

文章编号:1000-8055(2011)11-2543-06

带级间燃烧的涡轴发动机性能仿真

成本林^{1,2}, 周文祥^{1,2}, 张堃元¹

(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 中国航空动力机械研究所, 湖南 株洲 412002)

摘 要: 为了分析涡轮级间燃烧技术对常规涡轴发动机性能提升的潜力, 针对两种带级间燃烧的涡轴发动机性能方案, 分别建立了部件级稳态性能计算模型, 并通过仿真对比分析了级间燃烧室不同温升及总压损失条件下发动机的整机性能, 结果表明: 级间燃烧室总压恢复系数和温升对单位功率和总功率影响较大, 当级间燃烧室总压恢复系数为 0.95、温升为 200 K 时, 保持进口空气流量不变, 涡轴发动机单位功率和总功率增加 17%, 耗油率增加约 11%; 在高的级间燃烧室温升条件下, 适当增加动力涡轮导向器面积, 改善涡轮流通能力, 有利于进一步提高整机功率, 降低动力涡轮前温度; 两种方案对比, 在涡轮过渡段设置级间燃烧室空间上更好布置, 性能上更占优势。

关 键 词: 涡轴发动机; 级间燃烧室; 性能仿真; 单位功率; 总压恢复系数; 涡轮导向器

中图分类号: V235.12

文献标志码: A

Performance simulation of turboshaft engines with interstage turbine burner

CHENG Ben-lin^{1,2}, ZHOU Wen-xiang^{1,2}, ZHANG Kun-yuan¹

(1. College of Energy and Power Engineering,

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

2. China Aviation Powerplant Research Institute,

Aviation Industry Corporation of China, Zhuzhou Hunan 412002, China)

Abstract: In order to analysis the turboshaft engine performance increase through inter-stage turbine burner (ITB), two component-level steady performance simulation models of turboshaft engines with ITB were developed. The performance variations of turboshaft engines with ITB were studied through simulation at different ITB temperature rise and total pressure loss. Results show that: The specific and total shaft power of turboshaft engines with ITB are sensitive to the ITB temperature rise and total pressure recovery coefficients. If the ITB total pressure recovery coefficient is 0.95 and temperature rise is 200 K, while keeping the engine inlet air flow constant, the specific and total shaft power of turboshaft engine with ITB will increase 17%, and the specific fuel consumption will increase 11%. When the ITB temperature rise is high, it is necessary to enlarge free turbine nozzle area to improve the flow capability, so as to further increase the total shaft power and lower the free turbine inlet temperature; In general, it is better to set the ITB in turbine transition duct for more sufficient space and more excellent performance improvements.

Key words: turboshaft engine; interstage turbine burner; performance simulation; specific shaft power; total pressure recovery coefficient; turbine nozzle

收稿日期:2011-07-04; 修订日期:2011-10-08

作者简介:成本林(1965—),男,湖南新化人,研究员,博士生,主要从事涡轴发动机总体及发动机内流气动力学研究。

不断提高功质比,增大单位功率长久以来一直是涡轴发动机设计者追求的目标.随着发动机设计水平的提升,发动机总增压比、涡轮前总温等循环参数越来越高,然而受部件材料及冷却技术水平的限制,单纯依靠提高循环参数来增大单位功率已变得愈加困难,迫切需要寻求一种新的技术思路.

近年来,一种被称之为“级间燃烧^[1-2]”的技术逐渐引起发动机设计人员的关注,它通过在涡轮内部或过渡段设置第二燃烧室,经喷油燃烧进一步提高燃气的比焓,增大发动机的单位推力或功率.国内外的大量仿真研究表明^[3-12],级间燃烧技术在提高涡喷、涡扇发动机单位推力、降低加力状态耗油率、缩短发动机长度、减轻质量等方面有很大的潜力.

本文以某双转子带自由涡轮的涡轴发动机为对象,研究级间燃烧技术在现有涡轴发动机上可能的应用方案.在方案设计时,假定保持发动机外廓几何尺寸基本不变,燃气涡轮前温度不变,现有部件性能不变,通过在不同位置处串装级间燃烧室,借助发动机性能仿真,研究级间燃烧对现有涡轴发动机性能提升的潜力.

