



力学学报

Chinese Journal of Theoretical and Applied Mechanics

ISSN 0459-1879, CN 11-2062/O3

《力学学报》网络首发论文

题目： 氨燃料吸气式变循环发动机性能分析
作者： 张鑫，陆阳，程迪，范学军
网络首发日期： 2022-09-16
引用格式： 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/OL]. 力学学报. <https://kns.cnki.net/kcms/detail/11.2062.O3.20220915.1351.006.html>



网络首发：在编辑部工作流程中，稿件从录用到出版要经历录用定稿、排版定稿、整期汇编定稿等阶段。录用定稿指内容已经确定，且通过同行评议、主编终审同意刊用的稿件。排版定稿指录用定稿按照期刊特定版式（包括网络呈现版式）排版后的稿件，可暂不确定出版年、卷、期和页码。整期汇编定稿指出版年、卷、期、页码均已确定的印刷或数字出版的整期汇编稿件。录用定稿网络首发稿件内容必须符合《出版管理条例》和《期刊出版管理规定》的有关规定；学术研究成果具有创新性、科学性和先进性，符合编辑部对刊文的录用要求，不存在学术不端行为及其他侵权行为；稿件内容应基本符合国家有关书刊编辑、出版的技术标准，正确使用和统一规范语言文字、符号、数字、外文字母、法定计量单位及地图标注等。为确保录用定稿网络首发的严肃性，录用定稿一经发布，不得修改论文题目、作者、机构名称和学术内容，只可基于编辑规范进行少量文字的修改。

出版确认：纸质期刊编辑部通过与《中国学术期刊（光盘版）》电子杂志社有限公司签约，在《中国学术期刊（网络版）》出版传播平台上创办与纸质期刊内容一致的网络版，以单篇或整期出版形式，在印刷出版之前刊发论文的录用定稿、排版定稿、整期汇编定稿。因为《中国学术期刊（网络版）》是国家新闻出版广电总局批准的网络连续型出版物（ISSN 2096-4188，CN 11-6037/Z），所以签约期刊的网络版上网络首发论文视为正式出版。

氨燃料吸气式变循环发动机性能分析

张鑫^{1,2}, 陆阳^{1,*}, 程迪¹, 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

摘要：针对飞行马赫数 0~10 的宽域飞行器对吸气式动力的需求，本文提出了一种以氨为燃料和冷却剂的宽域吸气式变循环发动机，其工作模式可有三种：涡轮模式，预冷模式和冲压模式。本文首先通过对该发动机各模式热力循环过程进行建模，计算得到发动机比推力、比冲和总效率等性能参数，初步验证了其在马赫数 0~10 范围内工作的可行性；然后，选取甲烷和正癸烷为低温低密度和煤油类碳氢燃料的典型代表，对比了各模式下氨与碳氢燃料发动机的性能差异。结果表明，由于氨突出的当量总热沉和当量热值，飞行马赫数 3~5 的预冷模式发动机性能各指标均优于碳氢燃料。在涡轮模式和冲压模式下，氨燃料发动机比冲较低，但比推力和总效率优于碳氢燃料；最后，对比分析了各类燃料马赫数 0~10 宽域工作特性，发现氨预冷可以显著提升发动机比推力，特别在高马赫数范围，再生冷却通道内氨可发生裂解反应大量吸热并分解为氢气和氮气，会进一步提升发动机比推力和比冲，且不会堵塞冷却通道，因此可胜任飞行马赫数 0-10 的宽范围飞行需求。而煤油类碳氢燃料受限于比推力低和裂解结焦问题，最高工作马赫数难以超过 8。综上所述，本文提出的氨燃料吸气式变循环发动机，当量冷却能力强且比推力高，适合用于二级入轨飞行器的一级动力、高马赫数宽域吸气式飞行以及未来高超声速民航等场景。

关键词：氨；涡轮模式；预冷模式；冲压模式；当量总热沉；当量热值

中图分类号： V236 **文献标识码：** A

Analysis of performance of ammonia air-breathing variable cycle engine

Zhang Xin^{1,2}, Lu Yang^{1,*}, Cheng Di¹, Fan Xuejun^{1,2}

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

(2. School of Engineering Science, University of Chinese Academy of Sciences, Beijing 100049, China)

Abstract: In response to the demand of air-breathing power for wide-range aircraft with flight Mach number 0~10, a wide-range air-breathing variable cycle engine using ammonia as the fuel and coolant is proposed in the research. There are three working modes: turbine mode, pre-cooling mode and ramjet mode. Firstly, the feasibility of the engine at Mach 0-10 was preliminarily verified by modeling the thermodynamic cycle process of each mode and calculating the performance parameters such as specific thrust, specific impulse and total efficiency. Then, methane and decane were selected as the typical representatives of low temperature and low density and kerosene hydrocarbon fuels, and the performance of the engines fueled by ammonia and hydrocarbon fuels in turbine mode, pre-cooling mode and ramjet mode were comprehensively compared. The results show that due to the outstanding equivalent total heat sink and equivalent heat value of ammonia, the performance of it in the pre-cooling mode at Mach 3-5 is

中国科学院战略性先导专项 (XDA17030100) 资助项目

*陆阳, 副研究员, 主要研究方向: 飞行器综合能量利用与热防护. E-mail: luyang@imech.ac.cn

better than that of hydrocarbon fuels. In turbine mode and ramjet mode, the specific impulse of the engine using ammonia as the fuel is lower, but the specific thrust and total efficiency are better than that of hydrocarbon fuels.

In the end, the operating characteristics of various fuels at Mach 0-10 were compared and analyzed, it shows that ammonia precooling can significantly improve engine performance in terms of wide-range operating characteristics, especially in the high Mach number, when ammonia is thermally decomposed into hydrogen and nitrogen in the regenerative cooling channel on the combustion chamber wall, the specific thrust and specific impulse of the engine will be further improved. And using ammonia as the coolant will not block the cooling channel, so it can meet the wide-range flight requirements of Mach 0-10. Kerosene hydrocarbon fuel is limited by low specific thrust and pyrolysis coking problems, and generally the maximum working Mach number does not exceed 8. In conclusion, the air-breathing variable cycle engine using ammonia as the fuel proposed in this paper has excellent equivalent cooling capacity and specific thrust index, and is suitable for applications such as the primary power of the two-stage orbiting vehicle, high Mach number air-breathing flight and future hypersonic civil aviation.

Key words: ammonia; turbine mode; pre-cooling mode; ramjet mode; equivalent total heat sink; equivalent heat value

引言

随着成本可控自由进出临近空间需求的日益旺盛,提出了对更宽速域长时间工作能力的需求,因此高超声速动力技术的发展已不能局限于马赫 5-7 范围。针对这一需求,国内外提出了多种变循环及组合动力发动机概念,但都技术成熟度不高,大多还处于基础研究或关键技术攻关阶段^[1,2]。其中涡轮基组合循环发动机(TBCC)具有可水平起降、氧化剂携带量少以及可靠性较高等优势,是极具发展前景的宽速域动力系统概念之一^[3-4],成为近年来高超声速动力领域的研究重点。

实现吸气发动机宽域工作不可或缺的一个重要方面是发展与之匹配的推进剂,特别在面对马赫数 7 以上严苛的推力和热防护需求时,理想的推进剂工质必须同时具备足够优秀的能量密度与吸热能力。

不少研究表明,氢燃料可以满足上述要求^[5-7];但由于其低温低密度属性,使用难度与综合成本居高不下,目前更为常见的选择是吸热型碳氢燃料。然而,由于超燃冲压发动机无法在马赫数 4 以下提供足够的推力;而现有的涡轮发动机在马赫数 3 以上由于压气机出口温度受限导致发动机推力不足,引发棘手的推力鸿沟问题^[8-9]。为解决此问题,国内外提出了用机载冷却剂冷却来流空气从而提升涡轮模式的最高工作马赫数的空气预冷技术路线^[3]。

