高超声速串联式组合动力装置方案

陈 敏 唐海龙 朱大明 朱之丽

(北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 100083)

摘 要: 为保证高超声速运输机在宽广的飞行包线内 (Ma = 0～5, H = 0～30 km)稳定可靠工作,对涡轮/冲压组合动力装置串联方案展开研究. 首先建立了经试验数据校核的适于高超声速飞行的组合动力装置部件级变循环详细非线性性能计算模型;在此基础上,利用发动机设计点热力循环分析和非设计点性能分析方法对串联方案的综合特性进行评估,最终给出一种经过优化的串联布局涡扇/冲压组合动力装置总体性能设计方案. 研究结果表明,优化方案可有效地缩小组合发动机的结构尺寸与重量,有利于进气道,喷管的调节以及冲压燃烧室燃烧的组织. 通过综合调整发动机 5个可调几何部位以及涡轮发动机燃油流量和冲压燃烧室燃油流量,可以实现涡扇/冲压模式的平稳转换.

关 键 词: 高超声速; 组合动力; 涡扇发动机; 冲压发动机; 系统综合

中图分类号: V 231

文献标识码: A **文 章 编 号**: 1001-5965(2007)03-0265-04

Hypersonic combined cycle engine concept with tandem layout

Chen Min Tang Hailong Zhu Daming Zhu Zhili

(School of Jet Propulsion, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

Abstract: Hypersonic turbo/ramjet combined cycle engine concept with the tandem layout was investigated to ensure that the civic aircraft can work reliably under a wide range of flight envelope (Ma = 0～5, H = 0～30 km). A non-linear combine cycle engine model controlled by multiple variables was developed and verified. Based on it, an optimized scheme was then worked out after comprehensive evaluation on the propulsion system integration via the parametric cycle analysis and performance cycle analysis. This scheme is favorable to the reduction in system dimension and weight, the adjustment of the shared inlet and exhaust nozzle, as well as the stability of the ram combustion. Transient simulation on the turbo/ram mode transition was also conducted. Results show that stable mode transition could be acquired through proper modulation of five variable geometries and the fuel flow.

Key words: hypersonic; combined cycle power plants; turbofan engines; ramjet engines; integration

1 串联式组合动力装置介绍

为满足高超声速运输机在宽广的飞行包线范围内(马赫数 Ma = 0～5, 高度 H = 0～30 km)稳定可靠工作,并且具备常规起降,多次重复使用以及经济、安全、环保(噪声,排放要求)的特点,需要发展先进的组合动力装置. 本文研究的组合动力装置串联方案由双轴混排涡扇发动机和亚燃冲压发动机发展而成(见图 1),采用共轴前后放置的结构形式[1],两种发动机共用进气道、外涵道、冲压燃烧室、喷管;串联方案的上述特点决定了组合发动机的设计既要考虑两类发动机各自的设计特点,又要兼顾两类发动机的系统综合;特别是,涡轮/冲压工作模式之间平稳过渡是串联方案可行与否的关键问题. 串联方案中,涡扇模式在 Ma (0～3)宽广的工作范围内工作,为了保证发动机在条件最严酷的高空大马赫数下产生足够的推力,同时兼顾涡轮/冲压工作模式转换的稳定性,

