

串联式TBCC发动机模态转换模拟

王玉男¹, 胡秋晨², 贾琳渊², 张彦军¹

(1. 中航工业沈阳发动机设计研究所, 沈阳 110015; 2. 西北工业大学 动力与能源学院, 西安 710072)

摘要: 为开展涡轮基组合循环(TBCC)发动机模态转换过程研究, 基于某小型涡喷发动机, 应用串联式TBCC发动机总体性能数值计算程序进行性能计算。根据沿飞行轨道TBCC发动机冲压涵道与涡轮发动机涵道气流混合过程中的参数变化规律, 开展模态转换过程模拟。分析了不同动压头、加力/冲压燃烧室进口马赫数、出口温度等主要参数对发动机性能的影响。根据小型串联式TBCC发动机模态转换过程和沿飞行轨道的发动机稳态特性模拟, 确定了较为合理的模态转换区间, 并得到了推力、耗油率等发动机性能参数。研究表明: 不同动压头对应不同的模态转换马赫数, 加力/冲压燃烧室进口马赫数和出口总温对模态转换马赫数并无影响。

关键词: 涡轮基组合循环发动机; 性能模拟; 模态转换; 涡轮发动机; 冲压发动机

中图分类号: V236

文献标识码: A

doi: 10.13477/j.cnki.aeroengine.2015.02.005

Analysis of Mode Transition Simulation of Co-axial and Tandem Configuration TBCC Engine

WANG Yu-Nan¹, HU Qiu-Chen², JIA Lin-Yuan², ZHANG Yan-Jun¹

(1. AVIC Shenyang Engine Design and Research Institute, Shenyang 110015, China

2. School of Engine and Energy, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: In order to investigate the turbo/ramjet mode transition of TBCC engines, the performance calculations were conducted using overall performance numerical calculation program of co-axial and tandem configuration TBCC engine based on a monotype turbojet. According to the flight orbit, the thermodynamic parameters variation of ram duct and turbine duct during mode transition were studied. The influences of main parameters on engine performance were analyzed, which include different dynamic head, inlet Mach number of afterburner, outlet temperature, etc. More reasonable mode transition regions were determined based on the simulation of mode transition process and the steady performance of the TBCC engine along the track. The thrust, oil consumption rate, performance parameters were obtained. The researches show that different dynamic heads are corresponding to different Mach number of mode transition, while the inlet Mach number and exit total temperature of after/ramjet burner have no influence on the Mach number.

Key words: TBCC engine; performance simulation; mode transition; turbine engine; ramjet

0 引言

在经历着深刻技术变革的今天, 世界强国正在从争夺空中优势向争夺太空优势转变。空天飞行器作为未来航空、航天武器装备, 由于其革命性的技术变革和颠覆性的作战优势, 受到世界各国的关注。美国、欧盟、日本等国家已将空天飞行器及其动力列为重要的技术发展方向, 并制定了相应研究计划^[1-2]。

涡轮基组合循环(TBCC)发动机作为1种新型吸

气式发动机, 拥有比传统涡轮发动机更宽的飞行范围、比火箭发动机更大的比冲、可使用常规碳氢燃料、具有较好的经济性等特点, 可作为水平起降重复使用临近空间飞机、空天入轨飞机以及远程高空高速导弹的动力装置, 满足空天一体化飞行的发展趋势^[3-7]。

本文基于某小型涡喷发动机, 通过串联式TBCC发动机性能计算, 分析了沿飞行轨道的涡轮、冲压发动机的参数变化规律。根据沿飞行轨道的热力参数变化规律, 确定了涡轮冲压模态转换区间。

收稿日期: 2014-03-11 基金项目: 国家重大基础研究项目资助

作者简介: 王玉男(1984), 男, 硕士, 工程师, 从事航空发动机总体设计工作; E-mail: yoononwong@163.com。

引用格式: 王玉男, 胡秋晨, 贾琳渊, 等. 串联式TBCC发动机模态转换模拟[J]. 航空发动机, 2015, 41(2): 22-26. WANG Yunan, HU Qiuchen, JIA Linyuan, et al. Analysis of mode transition simulation of co-axial and tandem configuration TBCC engine[J]. Aeroengine, 2015, 41(2): 22-26.