目前,实现进气预冷的方式主要有两种:射流

预冷和换热器预冷^[10-11]。射流预冷通过在涡轮发动机压气机前增设的喷射装置将冷却剂掺入来流高温空气,使混合气温度维持在压气机的可承受上限内^[12-13]。射流预冷会引起进气道气流较大的总压损失,一般的水基冷却介质的注入会导致空气含氧量的下降,因此实施这种方法可实现的最高飞行马赫数一般不高。例如以美国 F100 发动机为基础的 MIPCC 的设计最高马赫数为 3.5,飞行高度为 25 km^[14]。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。例如日本的 ATREX 发动机^[15]直接采用液氢燃料作为冷却剂,有效降低了来流空气总温,使发动机性能得到很大的提升;SABRE 型发动机^[16]则采用了间接预冷的模式,在氢气和空气之间引入闭式氦气循环,借助低温氦气来冷却高温空气,同时缓解“氢脆”问题。从简化系统复杂度,降低综合成本的角度出发,本文尝试基于换热器直接预冷技术路线,结合一种可代替氢的低成本燃料去解决宽域发动机推力鸿沟的问题。

本文的主要内容安排为:第 1 节对常用燃料的物性进行多方面比选;第 2 节对吸气式发动机各模态的热力循环进行了建模分析,计算了氨与两种代表性碳氢燃料(甲烷和正癸烷^[17-19])发动机在可能的工作范围内的比推力、比冲和总效率等性能指标;第 3 节依据第 2 节的模型和结果,对氨燃料在宽域

发动机中的性能特点和优势进行了全面分析和讨论。

1 燃料特性比较与分析

从引言部分的需求分析可知，我们寻找的燃料必须拥有高热沉、高温下不结焦、冷却通道中不积炭的特性，以突破碳氢燃料由于这些问题导致的最高工作马赫数 8 的限制^[20]。因此本文将目标聚焦于不含碳的冷却剂燃料，从而选中了氨。但人们通常认为氨的热值偏低（见表 1），做高速飞行推进剂能量不够。因此，本节以吸气式空天动力为应用背景，对包括氨在内的几种代表性燃料的燃烧及冷却综合能力做出比较和分析。

作者想着重指出，不同于火箭发动机，比较吸气式发动机的燃料热值以完全燃烧 1 kg/s 来流空气所释放的化学能为标准较为合适。因此，可定义燃料的当量燃烧热值 Q 为：

$$Q = f_{st} \cdot h_{PR} \quad (1)$$

式中， f_{st} 为燃料与空气恰好完全反应时，对应的燃料与空气的流量之比，即恰当油气比； h_{PR} 为燃料的低位热值，MJ/kg。这个指标可以刻画燃料恰当量比燃烧时给单位质量来流空气理论上所能提供的最大加热量。

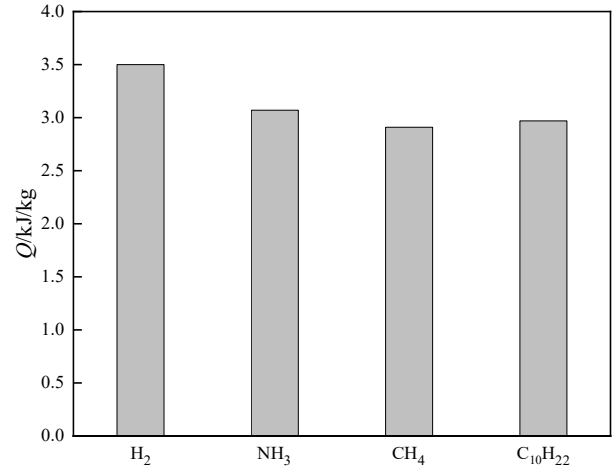
另外，为衡量燃料燃烧给来流空气添加的化学能与来流空气本身能量的相对比值，可定义燃料的无量纲当量热值：

$$\eta = \frac{f_{st} \cdot h_{PR}}{h_{i0}} \quad (2)$$

式中， h_{i0} 为来流空气的总焓。

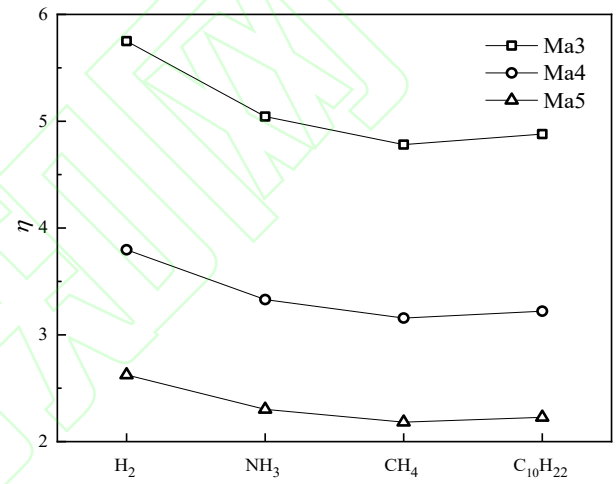
图 1 为几种燃料燃烧热值的对比情况，正癸烷代表了航空煤油一类常温高密度碳氢燃料。如图 1 所示，四种燃料中，氢的当量燃烧热值和无量纲当量热值是最高的，其次是氨。虽然氨的低位热值最低，但是由于与空气完全反应时需要的氨的质量流量最大，最终，氨的当量燃烧热值比碳氢燃料更高。如图 1(b) 所示，随着飞行速度的增加，燃料的当量燃烧热值相对来流空气的总焓减小，燃料增加燃气动能的能力减弱，导致发动机的推力随飞行速度的增大而减小。

表 1 将氨^[21-22]、碳氢燃料（航空煤油，甲烷）^[22-23]和氢^[21]的相关燃烧特性进行了对比，包括低位热值，可燃极限，绝热火焰温度和最低自燃温度。并且调研了当前几种燃料的国内市场售价情况，如表 2 所示。



(a) 当量燃烧热值

(a) Equivalent net heating value



(b) 无量纲当量热值

(b) Dimensionless equivalent net heating value

图 1 几种燃料燃烧热值的对比

Fig.1 Comparison of net heating value of several fuels

表 1 几种典型燃料的燃烧特性汇总

Table 1 Summary of combustion characteristics of several fuels

fuel	NH ₃	aviation kerosene	CH ₄	H ₂
Net heating value (MJ/kg)	18.6	42.5	50.0	120.0
Flammability (%)	15~28	1.4~7.5	5~15	4~75
Adiabatic flame temperature (K)	2092	2342	2277	2384
Minimum auto ignition temperature (°C)	650	425	630	520

如表 1 所示，相比于其他燃料，氨的绝热火焰温度稍低，最低自燃温度较高。国外对氨燃料的研

究起步较早。上世纪 60 年代,美国航天局成功将氨燃料应用于 X-15 型试验机,达到了 Ma 6.7 的飞行速度^[24],说明对氨燃料的安全操作在半个世纪前就已掌握。进入 21 世纪之后,研究者对氨的研究越来越多。Kyunghyun Ryu 等^[25]研究表明,由氨催化分解产生的氢的燃烧,能够改善氨燃料发动机的性能。Hideaki Kobayashi 等^[21]研究表明,氨作为一种无碳排放燃料,具有很大的应用前景,并且讨论了近几年氨燃料在各个领域的成功应用。这些研究说明研制氨燃烧发动机所需的技术是较为成熟的。

几种燃料的物理性质汇总如表 2 所示:

表 2 几种燃料的物理性质汇总

Table 2 Summary of physical properties of several fuels

fuel	NH ₃	C ₁₀ H ₂₂	CH ₄	H ₂
boiling temperature at 1 atm (°C)	-33.4	174.2	-161.0	-253.0
liquid density (kg/m ³)	682.5	731.2	422.5	72.2
f_{st}	0.165	0.067	0.058	0.029
h_{fc} (kJ/kg)	4500	3300	3338	14197
h_{PR} (MJ/kg)	18.6	44.6	50.0	120
$f_{st} \cdot h_{fc}$ (kJ/kg)	742.5	219.8	194.3	414.5
$f_{st} \cdot h_{PR}$ (MJ/kg)	3.07	2.97	2.91	3.50
Market prices (CNY/kg)	5.2	7.9	7.2	70.0

相比于氢,氨的密度要高的多,飞行器体积能够做的比使用氢燃料更小;常压下,氨在-33.4°C就能液化,储存更方便,相比之下,氢气的液化温度则为-253°C,储存条件更苛刻。