收稿日期: 2006-06-24

作者简介: 陈 敏 (1979 -),男,海南海口人,博士生, keenchen136@vip.sohu.net

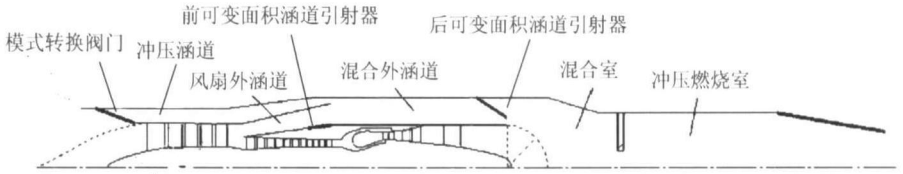

图 1 组合动力串联方案结构示意图

设计点选择在 Ma = 3, H = 20.9 km 爬升状态. 冲压模式首先从 H = 20.9 km, Ma = 3 爬升到 H = 28.3 km, Ma = 5, 并转入高超声速巡航, 因此冲压设计点为 H = 28.3 km, Ma = 5 爬升状态. 为保证上述工作状态能可靠稳定及性能良好, 采用变循环的发动机方案, 通过 5个可变几何位置调整, 外加涡扇发动机燃油调节和冲压发动机燃油调节, 共同控制和优化发动机在全包线范围内稳定可靠工作. 串联方案的 5个可变几何位置包括: 低压涡轮可变导向器面积, 二维喷管喉道面积, 前可变面积涵道引射器, 后可变面积涵道引射器和模式转换阀门.

2 串联式组合发动机性能计算模型

为进行高超声速组合动力装置串联方案总体性能设计, 建立了部件级的变循环的详细非线性性能模型, 以模拟整个飞行包线和油门变化范围内发动机的性能, 包括稳态性能和过渡态性能. 模型完整地描述了内部各部件的工作状态和发动机外部特性. 其特点如下:

1) 使用了各种部件特性, 其中进气道特性, 喷管特性, 冲压燃烧室特性, 风扇特性, 高压压气机特性, 低压涡轮特性来自参考资料[2-6]公布的部件实验数据, 其中低压涡轮部件特性响应可调导叶角度的变化;

2) 考虑了气体性质随气体成份、温度和湿度的变化;

3) 计入了以下因素: 飞行高度和 Ma, 发动机转速或涡轮前温度、非标准大气、冷却涡轮气量的引出和返回、飞机所需功率的提取;

4) 可给定不同的发动机控制规律, 可同时模拟 5个可调几何对发动机性能的影响;

5) 可以开展涡扇模式/冲压模式设计点性能和非设计点性能研究; 涡扇/冲压, 冲压/涡扇模式转换过程过渡态性能研究.

利用参考资料[3, 7-8]提供的数据对上述模型进行校核, 校核结果表明: 建立的组合发动机性能计算模型具有较高的精度, 该模型可以用于高超声速串联式组合发动机性能模拟和总体性能方案设计.

3 循环参数选择及设计点性能分析

为了获得发动机循环参数的最优组合, 又要保证方案的可行性, 方案设计时应综合考虑以下原则:

1) 追求高的单位推力, 低的耗油率, 尽可能轻的重量, 小的直径和长度;

2) 使发动机具有较好的稳态性能和动态性能, 重点考虑的工作点包括: 起飞工作点, 亚声巡航工作点, 模式转换工作点, 高超声速爬升工作点, 高超声速巡航工作点;

3) 发动机具有足够的喘振裕度, 部件在各自特性的高效率区工作;

4) 共用进气道、外涵道、冲压燃烧室、喷管的设计既要满足发动机在结构上的匹配, 又要保证在不同模式下可靠稳定地工作. 例如, 冲压燃烧室的进出口面积要大于喷管的最大喉道面积, 燃烧室的进口马赫数变化范围不宜过大等;

5) 模式转换过程中, 要防止风扇和压气机失速, 冲压涵道内气流倒流, 冲压燃烧室点火产生高压力峰值和燃烧不稳定等.