1 涡轴发动机级间燃烧技术方案

目前,在涡轴发动机上安排级间燃烧室有三个位置可供选择:燃气涡轮两级之间、燃气涡轮与动力涡轮过渡段、动力涡轮两级之间,如图1所示.

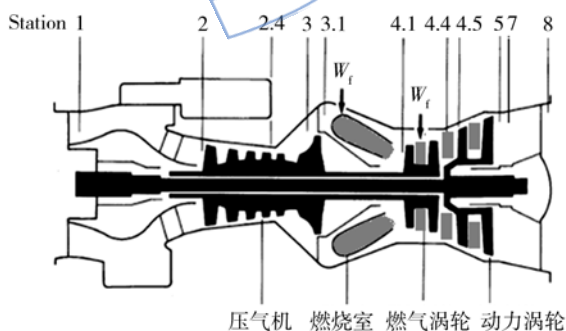


图1 带级间燃烧室的涡轴发动机结构示意图

Fig. 1 Turboshaft engine layout with interstage turbine burners

考虑到动力涡轮为涡轴发动机的主要做功部件,在其上布置级间燃烧室,对发动机转子支撑方案影响较大,且经级间燃烧室增温后的燃气只能通过动力涡轮后级膨胀做功,受动力涡轮单级落

压比的限制,燃气做功能力得不到充分的发挥,降低涡轴发动机可用功分配系数.因此,本文仅考虑在燃气涡轮两级间或涡轮过渡段设置级间燃烧室的方案.以下分别针对这两种方案建立带级间燃烧的涡轴发动机部件级稳态模型.

1.1 方案1:在燃气涡轮两级间设置级间燃烧室

如图2所示,将带级间燃烧的双级燃气涡轮视为两个单级涡轮与级间燃烧室相串联,分别进行建模.各截面参数符号定义为:41为燃气涡轮一级进口;41a为燃气涡轮一级出口即级间燃烧室进口;41b为燃气涡轮二级进口即级间燃烧室出口;42为燃气涡轮二级出口.

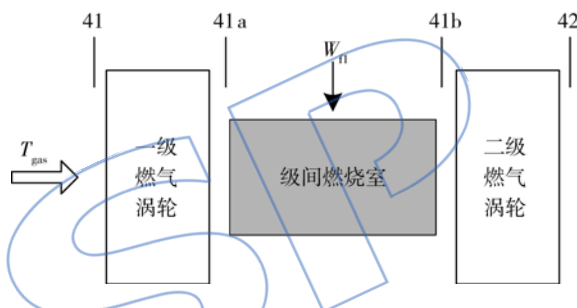


图2 带级间燃烧室的燃气涡轮结构示意图

Fig. 2 Gas turbine layout with interstage turbine burner

根据单级涡轮特性插值计算一级燃气涡轮换算流量 W_{g41cor} 及效率 η_{gt1}

$$\begin{cases} W_{g41cor} = f_1(n_{gtcor}, \pi_{gt1}) \\ \eta_{gt1} = f_2(n_{gtcor}, \pi_{gt1}) \end{cases} \quad (1)$$

式中 $n_{gtcor} = (n_{gt}/\sqrt{T_{t41}})/(n_{gt,d}/\sqrt{T_{t41,d}})$ 为一级燃气涡轮相对折合转速, π_{gt1} 为一级燃气涡轮膨胀比,下标 d 表示设计点参数.

一级燃气涡轮物理流量 W_{g41} 及出口总温 T_{t41a}

$$\begin{cases} W_{g41} = W_{g41cor} \frac{p_{t41}}{p_{t41,d}} \frac{\sqrt{T_{t41,d}}}{\sqrt{T_{t41}}} \\ T_{t41a} = g(f_{gt1}, T_{t41}, \pi_{gt1}, \eta_{gt1}) \end{cases} \quad (2)$$

式中 $f_{gt1} = W_f/(W_{g41} - W_f)$ 为一级燃气涡轮燃气油气比.

