

组合循环发动机飞机/发动机性能 一体化分析

张冬青, 宋文艳, 柴 政, 刘立立, 孟乒乓
(西北工业大学 动力与能源学院, 西安 710072)

摘 要: 采用飞机/发动机一体化分析方法,开展了两种典型组合循环发动机方案(方案一为涡轮/亚燃冲压/双模态超燃冲压组合发动机,方案二为涡轮/引射冲压/双模态超燃冲压组合发动机)总体性能对比研究。基于给定的马赫数为 6.5 巡航的高超声速飞行器的飞行任务需求,进行了约束分析与任务分析,优选出满足约束条件下的飞行器起飞推质比和机翼载荷,得到了相应的飞行器起飞总质量和海平面起飞推力,并进行了两种方案的对比研究。结果表明:在完成相同的飞行任务下,方案一的起飞总质量与方案二相当,前者比后者减小了 2.6%;方案一的起飞推力比方案二高出 10.3%;基于涡轮发动机水平,方案一和方案二分别需要采用两台海平面起飞推力为 129 kN 和 119 kN 量级的涡轮发动机。此外,飞行器起飞总质量随巡航距离增加而显著增加,巡航距离为 4 000 km 时,两种方案的起飞总质量将达到 85 t 左右。

关 键 词: 高超声速巡航飞行器; 组合循环发动机; 飞机/发动机性能一体化; 总体性能; 起飞推力

中图分类号: V231.1

文献标志码: A

Aircraft/engine performance integrated analysis on combined cycle engine

ZHANG Dongqing, SONG Wenyan, CHAI Zheng,
LIU Lili, MENG Pingping

(School of Power and Energy,
Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: Two cases of combined cycle engines (case 1: turbine engine/ramjet/dual mode scramjet, case 2: turbine engine/ejector ramjet/dual mode scramjet) were comparatively studied by using aircraft/engine performance integrated analysis method. Constraint analysis and mission analysis were conducted based on a given mission of the hypersonic vehicle capable of Mach number of 6.5 cruise. The optimal thrust loading and wing loading satisfying the constraint were obtained, and the corresponding takeoff gross mass and sea-level takeoff thrust were further obtained. Results indicated that under the condition of completing the mission of hypersonic vehicle, case 1 had a comparable takeoff mass with case 2. The takeoff mass of case 1 was 2.6% lower than case 2, and the takeoff thrust of case 1 was 10.3% higher than case 2. Considering the state-of-the-art of turbine engines, two 129 kN-thrust turbine engines and two 119 kN-thrust turbine engines were used for case 1 and case 2,

收稿日期: 2016-07-06

作者简介: 张冬青(1989—),男,博士生,主要从组合动力总体方案研究。

通讯作者: 宋文艳(1967—),女,教授,博士,主要从事航空宇航推进理论与工程研究。E-mail:wenyan_song@nwpu.edu.cn

引用格式: 张冬青,宋文艳,柴政,等.组合循环发动机飞机/发动机性能一体化分析[J].航空动力学报,2017,32(10):2498-2508.

ZHANG Dongqing, SONG Wenyan, CHAI Zheng, et al. Aircraft/engine performance integrated analysis on combined cycle engine[J]. Journal of Aerospace Power, 2017, 32(10): 2498-2508.

respectively. In addition, the takeoff mass increased shapely with the cruise distance. The takeoff masses will be about 85 t for both cases when the cruise distance is 4 000 km.

Key words: hypersonic cruise vehicle; combined cycle engine; aircraft/engine performance integration; overall performance; takeoff thrust

涡轮基组合循环(TBCC)推进系统是高超声速飞行器的理想动力装置,与其他动力装置相比,其在整个飞行包线内都具有较高的比冲^[1]。采用涡轮发动机与双模态冲压发动机是 TBCC 的主要组合方式。但针对马赫数为 6 一级的高超声速飞行器,采用该组合动力的主要问题在于,涡轮发动机在马赫数为 2 以上推力严重不足,而双模态冲压发动机的起动马赫数为 4 左右,因此,涡轮发动机与双模态冲压发动机存在“接力”问题。目前,解决该问题的方案包括:①研制加力与亚燃冲压一体化的超级燃烧室^[2-3],②在涡轮发动机与双模态冲压发动机之间增加引射冲压发动机^[4],③在压气机前增加预冷装置^[5-6]。方案一即为一种涡轮/亚燃冲压/双模态超燃冲压三者组合的发动机方案,其在整个飞行包线都具有较高的比冲性能。方案二采用火箭引射提供额外的推力,解决涡轮发动机与双模态冲压发动机的“推力陷阱”问题。此外,引射火箭可以在跨声速时打开,帮助飞行器克服较大的跨声速阻力。高超声速飞行器究竟采用哪种组合动力形式,还需要从飞行器的任务需求出发,开展相关研究。因此,本文将从飞机/发动机性能一体化的角度出发,针对方案一和方案二开展对比研究,以马赫数为 6.5 巡航的高超声速飞行器的飞行任务为牵引,开展约束分析与任务分析,确定满足飞行任务时的发动机起飞推力等参数,为后续组合动力方案的选择与评估,以及组合动力方案的详细流道设计奠定了

基础。

1 组合发动机方案

针对马赫数为 6.5 巡航的高超声速飞行器,本文所对比的两种组合发动机方案分别为:方案一,涡轮/亚燃冲压/双模态超燃冲压发动机(turbine/ramjet/dual mode scramjet, TE/RJ/DM-SJ),涡轮发动机的工作马赫数范围为 0~2.3,亚燃冲压发动机的工作马赫数范围为 2.0~4.0,亚燃冲压发动机的燃烧室为加力/冲压一体化的燃烧室,或者称为“超级燃烧室”(hyperburner),双模态超燃冲压发动机的工作马赫数范围为 4.0~6.5。该方案的布局如图 1 所示,涡轮发动机与亚燃冲压发动机采用串联形式,其流道作为组合发动机的低速流道,双模态超燃冲压发动机的流道则为高速流道,低、高速流道采用并联的形式。方案二,涡轮/引射冲压/双模态超燃冲压发动机(turbine/ejector ramjet/dual mode scramjet, TE/ERJ/DMSJ)^[4],涡轮发动机的工作马赫数为 0~2.3,引射冲压发动机的工作马赫数为 0.8~4.0,当飞行马赫数为 0.8~2.0 时,引射冲压发动机工作在引射模态,当飞行器马赫数为 2.0~4.0 时,引射冲压发动机工作在冲压模态。双模态超燃冲压发动机的工作马赫数范围为 4.0~6.5。该方案的布局如图 2 所示,涡轮发动机、引射冲压发动机和双模态超燃冲压发动机三者采用并联的形式。

