

氨预冷膨胀循环空气涡轮火箭发动机性能分析

张鑫^{1,2}, 陆阳^{1,2,*}, 李腾³, 张玉峰³, 范学军^{1,2}

1.中国科学院力学研究所 高温气体动力学国家重点实验室 北京 100190

2.中国科学院大学 工程科学学院 北京 100049

3.广东空天科技研究院(南沙) 广州 511458

摘要: 为研究以氨为冷却剂/燃料的膨胀循环空气涡轮火箭发动机的可行性及性能,采用部件法建立了氨预冷膨胀循环空气涡轮火箭(Air-turborocket, ATR)发动机性能评估模型。对比了Ma4和Ma5飞行工况下,以氨,甲烷和氢为冷却剂/燃料时,膨胀循环空气涡轮火箭发动机的性能差异。结果表明,由于氨具有高当量热沉,以氨为冷却剂/燃料时,具有十分突出的优势,氨的恰当量冷却能力可以支撑至少马赫4的飞行需求,对于宽域空天发动机核心机的研发,各类组合动力的构建,能提供足够大的自由度;在保持预冷后空气温度相同的约束条件下,与甲烷和氢相比,以氨为冷却剂/燃料时发动机具有更高的比推力。本文提出的氨预冷膨胀循环空气涡轮火箭发动机,当量冷却能力和比推力指标优异,适合作为二级入轨飞行器的一级动力,高马赫数吸气飞行以及环保航行等应用场合。

关键词: 氨; 预冷; 空气涡轮火箭发动机; 当量冷却能力; 比推力

引言

随着高超声速技术的发展,对飞行器的宽域飞行性能提出越来越高的要求。为了满足飞行器从起飞加速至高超声速,并且在加速过程中保持较高推力性能的需求,组合动力系统应运而生^[1-2]。目前,基于涡轮发动机和冲压发动机的组合发动机受到越来越广泛的关注,但遗憾的是,能工作到马赫7以上的超燃冲压发动机还无法在马赫数4以下提供足够的推力,而现有的涡轮发动机也很难在马赫数3以上正常工作,形成了短期内难以逾越的“推力鸿沟”^[3-4]。为了解决这一问题,研究者提出了空气预冷的技术路径^[5-7],所谓空气预冷,是指飞行器高马赫数飞行时,对进气道压缩后的高温来流空气进行预冷,然后通入压气机压缩,最后喷入燃烧室燃烧,经喷管喷出产生推力。

对来流高温空气进行预冷的方式主要有两种,换热器预冷和射流预冷^[8]。相比于射流预冷,换热器预冷导致的空气总压损失较小,不会引起空气含氧量的减少,因此,设计马赫数更高一些^[9]。换热器预冷又可分为燃料直接预冷和引入中间介质间接预冷,本文主要介绍燃料直接预冷,以膨胀循环ATR发动机为例,对比了采用不同燃料时,发动机性能的差异。

膨胀循环ATR发动机是在早期ATR发动机基础上发展起来的一款新型发动机,该型发动机在进气道内和燃烧室附近安装了换热部件,利用冷却剂膨胀驱动涡轮。相比于火箭发动

*通讯作者: 陆阳, 副研究员, 主要研究方向: 发动机综合热管理。
基金项目: 广东省高水平创新研究院项目 No. 2020B0909010003

机，ATR 具有更高的比冲，相比于传统航空涡轮发动机，ATR 具有更高推重比，同时工作速度域也更宽。是一款具有较大应用潜力的发动机^[10-11]。

发动机燃料需要同时作为冷却剂。很多学者将目光投向氢，因为它的冷却效果好，燃烧无污染，比冲高^[12-13]。本文讨论了另外一种工质，氨。相比于氢，氨的密度更高，飞行器体积可以做得更小；而且氨的综合成本较低。文献^[14]分析了以氨燃料为冷却剂时预冷吸气式组合发动机的性能参数，初步证明了其适用性及可靠性，但其驱动涡轮的介质是富氧燃气。为了拓宽氨燃料的使用范围，本文分析了以氨为冷却剂/燃料的膨胀循环空气涡轮火箭发动机的性能，对于此种循环模式，驱动涡轮的介质是吸热后的燃料蒸汽。