然而, 上述原则有些是相互矛盾的. 例如, 通过涡扇发动机设计点热力循环分析发现, 为了追求高的单位推力, 低的单位耗油率, 涡扇发动机方案设计时应选取较低的涵道比, 较高的风扇压比及较高的涡轮前温度; 然而, 模式转换过程中, 为保证前可变面积涵道引射器及后可变面积涵道引射器出口处的气流稳定向后流动, 需要较低的风扇压比及合适的涵道比. 因此, 循环参数的选择需要综合考虑方案的可行性及先进性. 为了便于比较, 串联方案涡扇模式设计时, 同时制定了两套方案, 方案 A 作为比较方案, 参考了文献[5-6]提供的涡扇发动机循环参数, 方案 B 作为待选方案采用较为有利的循环参数组合. (其中风扇压比 Π_f = 1.3, 涡轮前温度 T_4 = 2 000 K, 涵道比 B_{PR} = 0.7). 表 1给出 A, B 两套方案设计点性能计算结果 (H = 20.9 km, Ma = 3). 在相同需求推力条件下 (163 kN[3]), B 方案设计点流量 W_{ads} 比 A 方案流

量下降了 25.6%,有利于降低发动机的结构尺寸和重量;*B* 方案的单位耗油率 S_{FC}比 *A* 下降了 1.8%.冲压模式的循环参数只有冲压燃烧室出口总温 T_7^*,采用较高的 T_7^* 有利于提高冲压模式的单位推力 F_s和降低 S_{FC}.考虑到现有材料和技术水平,*A*,*B* 方案中冲压燃烧室的出口设计温度都取 2 100 K.表 2给出两种方案冲压模式设计点参数比较 (H = 28.3 km, Ma = 5).由于冲压模式与涡扇模式共用冲压燃烧室和喷管,涡扇模式设计流量的大小将影响到冲压燃烧室的进口设计马赫数 Ma_6 的大小.两方案冲压模式设计流量虽一致,但由于 *A* 方案涡扇设计流量大于 *B* 方案,因此,*A* 方案冲压燃烧室的进出口面积须大于 *B* 方案 (确保在整个工作范围内 (Ma = 0～5)气流都能通过),方案 *B* 的冲压燃烧室设计马赫数可取较高的值.

表 1　两套方案设计点循环参数及设计点性能比较

方案	T_4 / K	B_{PR}	Π_f	W_{ads} / (kg·s^{-1})	S_{FC} / (kg·h^{-1}·daN^{-1})
A	1 873	0.94	1.3	652	1.66
B	2 000	0.70	1.3	485	1.63

表 2　冲压模式设计点参数比较

方案	W_{ads} / (kg·s^{-1})	Ma_6	F_s / (N·s·kg^{-1})	S_{FC} / (kg·h^{-1}·daN^{-1})
A	320	0.050	432.3	2.310
B	320	0.072	432.4	2.316

4　串联方案综合特性评估

4.1　起飞工作点性能比较

起飞工作点主要关心在不同的推力 F 下,耗油率 S_{FC}的高低以及排气速度 V_9 的大小.可变低压涡轮导向器用于调节低压和高压转子之间的功的分配.起飞时关小低压导向器面积,可增加外涵流量和降低排气速度,从而降低噪声.图 2,图 3给出了低压涡轮导向器关小时两套方案在不同推力水平下 S_{FC}及 V_9 的比较.对于,当 F < 316 kN, *B* 方案的 S_{FC}低于 *A* 方案;F > 316 kN, *B* 方案的 S_{FC} 高于 *A* 方案;由于起飞需求推力为 260 kN[3],所以 *B* 方案有利于降低起飞点的 S_{FC}.在相同推力水平下,*B* 方案 V_9 要高于 *A* 方案;在 260 kN的推力需求下,*B* 方案的 V_9 仍小于 550 m/s,因此符合噪音限制条件[8].