1 串联式 TBCC 发动机性能分析

1.1 TBCC 发动机方案

所研究的 TBCC 发动机方案为串联式^[8],在单轴涡喷发动机(涡轮基)的外围增加冲压涵道,达到冲压发动机的工作条件时,来自进气道的气流分为2股,其中1股流经压气机、燃烧室和涡轮;另1股流经涡轮发动机外围的冲压涵道,这2股气流通过涡轮后的混合室充分混合后进入全新设计的加力/冲压燃烧室^[9](以下简称燃烧室),在燃烧室中加入燃油燃烧并产生高温燃气,最后经由喉部和出口面积均可调的收扩喷管排入大气中,串联式 TBCC 发动机结构如图1所示。

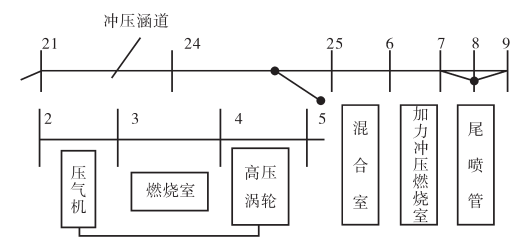


图1 串联式 TBCC 发动机结构

1.2 涡轮基性能计算

TBCC 发动机的涡轮基计算过程与单轴涡喷发动机的相同。发动机在 ISA 条件下,高度为 0~12 km 的高度速度特性如图2所示(部分计算数据采取无量纲化处理)。

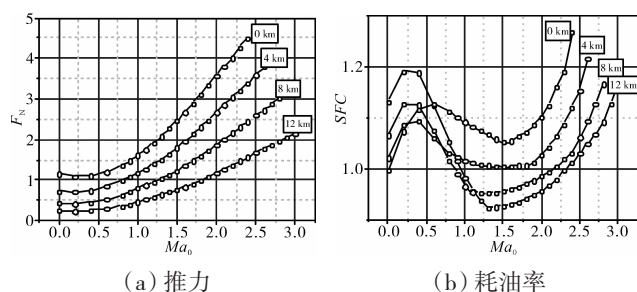


图2 某涡喷发动机加力状态高度速度特性($T_7=2000\text{ K}$)

1.3 模态转换计算方法

在 TBCC 发动机计算过程中,较为复杂的是模态转换过程的非设计点计算。在模态转换区间,还必须保证混合段进口的涡轮涵道和冲压涵道的压力平衡关系和补气条件的实现。在 TBCC 发动机冲压涵道气流与涡轮发动机通道气流的混合过程中,根据气体动力学可知,只要冲压外涵的总压 P_{25} 大于涡轮发动机的内涵出口静压 P_{s55} , 总可以找到 P_{25} 与 P_{s55} 相等时,

即可进行补气。故对于串联式 TBCC 发动机应以 $P_{s55}/P_{25}<1.0$ 作为冲压外涵的恰好补气条件,从而计算得到模态转换起始点^[10-11],而模态转换结束点由涡喷发动机最大工作点决定。考虑到当恰好满足 $P_{s55}/P_{25}<1.0$ 时,冲压外涵 25 截面的速度很小,此时 25 截面需要打开很大的面积来满足尾喷管的流量平衡,故需要在 P_{25} 比 P_{s55} 高出一定的裕度后才会打开冲压发动机通道。

在基于单轴涡喷发动机的 TBCC 发动机计算模型中,即模态转换的计算过程为:首先假定关闭冲压发动机通道,进行单轴涡喷发动机各截面气动参数计算,计算完毕后打开冲压发动机通道,在保持涡轮基状态不变的情况下,通过冲压发动机通道与涡轮发动机通道的静压平衡,以及进气道与喷管的流量平衡,计算模态转换的截面参数与性能参数。

