

## 并联 TBCC 动力对高超声速飞行器性能的影响\*

马松<sup>1,2</sup>, 林鹏<sup>2</sup>, 左林玄<sup>2</sup>, 王霄<sup>1,2</sup>, 谭建国<sup>1</sup>

(1. 国防科技大学空天科学学院, 湖南长沙 410073;

2. 沈阳飞机设计研究所, 辽宁沈阳 110035)

**摘要:**针对马赫数为6的一级高超声速巡航飞行器的动力需求,提出涡轮/亚燃冲压/双模态超燃冲压组合动力(T/RJ/DMSJ)和射流预冷涡轮/亚燃冲压/双模态超燃冲压组合动力(PCT/RJ/DMSJ)两种方案。在给定的飞行任务下,分析起飞推重比分别为0.8和1.0时,飞行器完成任务时的航程和飞行时间,并对比了PCT/RJ/DMSJ在两种工作模式下的性能。研究表明:在相同的起飞推重比下,两种组合动力方案的航程和飞行时间相差不大。当起飞推重比为0.8时,采用PCT/RJ/DMSJ组合动力方案比T/RJ/DMSJ组合动力方案的航程高出3.6%,飞行时间高出3.8%;当起飞推重比为1.0时,PCT/RJ/DMSJ的航程和飞行时间比T/RJ/DMSJ的分别高出4.6%和4.8%。在小推重比下,跨声速段的燃料消耗和飞行时间占整个加速爬升段的比例较大,随着推重比的增加,这个比例减小,巡航可用的燃料比例增大,巡航距离增加,提高起飞推重比可以提高高超声速飞行器的航程并缩短飞行时间。

**关键词:**高超声速;组合动力;推重比;航程;飞行时间

**中图分类号:**V235.113 **文献标志码:**A **文章编号:**1001-2486(2019)02-001-07

## Influence of over-under TBCC on the performance of hypersonic aircraft

MA Song<sup>1,2</sup>, LIN Peng<sup>2</sup>, ZUO Linxuan<sup>2</sup>, WANG Xiao<sup>1,2</sup>, TAN Jianguo<sup>1</sup>

(1. College of Aeronautics and Astronautics, National University of Defense Technology, Changsha 410073, China;

2. Shenyang Aircraft Design & Research Institute, Shenyang 110035, China)

**Abstract:** Two kinds of combined-cycle propulsions were studied to meet the requirement of a hypersonic vehicle that cruises at Mach number 6. One consists of T/RJ/DMSJ (turbine engine, ramjet and dual mode scramjet), while the other consists of PCT/RJ/DMSJ (pre-cooled turbine engine, ramjet and dual mode scramjet). The ranges and the flying time of the hypersonic vehicle which uses T/RJ/DMSJ and PCT/RJ/DMSJ were obtained under thrust weight ratio of 0.8 and 1.0 with a given mission. The performances of two operating mode of PCT/RJ/DMSJ were compared. Results show that the range and the flying time of the two combined-cycle propulsions are almost close. The range of PCT/RJ/DMSJ is 3.6% higher than T/RJ/DMSJ and the flying time of PCT/RJ/DMSJ is 3.8% more than T/RJ/DMSJ under thrust weight ratio of 0.8. When the thrust weight ratio is 1.0, the range and the flying time of PCT/RJ/DMSJ are 4.6% and 4.8% higher than T/RJ/DMSJ, respectively. Under the lower thrust weight ratio, the fuel consumption of the transonic flying phase is the largest part during the acceleration and climbing process. The fuel consumption of the transonic flying phase decreases as the increase of thrust weight ratio and then more fuel can be used in the hypersonic cruise and the cruise distance increases. The range increases and the flying time decreases as the increase of thrust weight ratio.

**Keywords:** hypersonic; combined-cycle propulsion; thrust weight ratio; range; flying time

高超声速飞行器技术作为未来航空航天领域的战略制高点,成为世界各主要军事强国研究的重点。从掌握的资料来看,美国发展高超声速飞行器采取“技术验证机、短寿命飞机、长寿命飞机”三步走的总体技术路线,计划在2030年左右形成装备。美国洛马公司在2013年首次公开披

露SR-72高超声速飞行器验证机,大小与F-22相当且最大速度可达6Ma,采用单台全尺寸涡轮基组合循环(Turbine-Based Combined Cycle, TBCC)发动机,2018年开始验证机的研制并预计在2023年完成首飞。波音公司在2018年1月首次对外展示了高超声速飞行器验证机概念方案,

\* 收稿日期:2018-01-09

基金项目:国家自然科学基金资助项目(91441121)