定义燃料的当量总热沉:

$$Q_f = f_{st} \cdot h_{fc} \quad (3)$$

式中, h_{fc} 为单位质量流量的燃料从储罐条件(在液态下储存)到 1000 K 吸收的总热沉(物理热沉+化学热沉),kJ/kg;本文假设低温燃料在储罐内的储存温度为其对应的一个大气压下的沸点温度,正癸烷的储存温度为 293 K。

定义燃料的无量纲当量热沉:

$$\eta_f = \frac{f_{st} \cdot h_{fc}}{h_{t0}} \quad (4)$$

高温条件下,微型通道内氨和煤油均会发生裂解,裂解反应会吸热,会增加氨及煤油的热沉。根据文献[26],微型通道内,煤油加热到 1000 K 时,由于裂解,吸收的总热沉会达到约 3300 kJ/kg;根据文献[27]和[28],微型通道内,氨在高温条件下分解

为氢气和氮气,氨完全分解需要吸收 2717.7 kJ/kg 的热量。文献[28]利用准确性经实验校验吻合度很好的 CFD 计算方法,获得了加热条件下,微型管式反应器内氨的转化率曲线,如图 2 所示,反应器的尺寸为换热面积/体积=38.15 cm⁻¹(折合通道内径约 1.05 mm),反应器内不含催化剂。由图 2 可知,氨在微型通道内加热到 1000 K 时,转化率约为 60%,吸收的总热沉会达到 4500 kJ/kg。

图 3 为几种燃料冷却能力的对比情况。如图 3 所示,4 种燃料中,氨的当量总热沉和无量纲当量热沉是最高的。虽然氢的总热沉最高,是氨的 3.3 倍,但是由于与空气完全反应时需要的氢的质量流量小,并且氨的裂解反应会进一步增大其当量热沉,最终氨的当量总热沉比氢更高。如图 3(b)所示,不同燃料的无量纲当量热沉随飞行马赫数的增大而减小,表明随着飞行速度的增加,燃料冷却来流空气的能力越来越弱。为了增强对来流空气的冷却程度,需要增加燃料的用量($f > f_{st}$),这样会导致发动机效率的降低。

综上所述,氨不仅具备极其突出的冷却能力,还拥有不弱于碳氢燃料的当量热值,且其完全燃烧产物不含碳,环保特性突出^[21,29],是吸气式空天发动机的一种非常值得深入研究的燃料。

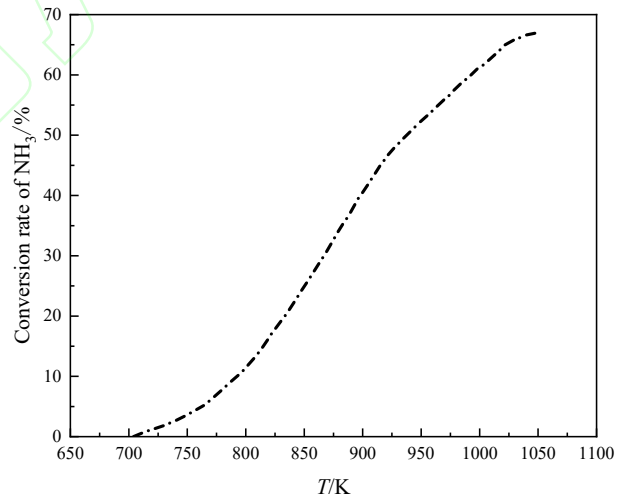
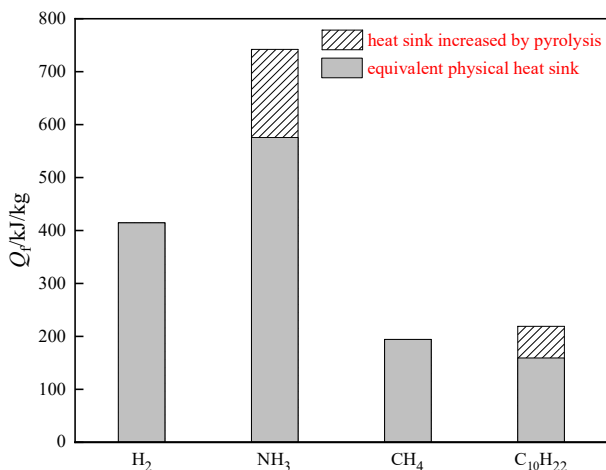


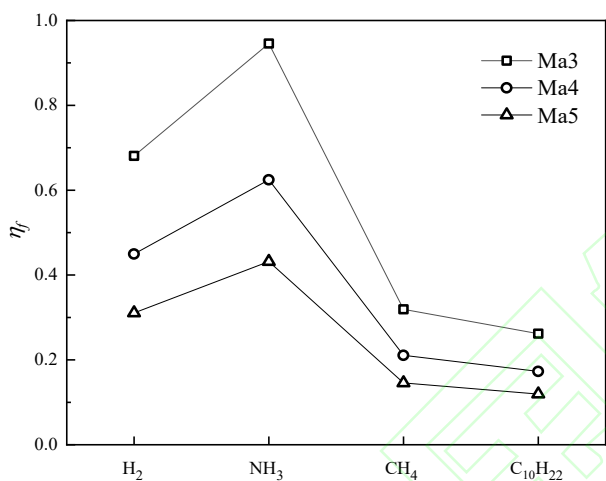
图 2 微型通道内氨的转化率曲线^[28]

Fig.2 Conversion curve of ammonia in microchannel^[28]



(a) 当量总热沉

(a) Equivalent total heat sink



(b) 无量纲当量热沉

(b) Dimensionless equivalent heat sink

图3 几种燃料冷却能力的对比

Fig.3 Comparison of cooling capabilities of several fuels

2 部件性能计算方法

本文提出的宽域吸气式变循环发动机可覆盖从0~10的马赫数范围:

1. 在马赫数0-3范围内处于涡轮模式工作;

2. 在马赫数3-5范围内,为了解决发动机工作范围窄,推力不足的问题,采用燃料冷却剂对来流空气进行预冷(例如飞行速度马赫4时,空气来流总温约为890K,预冷后若降低到400K,就类似马赫2不预冷工况),使得压气机得以维持较高的增压比工作;

3. 马赫数超过5转变为冲压模式。

为准确评估不同燃料发动机的性能优劣,下面针对三种工作模式下发动机的空气路及燃料路的热力循环进行建模,并对以氨、甲烷和正癸烷为燃料的发动机性能进行计算和对比。

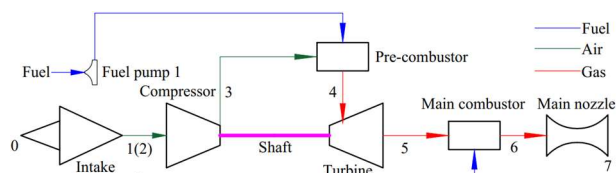
2.1 不同工作模式循环构建

三种工作模式下,发动机工质的热力循环结构示意图如图4所示,其对应的温度-熵示意图如图5所示。

如图4、5所示,飞行器的飞行马赫数为Ma0-Ma3时,发动机工作于涡轮模式(图4、5(a))。此时来流空气经进气道和压气机压缩增压,接着进入预燃烧室,同燃料泵1泵入的燃料发生反应,生成的富氧燃气推动涡轮做功膨胀,带动压气机和燃料泵工作。涡轮出口压力降低后的富氧燃气通入主燃烧室,同燃料泵2泵入的另一部分燃料燃烧,产生的高温燃气通过主喷管排出,为飞行器提供推力。不失一般性,假设进气道捕获的空气流量不随马赫数变化而改变。

