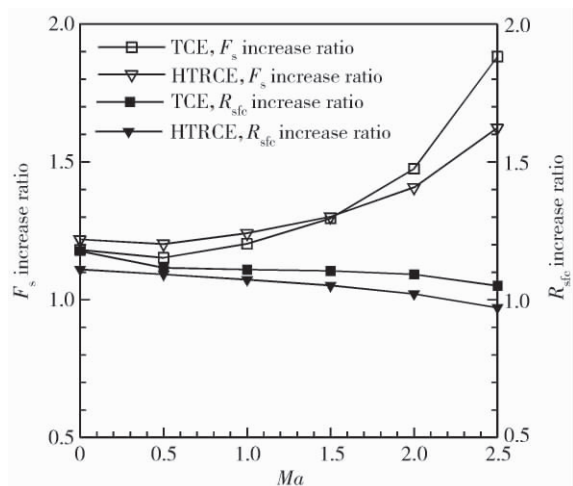


图8 不同马赫数下发动机性能变化

Fig. 8 Variation of engine performance with Ma

室温度,只需要保证 ITB 出口温度较高,即可有较高的单位推力,但耗油率也会增加。

3) 现有总增压比和涡轮耐热温度下,可以实现双燃烧室发动机结构,以降低 NO_x ,增加单位推力。

参考文献:

- [1] Bahr D W. Technology for the design of high temperature rise combustor[R]. AIAA 85-1292,1985.
- [2] 林宇震,许全宏,刘高恩. 燃气轮机燃烧室[M]. 北京:国防工业出版社,2006.
- [3] 许全宏,林宇震,刘高恩,等. 航空发动机高温升燃烧室贫油熄火及冒烟性能研究[J]. 航空动力学报,2005,20(4):636-640.
- XU Quanhong, LIN Yuzhen, LIU Gaoen, et al. Research on the high temperature rise combustor lean blow-out and smoke emission characteristics[J]. Journal of Aerospace Power, 2005, 20(4): 636-640. (in Chinese)
- [4] 黎明,吴二平,唐明. 高温升蒸发型双腔燃烧室的设计[J]. 推进技术,2010,31(4):418-422.
- LI Ming, WU Erping, TANG Ming. Design of vaporizing combustor with double chambers and high temperature rise[J]. Journal of Propulsion Technology, 2010, 31(4): 418-422. (in Chinese)
- [5] 彭云晖,刘旦,林宇震. 高温升燃烧室主燃区流场和燃烧性能[J]. 燃烧科学与技术,2010,16(5):456-461.
- PENG Yunhui, LIU Dan, LIN Yuzhen. Primary zone flow field and combustion performance of high temperature rise combustor[J]. Journal of Combustion Science and Technology, 2010, 16(5): 456-461. (in Chinese)
- [6] Zhang R C, Fan W J. The design and performance of a high temperature rise combustor for wind tunnel[J]. Journal of Thermal Science, 2011, 20(6): 556-562.
- [7] Sirignano W A, Delplanque J P, Liu F. Selected challenges in jet and rocket engine combustion research[R]. AIAA 97-2701, 1997.
- [8] 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, 2008.
- [9] Liu F, Sirignano W A. Turbojet and turbofan engine performance increase through turbine burners[R]. AIAA-2000-0741, 2000.
- [10] Liew K H, Urip E, Yang S L. A parametric cycle analysis of a separate-flow turbofan with inter-stage turbine burner[R]. NASA/CR-2005-213657, 2005.
- [11] 孙泽晖,蔡元虎. 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 Zehui, CAI Yuanhu. Parametric cycle analysis of mixed exhaust turbofan with inter stage turbine burner[J]. Journal of Propulsion Technology, 2010, 31(2): 139-142. (in Chinese)
- [12] Zelina J, Ehret J, Hancock R D. Ultra-compact combustor combustion technology using high swirl for enhanced burning rate[R]. AIAA-2002-3725, 2002.
- [13] Thornburg H, Sekar B, Zelina J. Geometrical parametric studies of inter-turbine burner for improved performance[R]. AIAA-2007-5099, 2007.
- [14] 金如山,索建泰. 先进加力燃烧室技术发展[R]. 北京:中国航空学会第七届动力年会,2010.
- [15] 张宝诚. 航空发动机试验和测试技术[M]. 北京:北京航空航天大学出版社,2005.
- [16] Chen G, Hoffman M A, Davis R L. Gas turbine performance improvement through the use of multiple turbine inter-stage burners[J]. Journal of Propulsion and Power, 2004, 20(5): 828-834.
- [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.
- [18] 毛艳辉,刘存喜,刘富强,等. 级间燃烧室在航空发动机上应用分析[J]. 航空动力学报,2012,27(3):578-587.
- MAO Yanhui, LIU Cunxi, LIU Fuqiang, et al. Application analysis of inter stage turbine burner of aero engine[J]. Journal of Aerospace Power, 2012, 27(3): 578-587. (in Chinese)
- [19] 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.