作者简介:马松(1984—),男,湖北荆州人,博士研究生,E-mail:masonghit@sina.com;

谭建国(通信作者),男,教授,博士,博士生导师,E-mail:jianguotan@nudt.edu.cn

同样采用单台 TBCC 推进系统并且大小与 F-16 相当。可以看到,美国主要研究机构在高超声速飞行器推进系统方案的认识上逐步达成一致,即 TBCC 发动机将会是高超声速飞行器一种较为理想的动力选型方案<sup>[1]</sup>。

目前,6Ma 一级的 TBCC 动力装置通过采用涡轮发动机和双模态超燃冲压 (Dual-Mode ScramJet, DMSJ) 发动机组合的形式,二者共用进气道和尾喷管,由于现役涡轮的工作马赫数上限 (2.0~2.5) 与双模态超燃冲压发动机马赫数工作下限 (4.0~4.5) 无法衔接,存在推力接力的问题。解决该问题一方面需要在保证涡轮发动机稳定工作的前提下提高发动机的马赫数上限,另一方面则需要降低双模态冲压发动机的马赫数下限。目前,国内外提高涡轮发动机马赫数工作范围有以下两种解决方案:①超级燃烧室技术<sup>[2-3]</sup>,即采用涡轮发动机与亚燃冲压发动机串联的形式,涡轮发动机的加力燃烧室与冲压发动机的燃烧室共用,这个燃烧室被称为超级燃烧室。在飞行马赫数达到传统涡轮发动机马赫数上限后,来流可通过旁路绕过发动机转子部件直接进入超级燃烧室中。此外,发动机将工作在冲压模态,可继续在高飞行马赫数下为飞行器提供推力。②预冷却技术<sup>[4-5]</sup>,即在涡轮发动机进口采用射流预冷或换热预冷来降低压气机的入口温度,提高涡轮发动机转子在高马赫数来流下的换算转速,提高其转子的效率和工作范围。此外,来流温度降低使得在涡轮前温度受限的条件下,燃烧室内可以加入更多的燃料,提高涡轮发动机的循环功,因此可以在高飞行马赫数下获得较大的推力。

国内大多数关于组合循环发动机总体方面的研究多停留在发动机方案本身,很少涉及组合循环发动机对于其高超声速飞行器的性能影响研究。高超声速飞行器究竟采用哪种组合动力形式,需要从飞行器的任务需求出发,开展相关研究<sup>[6-8]</sup>。因此,本文从高超声速飞行器飞行任务性能的角度出发,采用飞/发性能一体化的分析手段,比较以上两种组合发动机方案:①涡轮/亚燃冲压/双模态超燃冲压 (Turbine/RamJet/Dual-Mode ScramJet, T/RJ/DMSJ) 组合动力;②射流预冷涡轮/亚燃超燃/双模态超燃冲压 (Pre-Cooled Turbine/RamJet/Dual-Mode ScramJet, PCT/RJ/DMSJ) 组合动力。在统一的飞行平台模型和飞行任务下,对比在完成相同飞行器任务时,采用这两种组合动力的飞行器的任务性能。

## 1 数学模型

给定飞行器的起飞重量、起飞推力以及燃油重量,则可以根据发动机的高度速度特性和飞行器的升阻特性,获得飞行器沿飞行剖面的飞行时间和航程。飞行过程中飞行器的重量计算将根据航段中剩余功率  $P_s$  的不同分为两种形式<sup>[9]</sup>:

$$W_i = \begin{cases} \exp\left[-\frac{TSFC}{V(1-u)}\Delta\left(H + \frac{V^2}{2g_0}\right)\right] & P_s > 0 \\ \exp\left[-TSFC\left(\frac{D+R}{W}\right)\Delta t\right] & P_s = 0 \end{cases} \quad (1)$$

式中, $W_i$  为任务段开始时的重量, $W_f$  为任务段结束时的重量, $TSFC$  为单位安装推力耗油率, $V$  表示飞行器速度, $H$  表示飞行高度, $g_0$  表示重力加速度, $W$  表示飞行器质量, $u = \frac{D+R}{\alpha T_{SL}}$  代表阻力和附加阻力带来的推力损耗,给定飞行器的升阻比  $L/D$  后,则  $u = \frac{D\beta W_{T0}}{L\alpha T_{SL}}$ 。其中, $T_{SL}$  为海平面起飞状态下的推力; $W_{T0}$  为地面满载时的起飞总重; $\alpha$  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; $\beta$  是飞行器瞬时重量与起飞总重之比。在爬升和加速段, $P_s > 0$ ;而在巡航段, $P_s = 0$ 。