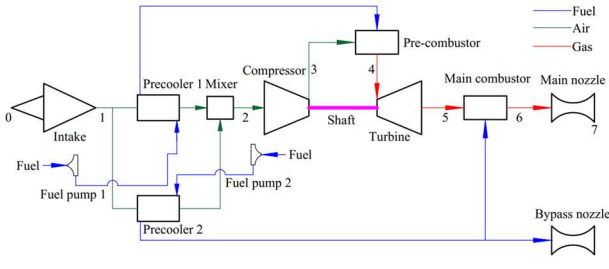
飞行马赫数为Ma3-Ma5时,发动机工作于预冷模式(图4、5(b))。经进气道压缩后的空气首先经过预冷器,被燃料工质冷却,而后经压气机压缩增压,与预冷器1中吸热后的燃料在预燃烧室反应,生成的富氧燃气推动涡轮做功,带动压气机对降温后的空气增压。涡轮内膨胀后的富氧燃气与预冷器2中吸热气化后的另一部分燃料在主燃烧室燃烧,燃烧生成的高温燃气通过主喷管排出,提供推力。假设进气道吸入的空气流量恒为1kg/s,飞行器飞行马赫数为Ma3-Ma5时,为克服净推力不足需令压气机保持较高增压比,空气预冷的目标温度无法设定过高。对很多工质而言,与空气恰当量比燃烧对应的燃料量可能不足以使1kg/s的高温空气降低到较低温度,需要增加工质使用量,多余的燃料(超过恰当量比燃烧所需量的部分)经预冷器2吸热气化后,通过旁路喷管排出,提供补充推力,使燃料得到充分利用。为简化计算,假设进入燃烧室的各路介质压力相等^[30]。

飞行马赫数大于Ma5时,进气道已经具备较强的冲压能力,经进气道压缩后的空气直接进入冲压燃烧室同燃料反应,生成的高温燃气经冲压喷管排出,产生推力(图4、5(c))。



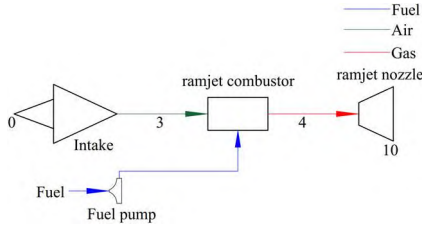
(a) 涡轮模式 (Ma 0-Ma 3)

(a) Turbine mode (Ma 0-Ma 3)



(b) 预冷模态 (Ma 3-Ma 5)

(b) Pre-cooling mode (Ma 3-Ma 5)

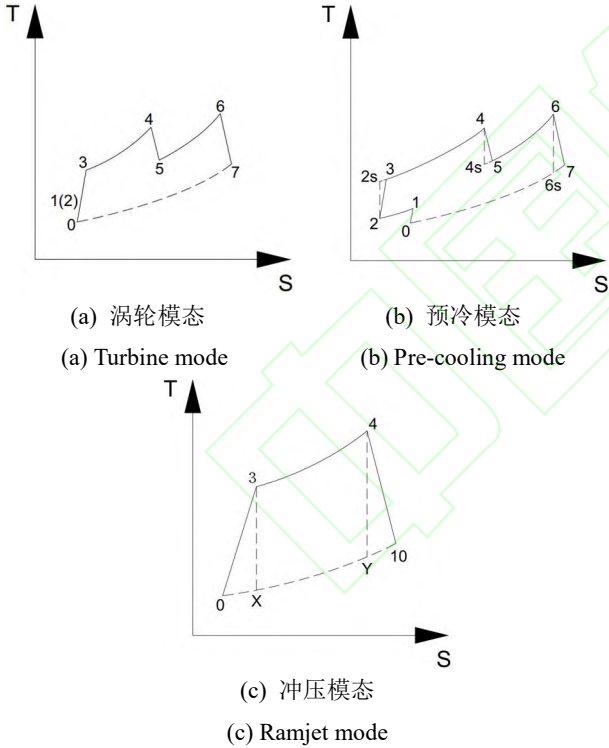


(c) 冲压模态 (Ma 5 以上)

(c) Ramjet mode (above Ma 5)

图 4 热力循环结构示意图

Fig.4 Schematic diagram of thermodynamic cycle structure



(a) 涡轮模态

(a) Turbine mode

(b) 预冷模态

(b) Pre-cooling mode

(c) 冲压模态

(c) Ramjet mode

图 5 热力循环 T-S 图

Fig.5 T-S diagram of thermodynamic cycle

2.2 部件性能计算模型

2.2.1 涡轮模态和预冷模态

(1) 进气道

不同飞行高度时, 来流空气的静压 P_0 和静温 T_0 可以参考国际标准大气表^[31]获取, 给定飞行高度和马赫数, 来流空气的总温 T_{t0} 和总压 P_{t0} 可由如下公

式计算

$$P_{t0} = P_0 \left(1 + \frac{k-1}{2} Ma^2 \right)^{\frac{k}{k-1}} \quad (5)$$

$$T_{t0} = T_0 \left(1 + \frac{k-1}{2} Ma^2 \right) \quad (6)$$

进气道出口处的空气总压为

$$P_{t1} = P_{t0} \times \sigma_c \quad (7)$$

式中, σ_c 为进气道总压恢复系数。由于有激波和粘性耗散, 空气在进气道中有一定的总压损失, 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^[32]。

$$\sigma_c = \frac{P_{t1}}{P_{t0}} = \begin{cases} 1 - 0.075(Ma - 1)^{1.35}, & 1 < Ma \leq 5 \\ \frac{800}{Ma^4 + 935}, & Ma > 5 \end{cases} \quad (8)$$

(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-Ma 5 之间压气机工作范围窄, 推力不足的问题。此外, 由于预冷减小了空气的比体积, 相同增压比下, 可以降低压气机耗功。

预冷器的热计算参考效能—传热单元数法^[33], 预冷器的效能 ε 定义为:

$$\varepsilon = \frac{|T_{in} - T_{out}|_{\max}}{(T_{h,in} - T_{c,in})} \quad (9)$$

本文的预冷器为逆流式换热器, $T_{h,in}$ 和 $T_{c,in}$ 分别为预冷器空气侧和燃料侧的入口流体温度, 分子为预冷器空气侧或燃料侧进出口实际温差值中的大者, 换热器的效能 ε 表示换热器实际换热效果与最大可能换热效果的比值。已知换热器效能 ε 后, 可以根据冷热流体的进口温度确定换热器的实际换热量

$$Q = \varepsilon (mc)_{\min} (T_{h,in} - T_{c,in}) \quad (10)$$

式中, $(mc)_{\min}$ 为冷热流体中热容的较小值。

本文取预冷器的换热效能 ε 为 0.8; 预冷器空气侧的总压恢复系数 σ_a 取 0.9。

(3) 压气机

压气机压缩空气的耗功

$$W_{cp} = G_2 (h_3 - h_2) \quad (11)$$

压气机的压缩效率

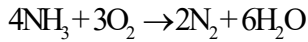
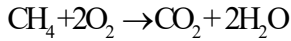
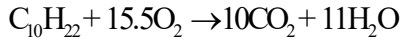
$$\eta_{cp} = \frac{h_{t,2s} - h_{t2}}{h_{t3} - h_{t2}} \quad (12)$$

式中, G_2 为来流空气流量, kg/s; $h_{t,2s}$ 为压气机理想定熵压缩过程计算的压缩后的空气总焓, kJ/kg; h_{t2} 为经预冷器冷却后的空气总焓, kJ/kg; h_{t3} 为压气机实际压缩过程计算的压缩后的空气总焓, kJ/kg。本文取压气机的压缩效率 η_{cp} 为 0.8。

(4) 预燃烧室和主燃烧室

涡轮材料有耐高温极限, 为了控制涡轮的进气温度不超过这个极限, 同时又能保持较高的推力, 在涡轮前后分别设置了预燃烧室和主燃烧室。本文假设在预燃烧室内同 1 kg/s 空气进行燃烧的燃料的流量为油气比 $f=0.3f_{st}$, 主燃烧室内燃料的流量为 $f=0.7f_{st}$ 。

基于燃烧产物的最小吉布斯自由能原理, 正癸烷、甲烷和氨^{[21][34]}在空气中燃烧的化学方程式为



预燃烧室和主燃烧室的燃烧效率 η_b 取 0.9; 在燃烧室中仅考虑上述三个反应, 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。

(5) 涡轮

燃气在涡轮中的膨胀做功

$$W_T = G_4(h_{t4} - h_{t5}) \quad (13)$$

涡轮的膨胀效率

$$\eta_T = \frac{h_{t4} - h_{t5}}{h_{t4} - h_{t,4s}} \quad (14)$$

式中, G_4 为预燃烧室内反应生成的富氧燃气的流量, kg/s; $h_{t,4s}$ 为涡轮理想定熵膨胀过程计算的膨胀后的富氧燃气总焓, kJ/kg; h_{t5} 为涡轮实际膨胀过程计算的膨胀后的富氧燃气总焓, kJ/kg; h_{t4} 为经预燃烧室加热后的富氧燃气总焓, kJ/kg。本文取涡轮的膨胀效率 η_T 为 0.8。