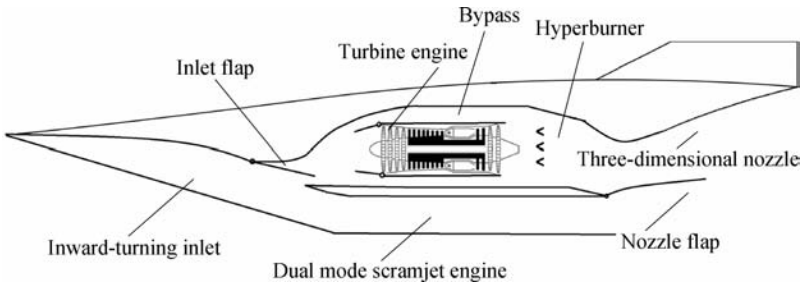


图 1 Turbine/ramjet/dual mode scramjet 推进系统示意图
Fig. 1 Schematic diagram of turbine/ramjet/dual mode scramjet propulsion system

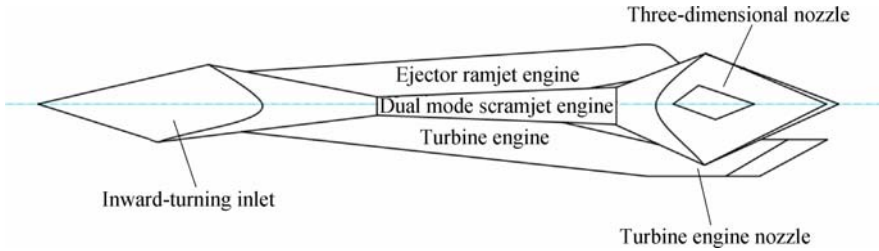


图 2 Turbine/ejector ramjet/dual mode scramjet 推进系统示意图

Fig. 2 Schematic diagram of turbine/ejector ramjet/dual mode scramjet propulsion system

2 飞机/发动机一体化分析方法

2.1 数学模型

飞机/发动机一体化分析方法在涡轮发动机总体设计与分析研究中已得到成熟的应用^[7],文献[8]采用该方法进行了多用途飞机/涡扇发动机的一体化优化设计研究,文献[9]进行了飞航导弹/涡扇发动机的一体化分析研究,文献[10]

$$\frac{T_{sl}}{W_{to}} = \frac{\beta}{\alpha} \left\{ \frac{qS}{\beta W_{to}} \left[K_1 \left(\frac{n\beta}{q} \cdot \frac{W_{to}}{S} \right)^2 + K_2 \left(\frac{n\beta}{q} \cdot \frac{W_{to}}{S} \right) + C_{d0} + C_{dr} \right] + \frac{P_s}{V} \right\} \quad (1)$$

其中 T_{sl} 为海平面起飞状态下的推力; W_{to} 为地面满载时的起飞总质量, α 是最大状态或全加力状态下安装推力与海平面起飞状态下推力之比, 其大小取决于发动机高度速度特性; β 是飞行器瞬时质量与起飞总质量之比。 q 是飞行动压, S 是机翼面积。 K_1, K_2, C_{d0}, C_{dr} 是与飞行器升阻特性相关的系数, P_s 是剩余功率, V 是飞行速度。

任务分析是在约束分析基础上, 根据选定的 T_{sl}/W_{to} 与 W_{to}/S 计算飞行器飞行过程中的质量变化, 并根据质量模型确定飞行器的起飞总质量 W_{to} 。飞行器起飞总质量一般由载荷质量 W_p , 空质量 W_e 和燃油质量 W_f 这 3 部分构成, 如式(2)所示

$$W_{to} = W_p + W_e + W_f \quad (2)$$

燃油质量则通过分析每一飞行航段的质量变化得到, 其控制方程根据航段中剩余功率 P_s 的不同主要分为两种形式

$$\frac{W_{f,i}}{W_i} = \begin{cases} \exp \left[-\frac{C_{tsf}}{V(1-u)} \Delta \left(h + \frac{V^2}{2g_0} \right) \right] & P_s > 0 \\ \exp \left[-C_{tsf} \left(\frac{D+R}{W} \right) \Delta t \right] & P_s = 0 \end{cases} \quad (3)$$

式中 W_i 为任务段开始时的质量, $W_{f,i}$ 为任务段结束时的质量, C_{tsf} 为单位安装推力耗油率(量符号记为 C_{tsf}), $u = (D+R)/T$, 代表阻力和附加阻力带来的推力损耗。

因此, 在 n 个飞行任务段内燃油质量与起飞

采用飞机/发动机一体化设计方法对马赫数为一级的串联式涡轮冲压组合发动机进行了分析研究。

飞机/发动机一体化分析过程主要包括约束分析和任务分析。约束分析是依据飞行器的飞行任务需求, 对飞行器进行基于质点运动的受力分析, 建立起飞推质比 T_{sl}/W_{to} 与机翼载荷 W_{to}/S 的函数关系。约束分析的控制方程为式(1)

总质量的比值可以写为

$$\frac{W_f}{W_{to}} = 1 - \frac{W_2}{W_1} \times \frac{W_3}{W_2} \times \dots \times \frac{W_n}{W_{n-1}} = 1 - \prod_{i=1}^n \frac{W_{f,i}}{W_i} \quad (4)$$