1 物理模型

本文所建发动机热力循环的物理模型示意图如图 1 所示，其对应的压力-比体积示意图如图 2 所示。经进气道压缩后的空气首先经过预冷器，被低温燃料冷却，而后经压气机压缩增压，与涡轮内膨胀后的燃料混合并燃烧，产生高温燃气经喷管排出，推动飞行器前进。储罐内的低温燃料经由燃料泵增压，预冷器、再生冷却换热器吸热后，在涡轮内膨胀做功带动压气机和燃料泵工作。假设进气道吸入的空气流量恒为 1 kg/s ，对很多燃料而言，与空气恰当量比燃烧对应的燃料量可能不足以使 1 kg/s 的高温空气降低到较低温度，需要增加燃料使用量。多余的燃料（超过恰当量比燃烧所需量的部分）在涡轮内膨胀做功后，通过旁路喷管排出，为飞行器提供补充推力，使燃料得到充分利用。

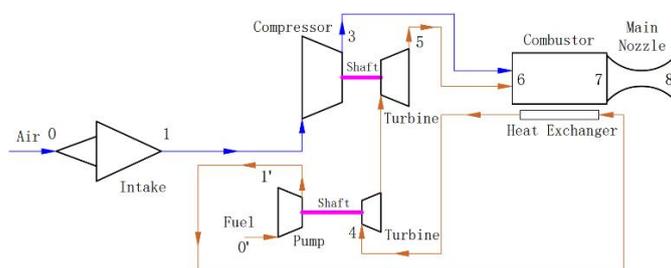


图 1 热力循环结构示意图

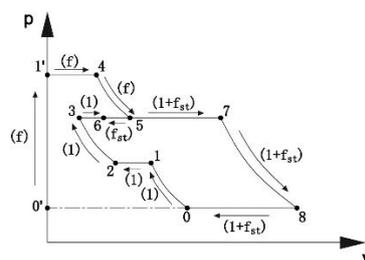


图 2 热力循环 p-v 图

2 循环部件计算方法

(1) 进气道

不同飞行高度和马赫数下，来流空气的总温、总压可以参考文献^[15]获得。

进气道出口处的来流总压为

$$P_1 = P^* \times \sigma_s \quad (1)$$

式中， σ_s 为进气道总压恢复系数。由于有激波和粘性耗散，进气道中的来流空气有一定的总压损失，进气道总压恢复系数的计算可参考 GJB241-87《航空涡轮喷气和涡轮风扇发动机通用规范》；考虑到摩擦损失，可以再加乘一个系数 0.95^[16]

$$\sigma_s = \begin{cases} 1, Ma \leq 1 \\ 1 - 0.075(Ma - 1)^{1.35}, 1 < Ma \leq 5 \\ \frac{800}{Ma^4 + 935}, Ma > 5 \end{cases} \quad (2)$$

(2) 预冷器

预冷器主要用来冷却高马赫数飞行时的高温来流空气，能很好地解决 Ma 3~5 之间压气机工作范围窄，推力不足的问题。本文利用搭建的预冷器流固耦合三维传热程序评估了不同燃料对来流高温空气的冷却能力。使用的预冷器模型如图 3 所示。图 3 中来流高温空气与燃料逆向换热，燃料通道为内径 1 mm 的圆形管道，空气通道为圆形管道和翅片围成的三角形通道。

设预冷器的长度为 700 mm，利用传热程序计算了氨，甲烷和氢 3 种燃料对 Ma3~5 飞行工况下来流高温空气的冷却性能，预冷器入口处 3 种燃料的初始温度分别为各自的一个大气压下的沸点温度，初始压力为 120 bar，来流空气流量设为 1 kg/s，计算结果如表 1~3 所示。

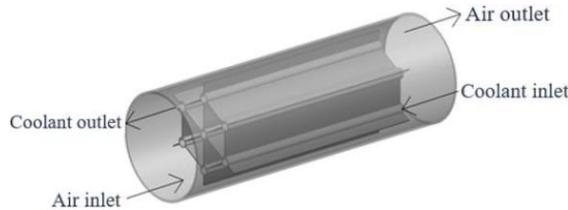


图 3 预冷器示意图

表 1 Ma3 飞行工况

燃料	长度/mm	$T_{air,in}/K$	$T_{air,out}/K$	$P_{air,in}/bar$	$P_{air,out}/bar$	$T_{fuel,in}/K$	$T_{fuel,out}/K$	$P_{fuel,in}/bar$	f/f_{st}	燃料流量 /kg/s
NH ₃	700	601	362.4	2.02	1.90	239	438.6	120	1.00	0.165
H ₂	700	601	362.8	2.02	1.90	20	567.3	120	1.08	0.032
CH ₄	700	601	362.6	2.02	1.90	112	551.7	120	2.77	0.161