一级燃气涡轮发出功率 P_{gt1}

$$P_{gt1} = W_{gt1}(h_{41a} - h_{41}) \quad (3)$$

式中 $h = \varphi(f, T)$ 表示比焓,由所在截面油气比及总温确定.

气体流经级间燃烧室,总压略有下降,总温升高,其出口参数

$$\begin{cases} p_{41b} = p_{41a} \sigma_{itb} \\ T_{41b} = \phi(f_{gt1}, T_{41a}, \eta_{itb}, H_{vf}, W_{fl}, W_{g41}) \\ \Delta T_{itb} = T_{41b} - T_{41a} \end{cases} \quad (4)$$

式中 σ_{itb} 为级间燃烧室总压恢复系数,取 0.9~0.95; η_{itb} 为级间燃烧室燃烧效率,取 0.98;燃油低热值 H_{vf} 取 42.9 kJ/kg; ΔT_{itb} 为级间燃烧室进出口温升。

采用相同方法计算燃气涡轮第二级出口截面参数,则燃气涡轮总的功率为

$$P_{gt} = P_{gt1} + P_{gt2} \quad (5)$$

为了评估方案 1 中涡轴发动机应用级间燃烧技术后性能的变化,用上述带级间燃烧的燃气涡轮模型替代常规燃气涡轮,嵌入到发动机整机模型中,选取仿真初猜值 $[n_g, \pi_c, \pi_{gt1}, \pi_{gt2}, \pi_{pt}]$, 对应 5 个共同工作方程如下:

1) 核心机转子功率平衡方程

$$P_{gt} \eta_{hspl} - P_{ext} - P_{comp} = 0 \quad (6)$$

式中 η_{hspl} 为核心机转子机械效率, P_{ext} 为附件提取功率, P_{comp} 为组合压气机消耗功率。

2) 燃气涡轮进口截面流量平衡方程

$$W_{g41} - W_{a3} - W_f - W_{gt,cool} = 0 \quad (7)$$

式中 W_{a3} 为压气机出口截面空气流量, W_f 为主燃烧室燃油流量, $W_{gt,cool}$ 为燃气涡轮进口截面冷却空气流量。

3) 级间燃烧室出口截面流量平衡方程

$$W_{g41b} - W_{fl} - W_{g41} = 0 \quad (8)$$

式中 $W_{g41b} = f_3(n_{gtcor}, \pi_{gt2})$ 为二级燃气涡轮进口截面燃气流量, W_{fl} 为级间燃烧室供油量。

4) 动力涡轮进口截面流量平衡方程

$$W_{g45} - W_{g41b} = 0 \quad (9)$$

式中 $W_{g45} = f_4(n_{ptcor}, \pi_{pt})$ 为动力涡轮进口截面燃气流量。

5) 喷管进口截面流量平衡方程

$$W_{g5} - W_{g45} = 0 \quad (10)$$

式中 $W_{g5} = f_5(p_{t5}, p_{s0}, A_8, T_{t5}, \sigma_{nz})$ 为按喷口面积及出口马赫数计算出的燃气流量。

模型输入参数 $[H, Ma, P_{s0}, T_{s0}, W_f, W_{fl}]$, n_p 按 100% 取定值,输出参数为输出总功率 P , 单位功率 P_s 及耗油率 S_{fc} 。