2 串联式 TBCC 发动机性能主要影响因素分析

针对影响 TBCC 发动机轨道性能的几个因素分别分析,并综合考虑某型涡喷发动机的参数极限和串联式方案的难度风险,最终确定基于某型涡喷发动机的串联式 TBCC 发动机总体方案。

经过综合考虑,影响串联式 TBCC 发动机主要包括飞行轨道动压头、燃烧室进口面积(设计点进口马赫数 $Ma_{6,ds}$)和燃烧室出口温度(T_7)。

2.1 等动压头对性能的影响

研究针对3种不同的潜在使用对象选取了3种不同的等动压头飞行轨道:第1种是适用于高超声速导弹的飞行轨道(等动压头为 80 kPa),第2种是适用于临近空间飞行器的飞行轨道(等动压头为 50 kPa),第3种是适用于高空高速侦察机的飞行轨道(等动压头为 20 kPa)。

采用隔离变量的方法进行分析。即保持燃烧室进口面积和燃烧室温度不变,仅改变飞行轨道动压头,观察其对发动机性能和整机方案的影响。保持 $Ma_{6,ds}=0.15$, $T_7=2000\text{ K}$, 飞行轨道动压头 q 分别为 20、50 和 80 kPa, 利用串联式 TBCC 发动机性能计算程序,计算获得 TBCC 发动机沿3种动压头轨道飞行的性能,如图3所示。

研究表明,飞行轨道动压头、燃烧室进口面积和燃烧室出口温度这3个参数对 TBCC 发动机性能均

会产生重要影响。从图 3 中可见,随着轨道动压头的增大,使发动机的流量显著提高,从而使发动机的推力显著提高。在加力模式,动压头越大则耗油率越高;而在模式转换及纯冲压模式,动压头越大则发动机耗油率越低。尤其是在模式转换过程中轨道动压头越大则推力越高,而耗油率越低。

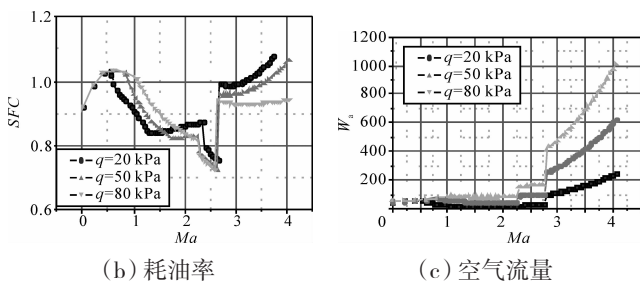


图 3 发动机沿不同等动压头轨道的飞行性能
($T_7=2000\text{ K}$, $Ma_{\text{dbs}}=0.15$)

由于模式转换过程是 TBCC 发动机研制过程中的关键和难点技术,因此,给出模式转换成功点附近发动机的重要性能参数变化。飞行轨迹动压头对模式转换起始点性能的影响见表 1。

表 1 飞行轨迹动压头对模式转换起始点性能的影响
($T_7=2000\text{ K}$, $Ma_{\text{dbs}}=0.15$)

q/kPa	Ma	$\bar{F}_N$	$\bar{SFC}$	$\bar{n}_{\text{ex}}$
20	2.39	1.20	0.796	0.785
50	2.30	2.87	0.779	0.804
80	2.27	4.50	0.776	0.809
$\bar{A}_{25}$	$\bar{B}_{\text{PI}}$	$\bar{W}_{\text{A25}}$	$\bar{W}_{\text{FA}}$	$\bar{F}_{\text{AHT}}$
0.146	0.778	17.53	2.44	1.65
0.206	0.737	41.36	5.66	1.57
0.266	0.723	64.76	8.84	1.56