表 2 Ma4 飞行工况

燃料	长度/mm	$T_{air,in}/K$	$T_{air,out}/K$	$P_{air,in}/bar$	$P_{air,out}/bar$	$T_{fuel,in}/K$	$T_{fuel,out}/K$	$P_{fuel,in}/bar$	f/f_{st}	燃料流量 /kg/s
NH ₃	700	890	482.2	4.00	3.90	239	775.3	120	1.00	0.165
H ₂	700	890	482.4	4.00	3.90	20	803.4	120	1.34	0.039
CH ₄	700	890	482.3	4.00	3.90	112	765.4	120	3.30	0.192

表 3 Ma5 飞行工况

燃料	长度/mm	T _{air,in} /K	T _{air,out} /K	P _{air,in} /bar	P _{air,out} /bar	T _{fuel,in} /K	T _{fuel,out} /K	P _{fuel,in} /bar	f/f _{st}	燃料流量 /kg/s
NH ₃	700	1247	526.9	7.30	7.23	239	947.6	120	1.50	0.248
H ₂	700	1247	526.3	7.30	7.23	20	995.6	120	1.97	0.057
CH ₄	700	1247	527.0	7.30	7.23	112	923.9	120	4.70	0.273

(3) 压气机

以 1 kg/s 空气流量为例，压气机压缩空气的耗功

$$W_{cp} = (h_3 - h_2) / \eta_{cp} \quad (3)$$

式中， h_2 和 h_3 为压气机理想定熵压缩前后空气的焓； η_{cp} 为压气机的热效率。

(4) 涡轮

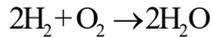
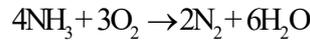
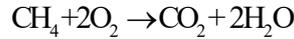
以 1 kg/s 空气流量为例，燃料蒸汽在涡轮内的膨胀做功为

$$W_T = f \cdot (h_4 - h_5) \cdot \eta_T \quad (4)$$

式中， f 为燃料的流量； h_4 和 h_5 为涡轮内燃料蒸汽理想定熵膨胀前后的焓； η_T 为涡轮的热效率。

(5) 燃烧室

本文假设在燃烧室内同空气燃烧的燃料的流量为恰当量比燃烧所需量，基于燃烧产物的最小吉布斯自由能原理，甲烷、氨和氢在空气中燃烧的化学方程式为



燃烧室的燃烧效率 η_b 取 0.9；在燃烧室中仅考虑上述 3 个反应，燃烧产物组分的摩尔分数已知，以此求出燃烧产物的焓及温度；为方便建模，燃烧室的热附加过程保持恒定压力。

(6) 喷管

本文假设喷管的喉部以及出口面积均可调，高温燃气和燃料可以充分膨胀到飞行高度处的大气静压。喷管的速度损失可以由速度系数 ϕ 表示，本文取喷管的速度系数 ϕ 为 0.98。

(7) 性能参数计算

发动机的比推力 F_{SP} 及比冲 I_{SP} 分别为

$$F_{SP} = (1 + f) \cdot V_{\text{喷}} - V_0 \quad (21)$$

$$I_{SP} = \frac{F_{SP}}{f \cdot g} \quad (22)$$

式中， f 为实际使用的燃料与空气的流量比，即油气比； $V_{\text{喷}}$ 和 V_0 分别为喷管的出口气流流速及来流空气的流速，m/s； g 为重力加速度，m/s²。

