高超声速涡轮/冲压组合发动机方案

朱大明 陈 敏 唐海龙 张 津

(北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 100083)

摘 要: 为满足高超声速运输机在宽广的工作范围内($Ma=0\sim5$, $H=0\sim30$ km)稳定,可靠工作,研究了涡轮/冲压组合动力装置并联方案. 完成了涡扇发动机和冲压发动机的总体性能方案设计,2 种工作模式转换过程和沿飞行轨迹的组合发动机稳态特性模拟也已接近尾声. 建立了适合高超声速飞行的涡扇发动机、冲压发动机可变几何的部件级详细性能计算模型,比较分析了涡扇发动机的加力方案;考虑了进气道/发动机流量匹配对发动机特性的影响;给出了涡轮/冲压模式转换阶段的稳态性能仿真结果.

关 键 词: 高超声速; 组合动力; 发动机

中图分类号: V 231

文献标识码: A **文 章 编 号**: 1001-5965(2006)03-0263-04

"Over-under" concept hypersonic turbo-ramjet combined propulsion system

Zhu Daming Chen Min Tang Hailong Zhang Jin

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

Abstract: Turbo-ramjet combined propulsion system for a hypersonic transport was examined, which can work steadily and reliably in a wide flying-scope($Ma=0\sim5$, $H=0\sim30$ km). The overall performance simulation of turbo engine and ramjet engine was accomplished. The simulation of turbo/ramjet mode transition and the steady performance of the combined cycle engine along the aero track was nearly achieved. The performance simulation model includes variable geometry and variable cycle. The model had been tested by testing data. Based on the models of turbo and ramjet engine for hypersonic flight, the engine with afterburner was analyzed and compared with the one without afterburner. The influence of the flux matching with engine and inlet for the turbo engine on the engine performance was analyzed at the same time. At the end, it is shown that the calculational performance of turbo/ramjet mode transition for an "over-under" concept, turbo-ramjet combined engine.

Key words: hypersonic plane; combined cycle power plants; engines

本方案设计的组合动力装置用于高超声速运输机,其飞行包线范围宽广($H=0\sim30$ km, $Ma=0\sim5$),巡航 Ma 高达 5.0,并要求能实现重复使用,常规水平起降. 要达到这样的设计目标,任何一种单一类型发动机都无法满足其要求. 通过对燃气涡轮发动机,冲压发动机和火箭发动机的工作范围研究[1]得出:使用吸气式的涡轮风扇/亚燃冲压组合发动机可以在整个工作范围内保持良好的性能. 动力装置初步总体设计方案是:由涡扇发动机和亚燃冲压发动机组成. 其中,涡扇发动机工作范围:$Ma=0\sim3$,冲压发动机工作范围:$Ma=2.5\sim5$,2 种发动机共同工作范围:$Ma=2.5\sim3$. 本文建立了组合发动机性能计算模型,比较分析了涡扇发动机的加力方案;考虑了进气道/发动机流量匹配对发动机特性的影响;给出了涡轮/冲压模式转换阶段的稳态性能仿真结果.

为进行高超声速组合动力装置中混排涡扇发动机总体性能的设计,本文建立了部件级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的发动机性能,模型完整地描述了内部

收稿日期: 2005-06-25

作者简介: 朱大明(1981-),男,黑龙江延寿人,博士生, daming_zhu@126.com.

各部件的工作状态和发动机外部特性. 它采用多位置可变几何的发动机方案,以保证发动机工作状态能可靠稳定及性能良好.

亚燃冲压发动机模型除了具有以上涡扇发动机模型特点,还详细考虑了进气道/发动机流量匹配对发动机性能的影响. 同时建立了冲压发动机点燃前后的不同计算模块,用以计算分析不同点火飞行条件对发动机性能的影响.

最后,由以上2部分集成一个变比热部件级组合发动机性能计算分析模型. 并通过了相关数据校核[2,3].

1 用加力的涡扇发动机方案比较

由于涡扇发动机要在飞行马赫数宽广的工作范围内工作($Ma=0\sim3$),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,设计点选择在 $Ma=2.5$, $H=18.3$ km,爬升状态. 由设计点(涡轮前总温 $T_3^*=2\ 000$ K)需用推力确定的发动机尺寸很大,这种发动机在地面起飞时,为了达到起飞推力就需要深度节流,涡轮前总温很低,T_3^* 只有1 300 K,发动机不在高效率范围工作,所以提出加力涡扇发动机方案. 希望能在高空大马赫数条件下,打开加力,增加单位推力,在满足需用推力的条件下,降低发动机设计流量,缩小发动机的几何尺寸,减轻重量.