每一任务航段的飞行时间则为

$$\Delta t = \int_{z_1}^{z_2} \frac{dz}{P_s} \quad (2)$$

式中, $z = H + \frac{V^2}{2g_0}$  表示能量高度,

$$P_s = V \frac{\alpha T_{SL}}{\beta W_{T0}} (1-u) \quad (3)$$

在计算过程中,每一任务航段飞行区间较小,可用平均剩余功率  $P_{s,avg}$  来进行计算,则

$$\Delta t = \frac{z_2 - z_1}{P_{s,avg}} \quad (4)$$

每一任务航段消耗的燃油重量为

$$W_F^i = \beta W_{T0} \left(1 - \frac{W_f}{W_i}\right) \quad (5)$$

总的航程即为燃油完全消耗时所有任务航段的飞行距离  $S$  之和

$$S = \sum_{i=1}^{n-1} (V_{avg}^i t) \quad (6)$$

在  $P_s > 0$  时,其重量因子的变化主要取决于  $u$ ,而  $u = \frac{D\beta W_{T0}}{L\alpha T_{SL}}$ ,本文中起飞推重比为 0.8 和 1.0。

## 2 组合发动机方案与特性

图1给出了两种组合动力方案的示意图,其中图1(a)为方案一 T/RJ/DMSJ,涡轮发动机与亚燃冲压发动机串联作为组合发动机的低速通道,而双模态超燃冲压发动机作为组合发动机的高速通道,高速通道与低速通道采用并联的形式;图1(b)为方案二 PCT/RJ/DMSJ,其组合形式与图1(a)相同,此外,在涡轮发动机入口安置了预冷器。

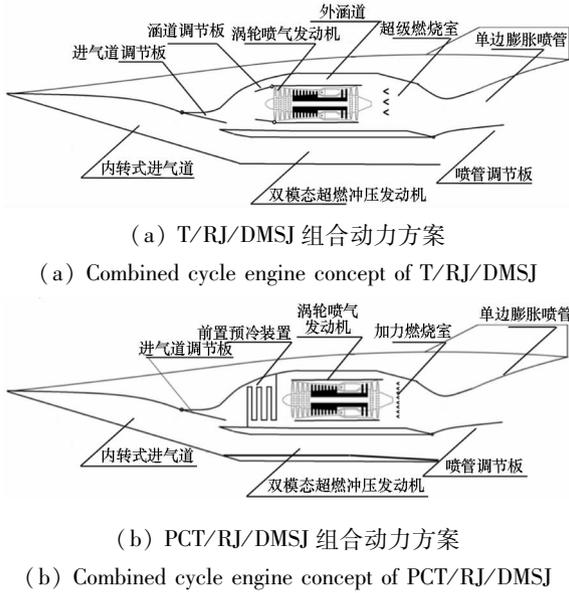


图1 两种组合动力方案示意

Fig.1 Sketches of two kinds of combined cycle engines

在进行飞行器飞行任务的计算时,需要以飞行器的升阻特性和发动机的高度速度特性作为输入参数。本文中,涡轮发动机采用双转子混排涡扇发动机,并采用通用特性进行性能计算<sup>[10]</sup>。双模态超燃冲压发动机特性计算采用准一维计算模型,并采用 MacCormack 有限差分进行求解<sup>[11]</sup>。超级燃烧室是 NASA 发展的 RTA 发动机中一种加力/冲压一体化燃烧室<sup>[12]</sup>,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。在组合循环发动机性能的计算过程中,考虑了模态转换时发动机的总推力的连续变化<sup>[13]</sup>。在射流预冷发动机特性计算中对射流预冷冷却热交换系统的数学模型进行了简化。在简化模型中只考虑气流总参数在系统中的传递以及系统的质量守恒和能量守恒。射流预冷的冷却介质采用水,水和水蒸气性质由 IAPWS - IF97 国际标准中水和蒸汽的计算公式求得<sup>[14-15]</sup>。发动机设计点参数选择参考了目前现有发动机的水平,两个方案的发动机设计点热力循环参数如表1所示。

表1 发动机设计点热力循环参数

Tab.1 Thermodynamics cycle parameters of TBCC engine on design point

发动机类型	参数	取值
涡轮发动机 (0Ma,高度 0 km)	风扇压比	3.25
	风扇效率	0.83
	高压压气机压比	9.63
	高压压气机效率	0.86
	主燃烧室出口温度/K	1650
	主燃烧室燃烧效率	0.99
	涵道比	0.72
	高压涡轮效率	0.86
	低压涡轮效率	0.87
	加力燃烧室出口温度/K	2020
亚燃冲压发动机 (4Ma,高度 21.9 km)	加力燃烧室燃烧效率	0.95
	压气机前冷却温度/K	420
	油气当量比	0.94
双模态超燃 冲压发动机 (6Ma,高度 27 km)	燃烧室燃烧效率	0.85
	燃烧室出口总温/K	2430
	油气当量比	0.9
	燃烧室燃烧效率	0.8
	燃烧室出口总温/K	2490