针对高超声速飞行器的起飞总质量, 本文采用 HASA(hypersonic aerospace sizing analysis)模型^[11]进行计算, 该模型将飞行器的尺寸和质量进行耦合。在计算飞行器尺寸和质量过程中, 要把两者放在一起迭代求解, 在计算收敛时获得飞行器起飞总质量和总长等参数。计算飞行器起飞总质量和尺寸的计算流程如图 3 所示, 首先给出飞行器起飞总质量 W_{to} , 总体积 V_{tot} 和总长 L_b 的初值, 并依次计算飞行器的当量直径 D_{be} , 浸湿面积 S_{btot} 和各部件的质量, 其中各部件的质量包括了结构质量、推进系统质量、子系统质量、载荷质量和燃油质量这 5 大部分。由上述过程迭代计算新的起飞总质量 W'_{to} , 总体积 V'_{tot} 和总长 L'_b 并满足残差方程 $E_1 = (W_{to} - W'_{to})/W_{to}$, $E_2 = (V_{tot} - V'_{tot})/V_{tot}$ 和 $E_3 = (L_b - L'_b)/L_b$ 收敛。由此可以得到飞行器的起飞总质量等参数。

2.2 算例验证

针对文中第 2.1 节中的 HASA 高超声速飞行器尺寸和质量的计算模型进行了算例验证, 验证对象采用洛克希德公司的两种高超声速飞行器

方案 HYCA-1a 和 HYCA-4^[11] 和波音公司的 Manta 2025 高超声速巡航飞行器概念方案^[12]。验证结果如表 1 所示,可以看到飞行器起飞总质量的计算误差小于 10%。

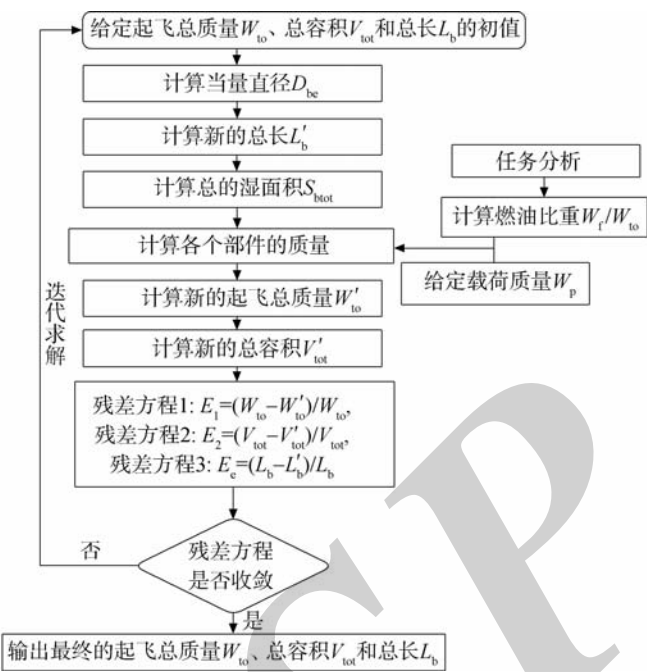


图 3 高超声速飞行器起飞总质量和尺寸计算流程

Fig. 3 Calculation process of hypersonic vehicle gross takeoff mass and size

表 1 HASA 模型算例验证

Table 1 Verification of HASA model

参数	HYCAT-1a ^[11]		HYCAT-4 ^[11]		Manta 2025 ^[12]	
	实际值	计算值	实际值	计算值	实际值	计算值
飞行器总长/m	105.1	104.6	103.6	120.0	22.9	21.2
飞行器总容积/m ³		2429		4124		348
载荷质量/kg	19051	19051	19051	19051	2268	2268
推进系统质量/kg	54476	57119	84558	97762	14293	15576
结构质量/kg	84682	79920	314863	142822	13136	15043
燃料质量/kg	97014	89834	164140	170978	46967	47222
子系统质量/kg	22913	12877	41544	22664	2910	4216
起飞总质量/kg	278136	258802	435196	453277	83696	84325

3 组合循环发动机方案分析

3.1 高超声速飞行器任务需求

为了对两种组合循环发动机方案进行比较,本文给出相同的高超声速巡航飞行器飞行任务需求,详细的飞行任务需求如表 2 所示。方案一中飞行器采用涡轮发动机海平面起飞,当飞行器飞到马赫数为 2.0、高度为 11 km 时,涡轮发动机与

冲压发动机开始进行模态转换,直到飞行马赫数为 2.3,高度为 13.6 km,涡轮发动机关闭,冲压发动机单独工作。接着飞行器以等动压($q=54.6$ kPa)轨道进行爬升,在马赫数为 4.0 时,冲压发动机关闭,双模态超燃冲压发动机开始工作。飞行器一直爬升到马赫数为 6.5、高度为 27 km,进行巡航,巡航距离为 3 000 km。飞行器的整个飞行任务中携带 1500 kg 的载荷质量。在飞行任务

表 2 高超声速飞行器任务剖面
Table 2 Mission profile of the hypersonic vehicle

航段	任务描述	时间/s	发动机状态
1~2	海平面起飞,滑跑距离小于 1000 m		涡轮发动机加力状态
2~3	加速爬升,高度为 0~0.5 km,马赫数为 0.3~0.8	100	涡轮发动机最大状态
3~4	等马赫数爬升,高度为 0.5~11 km,马赫数为 0.8	350	涡轮发动机最大状态
4~5	水平加速,高度为 11 km,马赫数为 0.8~1.1	240	方案一:涡轮发动机加力状态 方案二:涡轮发动机加力状态和引射冲压共同工作
5~6	水平加速,高度为 11 km,马赫数为 1.1~2.0	240	方案一:涡轮发动机加力状态 方案二:涡轮发动机加力状态和引射冲压共同工作
6~7	加速爬升,高度为 11~13.6 km, 马赫数为 2.0~2.3	120	涡轮发动机向冲压发动机模态转换
7~8	等动压爬升,高度为 13.6~17.1 km, 马赫数为 2.3~3.0,动压 $q=54.6$ kPa	180	亚燃冲压发动机工作
8~9	等动压爬升,高度为 17.1~19.0 km, 马赫数为 3.0~3.5,动压 $q=54.6$ kPa	120	亚燃冲压发动机工作
9~10	等动压爬升,高度为 19.0~20.7 km, 马赫数为 3.5~4.0,动压 $q=54.6$ kPa	120	亚燃冲压发动机工作
10~11	等动压爬升,高度为 20.7~22.2 km, 马赫数为 4.0~4.5,动压 $q=54.6$ kPa	120	双模态冲压发动机工作
11~12	等动压爬升,高度为 22.2~23.6 km, 马赫数为 4.5~5.0,动压 $q=54.6$ kPa	60	双模态冲压发动机工作
12~13	等动压爬升,高度为 23.6~24.8 km, 马赫数为 5.0~5.5,动压 $q=54.6$ kPa	60	双模态冲压发动机工作
13~14	等动压爬升,高度为 24.8~25.9 km, 马赫数为 5.5~6.0,动压 $q=54.6$ kPa	60	双模态冲压发动机工作
14~15	等动压爬升,高度为 25.9~27.0 km, 马赫数为 6.0~6.5,动压 $q=54.6$ kPa	60	双模态冲压发动机工作
15~16	水平巡航,高度为 27.0 km, 马赫数为 6.5,巡航距离为 3000 km		双模态冲压发动机工作
16~17	海平面降落,滑跑距离小于 800 m		