本文的计算过程做出如下假设：

- (1) 考虑了工质物性随压力和温度的变化，数据来源于 NIST 标准参考数据库；

- (2) 空气的组成成分为：体积分数 21%的 O_2 和 79%的 N_2 ；
- (3) 燃料泵和压气机的绝热效率分别取 0.70 和 0.88；
- (4) 涡轮的绝热效率取 0.60；
- (5) 喷管的速度系数取 0.98；
- (6) 燃烧室的燃烧效率取 0.9；
- (7) 不失一般性，分析过程中，按进气道吸入 1 kg/s 的空气流量计算循环各节点参数；
- (8) 忽略工质在管道内的流动损失及其与外界的换热；
- (9) 不同燃料的储罐储存压力为 0.3 MPa，储存温度为其对应的一个大气压下的沸点温度；
- (10) 不失一般性，后续计算中不同飞行马赫数对应的飞行动压均设为 45 kPa。

3 结果与讨论

3.1 Ma4 飞行工况性能参数

计算了 Ma3 飞行工况下，以氨为冷却剂/燃料时空气涡轮火箭发动机的性能参数。如表 1 所示，Ma3 飞行工况下氨的冷却当量比为 1 时，可以将 1 kg/s 的 601 K 来流空气冷却至 362 K，计算可得此时发动机的比推力约为 1280 N/(kg/s)。文献[14]计算得到的 Ma3 涡轮模态下以氨为燃料的吸气式变循环发动机的比推力为 1193 N/(kg/s)，小于本文计算结果，说明以氨为冷却剂/燃料时空气涡轮火箭发动机在 Ma3 有足够的推力可以跨越“推力鸿沟”，实现发动机由涡轮模态跨越到预冷模态。

对比了 Ma4 飞行工况下，以 NH_3 、 CH_4 和 H_2 为燃料时，预冷组合发动机的性能差异。如图 4(a)所示，相比于甲烷和氢，以 NH_3 为燃料时，为了推动涡轮做功所需的泵压最高，设泵的最高压力不超过 30 MPa，则对于 NH_3 而言， γ 需要大于 0.077。为了对比 3 种燃料的性能差异，其对应的 γ 值均取相同的范围，压气机的增压比取 2.2。如图 4(b)所示，随着 γ 的增大，涡轮前的燃料温度增加，3 种燃料中 H_2 的涡轮前温度最高， NH_3 次之， CH_4 最低。由于预冷器内空气冷却后的温度相近，对于 3 种燃料而言，压气机增压比相同时，压气机压缩空气的耗功也相近。如图 4(c)和(d)所示，3 种燃料中， NH_3 的比推力高于 CH_4 和 H_2 ，但是由于 H_2 的质量流量小， H_2 的比冲远高于 NH_3 和 CH_4 。 NH_3 、 CH_4 和 H_2 的质量流量为 0.165、0.192 和 0.039 kg/s 时，其对应的体积流量分别为 0.242，0.455 和 0.545 L/s，这意味着在相同的巡航时间内，供应的 CH_4 和 H_2 的总体积为 NH_3 的 1.88 和 2.26 倍， NH_3 的高密度属性可以有效缩小燃料储罐的体积，并且由于 NH_3 在一个大气压下的沸点温度（239 K）远高于 CH_4 （112 K）和 H_2 （20 K），其储存难度也远低于 CH_4 和 H_2 。