从表中可见,动压头对发动机模式转换起始点的性能有较大影响:不同动压头下 TBCC 发动机的模式转换起始点马赫数分别为 2.39、2.30 和 2.27,换算转速分别为 0.785、0.804 和 0.809,表明动压头对模式转换起始点的马赫数有直接影响,而对其换算转速影响相对较小;且动压头越大,燃烧室出口的油气比越低、燃烧室燃油流量越大,模式转换下的涵道比、冲压涵道补气流量和补气点外涵面积 A_{25} 均越大。

2.2 燃烧室出口温度对性能影响

燃烧室出口温度 T_7 对串联式 TBCC 发动机的性能有重要影响, T_7 的选择既要考虑对发动机性能的需求,又要兼顾燃烧室的设计难度及发动机的寿命。若 T_7 过低,则不利于发动机性能的发挥;若 T_7 过高,则对燃烧室的热防护要求更高。综合考虑以上因素和目前涡轮发动机加力燃烧室与冲压发动机燃烧室设计水平,初步选择 3 种 T_7 进行分析。保持 $Ma_{\text{dbs}}=0.15$,飞行轨道动压头为 50 kPa,燃烧室温度 T_7 分别为 1900、2000 和 2100 K,利用本研究所编制的串联式 TBCC 发动机性能计算程序,计算获得了 3 种 T_7 下 TBCC 发动机沿轨道飞行的性能,如图 4 所示。

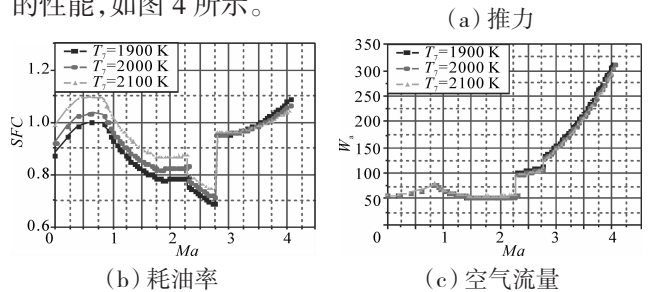


图 4 3 种 T_7 下发动机沿轨道飞行的性能
($Ma_{\text{dbs}}=0.15$, $q=50\text{ kPa}$)

从图中可见,随着 T_7 的升高,发动机的推力略有增大,这是因为 T_7 升高,增大了其单位推力,但流过发动机的流量减小,从而降低了其推力增大的幅度。在加力模式和模式转换时, T_7 越高耗油率越高。而在纯冲压模式, T_7 越高则发动机耗油率越低。可见在所选 T_7 范围内, T_7 的升高对加力模式和模式转换时发动机的性能增益很小,但是对纯冲压模式的性能增益明显。值得注意的是,在本研究过程中均假定 T_7 始终保持为常数,这样的选择实际上很难兼顾 TBCC 发动机全轨道的性能。 T_7 对模式转换起始点性能的影响见表 2,其重点给出了模式转换成功点附近发动机的重要性能参数变化。

从表中可见, T_7 对发动机模式转换起始点的性能有一定影响:在目前的模型下, T_7 对 TBCC 发动机的模式转换马赫数没有影响,但是若考虑进排气系统与发动机的匹配工作,则需要进一步优化^[12-13]; T_7 对 TBCC 发动机的模式转换换算转速没有影响; T_7 越高,模式转换下的涵道比越小,且在整个模式转换过

表 2 T_7 对模态转换起始点性能的影响
($Ma_{6,ds}=0.15, q=50\text{ kPa}$)

T_7/K	Ma	$\bar{F}_N$	$\overline{SFC}$	$\bar{n}_{cr}$
1900	2.3	2.87	0.753	0.804
2000	2.3	2.87	0.779	0.804
2100	2.3	2.86	0.800	0.804
$\bar{A}_{25}$	$\bar{B}_{PR}$	$\bar{W}_{A25}$	$\bar{W}_{FA}$	$\bar{F}_{AR7}$
0.222	0.793	44.49	5.46	1.48
0.206	0.737	41.36	5.66	1.57
0.192	0.687	38.51	5.82	1.67