段 4~5 和 5~6,方案二将采用涡轮发动机和引射冲压发动机共同工作,引射冲压发动机工作在引射模态。在其余的飞行任务段,方案二与方案一保持一致。

3.2 飞行器升阻特性

高超声速飞行器具有宽广的飞行马赫数范围,必须采用具有高升阻比的气动外形设计。目前,高超声速飞行器常采用升力体、乘波体和高的长细比气动外形^[13]。不同气动外形所针对的高超声速飞行器的飞行任务有所不同。对于高超声速巡航飞行器,其气动外形应综合考虑不同马赫数下的气动性能,在上述 3 种气动外形中进行折

中。一种马赫数为 5 巡航的高超声速飞行器的具有高效的气动性能^[14]。本文基于上述高超声速飞行器的气动性能,对马赫数为 6.5 巡航的高超声速飞行器的升阻特性进行了拓展,其升阻比范围如表 3 所示,并考虑了较大的跨声速阻力。

3.3 组合发动机特性

飞机/发动机一体化分析需要初步的发动机高度速度特性与飞行器升阻特性作为输入参数。本文中,涡轮发动机采用双转子混排涡扇发动机,并采用基于通用特性的部件法进行计算^[15]。双模态超燃冲压发动机特性计算采用准一维计算模

表 3 高超声速飞行器升阻比

Table 3 Lift-drag ratios of the hypersonic vehicle

航段	马赫数	升阻比
1~2	0~0.3	7.0
2~3	0.3~0.8	7.0
3~4	0.8	6.0
4~5	0.8~1.1	3.0
5~6	1.1~2.0	3.5
6~7	2.0~2.3	4.0
7~8	2.3~3.0	4.3
8~9	3.0~3.5	4.5
9~10	3.5~4.0	4.6
10~11	4.0~4.5	4.8
11~12	4.5~5.0	5.0
12~13	5.0~5.5	5.2
13~14	5.5~6.0	5.4
14~15	6.0~6.5	5.5
15~16	6.5	5.5

型和 MacCormack 有限差分进行求解^[16]。超级燃烧室是 NASA 发展的 RTA(revolutionary turbine accelerator)发动机中的加力/冲压一体化燃烧室^[17],在亚燃冲压发动机性能计算中,冲压燃烧室的出口参数通过采用加力燃烧室的通用部件特性外插得到。

涡轮发动机向冲压发动机模态转换时,发动机的总推力希望保持不变^[18-19]。文献^[19]针对串联 TBCC 发动机的模态转换过程开展了过渡态的性能计算,其通过调节发动机的几何和燃油流量,获得了模态转换过程中恒定的推力和空气流量。因此,在本文计算中,将发动机模态转换过程中的推力连续作为已知条件,由此来确定和涡轮发动机相匹配的冲压发动机推力,同时考虑到涡轮发动机的水平,将涡轮发动机和亚燃冲压发动机模态转换的马赫数定为 2.0~2.3。此外,为了获得较为准确的高超声速飞行器进排气系统性能,针对一种基于内转式的并联进气道和三维尾喷管进行了 CFD 数值模拟研究^[20],低速通道和高速通道的进排气特性如图 4 和图 5 所示。

在方案二中,引射冲压发动机的引射模态采用准一维计算方法^[21]。计算过程中主要假设包括

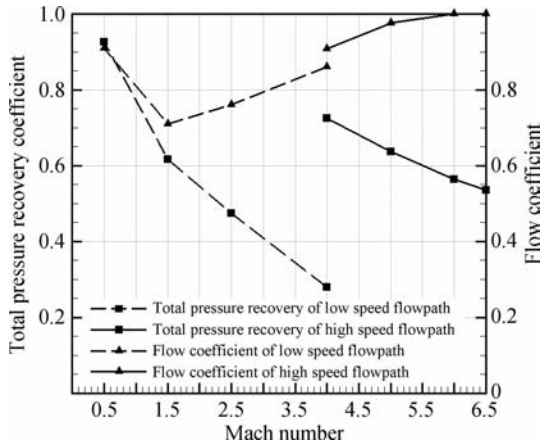


图 4 高超声速飞行器进气道性能参数

Fig. 4 Hypersonic vehicle inlet performance parameters

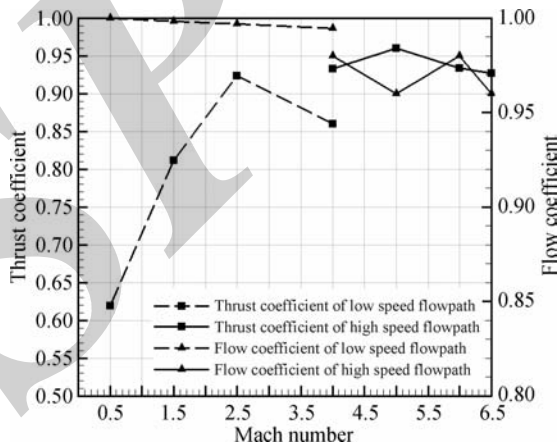


图 5 高超声速飞行器尾喷管性能参数

Fig. 5 Hypersonic vehicle nozzle performance parameters

- 1) 火箭喷管的阻塞比为 0.083;
- 2) 火箭喷管出口气流总温、总压与自由流静参数比分别为 10 和 20;
- 3) 冲压燃烧室出口总温与火箭喷管出口总温相同。