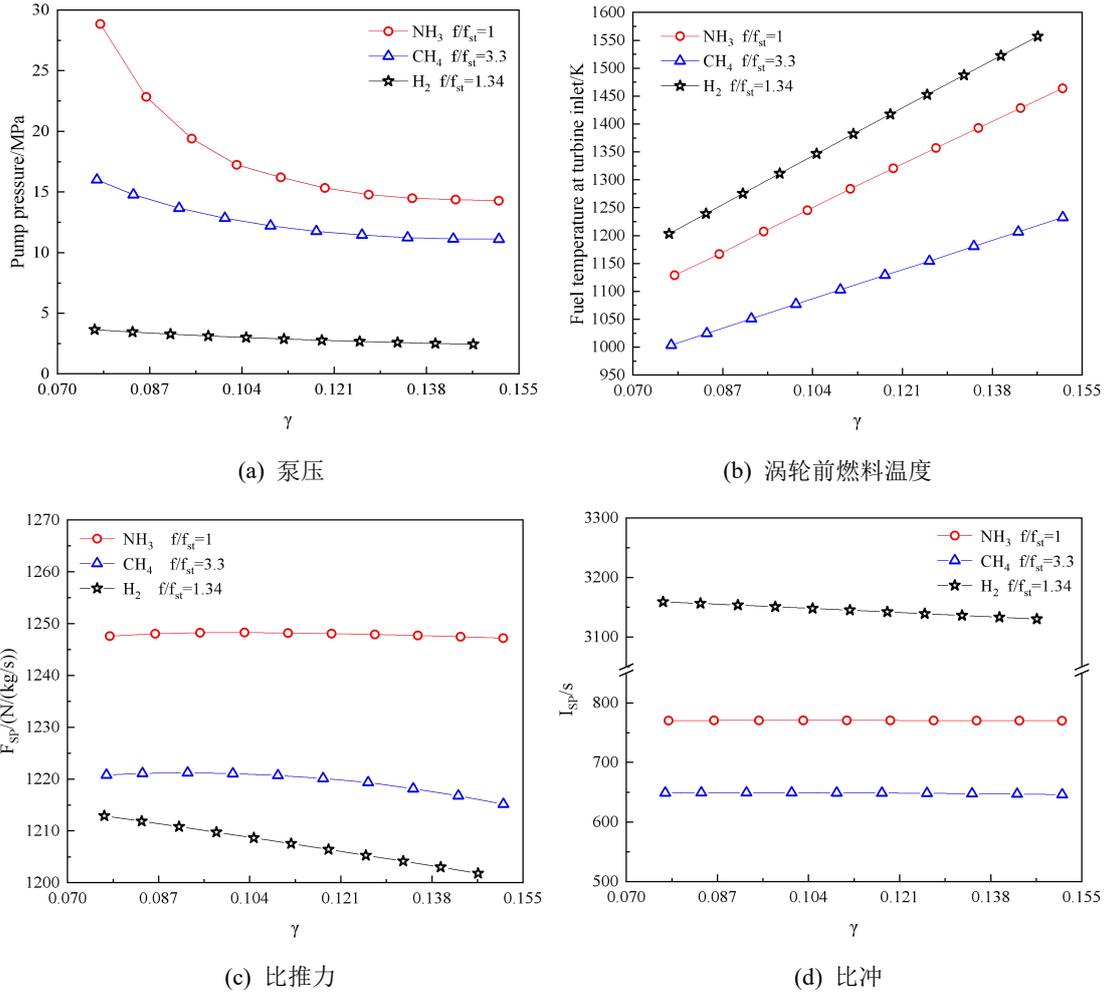


图4 Ma4 飞行工况下的性能参数

3.2 Ma5 飞行工况性能参数

对比了 Ma5 飞行工况下，以 NH₃、CH₄ 和 H₂ 为燃料时，预冷组合发动机的性能差异。为了对比 3 种燃料的性能差异，其对应的 γ 值均取相同的范围，即满足最高泵压不超过 30 MPa，压气机的增压比取 2.2。如图 5(b)所示，随着 γ 的增大，涡轮前的燃料温度增加，3 种燃料中 H₂ 的涡轮前温度最高，NH₃ 次之，CH₄ 最低。由于预冷器内空气冷却后的温度相近，对于 3 种燃料而言，压气机增压比相同时，压气机压缩空气的耗功也相近。如图 5(c)和(d)所示，3 种燃料中，NH₃ 的比推力高于 CH₄ 和 H₂，但是由于 H₂ 的质量流量小，H₂ 的比冲远高于 NH₃ 和 CH₄。

文献[14]计算得到的 Ma5 冲压模态下以氨为燃料的吸气式变循环发动机的比推力为 1060 N/(kg/s)，小于本文计算结果，说明以氨为冷却剂/燃料时空气涡轮火箭发动机在 Ma5 有足够的推力可以跨越“推力鸿沟”，实现发动机由预冷模态跨越到冲压模态。