在飞行马赫数 0~6 范围内,计算得到的组合动力方案一 T/RJ/DMSJ 的高度速度特性如图2和图3所示。图2为方案一 T/RJ/DMSJ 的推力特性图,图中发动机推力  $T$  除以涡轮发动机海平面最大推力  $T_{sl}$  进行无量纲处理,RJ/DMSJ 控制规律为保持当量比不变。如图所示,涡轮发动机的工作马赫数范围为 0~2.3;串联的亚燃冲压发动机从 2.3Ma 工作到 4.0Ma;双模态超燃冲压发动机从 4.0Ma 工作到 6.0Ma。图3为 T/RJ/DMSJ 的比冲特性,比冲性能代表了发动机的经济性,对于涡轮发动机,其比冲性与发动机的部件效率直接相关。随着来流马赫数增加,来流总温增加,涡轮发动机中压气机的换算转速降低,效率有所下降。当飞行高度小于 11 km 时,大气温度随着高度增加而下降,因此在相同的飞行马赫数下,涡轮发动机的比冲随之升高;当飞行高度大于 11 km 时,在同温层内大气温度基本保持不变,因此涡轮发动机的比冲基本不变。亚燃冲压发动机比冲在其飞行范围内变化不大,双模态超燃冲压发动机的比冲随着高度变化不大,随着飞行马赫

数增加而降低。

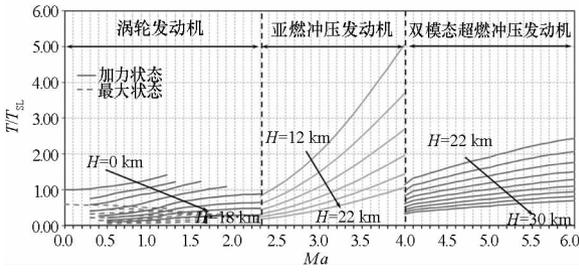


图 2 方案一组合动力推力特性

Fig. 2 Thrust performance of case 1 combined propulsion

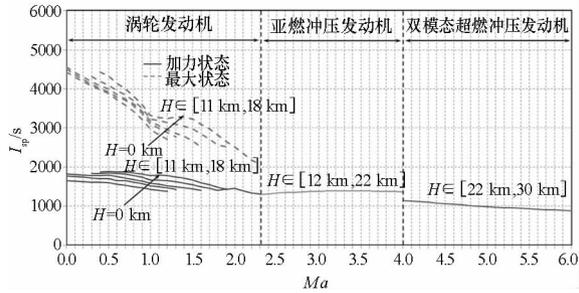


图 3 方案一组合动力比冲特性

Fig. 3 Specific impulse performance of case 1 combined propulsion

方案二采用 PCT/RJ/DMSJ 组合动力,选取两种工作模式进行对比。工作模式一,射流预冷涡轮发动机的预冷器在 2.2Ma 开始工作,一直工作到 2.6Ma,保持压气机进口总温  $T_{12} = 420$  K;工作模式二,预冷器在 2.2Ma 开始工作,一直工作到 4.0Ma。工作模式一下的推力和比冲特性分别如图 4 和图 5 所示。工作模式二下的推力和比冲特性分别如图 6 和图 7 所示。由图可以看到,采用了射流预冷器后,涡轮发动机的工作范围得到扩展,并在 2.2~4.0Ma 范围内保持了较大的推力。但随着马赫数的上升,其喷水量显著增大,从而导致比冲性能大幅度下降,到 4.0Ma 时,射流预冷涡轮发动机的比冲性能已接近 400 s。尽管如此,发动机方案的优劣还需要从飞行器完成整个飞行任务时的任务性能来进行评估。