4.2　冲压模式主要工作点特性比较

除了设计点之外,冲压模式还需要重点考虑其他 2个工作点:Ma = 3爬升点和 Ma = 5巡航点.由于模式转换工作点为 Ma = 3,为了尽量降低

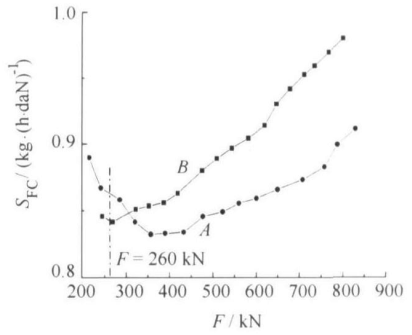

图 2　两套方案起飞工作点节流状态 S_{FC}比较

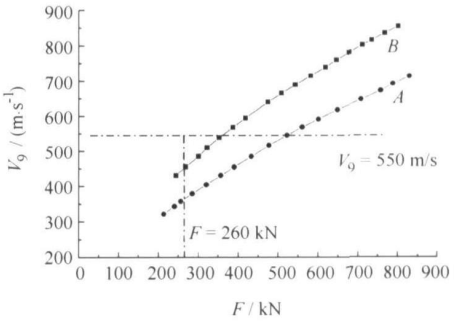

图 3　两套方案起飞工作点节流状态 V_9 比较

溢流阻力和放气阻力,提高发动机的安装推力,控制规律的设计需满足模式转换前后进气流量基本保持不变.表 3给出两套方案在冲压模式的特性比较 (H = 20.9 km, Ma = 3).*B* 方案的 F_s比 *A* 方案高 22.4%, S_{FC}也相应高 2.7%.

根据飞行任务要求,冲压模式在 H = 28.3 km, Ma = 5.0条件下由爬升状态 (需用推力为 135 kN)转入巡航状态 (需用推力为 120 kN)[3],发动机进行节流.由于巡航飞行的时间很长,巡航段燃油消耗量占轮挡燃油的 56.2%,因此巡航状态控制规律的选择原则是使冲压模式在满足需用推力为 120 kN的条件下,安装耗油率最小,巡航经济性最好.依据此原则,选择保持冲压燃烧室进口马赫数与爬升状态不变的巡航控制规律.由于 *A*,*B* 两套方案冲压设计点循环参数选择一致,因此巡航点控制规律仍保持一致.

表 3　冲压模式爬升工作点参数比较

方案	Ma_6	T_7^* /K	F_s / (N·s·kg^{-1})	S_{FC} / (kg·h^{-1}·daN^{-1})
A	0.298	1 125	263	1.85
B	0.287	1 150	339	1.90

4.3　主要工作点喷管喉道面积变化范围比较

由于组合发动机喷管共用,喷管喉道面积 A_8 的变化范围越小,越有利于喷管的设计与调节.表 4表明,在主要工作点,*A* 方案的喷管变化范围为 0.74～5.69m^2, *B*方案的喷管变化范围为 0.74～

4.04m^2. 因此,B方案可缩小喷管A_8的变化范围.

表 4 两套方案主要工作点喷管变化范围比较

H/km	Ma	工作模式	状态	A_8/m^2	
				A方案	B方案
0	0	涡扇	起飞	3.25	2.24
20.7	3	涡扇	爬升	3.25	2.24
20.7	3	冲压	爬升	5.69	4.04
28.3	5	冲压	爬升	0.85	0.85
28.3	5	冲压	巡航	0.74	0.74

4.4 主要工作点冲压燃烧室进口 Ma变化比较

组合发动机共用冲压燃烧室,工作范围较宽,因此冲压燃烧室稳定有效组织燃烧需要燃烧室进口马赫数不宜变化范围过大. 表 5给出了两套方案在主要工作点冲压燃烧室进口Ma_6比较. 研究结果表明,B方案提高了冲压燃烧室的最小进口Ma_6(由 0.044提高到 0.062),降低了冲压燃烧室的最大进口Ma_6(由 0.2979降低到 0.2870),因此更有利于提高冲压燃烧室的燃烧稳定性.