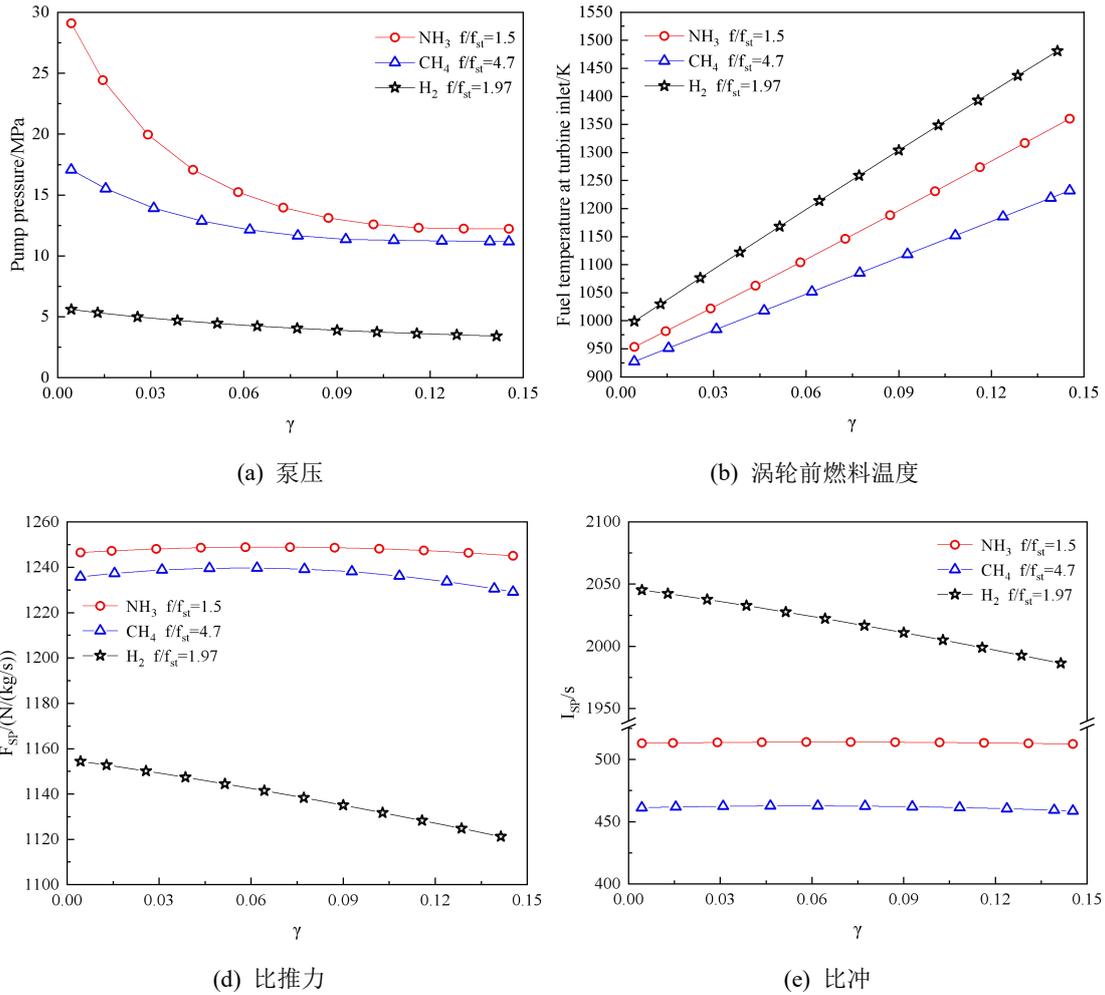


图 5 Ma5 飞行工况下的性能参数

4 结论

本文分析了以氨燃料为冷却剂的膨胀循环空气涡轮火箭发动机的可行性及性能,得到如下结论:

(1) 对比了 Ma4 和 Ma5 飞行工况下,以氨燃料为冷却剂的膨胀循环空气涡轮火箭发动机,与甲烷和氢燃料的性能差异。与甲烷和氢相比,由于氨的高当量总热沉,预冷模式下以氨为工质时,具有十分突出的优势。氨的恰当量冷却能力可以支撑至少马赫 4 的飞行需求,对于宽域空天发动机核心机的研发,各类组合动力的构建,能提供足够大的弹性。

(2) 相比于甲烷,以氨燃料为冷却剂的膨胀循环空气涡轮火箭发动机具有更高的比推力和比冲,其比推力甚至高于氢,氨的易储存,低成本,材料兼容性好以及高推力等优点,使得其具有成为氢燃料之外的第二选择的潜力。

参考文献

- [1] Steelant J. Sustained hypersonic flight in europe: technology drivers for LAPCAT II. In: 16th AIAA/DLR/DGLR international space planes and hypersonic systems and technologies conference,

2009-7240; 2009.