由上述计算方法得到的方案一 TE/RJ/DM-SJ 和方案二 TE/ERJ/DMSJ 发动机的推力和比冲(I_{sp})特性如图 6~图 9 所示。其中发动机推力 T 通过与涡轮发动机海平面加力状态下的推力 T_{sl} 之比进行无量纲化处理。发动机推力计算结果与文献^[10]中的计算结果趋势相同并较为接近。发动机比冲计算结果符合各个类型发动机的典型比冲范围^[22]。

3.4 飞机/发动机一体化计算结果与分析

图 10 和图 11 分别给出了方案一 TE/RJ/DMSJ 和方案二 TE/ERJ/DMSJ 的约束分析结果,图中的每一条曲线对应飞行任务中每一航段

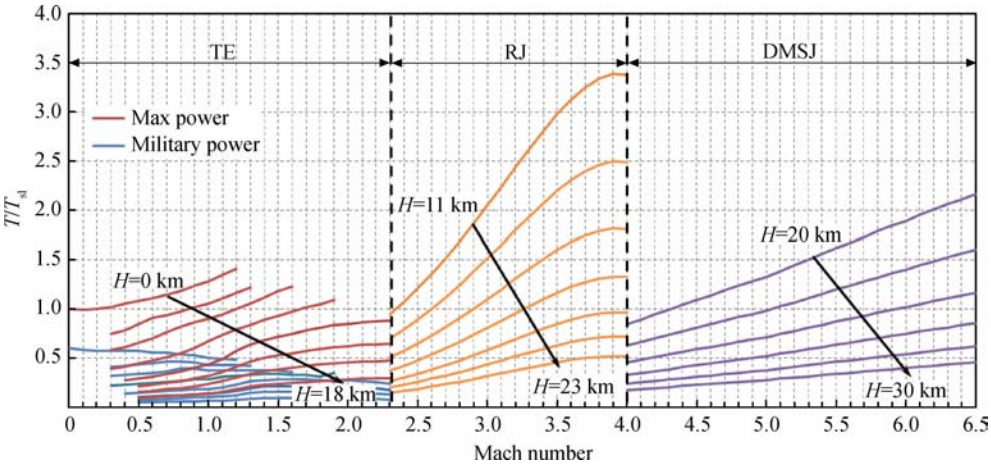


图 6 方案一 turbine(TE)/ramjet(RJ)/dual mode scramjet(DMSJ)发动机无量纲推力

Fig. 6 Non-dimensional thrust of case 1 turbine (TE)/ramjet (RJ)/dual mode scramjet (DMSJ) engine

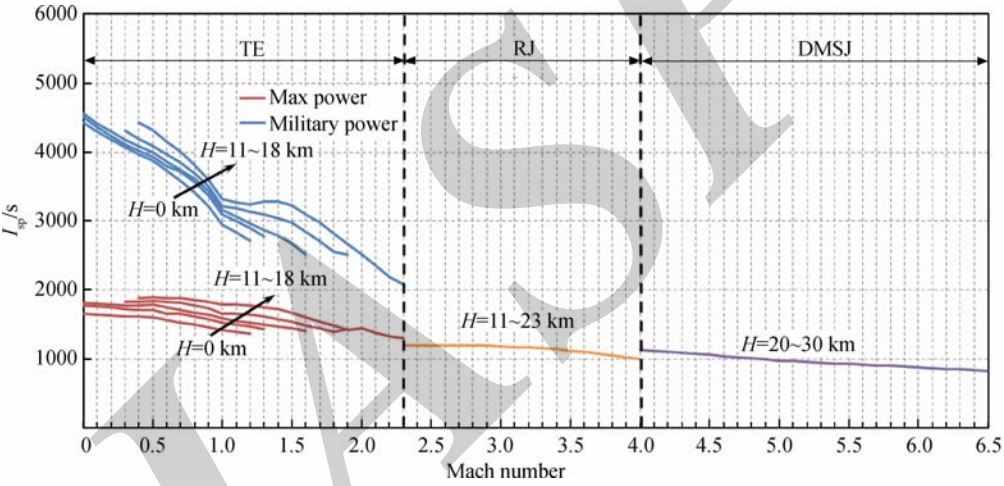


图 7 方案一 turbine(TE)/ramjet(RJ)/dual mode scramjet(DMSJ)发动机比冲特性

Fig. 7 Specific impulse of case 1 turbine (TE)/ramjet (RJ)/dual mode scramjet (DMSJ) engine

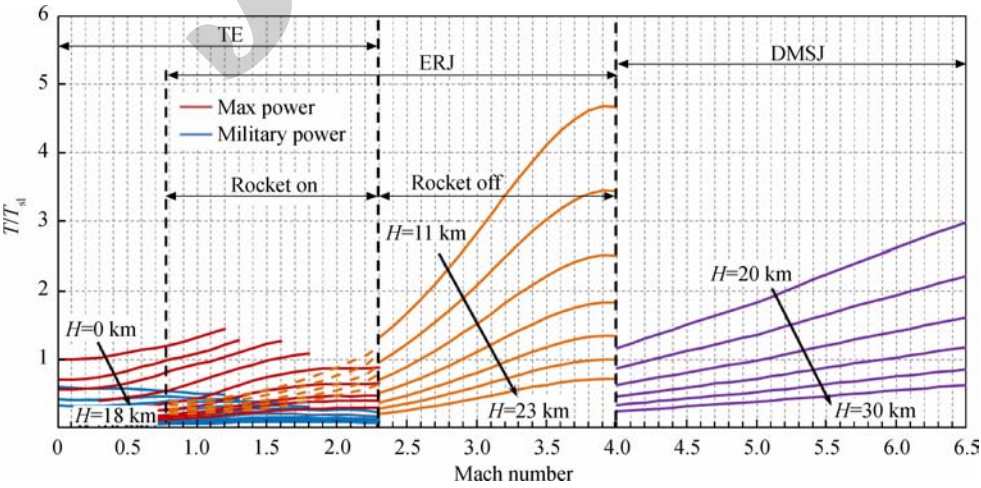


图 8 方案二 turbine(TE)/ejector ramjet(ERJ)/dual mode scramjet(DMSJ) 发动机无量纲推力

Fig. 8 Non-dimensional thrust of case 2 turbine (TE)/ejector ramjet (ERJ)/dual mode scramjet (DMSJ) engine