程中涵道比变化较小、补气点外涵面积 A_{25} 越小、冲压涵道补气流量越小,主要是尾喷管喉部始终临界, T_7 的升高起到了热节流的作用; T_7 越高,燃烧室出口的油气比越大、燃烧室燃油流量越大;在整个模态转换过程中, $Ma_{6,ds}$ 几乎不变。

2.3 燃烧室设计点进口马赫数对性能的影响

由于燃烧室进口面积 A_6 由设计点进口马赫数 $Ma_{6,ds}$ 惟一确定,讨论 A_6 对 TBCC 发动机性能的影响时,均采用 $Ma_{6,ds}$ 代替。 A_6 的设计主要考虑燃烧室燃烧的组织。若 $Ma_{6,ds}$ 过大,即 A_6 过小则冲压 / 加力燃烧室内气流速度过高,难以有效组织燃烧;若 $Ma_{6,ds}$ 过小,则会使得 A_6 过大,给试验件的设计加工带来不便。文献[14–15]指出,CIAM 的 TBCC 发动机试验件的燃烧室进口马赫数在 0.10~0.25 之间。

综合考虑以上因素并结合目前涡轮发动机加力燃烧室与冲压发动机燃烧室设计水平,初步选择 3 种 $Ma_{6,ds}$ 进行分析,分别是 $Ma_{6,ds}=0.15, 0.20, 0.25$ 。保持 $T_7=2000\text{ K}$, 飞行轨道动压头为 50 kPa, 利用串联式 TBCC 发动机性能数值计算程序,获得了 3 种燃烧室温度下 TBCC 发动机的轨道性能,如图 5 所示。

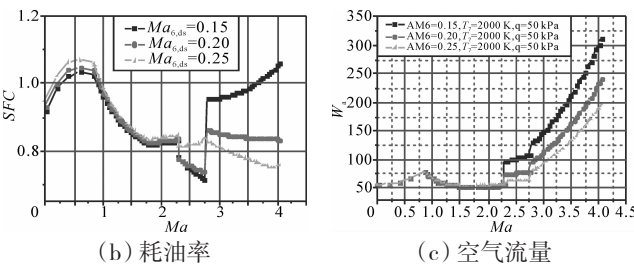


图 5 不同 $Ma_{6,ds}$ 下发动机沿轨道飞行的性能
($T_7=2000\text{ K}, q=50\text{ kPa}$)

从图中可见,在现有模型和假设条件下, $Ma_{6,ds}$ 对加力模态下的发动机性能几乎没有影响,这是因为 $Ma_{6,ds}$ 的改变仅影响燃烧室的损失。同时, $Ma_{6,ds}$ 对模态转换和纯冲压模态的性能影响较大,这是补气量显著变化的结果。可以说, $Ma_{6,ds}$ 越小发动机模态转换和纯冲压模态性能越好,同时可以降低燃烧室的设计难度。在现有模型和假设下, $Ma_{6,ds}$ 对 TBCC 发动机模态转换时马赫数没有影响,但是若考虑进排气系统与发动机的匹配工作,则二者应有一定联系,其结果有待进一步研究。 $Ma_{6,ds}$ 对模态转换起始点性能的影响见表 3,表中重点给出了模态转换成功点附近发动机的重要性能参数变化。

表 3 $Ma_{6,ds}$ 对模态转换起始点性能的影响
($T_7=2000\text{ K}, q=50\text{ kPa}$)

$Ma_{6,ds}$	Ma	$\bar{F}_N$	$\overline{SFC}$	$\bar{n}_{cr}$
0.15	2.3	2.87	0.779	0.804
0.20	2.3	1.98	0.774	0.804
0.25	2.3	1.45	0.814	0.804
$\bar{A}_{25}$	$\bar{B}_{PR}$	$\bar{W}_{A25}$	$\bar{W}_{FA}$	$\bar{F}_{AR7}$
0.206	0.737	41.36	5.66	1.57
0.096	0.346	19.41	3.73	1.39
0.030	0.108	6.09	2.76	1.30