(6) 主路、旁路喷管

本文假设喷管的喉部以及出口面积均可调, 高温燃气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, 喷管实际的出口速度为

$$V_7 = \phi V_{6s} \quad (15)$$

式中, V_{6s} 为高温燃气经喷管理想定熵膨胀到大气静压时产生的速度, m/s。本文取喷管的速度系数 ϕ 为 0.98。

2.2.2 冲压模态

(1) 进气道

空气在高温下会发生离解, 离解会造成能量的损失^[35]。因此, 经进气道压缩后, 空气的静温不宜太高。定义进气道的压缩静温比, 将燃烧室的入口空气静温限定在一数值, 静温比的计算式

$$\psi = \frac{T_3}{T_0} \quad (16)$$

式中, T_0 为飞行高度处的空气静温, K; T_3 为经进气道压缩后的空气静温, K。这里取静温比为 5。

进气道的压缩效率

$$\eta_c = \frac{h_x - h_0}{h_3 - h_0} \approx \frac{T_x - T_0}{T_3 - T_0} \quad (17)$$

式中, T_x 为假设进气道出口气流能定熵膨胀到自由流静压 P_0 时达到的静温, K。

(2) 冲压燃烧室

冲压燃烧室的入口空气速度

$$V_3 = \sqrt{2(h_{t0} - h_3)} \times 10^3 \quad (18)$$

式中, h_3 为经进气道压缩后, 冲压燃烧室入口的空气静焓, kJ/kg。

冲压燃烧室的燃烧效率 η_b 取 0.9; 为方便建模, 燃烧室的热附加过程保持恒定压力; 在燃烧室中仅考虑前述三个反应。

冲压燃烧室的出口燃气速度^[36]

$$V_4 = V_3 \left[\frac{1 + f \cdot \frac{V_{fx}}{V_3} \cdot \frac{C_f \cdot A_w}{A_3}}{1 + f} \right] \quad (19)$$

式中, f 为油气比; V_{fx}/V_3 为燃料射流轴向速度与燃烧室入口空气速度之比; $C_f A_w/A_3$ 为燃烧室的有效阻力系数。本文取 V_{fx}/V_3 为 0.5, 取 $C_f A_w/A_3$ 为 0.2。

(3) 冲压喷管

本文假设冲压喷管的喉部以及出口面积均可调, 高温燃气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, 喷管实际的出口速度为

$$V_{10} = \phi V_Y \quad (20)$$

式中, V_Y 为高温燃气经喷管理想定熵膨胀到大气静压时产生的速度, m/s。本文取冲压喷管的速度系数 ϕ 为 0.98。

2.2.3 发动机的性能参数计算

发动机的比推力 F_{SP} 及比冲 I_{SP} 分别为^[30]

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

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

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。

发动机的总效率

$$\eta_0 = \frac{F_{SP} \cdot V_0}{\eta_b \cdot f_{st} \cdot h_{PR}} \quad (23)$$

式中, h_{PR} 为燃料的低位热值, MJ/kg; f_{st} 为恰当油气比。

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 O₂ 和 79% 的 N₂;

(3) 预冷器的换热效能 ε 取 0.8, 空气侧总压恢复系数 σ_a 取 0.9;

(4) 压气机和涡轮的效率 η_{cp} 和 η_T 取 0.8;

(5) 喷管的速度系数 φ 取 0.98;

(6) 燃烧室的燃烧效率 η_b 取 0.9;

(7) 冲压燃烧室的燃料射流轴向速度与空气速度之比 V_{fx}/V_3 取 0.5, 有效阻力系数 $C_f A_w/A_3$ 取 0.2;

(8) 空气经压气机压缩后的最高温度不超过 1200 K, 最高压力不超过 10 MPa;

(9) 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;

(10) 忽略工质在管道内的流动损失及其与外界的换热;

(11) 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 Ma 3 时涡轮模态、预冷模态发动机性能

图 6 为飞行速度 Ma 3, 不同燃料发动机的性能曲线对比。首先对比涡轮模态下, 以氨和正癸烷为燃料时, 发动机性能的优劣, 正癸烷代表了煤油一类碳氢燃料。二者使用的燃料流量恰好可以与 1 kg/s 空气完全反应, 即 $f=f_{st}$ 。氨的储存温度为 239 K, 正癸烷的储存温度为 293 K。如图 6(c)-(e) 所示, 涡轮模态下, 以氨为燃料的发动机的比推力和总效率比以正癸烷为燃料的分别高约 11.0% 和 7.1%; 由于与 1 kg/s 空气完全燃烧所需的氨的流量大于正癸烷,

以氨为燃料的发动机的比冲比以正癸烷为燃料的低约 55.0%, 但仍是液氧煤油火箭发动机比冲(约 300s) 的 2.5 倍。(涡轮模态下, 以氨和正癸烷为燃料时, 压气机出口空气温度、耗功曲线重合)

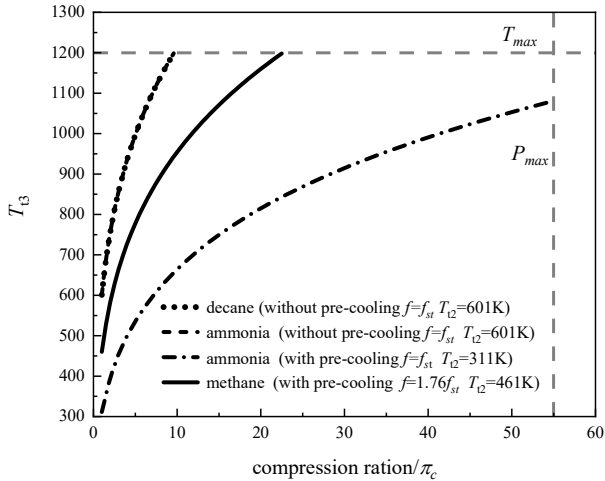
本节接着对比了预冷模态下, 以氨和甲烷为预冷工质和燃料时, 发动机性能的优劣。为了比较二者之间的冷却性能差异, 假设氨和甲烷供应的体积流量相等, 储罐内两种燃料的储存状态均为液态, 储存温度为一个大气压下的沸点温度, 即氨的储存温度为 239 K, 甲烷的储存温度为 112 K。定义 f/f_{st} 为预冷器的冷却当量比。图 6 对比了飞行速度 Ma 3, 以氨以及相同体积流量下的甲烷为燃料时, 发动机性能的优劣。如图 6 所示, 与相同体积流量的氨相比, 甲烷的冷却能力明显偏弱。以氨为燃料, 冷却当量比为 1 时, 不存在燃料的直接排放, 所有的氨燃料均在燃烧室内同空气燃烧; 按照预冷器 0.8 的换热效能, 可以将压气机的入口空气温度冷却到约 311 K; 预冷器燃料侧的出口温度升高至 493 K, 小于图 2 所示的氨初始分解温度, 因此燃烧室内同空气燃烧的燃料为氨气。相同体积流量下, 甲烷仅可以将来流空气冷却至 461 K, 对应的冷却当量比为 1.76, 超过 1 倍冷却当量比的甲烷经预冷器加热气化后通过旁路喷管排出, 提供补充推力。

与甲烷相比, 以氨作为燃料可以显著提高预冷模态下压气机的工作范围。如图 6(a) 所示, 以甲烷为燃料, 压气机增压比为 22.5 时, 压气机出口空气温度已经达到 1200 K。以相同体积流量下的氨为燃料, 压气机增压比达到 55 时, 出口空气温度仅为 1080 K; 如图 6(b)-(e) 所示, 与甲烷相比, 以氨为燃料将相同增压比下压气机的耗功减小了约 31.4%, 将相同增压比下发动机的比推力和总效率分别提高了约 17.3% 和 11.0%, 可以有效减小压气机和涡轮的规格, 为飞行器的加速飞行提供更大的动力。