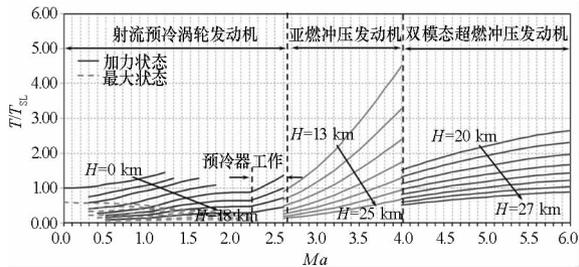


图 4 方案二工作模式一的推力特性

Fig. 4 Thrust performance of case 2 combined propulsion on mode 1

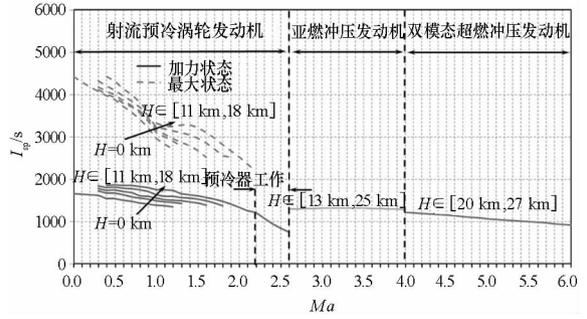


图 5 方案二工作模式一的比冲特性

Fig. 5 Specific impulse performance of case 2 combined propulsion on mode 1

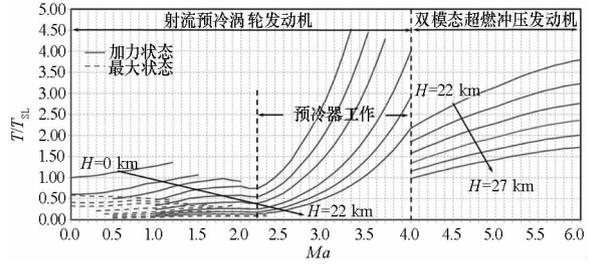


图 6 方案二工作模式二的推力特性

Fig. 6 Thrust performance of case 2 combined propulsion on mode 2

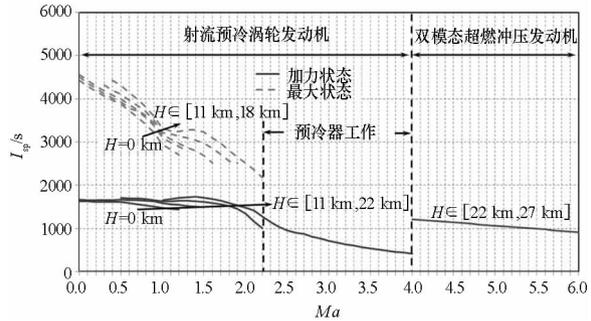


图 7 方案二工作模式二的比冲特性

Fig. 7 Specific impulse performance of case 2 combined propulsion on mode 2

### 3 高超声速巡航飞行任务

基于文献[16-17]对高超声速巡航飞行器的任务的描述,本文确定的一个高超声速飞行器的飞行任务如图 8 所示。该飞行任务首先采用涡轮发动机从海平面起飞,加速至 0.8Ma 后,等马赫数爬升至高度 11 km,接着以等动压  $q = 46.3$  kPa 爬升至 2.3Ma,此后分别采用亚燃冲压和双模态超燃冲压发动机等动压爬升至 6.0Ma,高度 27 km,最后,飞行器以 6Ma 在高度 27 km 处进行巡航。方案一中,涡轮发动机与亚燃冲压发动机在 2.0~2.3Ma 进行模式转换;方案二中,射流预冷涡轮发动机与亚燃冲压发动机在 2.3~2.6Ma 进行模式转换。涡轮发动机向冲压发动机模式转换时,发动机的总推力希望保持不变<sup>[13]</sup>。

文献[18]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,假设组合发动机的总推力保持不变,由此来确定和涡轮发动机相匹配的冲压发动机推力。

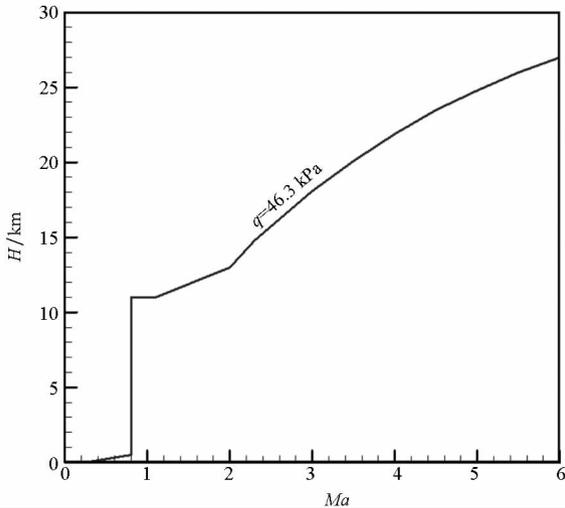


图8 高超声速巡航飞行器飞行任务剖面  
Fig.8 Mission profile of hypersonic cruise vehicle

进行飞行器的飞行任务分析时,还需要飞行器的升阻特性作为输入条件。一种 5.0Ma 巡航的高超声速飞行器具有高效的气动性能<sup>[19-21]</sup>,在亚声速飞行范围内,其升阻比为 9,在超声速和高超声速飞行范围内,其升阻比为 5~6。本文基于上述高超声速飞行器,对一种 6.0Ma 巡航的高超声速飞行器的升阻特性进行了拓展,并考虑了较大的跨声速阻力,其升阻比  $C_L/C_D$  如表 2 所示。