1.2 方案 2:在涡轮过渡段设置级间燃烧室

在燃气涡轮与动力涡轮过渡段设置级间燃烧室,其结构示意图如图 3 所示。

相比燃气涡轮两级之间,涡轮过渡段的空间更大一些,级间燃烧室更好布置。过渡段的级间燃

烧室模型同前,可按式(4)计算。

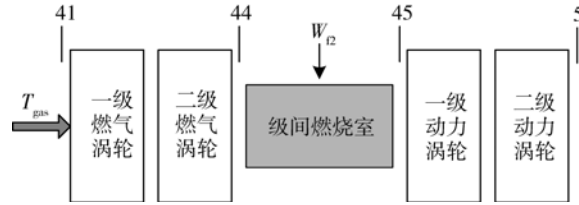


图 3 带级间燃烧室的涡轮过渡段结构示意图

Fig. 3 Turbine transition duct layout with interstage turbine burner

用级间燃烧室模型替代过渡段模型,可实现过渡段带级间燃烧的涡轴发动机总体性能计算,整机模型中选取的初猜值及共同工作方程与常规涡轴发动机相同,此处不再赘述。

2 两种级间燃烧方案仿真结果分析

为了对比分析上述两种不同级间燃烧方案的优劣,通过部件级模型稳态仿真,将带级间燃烧的涡轴发动机性能与常规涡轴发动机性能作对比,以下分别给出两种不同方案下的性能仿真计算结果。

2.1 方案 1:仿真结果及分析

表 1 给出了方案 1 在燃气涡轮两级之间设置级间燃烧室的涡轴发动机相对于常规涡轴发动机的性能参数变化,选取常规涡轴发动机地面设计点状态 ($n_{gc} = 100\%$, $n_{pc} = 100\%$) 性能为基准,级间燃烧室燃烧效率取 0.98,总压恢复系数分别取 0.90 及 0.95,为便于对比,带级间燃烧的涡轴发动机燃气涡轮前总温保持不变。

从表 1 可以看出,当关闭级间燃烧时,新引入的级间燃烧室使发动机整个流路总压损失加大,从而导致整机性能变差,具体表现为:耗油率上升,总功率减少,动力涡轮前总温升高;由于燃气涡轮前总温的限制作用,发动机核心机转速下降,空气流量减少,压比下降,稳态工作点向左下方移动。级间燃烧室总压损失越大,发动机性能越差。

当开启级间燃烧时,级间燃烧对发动机整机性能的提升作用开始显现:随着级间燃烧室温升的增加,发动机功率、单位功率迅速回升,而耗油率略有增加,稳态工作点也逐渐上移,但有部分仍低于常规涡轴发动机设计点的水平。

从表 1 中还可以看出,级间燃烧室总压恢复系数对发动机整机性能影响较大,当总压恢复系数过低时 ($\sigma_{itb} = 0.9$),即便级间燃烧室处在“全开”状态(出口温度裕度为 0),开启级间燃烧所带

表 1 方案 1 带级间燃烧室的涡轴发动机性能参数变化
Table 1 Performance variation of turboshaft engine with interstage turbine burner
inside gas turbine

级间燃烧室参数				发动机状态及性能参数											
$\eta_{ib}/$ %	$\sigma_{ib}/$ %	$\Delta T_{ib}/$ K	$\Delta T_{mg}/$ K	$T_{t41}/$ K	$\eta_{gc}/$ %	$\eta_{gc}/$ %	$\Delta T_{t45}/$ K	$\Delta P/$ %	$\Delta P_s/$ %	$\Delta S_{fc}/$ %	$\Delta \pi_c/$ %	$\Delta W_{a2}/$ %	$\Delta p_{t6}/$ %	$\Delta T_{t6}/$ K	
98	90	0	146.7	常规 涡轴	94.9	100	23.6	-19.9	-8.2	12.4	-12.6	-12.8	-0.6	40.1	
		132.4	0		95.1	100	153.6	-4.5	8.3	13.3	-11.6	-11.8	-0.3	143.1	
	95	0	160.3	发动 机设 计值	97.3	100	11	-7.6	-2.8	4.2	-4.8	-4.9	-0.2	16.5	
		64.5	88.9		97.4	100	73.7	0	4.8	5.5	-4.4	-4.6	-0.1	66.5	
		145.1	0		97.8	100	152.2	10.8	15	6.7	-3.6	-3.7	0.2	128.7	