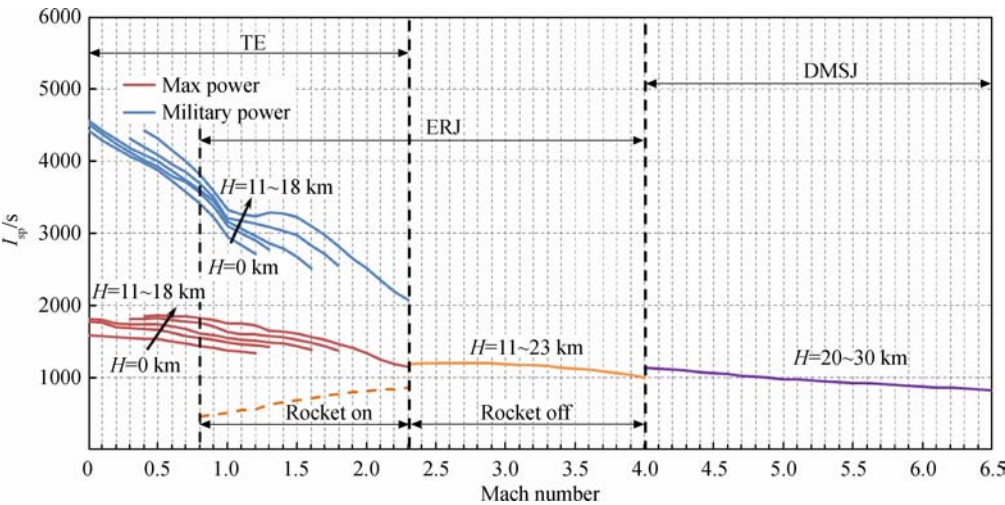


图 9 方案二 turbine(TE)/ejector ramjet(ERJ)/dual mode scramjet(DMSJ) 发动机比冲特性

Fig. 9 Specific impulse of case 2 turbine (TE)/ejector ramjet (ERJ)/dual mode scramjet (DMSJ) engine

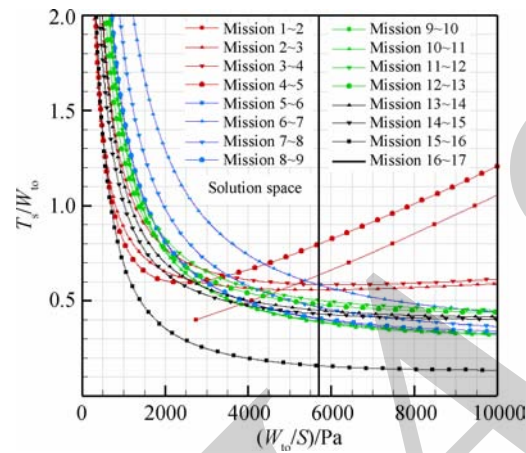


图 10 Turbine/ramjet/dual mode scramjet 发动机约束分析

Fig. 10 Constraint analysis for the turbine/ramjet/dual mode scramjet engine

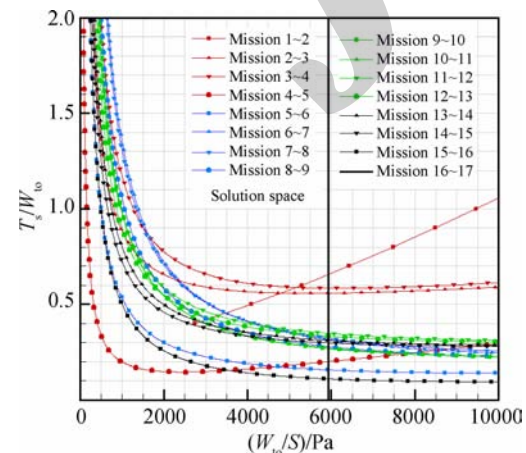


图 11 Turbine/ejector ramjet/dual mode scramjet 发动机约束分析

Fig. 11 Constraint analysis for the turbine/ejector ramjet/dual mode scramjet engine

的任务需求,每条曲线的上方是满足该约束的起飞推质比和机翼载荷,所有曲线围成的区域即为满足所有约束的可行域。从图中可以看到方案一的可行域主要是由任务段 4~5、6~7 和 16~17 的约束曲线围成,其中 4~5 为跨声速飞行任务段,6~7 为涡轮发动机向亚燃冲压发动机的模态转换任务段,16~17 为降落任务段,跨声速飞行任务段对起飞推质比 T_{sl}/W_{to} 提出了较高的要求,这主要是因为飞行器的跨声速阻力较大。针对方案二,其可行域主要由任务段 1~2、3~4、6~7 和 16~17 的约束曲线围成,其中 1~2 为飞行器起飞任务段,3~4 为采用军用状态下的涡轮发动机进行爬升的任务段,其余任务段与方案一相同。对比发现,方案二的跨声速约束不再是飞行器约束可行域的必要约束,这是因为方案二在跨声速时同时采用涡轮发动机和引射冲压发动机共同工作,提高了飞行器跨声速时的推力,因此方案二可以选择较小的起飞推质比 T_{sl}/W_{to} 。