表2 高超声速巡航飞行器升阻比

Tab.2 Lift-drag ratio of hypersonic vehicle

Ma	$C_L/C_D$
0~0.9	9~3
0.9~1.2	3~3.5
1.2~4.0	3.5~5
4.0~6.0	5~5.5

### 4 结果与分析

由上述计算得到的组合发动机特性和给出的飞行器升阻模型,计算了两种状态下的飞行器任务性能。状态一:飞行器起飞重量  $W_{T0} = 30\ 000\text{ kg}$ ,起飞推力  $T_{SL} = 24\ 000\text{ kg}$ ,燃料重量

$W_F = 12\ 000\text{ kg}$ 。状态二:飞行器起飞重量  $W_{T0} = 30\ 000\text{ kg}$ ,起飞推力  $T_{SL} = 30\ 000\text{ kg}$ ,燃料重量  $W_F = 12\ 000\text{ kg}$ 。这两种状态下的飞行器起飞重量保持一致,所携带的燃料重量保持一致(其中射流预冷涡轮发动机所携带的冷却剂水的重量包含在燃料重量之中),不同的是飞行器的起飞推重比  $T_{SL}/W_{T0}$  分别为 0.8 和 1.0。

图 9 给出了两种组合发动机方案分别在 0.8 和 1.0 起飞推重比条件下,瞬时重量因子随飞行任务的变化。瞬时重量因子反映了燃料在飞行过程中的消耗,从图中可以看到,在相同的起飞推重比下,PCT/RJ/DMSJ 在工作模态一下的瞬时重量因子与 T/RJ/DMSJ 变化的差别不大;在工作模态二,其在 3.0~4.0Ma 段,瞬时重量因子下降较快。较小的推重比下,跨声速段的瞬时重量因子下降较快,这说明飞行器在此飞行任务段消耗了大量的燃料;在 6Ma 处,瞬时重量因子垂直下降,其表示在飞行器巡航时燃料的消耗,燃料耗尽时瞬时重量因子为 0.6。

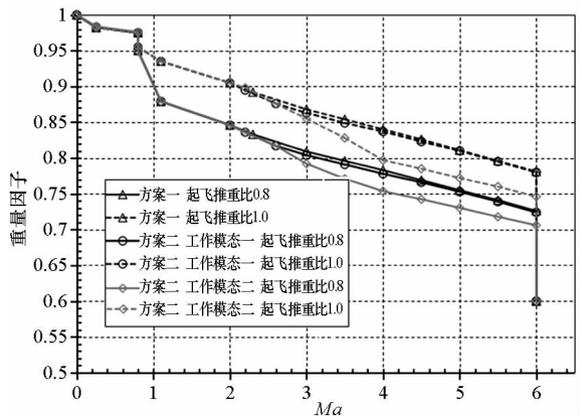


图9 瞬时重量因子在飞行任务过程中的变化  
Fig.9 Weight fraction variation with mission phases

从图 9 中还可以看出,在 0~0.8Ma 航段内,飞行器的升阻比较高,这意味着当飞行器升重平衡时,其阻力较小,而起飞推重比 0.8 和 1.0 下的飞行器推力均要远大于阻力,在该航段的  $u$  较小,在该航段起飞推重比从 0.8 增加到 1.0 对飞行器重量因子的影响较小,因而曲线几乎重合。接近跨声速时,飞行器阻力剧增,此时在推重比 0.8 和 1.0 下的  $u$  差异较大,在 0.8 下的  $u$  值较高,此时飞行器重量因子大幅度下降,但此后,在高马赫数范围内,随着飞行器升阻比的提高,推重比 0.8 和 1.0 下的  $u$  的差异减小,因此可以看到推重比 0.8 和 1.0 下的两条曲线在高马赫数下几乎平行。