比较计算时,加力方案主机循环参数与设计点部件性能参数均与不加力方案主机相同. 起飞和亚声速巡航时,发动机在不加力状态工作. 通过调节油门,使加力方案在各个主要工作点产生的不加力推力和不加力方案对应各点相同. 加力温度 T_{ab}^* 取1 700K,1 800 K,1 900 K,2 000 K,2 100 K,2 200 K,分别计算其性能. 各工作点的特性计算结果见表1.

显然,T_{ab}^* 越高的加力方案,设计点流量越小,发动机重量越轻,这是有利的方面;但起飞和巡航的耗油率越高,起飞的排气速度越大,这是不利的方面. 因此为了权衡各种加力方案的利弊,采用文献[4]的方法估算各种加力方案的重量和燃油消耗量的变化,表2列出其相对于不加力方案的重量变化量.

表1 不同加力温度对应各个工作点的特性计算结果

方案		设计点流量/(kg·s^{-1})	设计点(加力)耗油率/(kg·(s·N)$^{-1}$)	起飞(不加力)耗油率/(kg·(s·N)$^{-1}$)	巡航(不加力)耗油率/(kg·(s·N)$^{-1}$)	起飞排气速度/(m·s^{-1})
不带加力		371	49 284	29 379.6	37 296	499.0
T_{ab}^*/K	1 700	227	61 416	31 795.2	37 296	723.2
	1 800	210	63 432	32 180.4	37 548	754.2
	1 900	195	65 448	32 587.2	37 764	781.5
	2 000	183	67 356	32 979.6	37 980	807.0
	2 100	172	69 300	33 346.8	38 556	830.5
	2 200	163	71 172	34 088.4	38 700	873.1

表2 不同加力方案相对于不加力方案的重量变化量

T_{ab}^*/K	发动机重量变化 ΔW_E/t	燃油消耗量变化 ΔW_F/t	总重量变化 $(\Delta W_E+\Delta W_F)$/t
1 700	−3.271	0.110 2	−3.160 8
1 800	−3.687	0.135 8	−3.551 2
1 900	−4.061	0.160 8	−3.900 2
2 000	−4.366	0.185 2	−4.180 8
2 100	−4.649	0.220 1	−4.428 9
2 200	−4.885	0.246 1	−4.638 9

仅从总重量变化来看,选择带加力的方案是收益很大的. 加力温度越高,收益越大.

本方案的设计目标是运输机,对起飞噪声有严格的要求,所以选择加力方案的时候,还考虑了起飞排气速度的影响. 图1是对于不同加力温度设计方案,起飞排气速度 V_9 随起飞推力 F 的变化曲线,F_{RQ} 为需用推力. 图中还列出了 $T_{ab}^*=1\ 700$ K的情况下,关小低压涡轮导向器来降低起飞速度的效果. 从图可看出,虽然关闭低压涡轮导向器,可明显降低 V_9,但是这个结果仍然是很难接受的.

所以,综合考虑,对于本文设计的应用于高超声速运输机组合动力装置的涡扇发动机,采用不加力的方案.

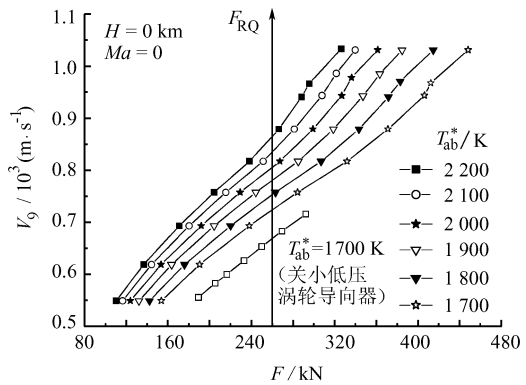


图1 不同 T_{ab}^* 时 V_9 随 F 的变化曲线

2　涡扇发动机的进发流量匹配

采用图 2 所示的一种混压式进气道特性(进气道总压恢复系数 σ_i 随流量系数 φ_i 的变化),计算分析涡扇发动机和进气道的流量匹配问题.