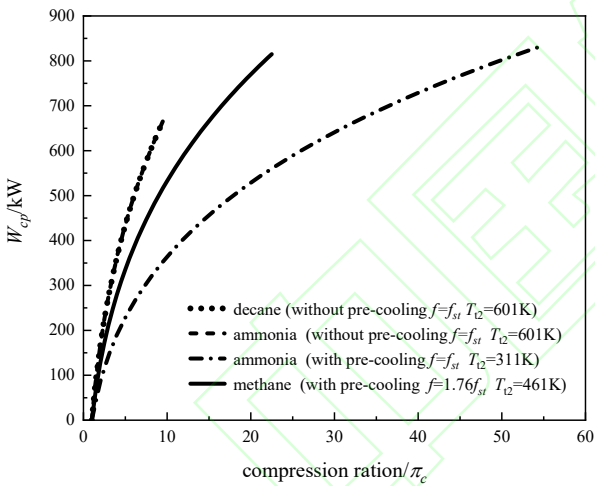
如图 6(a) 所示, 飞行马赫 3 不预冷的情况下, 经进气道压缩后的压气机入口空气温度约为 601 K, 压气机的增压比为 9.6 时, 出口空气温度已经达到 1200 K; 加入预冷后, 压气机的增压比达到 55 时, 出口空气温度仅为 1080 K。对来流空气进行预冷, 可以大幅扩大压气机的工作范围。并且可以发现, 对空气进行预冷可以大幅减小相同增压比下的压气机耗功, 加入预冷可以减小压气机和涡轮的规格。如图 6(c)-(e) 所示, 增压比超过 2 时, 对空气进行预冷可以显著提高相同增压比下发动机的比推力、比冲及总效率等各项指标, 使燃料能量得到更有效的利用。

如图 6(c)-(e) 所示, 随压气机增压比的增大, 比

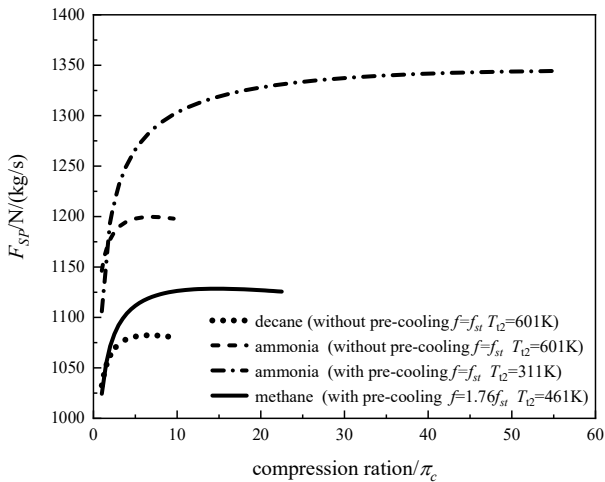
推力、比冲及总效率的变化趋势并不是单调增加的，存在最佳增压比，使各物理量取得最大值。这是因为压气机增压比增大的同时也意味着工质需要在涡轮中做更多的功，在涡轮中损失更多的做功能力，因此，此消彼长之间，比推力、比冲及总效率不会随增压比的增大单调增加^[37]。



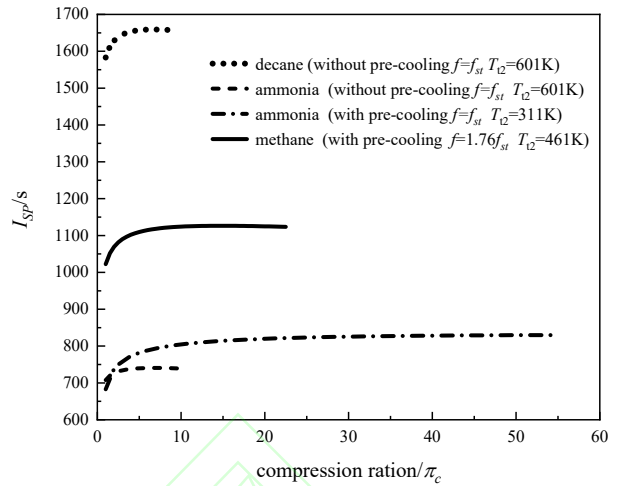
(a) 压气机出口温度
(a) The outlet temperature of compressor



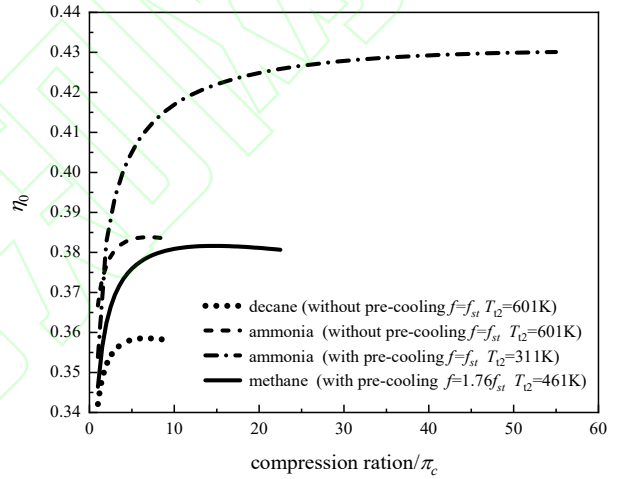
(b) 压气机耗功
(b) The power consumption of compressor



(c) 比推力
(c) The specific thrust



(d) 比冲
(d) The specific impulse



(e) 总效率
(e) The total efficiency

图6 涡轮、预冷模态发动机性能的对比如 (Ma 3)

Fig.6 Comparison of engine performance in turbine mode and precooling mode (Ma 3)

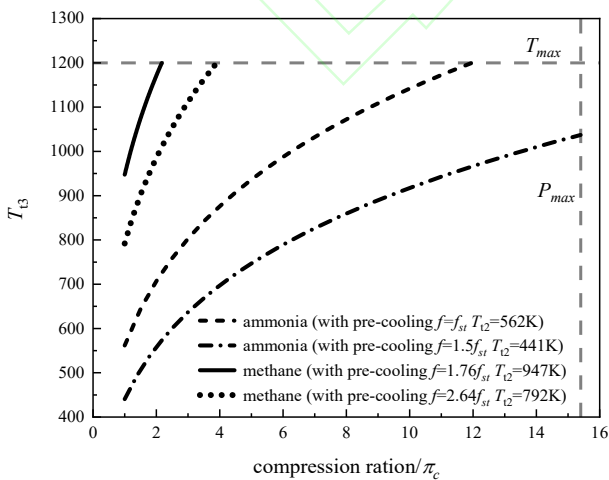
3.2 预冷模态发动机的性能 (Ma 4 和 5)

飞行器的飞行速度为 Ma 4，经进气道压缩后，来流空气的滞止温度约为 890 K。此时，如果用 1 倍冷却当量比的氨 (0.165 kg/s) 去冷却 1 kg/s 的 890 K 高温空气，按照预冷器 0.8 的换热效能，可以将来流空气冷却至约 461 K。相应的，1 倍冷却当量比的氢、甲烷和正癸烷只能将 890 K 来流空气分别冷却至约 620 K，774 K 和 795 K。按照压气机 1200 K 的材料耐温极限，以 1 倍冷却当量比的氨为冷却剂时，压气机的最大允许增压比为 22.37；以 1 倍冷却当量比甲烷和正癸烷为冷却剂时，压气机的最大允许增压比仅为 4.21 和 3.86。为了将来流空气冷却到

一定程度，以减小压气机的负担，对于甲烷和正癸烷，必须采用过量比流量，这样会导致发动机效率的降低，而氨则不需要。相比于甲烷和正癸烷等碳氢工质，氨具有更突出的恰当量冷却能力，这使得氨应用于宽域空天发动机核心机以及各类组合动力时，具有更大的弹性。