从表中可见, $Ma_{6,ds}$ 对冲压涡轮涵道比有较大影响,且 $Ma_{6,ds}$ 越大,模态转换时的涵道比越小,且在整个模态转换过程中涵道比变化较小; $Ma_{6,ds}$ 对燃烧室出口油气比有较大影响,且 $Ma_{6,ds}$ 越大,燃烧室出口的油气比越低;因为 $Ma_{6,ds}$ 越大,则 A_6 和 A_8 越小,而尾喷管喉部始终临界,导致冲压涵道补气量小,从而燃烧室燃油流量越小; $Ma_{6,ds}$ 越大,补气点外涵面积 A_{25} 越小,实际上补气涵道的面积与补气涵道流量的变化趋势一致;燃烧室进口马赫数在整个模态转换过程中几乎不变。

2.4 串联式 TBCC 发动机轨道特性

通过分析不同因素对串联式 TBCC 发动机方案的影响,以满足临近空间飞行器推力需求为目标,并保证加力 / 冲压燃烧室在各模态性能最优,确定了沿等动压头为 50 kPa 的轨道工作, $Ma_{6,ds}=0.15, T_7=2000\text{ K}$ 的发动机方案。按照本方案计算获得的模态转换起始点参数见表 4;利用串联式 TBCC 发动机性能计算程序计算获得了本方案下发动机的轨道性能,如图 6 所示。

表4 串联式TBCC发动机模态转换起始点参数

($q=50\text{ kPa}$, $T_7=2000\text{ K}$, $Ma_{6,ds}=0.15$)

$Ma_{6,ds}$	H/m	$\bar{F}_N$	$\bar{SFC}$	$\bar{n}_{cor}$
2.3	14281	2.87	0.779	0.804
$\bar{A}_{25}$	$\bar{B}_{PR}$	$\bar{W}_{A25}$	$\bar{W}_{FA}$	$\bar{F}_{AR7}$
0.206	0.737	41.36	5.66	1.57

3 结论

基于某小型涡喷发动机,开展了串联式TBCC发动机性能计算与匹配分析,给出了串联式TBCC发动机模态转换过程参数计

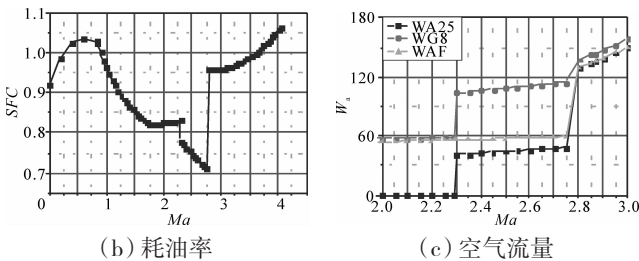


图6 串联式TBCC发动机轨道飞行性能

($T_7=2000\text{ K}$, $q=50\text{ kPa}$, $Ma_{6,ds}=0.15$)

算方法,分析了发动机推力、耗油率、空气流量等性能参数变化趋势。阐述了动压头 q 、燃烧室出口温度 T_7 、燃烧室设计点进口马赫数 $Ma_{6,ds}$ 等参数对串联式TBCC发动机的加力模态、模态转换期间、冲压模态性能的影响,研究表明:

(1)随着 q 的增大,发动机的空气流量和推力显著增大,且不同动压头对应不同的模态转换马赫数;

(2)随着 T_7 的升高,发动机的推力略有增大。在加力模态和模态转换时, T_7 越高耗油率越高,而在纯冲压模态, T_7 越高则发动机耗油率越低,然而 T_7 对模态转换马赫数并无影响;

(3) $Ma_{6,ds}$ 对燃烧室出口油气比有较大影响,且 $Ma_{6,ds}$ 越大,燃烧室出口油气比越低, $Ma_{6,ds}$ 对模态转换马赫数也无影响。

通过分析,最后确定了 $q=50\text{ kPa}$ 、 $Ma_{6,ds}=0.15$ 、 $T_7=2000\text{ K}$ 条件下的串联式TBCC发动机方案,获得了模态转换过程参数及发动机的轨道性能参数,可为后续开展小型串联式TBCC发动机试验验证提供数据支持。

参考文献:

[1] 梁春华,刘红霞,索德军,等. 美国航空航天平台与推进系统的未来

发展及启示[J]. 航空发动机,2013,39(3):6-10.