表 3 给出了在起飞推重比  $T_{SL}/W_{T0} = 0.8$  下,

两种组合动力方案飞行任务性能的对比。可以发现,在工作模式一下两种组合动力的航程和飞行时间相当,采用 PCT/RJ/DMSJ 组合动力方案比 T/RJ/DMSJ 组合动力方案的航程高出 3.7%,飞行时间高出 3.8%。飞行器在跨声速时的阻力较大,在跨声速时,两种组合动力均采用涡轮发动机进行飞行,没有额外的增推装置,因此在跨声速阶段,飞行器的燃料消耗较大,所用的时间较长,其中跨声速燃料消耗占整个加速爬升阶段燃料消耗的 26% 左右,飞行时间占 32% 以上。PCT/RJ/DMSJ 组合动力的全程消耗的冷却水重量仅为 86 kg,占整个燃料重量的 0.7%。在工作模式二下,由于冷却的需求,PCT/RJ/DMSJ 的耗水量大大增加,为 1606 kg,约占整个燃料重量的 13.4%,因此可用于巡航的燃料减少,巡航距离相比于工作模式一减小了 12.1%。

表 4 给出了在起飞推重比  $T_{SL}/W_{TO} = 1.0$  条件下,两种组合动力方案飞行任务性能的对比。在工作模式一下,PCT/RJ/DMSJ 组合动力方案的航程和飞行时间比 T/RJ/DMSJ 组合动力方案分别高出 4.6% 和 4.8%,在工作模式二下 PCT/RJ/DMSJ 的航程相比于工作模式一减小了 18.9%,可见 PCT/RJ/DMSJ 在工作模式一下的方案较优。

随着起飞推重比的增加,加速阶段尤其是跨声速段的燃料消耗较少。在  $T_{SL}/W_{TO} = 1.0$  下,跨声速段的燃料消耗和时间约占加速爬升段的 8%

和 13% 左右。这是因为随着飞行器的起飞推重比增加,飞行器在跨声速时可用的推力增加,这使得飞行器在跨声速所用的时间大幅度下降,由此在该飞行任务段的燃料消耗量有所下降。减少了飞行器在加速爬升阶段的燃料消耗量,则有更多的燃料用于高超声速巡航,从而提高了飞行器的巡航距离和整个航程。

此外,随着推重比增加,T/RJ/DMSJ 和 PCT/RJ/DMSJ 工作模式一的航程分别增加了 22.6% 和 23.8%,飞行时间分别减小了 7.5% 和 6.6%。

## 5 结论

围绕 6Ma 高超声速巡航飞行器的飞行任务需求,开展了 T/RJ/DMSJ 和 PCT/RJ/DMSJ 两种组合动力方案的研究。采用了相同的飞行器升阻模型和飞行剖面,对不同起飞推重比下的飞行器性能进行对比分析,得到以下结论:

1) 当起飞推重比  $T_{SL}/W_{TO}$  为 0.8 或 1.0 时,工作模式一下两种方案计算得到的航程与飞行时间相差不大,PCT/RJ/DMSJ 组合动力方案比 T/RJ/DMSJ 组合动力方案略有优势。工作模式二下 PCT/RJ/DMSJ 的飞行时间有所缩短,但航程较短,相应地减小了 14% ~ 19%,主要原因是随着飞行速度的增大,涡轮发动机进口喷水量增加,导致比冲降低,影响飞行航程。PCT/RJ/DMSJ 工作模式一的性能要优于工作模式二。

表 3 两种组合动力飞行任务性能对比 ( $T_{SL}/W_{TO} = 0.8, W_F = 12\ 000\ \text{kg}$ )

Tab. 3 Mission performance comparison of the two kinds of combined propulsions ( $T_{SL}/W_{TO} = 0.8, W_F = 12\ 000\ \text{kg}$ )

任务段	T/RJ/DMSJ			PCT/RJ/DMSJ (模式一/模式二)		
	飞行距离/km	燃料消耗重量/kg	时间/s	飞行距离/km	燃料消耗重量/kg	时间/s
加速爬升段	408	8215	911	491/389	8404(冷却水 86)/ 8864(冷却水 1606)	1190/1038
巡航段	1638	3785	1110	1630/1433	3596/3136	907/797
合计	2046	12 000	2021	2121/1822	12 000	2097/1835

表 4 两种组合动力飞行任务性能对比 ( $T_{SL}/W_{TO} = 1.0, W_F = 12\ 000\ \text{kg}$ )

Tab. 4 Mission performance comparison of the two kinds of combined propulsions ( $T_{SL}/W_{TO} = 1.0, W_F = 12\ 000\ \text{kg}$ )

任务段	T/RJ/DMSJ			PCT/RJ/DMSJ (模式一/模式二)		
	飞行距离/km	燃料消耗重量/kg	时间/s	飞行距离/km	燃料消耗重量/kg	时间/s
加速爬升段	251	6583	613	315/188	6701(冷却水 81)/ 7625(冷却水 1617)	673/629
巡航段	2258	5417	1256	2310/1941	5299/4375	1285/1080
合计	2509	12 000	1869	2625/2129	12 000	1958/1709