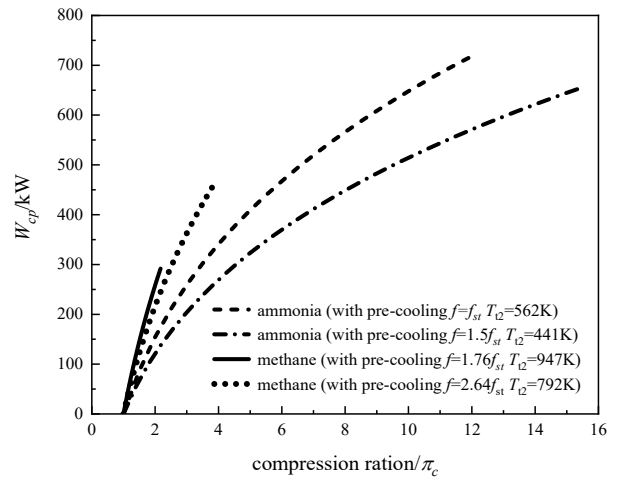
飞行器的飞行速度为 $Ma\ 5$ ，经进气道压缩后，来流空气的滞止温度约为 $1247\ K$ 。用 1 倍冷却当量比的氨冷却来流空气时，按照预冷器 0.8 的换热效能，燃料侧的出口温度约为 $1045\ K$ ，依据图 2 氨的转化率曲线，此时氨的转化率约为 65%，燃烧室内同空气燃烧的燃料为氨气和氢气的混合气；综合考虑氨的裂解吸热，可以将来流空气冷却至约 $562\ K$ 。氨的冷却当量比为 1.5 时，按照预冷器 0.8 的换热效能，可以将来流空气冷却至约 $441\ K$ ，燃料侧的出口温度约为 $860\ K$ ，氨的转化率约为 28%，燃烧室内同空气燃烧的燃料为氨气和氢气的混合气；超过 1 倍冷却当量比的氨通过旁路喷管直接排出，提供补充推力，通过旁路喷管直接排出的氨与燃烧的氨的比例为 1:2。氨的油气比 $f=f_{st}$ 时，对应的相同体积流量下的甲烷的油气比为 $f=1.76f_{st}$ ，仅能将来流空气冷却到约 $947\ K$ ；氨的油气比 $f=1.5f_{st}$ 时，对应的相同体积流量下的甲烷的油气比为 $f=2.64f_{st}$ ，来流空气可以被冷却到约 $792\ K$ 。飞行速度 $Ma\ 5$ 时，相比于甲烷，氨的冷却能力更为凸显。

图 7 为飞行速度 $Ma\ 5$ ，以氨以及相同体积流量下的甲烷为燃料时，发动机性能曲线的对比。如图 7 所示，相同体积流量下，相比于甲烷，氨可以将来流空气冷却到更低的温度，使压气机的工作范围更宽广。相同增压比下，以氨为燃料时，发动机具有更大的比推力与总效率以及更小的压气机耗功。



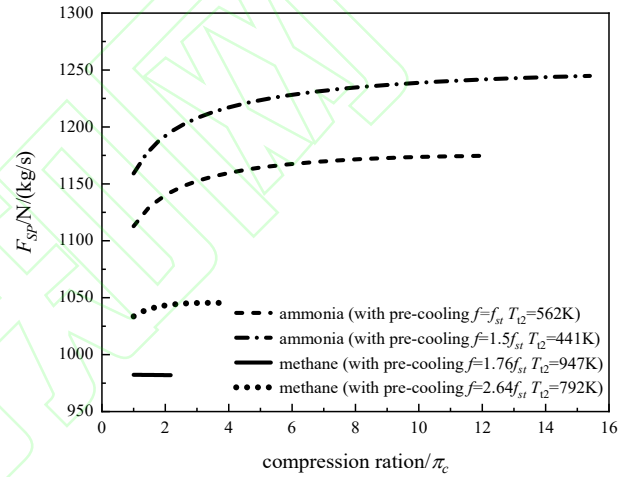
(a) 压气机出口温度

(a) The outlet temperature of compressor



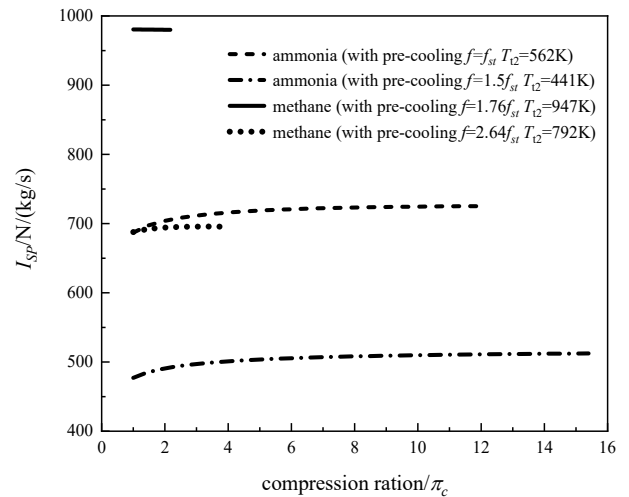
(b) 压气机耗功

(b) The power consumption of compressor



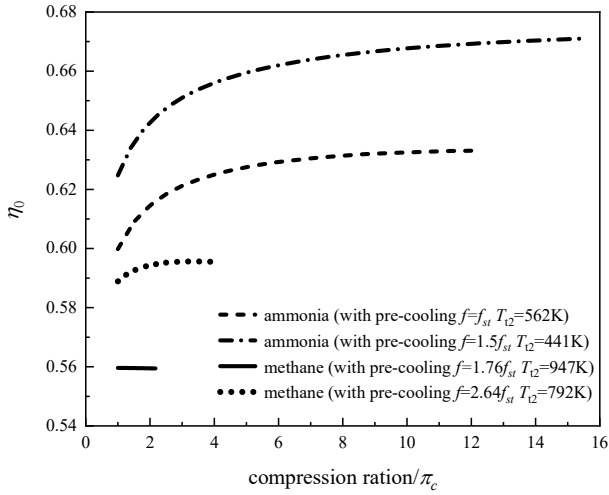
(c) 比推力

(c) The specific thrust



(d) 比冲

(d) The specific impulse



(e) 总效率
(e) The total efficiency

图7 预冷模态发动机性能的对比 (Ma 5)

Fig.7 Comparison of engine performance in precooling mode (Ma 5)

3.3 冲压模态发动机的性能

本节讨论了不同来流马赫数下，冲压模态发动机的相关性能参数。图8为不同来流马赫数下，进气道总压比（总压恢复系数）随进气道压缩效率的变化曲线。如图8所示，静温比 $\psi=5$ 时，不同来流马赫数下的总压比随压缩效率的变化曲线重合。压缩效率超过0.7时，随压缩效率的增加，曲线的增长速率快速增大。

不同来流马赫数下，由式(8)计算的进气道总压比（总压恢复系数）及对应的进气道压缩效率如表3所示。

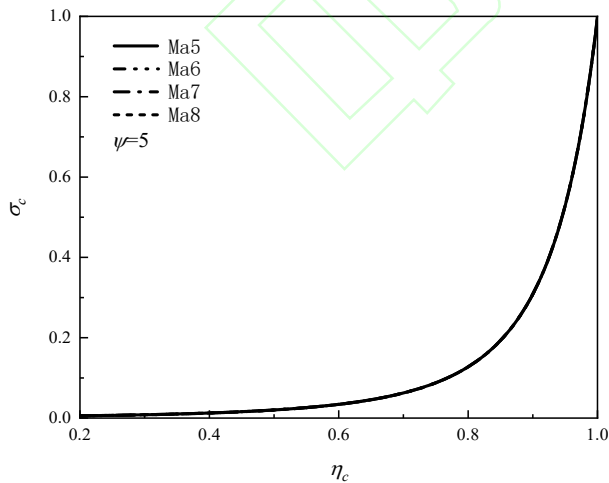


图8 总压比随压缩效率的变化

Fig.8 Variation of total pressure ratio with compression efficiency

表3 不同飞行工况下的进气道压缩效率

Table 3 Compression efficiency of intake under different flight conditions

Ma ₀	σ_c	η_c
5	0.487	0.942
6	0.341	0.909
7	0.228	0.868
8	0.151	0.821
9	0.101	0.770
10	0.070	0.716