LIANG Chunhua, LIU Hongxia, SUO Dejun, et al. Future development and enlightenments for US aerospace platform and propulsion system[J]. Aeroengine, 2013, 39(3): 6-10. (in Chinese)

[2] 赵彪. 高超声速飞行器技术发展研究[D]. 哈尔滨:哈尔滨工业大学, 2010.

ZHAO Biao. Research on the development of hypersonic vehicle technology[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2010. (in Chinese)

[3] 王占学,刘增文,王鸣,等. 涡轮基组合循环发动机技术发展趋势和应用前景[J]. 航空发动机,2013,39(3):12-17.

WANG Zhanxue, LIU Zengwen, WANG Ming, et al. Future development and application prospect of turbine based combined cycle engine [J]. Aeroengine, 2013, 39(3): 12-17. (in Chinese)

[4] Bartolotta P A, McNelis N B, Shafer D G. High speed turbines: development of a turbine accelerator (RTA) for space access [R]. AIAA-2003-6943.

[5] Campbell D H. F-12 Series aircraft propulsion system performance and development [R]. AIAA-73-821.

[6] Okazaki M, Miyazawa K, Ishizawa K. Engineering research for super/hyper-sonic transport propulsion system (HYPR) [R]. ISABE 99-7004.

[7] McNelis N. Revolutionary Turbine Accelerator (RTA) demonstrator single expansion ramp nozzle simulation[R]. AIAA-2005-3250.

[8] 陈大光. 高超声速飞行与TBCC方案简介[J]. 航空发动机, 2006, 32(3):10-13.

CHEN Daguang. Brief introduction of hypersonic flight and TBCC concept[J]. Aeroengine, 2006, 32(3): 10-13. (in Chinese)

[9] 王玉男. 涡轮冲压组合发动机加力/冲压燃烧室流动、燃烧模拟[J]. 航空发动机, 2013, 39(3):23-26.

WANG Yunan. TBCC augmented/ramjet burner flow and combustion simulation[J]. Aeroengine, 2013, 39(3): 23-26. (in Chinese)

[10] 王玉男. 小型串联式涡轮冲压组合发动机性能模拟与分析 [D]. 西安:西北工业大学, 2010.

WANG Yunan. The Analysis of performance simulation of minitype co-axial and tandem configuration TBCC engine [D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2010. (in Chinese)

[11] 黄红超,王占学,蔡元虎. 基于推力连续准则的小型涡轮冲压组合发动机模态转换过程分析 [J]. 航空动力学报, 2009, 24(12): 2756-2762.

HUANG Hongchao, WANG Zhanxue, Cai Yuanhu. Analysis of mode transition with thrust smoothing of small turbine/ramjet combined cycle engine[J]. Journal of Aerospace Power, 2009, 24(12): 2756-2762. (in Chinese)

[12] Davoudzadeh F, Buehrle R, Liu N S, et al. Numerical simulation of the RTA combustion rig [R]. NASA-TM-2005-213899.

[13] Lee J, Winslow R, Buehrle R. The Ge-NASA RTA hyperburner design and development [R]. NASA-TM-2005-213803.

[14] Sosounov V A, Tskhovrebov M M. The study of experimental turbo-ramjets [R]. AIAA-92-3720.

[15] Sosounov V A, Solonin V I. The study of experimental turboramjets: heat state and cooling problems [R]. AIAA-93-1989.

(编辑:张宝玲)