注:级间燃烧室出口温度裕度 ΔT_{mg} = 燃气涡轮导向器及转子叶片最大耐受温度一级间燃烧室出口总温。

来的功率提升仍不足以弥补由于总压损失加大所带来的功率损耗,且动力涡轮前总温上升 100 K,耗油率上升 13%,在这种情形下,应用级间燃烧技术“得不偿失”。

如果级间燃烧室能够设计得比较合理,总压恢复系数达到 0.95 或以上,级间燃烧“全关”时,发动机整机性能下降较小;“部分开启”时,发动机整机功率可以恢复至常规涡轴发动机的设计点水平;“全开”时,功率增加 10.8%,单位功率增加 15%,而耗油率仅增加 6.7%,但动力涡轮前总温将提高 150 K。

综上所述,方案 1 在燃气涡轮两级之间设置级间燃烧室,不开级间燃烧时,发动机整机性能下降,下降的程度随着级间燃烧室总压损失的增加而增大;当开启级间燃烧后,发动机功率、单位功率迅速增加,但增加的幅度受级间燃烧室出口温度裕度的限制;开启级间燃烧后,发动机耗油率略有增加。

2.2 方案 2:仿真结果及分析

与方案 1 类似,基于方案 2 涡轴发动机部件级模型,开展稳态性能仿真,分析在涡轮过渡段设置级间燃烧室对发动机整机性能的影响。原常规涡轴发动机涡轮过渡段总压恢复系数为 0.95,考虑到引入级间燃烧室后,总压损失可能会加大,故另选取 0.90、0.93 共三种情况下的总压恢复系数进行仿真计算,结果如表 2 所示。

从表 2 可以看出,相比方案 1,在涡轮过渡段设置级间燃烧室,级间燃烧温升范围更宽,最大温升可达 280 K。但过大的级间燃烧温升并未给发动机总功率的提升带来显著好处。当级间燃烧(含过渡段)总压恢复系数取 0.90 时,随着级间燃

温升的增加,发动机总功率不升反降,单位功率增加约 16%,耗油率增加约 30%,动力涡轮前温度升高 324 K,综合来看,此时设置级间燃烧室弊大于利。进一步增加级间燃烧室总压恢复系数至 0.93,开启级间燃烧时,发动机总功率可恢复到常规发动机设计点水平,单位功率也增加 8%~22%,但与此同时,发动机耗油率上升也很快,增加幅度同单位功率相当,动力涡轮前总温上升 100~300 K,此时开启级间燃烧,除单位功率外,并未带来显著的性能收益。

为了进一步分析级间燃烧总压损失对发动机性能的影响,进一步增加总压恢复系数至 0.95,这与常规发动机涡轮过渡段的总压恢复系数相同。仿真结果表明,当关闭级间燃烧时,发动机性能与常规发动机完全相同,随着级间燃烧室温升的增加,发动机总功率略有增加,增幅约 2%~4%,单位功率增加 9%~25%,耗油率上升约 6%~20%,动力涡轮前温度上升 100~300 K,整体上带来的性能收益与耗油率增加、部分截面温度上升相比较,不太令人满意。

从表 2 中空气流量的变化趋势可以看出,随着级间燃烧室温升的增加,发动机整机空气流量不断减小,这是造成发动机功率提升较慢的主要原因。在涡轮过渡段设置级间燃烧室,由于二次喷油燃烧使动力涡轮前温度迅速升高,这将严重影响动力涡轮的流通能力,乃至降低发动机整机的空气流量,解决的途径就是在开启级间燃烧的同时,适当增大动力涡轮一级导向器的面积,使动力涡轮能够适应进口总温的变化,始终保持较好的流通能力。为了验证增加动力涡轮一级导向器面积是否对提高发动机整机功率有益,假定动力涡轮导向器面积在原

有基础上增加 10%,重新计算对应不同级间燃烧室温升及总压恢复系数下涡轴发动机整机的性能参数变化,稳态仿真结果如表 3 所示。

从表 3 可见,导向器面积扩大 10%以后,显著改善了级间燃烧开启时动力涡轮的流通能力,与改进前相比,发动机整机流量增大约 10%,总功率提升 15%,单位功率基本相当,耗油率略有增加,动力涡轮前温度降低 20 K,这充分说明,开启级间燃