表 5 两套方案主要工作点冲压燃烧室进口 Ma变化范围比较

H/km	Ma	工作模式	状态	Ma_6	
				A方案	B方案
20.7	3	冲压	爬升	0.2979	0.2870
28.3	5	冲压	爬升	0.0500	0.0720
28.3	5	冲压	巡航	0.0440	0.0620

5 涡轮/冲压模式转换分析

通过上述 2节分析,相对于方案A,方案B是一个先进方案;为了保证方案B的可行性,还需要进行涡轮/冲压模式的转换研究. 组合发动机的模式转化是通过改变组合发动机 5个可调几何部位,涡轮发动机燃油流量和冲压燃烧室燃油流量来实现的.

图 4~图 5给出模式转换的过渡态模拟结果(图 4中,W_{total}为总流量;W_{turbo}为涡扇流量;W_{ram}为冲压涵道进气量). 结果表明:在保持风扇和压气机的喘振裕度都超过 30%,以及正的回流裕度的前提下(回流裕度为正表示在模式转换器阀门处有正的流动能力,保证不会倒流),总空气流量和发动机推力在整个转换过程中基本保证不变.

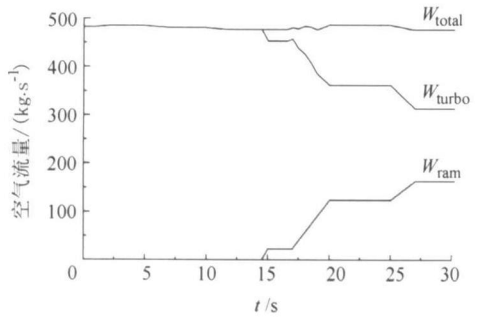

图 4 转换过程空气流量变化

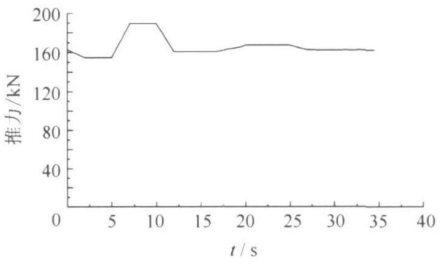

图 5 转换过程推力变化

6 结 论

1) 对于串联布局的高超声速涡轮/冲压组合发动机,热力循环参数的选择需要综合考虑如下因素:涡扇模式工作性能,冲压模式工作性能,两种模式在结构、气动上的兼容性以及转换的平稳性;

2) 在满足需用推力的条件下,优化方案可以减轻发动机设计流量(27%),有效地缩小了组合发动机的结构尺寸与重量,有利于进气道,喷管的调节以及冲压燃烧室燃烧的组织;

3) 通过优化调整发动机 5个可调几何位置以及涡轮发动机燃油流量和冲压燃烧室燃油流量,可以实现涡扇/冲压模式的平稳转换.

参考文献 (References)

[1] Miyagi H, Kimura H, Kishi K, et al. Combine cycle engine research on Japanese HYPR program [R]. AIAA-98-3288, 1998

[2] Michio H, Hisamisu S, Kanji M. Overview of the Japanese national project "super/hypersonic transport propulsion system" [R]. ISABE 97-7004, 1997

[3] Watanabe Y, Miyagi H, Sekido T, et al. Conceptual design study on combined cycle engine for hypersonic transport [R]. ISABE 93-7018, 1997

[4] Masayuki S, Naoki K, Akihiro T, et al. Current status of fan component research in HYPR program [R]. AIAA 98-3280, 1998

[5] Kunihiro S, RyouMa N. Current status of low pressure turbine component research in HYPR program [R]. AIAA 98-3282, 1998

[6] Testsuji F, Kiyoshi I. HYPR90-T turbo engine research for HST combined cycle engine [R]. SAE-951991, 1995

[7] Miyagi H. Miyagawa H, Monzi T, et al. Combine cycle engine research on Japanese HYPR project [R]. AIAA-95-2751, 1995

[8] Itahara H, Nakata Y, Kimura T, et al. Research and development of HYPR90-T variable cycle turbo engine for HST[R]. ISABE 97-7013, 1997

(责任编辑:张 嵘)