- [2] Kerrebrock JL. Aircraft engines and gas turbines. second ed. London, England: The MIT Press; 1992.
- [3] 郑日恒, 陈操斌. 涡轮基组合循环发动机推力陷阱问题解决方案[J]. 火箭推进, 2021, 47(6):12.
- [4] Sato T, Taguchi H, Kobayashi H, et al. Development study of precooled-cycle hypersonic turbojet engine for flight demonstration. Acta Astronaut 2007, 61:367-75.
- [5] Sato T, Tanatsugu N, Naruo Y, et al. Development Study on ATREX Engine[J]. Acta Astronautica, 2000, 47(11): 799-808.
- [6] 张建强, 王振国, 李清廉. 空气深度预冷组合循环发动机吸气式模态建模及性能分析[J]. 国防科技大学学报, 2018, 40(001):1-9.
- [7] 高远, 陈玉春, 王治华, 等. 深冷组合循环发动机吸气式模态循环分析与设计可行域研[J]. 推进技术, 2020, 41(6): 1217-1226.
- [8] 邹正平, 王一帆, 额日其太, 等. 高超声速强预冷航空发动机技术研究进展[J]. 航空发动机, 2021, 47(4):14.
- [9] Carter P, Balepin V. Mass Injection and Pre-compressor Cooling Engines Analyses[C]. Indianapolis: 38th AIAA/ ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, 2002.
- [10] Tanatsugu N. Development Study on Expander Cycle Air Turbo-Ramjet with Intake Air Cooler for Space Plane[J]. Journal of Space Technology and Science, 1993, 8(2): 32-43.
- [11] Kojima T, Tanatsugu N. Development Study on Air Turbo-Ramjet for Space Planes Institute of Space and Astronautical Science, 2003:213-222.
- [12] 姚尧, 王占学, 张晓博, 等. 液氢预冷吸气式发动机建模与循环特性分析[J].推进技术, 2022, 43(04): 26-36.
- [13] Brewer GD. The prospects of liquid hydrogen fueled aircraft. Inter J Hydrogen Energy 1982;7(1):21-41.
- [14] 张鑫, 陆阳, 程迪, 范学军. 氨燃料吸气式变循环发动机性能分析[J]. 力学学报, 2022, 54(11): 3223-3237.
- [15] 王绍卿.高超音速飞行的总温总压计算[J].推进技术,1990(6): 29-33.
- [16] 朱俊强, 黄国平, 雷志军著. 航空发动机进排气系统气动热力学[M]. 上海交通大学出版社, 2014: 46.

PERFORMANCE ANALYSIS OF AMMONIA PRECOOLED EXPANDER CYCLE AIR TURBINE ROCKET ENGINE

Zhang Xin^{1,2}, Lu Yang^{1,2,*}, Fan Xuejun^{1,2}

1. State Key Laboratory of High Temperature Gas Dynamics, Institute of Mechanics, Chinese Academy of Sciences, Beijing
100190, China

Abstract: In order to study the feasibility and performance of an expander cycle Air turbo-rocket engine using ammonia as coolant/fuel, a performance evaluation model of an expander cycle air turbo-rocket (ATR) engine with ammonia precooling was established by component method. The performance difference of the expander cycle air turbo-rocket engine with ammonia, methane and hydrogen as coolant/fuel under flight conditions of Ma4 and Ma5 was compared. The results show that ammonia has a very prominent advantage when it is used as coolant/fuel due to its high equivalent heat precipitation. The equivalent cooling capacity of ammonia can support at least Mach 4 flight requirements. It can provide enough freedom for the development of wide-area aerospace engine core aircraft and the construction of various combined power. The engine has a higher specific thrust when ammonia is used as coolant/fuel compared to methane and hydrogen under the constraint condition of maintaining the same pre-cooled air temperature. The ammonia pre-cooled expander cycle air turbo-rocket engine proposed in this paper has excellent equivalent cooling capacity and specific thrust index, and is suitable for the first-stage power of the two-stage orbiter, high Mach number aspirating flight and environmental protection navigation and other applications.

Key words: Ammonia; Precooling; ATR; equivalent cooling capacity; specific thrust