烧时,如果适当增大动力涡轮一级导向器的面积,可进一步提升涡轴发动机的性能。

从表 1~表 3 综合来看,开启级间燃烧对涡轴发动机喷管的影响较小,对喷管进口压力的影响在 1%以内,不会对排气速度产生较大的影响,但受级间燃烧室温升的影响,喷口的排气温度将显著增加,这对发动机喷管热防护、直升机热防护、红外抑制等都是不利的。

表 2 方案 2 带级间燃烧室的涡轴发动机性能参数变化

Table 2 Performance variation of turboshaft engine with interstage turbine burner in turbine transition duct

级间燃烧室参数				发动机状态及性能参数										
$\eta_{tb}/\%$	$\alpha_{tb}/\%$	$\Delta T_{tb}/K$	$\Delta T_{mg}/K$	T_{t41}/K	$\eta_{gc}/\%$	$\eta_{gc}/\%$	$\Delta T_{t45}/K$	$\Delta P/\%$	$\Delta P_s/\%$	$\Delta S_c/\%$	$\Delta \pi_c/\%$	$\Delta W_{a2}/\%$	$\Delta p_{t6}/\%$	$\Delta T_{t6}/K$
98	90	0	313	常规 涡轴 发动 机设 计值	96.8	100	11	-9.8	-3.7	5.5	-6.2	-6.3	-0.3	19
		286	0		91.9	100	324	-12.0	15.9	29.1	-23.9	-24.1	-0.6	307
	93	0	320		98.6	100	4	-3.4	-1.2	1.5	-2.1	-2.2	-0.1	6
		100	210		96.1	100	114	-0.8	7.8	8.2	-7.8	-8.0	-0.1	104
		200	101		94.7	100	223	-0.3	15.6	15.5	-13.6	-13.8	-0.2	202
		282	0		93.2	100	313	-1.6	22.0	22.4	-19.1	-19.3	-0.3	278
	95	0	324		100	100	0	0	0	0	0	0	0	0
		100	213		96.9	100	110	2.8	9.2	6.4	-5.8	-5.9	0	97
		200	104		95.2	100	220	4.1	17.6	13.0	-11.4	-11.5	-0.1	196
		285	0		94.0	100	312	3.7	24.8	19.7	-16.7	-16.9	-0.2	272

注:级间燃烧室总压恢复系数已包含过渡段总压损失。

表 3 方案 2 带级间燃烧室的涡轴发动机改进后性能参数变化

Table 3 Performance variation of improved turboshaft engine with interstage turbine burner in turbine transition duct

级间燃烧室参数				发动机状态及性能参数										
$\eta_{tb}/\%$	$\alpha_{tb}/\%$	$\Delta T_{tb}/K$	$\Delta T_{mg}/K$	T_{t41}/K	$\eta_{gc}/\%$	$\eta_{gc}/\%$	$\Delta T_{t45}/K$	$\Delta P/\%$	$\Delta P_s/\%$	$\Delta S_c/\%$	$\Delta \pi_c/\%$	$\Delta W_{a2}/\%$	$\Delta p_{t6}/\%$	$\Delta T_{t6}/K$
98	90	305	0	常规 涡轴 发动 机设 计值	91.9	100	324	7.4	21.2	23.3	-11.3	-11.4	0.2	297
	100	229			96.1	100	95	6.2	4.9	8.5	1.3	1.2	0.4	89
	93	200	120		94.7	100	203	13.7	15.8	12.7	-1.7	-1.8	0.5	182
	300	0			93.2	100	313	16.5	25.5	19.1	-7.1	-7.2	0.5	271
	100	232			101.4	100	91	7.1	5.2	7.9	1.9	1.9	0.4	86
	95	200	124		100.1	100	199	17.1	17.0	10.9	0.2	0.1	0.6	176
	314	0			97.2	100	324	20.8	27.5	17.3	-5.1	-5.2	0.6	286

注:表中数据仅考虑级间燃烧开启时,将动力涡轮一级导向器面积放大 10%。

3 结 论

综合方案1和方案2的性能仿真结果,得出以下结论:

1) 应用级间燃烧技术对涡轴发动机性能提升十分显著.方案2中当级间燃烧室总压恢复系数为0.95、温升为200 K时,保持进口空气流量不变,在适当增加动力涡轮一级导向器面积的前提下,涡轴发动机单位功率和总功率可增加17%,耗油率增加约11%.