在约束可行域内选取了不同的起飞推质比 T_{sl}/W_{to} 和机翼载荷 W_{to}/S ,通过任务分析和采用 HASA 模型计算得到的起飞总质量和起飞推力如表 4 所示。从表 4 可以看出,对于方案一,随着起飞推质比 T_{sl}/W_{to} 的增加,飞行器的起飞总质量 W_{to} 先下降后上升,这是因为当起飞推质比较小时,其飞行过程中的发动机可用推力也相对较小,因此在飞行器加速和爬升阶段的飞行时间较长,燃油消耗量较多,燃油质量对飞行器起飞总质量的影响占主导地位,此时,随着起飞推质比的增加,飞行器在完成飞行任务时的燃油质量所占的比重降低,进而使得飞行器起飞总质量下降;当飞

表 4 不同 T_{sl}/W_{to} 和 W_{to}/S 下的 T_{sl} 和 W_{to}
Table 4 T_{sl} and W_{to} with different T_{sl}/W_{to} and W_{to}/S

方案	T_{sl}/W_{to}	$(W_{to}/S)/Pa$	T_{sl}/kg	W_{to}/kg
方案 1: TE/RJ/ DMSJ	0.80	4 500	249.9	31872
		5 000	241.4	30 791
	0.85	4 000	251.8	30 222
		4 500	242.0	29 046
		5 000	234.6	28 166
		4 000	269.7	30 584
	0.90	5 000	251.5	28 510
		5 500	245.4	27 819
	0.95	3 500	313.8	33 702
		4 500	285.3	30 646
		5 500	269.6	28 960
		3 000	380.2	38 800
	1.00	4 000	331.5	33 826
		5 000	307.5	31 380
		5 500	299.6	30 569
方案 2: TE/ERJ/ DMSJ	0.75	4 500	219.3	29 832
		5 000	212.7	28 934
	0.80	4 000	257.0	32 779
		5 000	238.9	30 472
		5 500	233.0	29 720
	0.85	4 000	291.0	34 936
		5 000	269.7	32 376
		5 500	262.5	31 511
		4 000	331.0	37 530
	0.90	5 000	305.5	34 637
		6 000	297.1	33 686
		3 000	442.7	47 550

注:表中加粗的数据为优选出的方案。

飞行器起飞推质比较大时,推进系统质量的影响将更为突出,此时,随着起飞推质比的增加,推进系统的质量也相应增加,从而使得飞行器起飞总质量增加。方案二中,飞行器在爬升和加速阶段采用了引射火箭与涡轮发动机共同工作,大大减小飞行时间,特别是跨声速段的时间,此时,推进系

统质量对于起飞总质量的影响要高于燃油质量对于起飞总质量的影响,因此,随着起飞推质比的增加,飞行器的起飞总质量增加。

在相同的起飞推质比 T_{sl}/W_{to} 下,方案一和方案二的起飞总质量均随着机翼载荷 W_{to}/S 的增加而降低,这是因为机翼载荷的增加使得相应的飞行器机翼面积(或参考面积)降低,进而降低了飞行器的机翼等结构质量,从而降低了飞行器的起飞总质量。

在表 4 中优选出方案一的起飞推质比 $T_{sl}/W_{to}=0.85$,机翼载荷 $W_{to}/S=5\,000\text{ Pa}$,和相应的起飞推力 $T_{sl}=234.6\text{ kN}$ 和起飞总质量 $W_{to}=28\,166\text{ kg}$;方案二的起飞推质比 $T_{sl}/W_{to}=0.75$,机翼载荷 $W_{to}/S=5\,000\text{ Pa}$,和相应的起飞推力 $T_{sl}=212.7\text{ kN}$ 和起飞总质量 $W_{to}=28\,934\text{ kg}$ 。方案一的起飞总质量较方案二减小了 2.6%,起飞推力增加了 10.3%。

在选定的起飞推质比和机翼载荷下,采用两种组合动力方案的飞行器的尺寸和各系统的质量如表 5 所示。

表 5 两种方案的飞行器尺寸和质量
Table 5 Vehicle sizes and masses of the two cases

参数	TE/RJ/DMSJ	TE/ERJ/DMSJ
T_{sl}/W_{to}	0.85	0.75
$(W_{to}/S)/Pa$	5 000	5 000
飞行器总长/m	16.3	16.3
飞行器总容积/ m^3	160	187
机翼面积/ m^2	55.2	56.7
载荷质量/kg	1 500	1 500
推进系统质量/kg	6 308	6 082
结构质量/kg	5 344	5 364
燃料质量/kg	13 606	14 541
子系统质量/kg	1 408	1 447
起飞总质量/kg	28 166	28 934

基于现阶段涡轮发动机水平,方案一需采用两台非安装推力(考虑 10%的安装损失) $F_{sl}=129\text{ kN}$ 的涡轮发动机,而方案二则需要采用两台海平面非安装推力(考虑 10%的安装损失)为 $F_{sl}=119\text{ kN}$ 的涡轮发动机。

本文最后评估了不同巡航距离对于飞行器起飞总质量的需求。图 12 给出了两种组合动力方案的飞行器起飞总质量随马赫数为 6.5 巡航距离的变化。

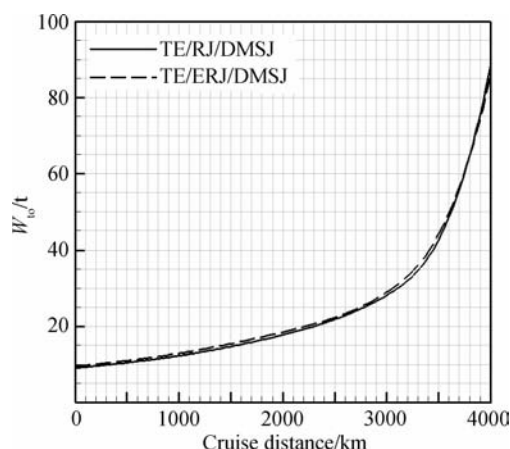


图 12 起飞总质量随巡航距离的变化

Fig. 12 Takeoff total mass variation with cruise distance

两种组合动力方案的起飞总质量变化几乎一致,随着巡航距离增加,起飞总质量呈现出非线性的增长规律,巡航距离越大,起飞总质量的增长率越大。当飞行器只爬升加速到马赫数为 6.5,高度为 27 km 时,即巡航距离为 0 km 时,飞行器的起飞总质量为 10 t 左右,当巡航距离为 4 000 km 时,起飞总质量将达到 85 t 左右。