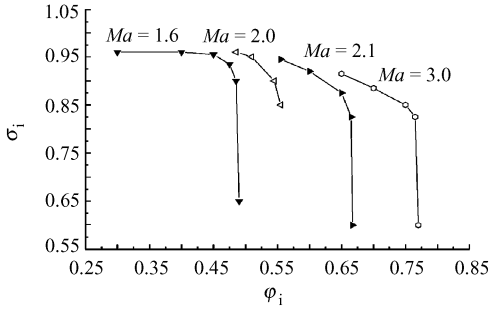


图 2　进气道特性

对 $Ma \geqslant 1$ 的涡扇发动机沿飞行轨迹工作点,应用式(1)计算其进气道和发动机良好匹配时的进气道捕获面积 A_c(见表 3),然后假定 A_c 为轨迹上的最大值不变,计算进气道的安装损失.

$$A_c = \frac{\sigma_{iopt} q_{Ezh}}{C_0 q(M_0) \varphi_{iopt}} \tag{1}$$

式中,σ_{iopt} 和 φ_{iopt} 是进气道特性图上最佳匹配点的总压恢复系数和流量系数;q_{Ezh} 是发动机的折合流量;C_0 是一个常数,计算如下:

$$C_0 = K \frac{P_{SL}}{\sqrt{T_{SL}}} = \sqrt{\frac{\gamma}{R}\left(\frac{2}{\gamma+1}\right)^{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}}} \cdot \frac{P_{SL}}{\sqrt{T_{SL}}}$$

式中,γ 是比热容比;R 是气体常数;P_{SL} 和 T_{SL} 是海平面标准大气压和大气温度.

表 3　飞行轨迹上的进发匹配

H/m	Ma	A_c/m² (最佳匹配)	放气损失系数 A_c = 8.092 m²
15 000	1.5	5.105	0.168 9
17 000	2.0	5.945	0.158 6
18 300	2.5	7.747	0.019 4
20 700	3.0	8.092	0.000 0

适用于 Ma 达到 3 的超声速进气道,一般采用混压式进气道. 考虑进气道和发动机流量匹配时,不允许混压式进气道进入亚临界工作状态,必须使进气道的供气量等于或大于发动机的需气量,这时只能靠放出全部富余气量来保持进气道工作状态不变,这会带来放气阻力. 应用式(2)计算放气阻力[5].

$$X = q_{mE} a_0 \left(\frac{A_{0i}}{A_{0E}} - 1\right) \cdot \left[Ma - \sqrt{\left(\frac{2}{\gamma+1} + \frac{\gamma-1}{\gamma+1} Ma^2\right)}\right] \tag{2}$$

式中,X 是放气阻力;q_{mE} 是发动机物理流量;a_0 是当地声速;A_{0i} 是进气道供气流量对应的远前方流管面积;$A_{0i} = \varphi_{iopt} A_c$;$A_{0E}$ 是所需的发动机流量对应的远前方流管面积;γ 是比热容比.

为了表示放气阻力对发动机非安装推力 F_{UA} 的相对量,引入放气损失系数 $\phi_{BP} = \frac{X}{F_{UA}}$. 若采用不可调节的 A_c,选择 $A_c = A_{cmax} = 8.092\ m^2$,则在低 Ma 飞行状态,其阻力是很大的(见表 3). 显然,采用可调节的 A_c 将减少放气阻力,甚至避免产生放气阻力.

如果采用 A_c 不可调节,则会产生放气阻力,带来推力损失,使安装推力 F_A 减小,安装耗油率增加. 为了保证涡扇发动机的 F_A 满足 F_{RQ} 要求,可以通过提高燃烧室出口总温 T_3^* 加以补偿安装损失. 图 3 表示提高 T_3^* 使 F_A 达到 F_{RQ} 时的 T_3^* 调节规律,图上同时也标出不考虑安装损失时 T_3^* 的调节规律,图 4 给出对应的安装耗油率变化. 由图 4 可见,T_3^* 增大 3% ~4%,即可使 F_A 到达 F_{RQ},同时安装耗油率下降了 3.2% 左右. T_3^* 增大,一方面发动机所需流量增大,进气道放气量减小,放气阻力减小,使安装耗油率下降;另一方面,T_3^* 超过最经济涡轮前温度 T_{3ec}^* 时,T_3^* 增大则发动机油气比增大速率比单位推力增大速率大,使耗油率上升. 对于本方案,2 种影响综合作用的结果是安装耗油率下降. 所以对于本方案的