2)随着起飞推重比的增加,跨声速段的燃料消耗和飞行时间占整个爬升段的比例减小,飞行器在加速爬升阶段的燃料消耗量有所减小,则有更多的燃料用于高超声速巡航,从而提高了飞行器的巡航距离和整个航程。

3)提高起飞推重比可以提高超声速飞行器的航程并缩短飞行时间。推重比从0.8增加到1.0,工作模式一下的PCT/RJ/DMSJ和T/RJ/DMSJ的航程分别增加了22.6%和23.8%,飞行时间分别减小了7.5%和6.6%。

## 参考文献 (References)

- [1] Bilardo V J, Curran F M, Hunt J L, et al. The benefits of hypersonic airbreathing launch systems for access to space [C]//Proceedings of 39th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, 2003; AIAA 2003 - 5265.
- [2] McNelis N, Bartolotta P. Revolutionary turbine accelerator (RTA) demonstrator [C]//Proceedings of AIAA/CIRA 13th International Space Planes and Hypersonics Systems and Technologies Conference, 2005; AIAA 2005 - 3250.
- [3] Walker S, Tang M, Mamplata C, et al. TBCC propulsion for a Mach 6 hypersonic airplane [C]//Proceedings of 16th AIAA/DLR/DGLR International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, 2009; AIAA 2009 - 7238.
- [4] Balepin V V, Liston G W. The SteamJet™: Mach 6 + turbine engine with inlet air conditioning [C]//Proceedings of 37th Joint Propulsion Conference and Exhibit, 2001; AIAA 2001 - 3238.
- [5] Sato T, Kobayashi H, Tanatsugu N, et al. Development study of the precooler of the ATREX engine [C]//Proceedings of 12th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies, 2003; AIAA 2003 - 6985.
- [6] 陈玉春, 王晓锋, 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)
- [7] 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)
- [8] 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)
- [9] Mattingly J D, Heiser W H, Pratt D T. Aircraft engine design [M]. 2nd ed. USA: AIAA, 2015.
- [10] Sellers J F, Daniele C J. DYNGEN; a program for calculating steady-state and transient performance of turbojet and turbofan engines: NASA TN D - 7901 [R]. USA: NASA Technical Reports Server, 1975.
- [11] Anderson D A, Tannehill J C, Pletcher R H. Computational fluid mechanics and heat transfer [M]. 2nd ed. USA: McGraw-Hill Book, 1997.
- [12] Lee J H, Winslow R, Buehrle R J, et al. The GE-NASA RTA hyperburner design and development: NASA/TM - 2005 - 213803 [R]. USA: NASA Technical Reports Server, 2005.
- [13] Javadi 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.
- [14] 商旭升, 蔡元虎, 陈玉春, 等. 高速飞行器用射流预冷冷却涡轮基发动机性能模拟 [J]. 中国空间科学技术, 2005, 25(4): 54 - 58.  
SHANG Xusheng, CAI Yuanhu, CHEN Yuchun, et al. Performance simulation of the mass injection precooled TBCC engine for hypersonic vehicles [J]. Chinese Space Science and Technology, 2005, 25(4): 54 - 58. (in Chinese)
- [15] Carter P H, Balepin V V. Mass injection and precompressor cooling engines analyses [C]//Proceedings of 38th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, 2002; AIAA 2002 - 4172.
- [16] Clark C M, Kloesel K J, Ratnayake N A. A technology pathway for airbreathing, combined-cycle, horizontal space launch through SR - 71 based trajectory modeling [C]//Proceedings of 17th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, 2011; AIAA 2011 - 2229.
- [17] Tzong G, Jacobs R, Liguore S. Air vehicle integration and technology research (AVIATR). Task order 0015: predictive capability for hypersonic structural response and life prediction: phase 1—identification of knowledge gaps, volume 1—nonproprietary version [R]. USA: The Boeing Company, 2010.
- [18] Chen M, Tang H L, Zhu Z L, et al. Inlet/TBCC/nozzle integration concept design [C]//Proceedings of 44th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, 2008; AIAA - 2008 - 4588.
- [19] Savino R, Russo G, D'Orlando V, et al. Performances of a small hypersonic airplane (HyPlane) [J]. Acta Astronautica, 2015, 115: 338 - 348.
- [20] Kowalski E J. A computer code for estimating installed performance of aircraft gas turbine engines: NASA - CR - 159691 [R]. USA: NASA Technical Reports Server, 1979; 1 - 183.
- [21] Rockwell R, Goyno C P, Haw W, et al. Experimental study of test-medium vitiation effects on dual-mode scramjet performance [J]. Journal of Propulsion and Power, 2011, 27(5): 1135 - 1142.