4 结 论

通过本文研究,得到以下结论:

1) 本文采用飞机/发动机一体化分析方法和 HASA 尺寸质量模型,开展了两种典型的组合循环发动机(方案一为涡轮/亚燃冲压/双模态超燃冲压组合发动机,方案二为涡轮/引射冲压/双模态超燃冲压组合发动机(总体性能的对比研究,在约束可行域内,优选了两种方案的起飞推质比和机翼载荷,获得了满足给定飞行任务下的高超声速飞行器的起飞总质量和发动机推力等参数。

2) 针对从海平面起飞到以马赫数为 6.5 巡航 3 000 km 的高超声速巡航飞行器的飞行任务,方案一 TE/RJ/DMSJ 的起飞总质量与方案二 TE/ERJ/DMSJ 相当,前者比后者减小了 2.6%;方案一的起飞推力比方案二高出 10.3%;方案一和方案二分别需要两台海平面起飞推力为 129 kN 和 119 kN 量级的涡轮发动机。

3) 两种组合动力方案的飞行器起飞总质量随着巡航距离增加而显著增加,巡航距离越大,起飞总质量的增长率越大。当巡航距离为 4 000 km 时,起飞总质量将达到 85 t 左右。

参考文献:

[1] BILARDO V J, CURRAN F M, HUNT J L, et al. The

benefits of hypersonic airbreathing launch systems for access to space[R]. AIAA-2003-5265, 2003.

[2] MCNELIS N, BARTOLOTTA P. Revolutionary turbine accelerator (RTA) demonstrator[R]. AIAA-2005-3250, 2005.

[3] BARTOLOTTA P A, MCNELIS N B. High speed turbines; development of a turbine accelerator (RTA) for space access[R]. AIAA-2003-6943, 2003.

[4] SIEBENHAAR A, BOGAR T J. Integration and vehicle performance assessment of the aerojet "TriJet" combined-cycle engine[R]. AIAA-2009-7420, 2009.

[5] BALEPIN V V, LISTON G W. The SteamJet™; Mach 6+ turbine engine with inlet air conditioning[R]. AIAA-2001-3238, 2001.

[6] TETSUYA S, HIROAKI K, NOBUHIRO T, et al. Development study of the precooler of ATREX engine[R]. AIAA-2003-6985, 2003.

[7] MATTINGLY J D, HEISER W H, PRATT D T. Aircraft engine design[M]. 2nd ed. Washington DC: AIAA Education Series, 2002.

[8] 陈玉春, 王晓峰, 屠秋野, 等. 多用途战斗机/涡扇发动机一体化循环参数优化[J]. 航空学报, 2008, 29(3): 554-561.

CHEN Yuchun, WANG Xiaofeng, TU Qiuye, et al. Integrated design optimization of turbofan engines cycle for multi-role fighters[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2008, 29(3): 554-561. (in Chinese)

[9] 陈玉春, 刘振德, 史亚红, 等. 飞航导弹/涡扇发动机一体化设计-约束分析与任务分析[J]. 推进技术, 2006, 27(3): 216-220.

CHEN Yuchun, LIU Zhende, SHI Yahong, et al. Maneuverable missile and turbofan engine integrated design-constrain analysis and mission analysis[J]. Journal of Propulsion Technology, 2006, 27(3): 216-220. (in Chinese)

[10] 徐思远, 刘振德, 王永文, 等. 基于飞发一体化的涡轮冲压组合发动机概念方案设计[J]. 燃气涡轮试验研究, 2013, 26(2): 46-52.

XU Siyuan, LIU Zhende, WANG Yongwen, et al. Conceptual design of TBCC based on airframe and engine integration[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2013, 26(2): 46-52. (in Chinese)

[11] HARLOFF G J, BERKOWITZ B M. HASA-hypersonic aerospace sizing analysis for the preliminary design of aerospace vehicles[R]. NASA-CR-1822262, 1988.

[12] TZONG G, JACOBS R, LIGUORE S. Predictive capability for hypersonic structural response and life prediction; Phase 1 identification of knowledge gaps[R]. Air Force Research Laboratory, AFRL-RB-WP-TR-2010-3068, 2010.

[13] TANG M, MAMPLATA C. Two steps instead of a giant leap; an approach for air breathing hypersonic flight[R]. AIAA-2011-2237, 2011.

[14] SAVINO R, RUSSO G, D'ORIANO V, et al. Performances of a small hypersonic airplane (HyPlane)[J]. Acta Astronautica, 2015, 115: 338-348.

[15] SELLERS J F, DANIELE C J. A program for calculating steady-state and transient performance of turbojet and turbofan engines[R]. NASA TN D-7901, 1975.

[16] ANDERSON D A, TANNEHILL J C, FLETCHER R H. Computational fluid mechanics and heat transfer[M]. 3rd ed. Boca Raton: CRC Press, 2013.

[17] LEE J, WINSLOW R, BUEHRLE R J. The GE-NASA RTA hyperburner design and development[R]. NASA/TM-2005-213803, 2005.

[18] JAVAID K H, SERGHIDES V C. Airframe-propulsion integration methodology for waverider-derived hypersonic cruise aircraft design concepts[J]. Journal of Spacecraft and Rockets, 2005, 42(4): 663-671.

[19] CHEN Min, TANG Hailong, ZHU Zhili, et al. Inlet/TBCC/nozzle integration concept design[R]. AIAA-2008-4588, 2008.

[20] 刘立立. Ma0~7 TBCC 三维进气道和尾喷管设计方法研究[D]. 西安: 西北工业大学, 2017.

LIU Lili. Research on design of Ma0-7 TBCC 3D inlet and nozzle[D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2017. (in Chinese)

[21] HEISER W H, PRATT D T, DALEY D H, et al. Hypersonic airbreathing propulsion[M]. Washington DC: AIAA Education Series, 1994.

[22] WALKER S, TANG M, MAMPLATA C. TBCC propulsion for a Mach 6 hypersonic airplane[R]. AIAA-2009-7238, 2009.

(编辑: 王碧珺)