2) 两种涡轴发动机级间燃烧方案,方案2相对来说更有优势,也较容易实现.方案2中级间燃烧室的温升范围更宽,有利于充分发挥级间燃烧的优势;方案2中可供布置级间燃烧室的空间相比方案1更大,结构上更容易实现.

3) 级间燃烧室总压恢复系数对涡轴发动机整机性能影响很大,如果总压恢复系数太小,应用级间燃烧技术后可能得不偿失,为保证良好的整机性能,级间燃烧室总压恢复系数最好达到0.95以上.

4) 开启级间燃烧后,过高的进口燃气温度将显著影响动力涡轮的流通能力,应根据级间燃烧室温升的大小适当调节动力涡轮的导向器面积,避免因动力涡轮流通能力下降导致整机空气流量减小,造成不必要的功率损失.

级间燃烧的引入,将带来涡轮冷却空气的调整,这对级间燃烧的循环分析结果有着很大的影响;此外,增大涡轮导向器面积将对涡轮效率产生负面的影响,这些都在一定程度上影响带级间燃烧涡轴发动机性能仿真的精度,有待今后进一步修正和完善.

参考文献:

- [1] 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.
- [2] Liu F, Sirignano W A. Turbojet and turbofan engine performance increases through turbine burners[R]. AIAA 2000-0741, 2000.
- [3] 潘旭,葛宁.带涡轮燃烧室的涡扇发动机设计点性能分析[J].燃气涡轮试验与研究, 2007, 20(3): 34-38.
PAN Xu, GE Ning. Parametric(on-design) analysis for a separate-exhaust turbofan engine with interstage turbine burner[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2007, 20(3): 34-38. (in Chinese)
- [4] 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, 29(1): 162-165.
LUO Guangqi, ZHENG Jiuzhou, ZHANG Faqi. Multiple turbine inter-stage burners turbofan engine performance research[J]. Journal of Projectiles, Rockets, Missiles and Guidance, 2009, 29(1): 162-165. (in Chinese)
- [5] 骆广琦,宋文艳,宋迪源.循环参数对涡轮级间燃烧室发动机性能影响[J].弹箭与制导学报, 2009, 29(5): 152-154.
LUO Guangqi, SONG Wenyan, SONG Diyan. The influence of cycle parameters on inter-turbine burner turbofan engine performance[J]. Journal of Projectiles, Rockets, Missiles and Guidance, 2009, 29(5): 152-154. (in Chinese)
- [6] 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 Zehui, CAI Yuanhu, TU Qiye. Parametric cycle analysis of mixed exhaust turbofan with inter-stage turbine burner[J]. Journal of Propulsion Technology, 2010, 31(2): 139-142. (in Chinese)
- [7] Liew K H, Urip E, Yang S L, et al. A complete parametric cycle analysis of a turbofan with interstage turbine burner[R]. AIAA 2003-0685, 2003.
- [8] Liew K H, Urip E, Yang S L, et al. Performance cycle analysis of a two-spool, separate exhaust turbofan with interstage turbine burner[R]. AIAA 2004-3311, 2004.
- [9] Gordon C, Myron A H. Improvements in gas turbine performance through the use of multiple turbine inter-stage burners[R]. AIAA 2004-374, 2004.
- [10] Mawid M A, Park T W. Numerical analysis of inter-turbine burner (ITB) concepts for improved gas turbine engine performance[R]. AIAA 2005-1162, 2005.
- [11] Chiu Y T, King P S, Brien W F. A performance study of a super-cruise engine with isothermal combustion inside the turbine[R]. AIAA-2005-4197, 2005.
- [12] Lee A S, Singh R, Probert S D. Two-combustor engines' performances under design and off-design conditions[R]. AIAA 2009-4838, 2009.