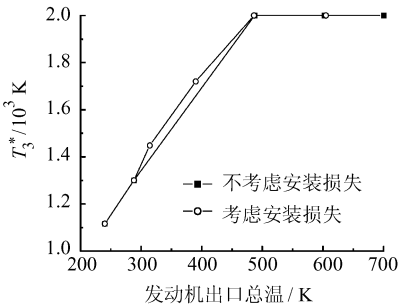


图 3　2 种不同的 T_3^* 调节规律

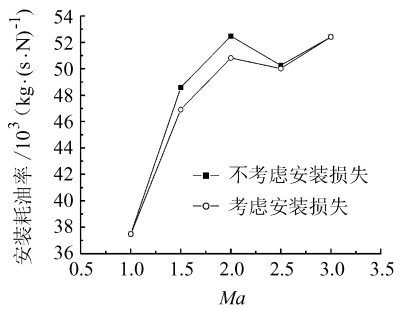


图 4　提高 T_3^* 对安装耗油率的影响

涡扇发动机,可以采用 A_c 不可调节的结构,通过提高 T_3^* 来补偿因为放气带来的损失,从而减少进气道唇口调节机构,减轻发动机重量.

3 涡扇/冲压模式转换阶段性能模拟

涡扇/冲压组合发动机的布局方式有很多种,本文只对其中的并联布局组合发动机进行模拟.其结构的简单示意图如图5.

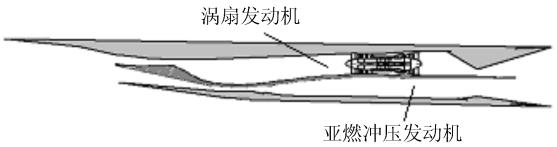


图5 并联发动机结构示意图

并联方案中,涡扇模式向冲压模式转换的条件为 $Ma=2.5\sim3.0$. 在 Ma 为2.5以前,涡扇发动机单独工作;Ma 达到2.5时,涡扇发动机开始转入节流状态,冲压发动机点燃;$Ma=2.5\sim3$ 范围内,涡扇和冲压发动机共同工作;Ma 达到3以后,涡扇发动机关闭,冲压发动机单独工作. 为了保证涡扇发动机和冲压发动机平稳地转换,转换过程中需要保证2种发动机提供的组合推力满足需求推力. 依据这一原则,转换过程中,涡扇发动机的节流控制规律为控制高压转子转速 N_2,并保持喷管喉道面积不变;冲压发动机的控制规律为控制 T_3^* 和喷管喉道面积. 图6、图7给出了转换过程2种发动机的耗油率及组合发动机推力性能.

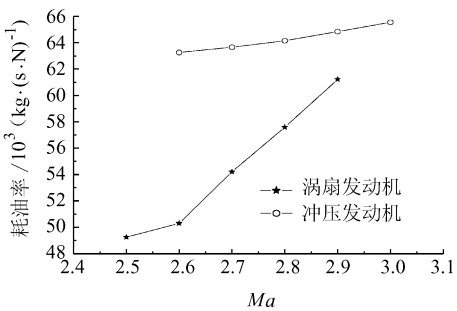


图6 转换过程2种发动机的耗油率

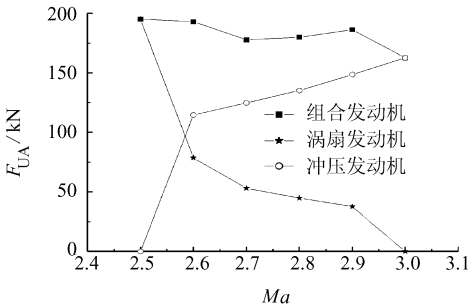


图7 转换过程中的 F_{UA}

4 结 论

1) 在满足需用推力的条件下,采用加力方案可以大大地减小发动机尺寸,减轻重量. 但是起飞噪声很高,即使关闭低压涡轮导向器也不能得到令人满意的结果.

2) 当涡扇冲压发动机沿飞行轨迹爬升时,考虑进气道/发动机流量匹配后的安装损失,可以采用进气道捕获面积不可调节的结构,通过提高 T_3^* 来补偿因为放气带来的损失,从而减少进气道唇口调节机构,减轻发动机重量.

参考文献(References)

[1] Shafer D G, McNelis N B. Development of a ground based mach 4 + revolutionary turbine accelerator technology demonstrator (RTATD) for access to space[R]. ISABE-2003-1125,2003

[2] Itahara H, Nakata Y, Kimura T. Research and development of hypr90-t variable cycle tuebo engine for hst [R]. ISABE-97-7013,1997

[3] Kuo S C, Doernbach J B, Champagne G. A scoping study for hypersonic transport propulsion systems[R]. ASME-92-GT-409, 1992

[4] Watanabe Y. Conceptual design study on combined-cycle engine for hypersonic transport [R]. ISABE-93-7018,1993

[5] Mattingly J D. Aircraft engine design[M]. 2nd ed. VA:AIAA, 2002