文献[36]提出了由动能效率估算冲压发动机性能的计算方法，引入了总动能效率 η_{KEO} 计算冲压发动机的比推力和比冲。总动能效率 η_{KEO} 的计算式为

$$\eta_{KEO} = \eta_{KE,c} \cdot \eta_{KE,b} \cdot \eta_{KE,e} \quad (24)$$

式中， $\eta_{KE,c}$ 、 $\eta_{KE,b}$ 和 $\eta_{KE,e}$ 分别为进气道压缩，燃烧室燃烧和喷管膨胀三个过程的动能效率，计算式分别为

$$\eta_{KE,c} = \frac{V_X^2}{V_0^2} \quad (25)$$

$$\eta_{KE,b} = \frac{V_Y^2}{V_X^2} \cdot \frac{T_{i3}}{T_{i4}} = \frac{V_Y^2}{V_X^2} \cdot \frac{1}{\tau_b} \quad (26)$$

$$\eta_{KE,e} = \frac{V_{10}^2}{V_Y^2} \quad (27)$$

式中， τ_b 为冲压燃烧室的总温比，其他参数为各循环点气体流动速度的平方。

燃烧室总温比 τ_b 的计算式为

$$\tau_b = \frac{1}{1+f} \left(1 + \frac{\eta_b f h_{PR}}{h_{i0}} \right) \quad (28)$$

因此，冲压模态下发动机的比推力又可用下式计算[36]

$$F_{SP} = V_0 \left[\sqrt{\eta_{KEO} (1+f) \left(1 + \frac{\eta_b f h_{PR}}{h_{i0}} \right)} - 1 \right] \quad (29)$$

比冲

$$I_{SP} = \frac{F_{SP}}{g \cdot f} \quad (30)$$

图9为文献[36]利用总动能效率法计算的不同自由流速度下，碳氢燃料（煤油）吸气式冲压发动机的比冲。本文计算的正癸烷吸气式冲压发动机在不同来流马赫数下的比冲及总动能效率如图9所示，与文献[36]计算结果接近，说明本文模型总体上是合理可靠的。

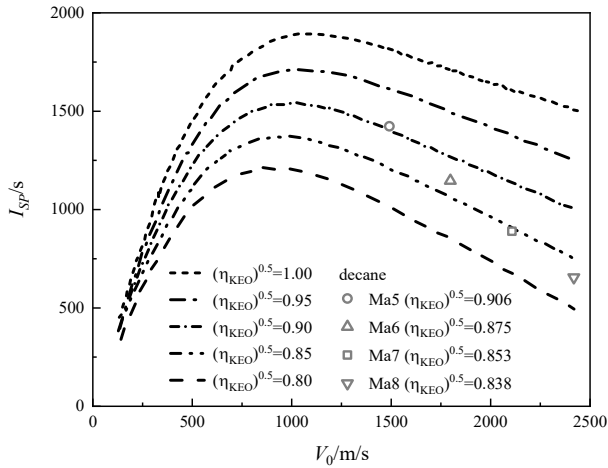
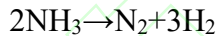


图9 碳氢燃料吸气式冲压发动机比冲随来流速度变化曲线
Fig.9 Variation curve of specific impulse of hydrocarbon fuel air-breathing ramjet with incoming flow speed

发动机处于冲压模态时，随着飞行马赫数的增大，冲压燃烧室壁面的热流密度急剧增加^[38]，飞行马赫数6时碳氢燃料冲压发动机燃烧室壁面的热流密度可高达2.0~2.5 MW/m²，而当飞行马赫数7时燃烧室壁面的热流密度更高达3.0~3.5 MW/m²。此时需要利用燃料流经燃烧室壁面的再生冷却通道，对燃烧室进行热防护，然后再喷入燃烧室与空气燃烧。在高马赫数发动机的高热流密度作用下，碳氢燃料（煤油）和氨均会发生热分解反应，热分解是吸热过程，会使燃料的总热沉进一步提高。碳氢燃料的析碳最终会堵塞冷却通道，而氨则不会。它在高温下的热分解反应方程式为^[27]：



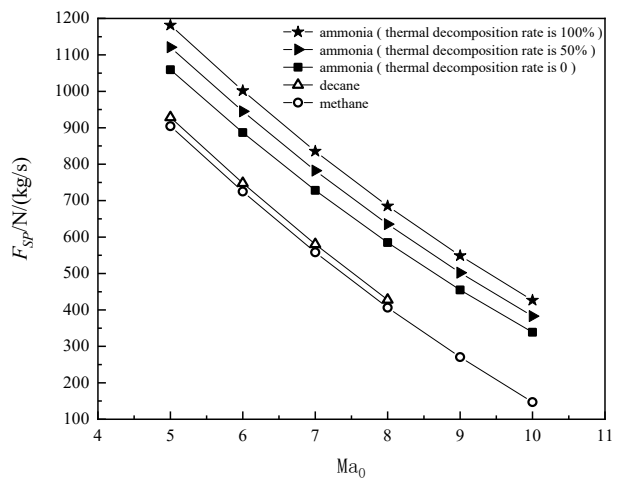
氨完全分解需要吸收2717.7 kJ/kg的热量，如果适当添加催化剂会降低其在高温下的裂解初始温度^[27]。本节对比了静温比 $\psi=5$ 时，不同来流马赫数下以氨、正癸烷和甲烷为燃料的冲压模态发动机的性能参数，分析过程中假设燃料油气比 $f=f_{st}$ ；其中，对于氨燃料，讨论了再生冷却通道内不考虑氨分解以及假设氨在再生冷却通道内分解了50%和100%三种情形。煤油类碳氢燃料在燃烧室壁面再生冷却通道内的热解结焦使得碳氢燃料超燃冲压发动机的最高工作马赫数约为Ma8^[20]。表4为三种燃料对应的总动能效率。如表4所示，相同来流马赫数下，三种燃料的总动能效率接近。三种燃料的性能参数对比如图10所示。

表4 不同燃料的总动能效率

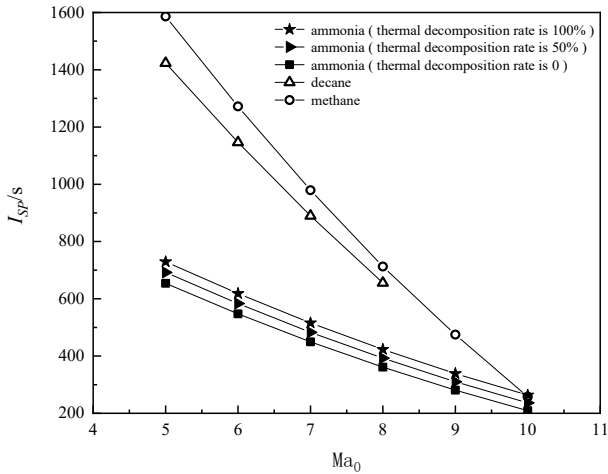
Table 4 Total kinetic energy efficiency of different fuels			
Ma ₀	$\eta_{KEO}(\text{NH}_3)$	$\eta_{KEO}(\text{C}_{10}\text{H}_{22})$	$\eta_{KEO}(\text{CH}_4)$
5	0.816	0.822	0.824
6	0.764	0.767	0.769
7	0.729	0.729	0.731
8	0.705	0.703	0.705
9	0.688	/	0.687
10	0.678	/	0.677

如图10所示，Ma5-10时，相比于不考虑氨的热分解，氨在再生冷却通道内分解了50%和100%情形下，发动机的比推力和比冲均值都提高了8.7%和17.2%。在Ma5和Ma6时，氨分解率的提高会降低发动机的总效率，这是因为分解生成的氢气热值高，推进功率的增加程度小于燃料燃烧释热的增加程度，但随着马赫数的提高，分解率的增大还是会提高发动机的总效率，提高燃料能量的利用效率。

Ma5-8，不考虑氨的热分解时，以氨为燃料的发动机的比推力均值比正癸烷和甲烷分别高约23.7%和28.5%，总效率均值比正癸烷和甲烷分别高约19.5%和21.4%；考虑了氨的热分解后，以热分解率50%为例，以氨为燃料的发动机的比推力均值比正癸烷和甲烷分别高约32.6%和37.7%，总效率均值比正癸烷和甲烷分别高约19.4%和21.3%。考虑了氨的热分解后，发动机的比推力得到了进一步提升，与正癸烷和甲烷相比，优势继续增大，氨的高当量热值特性进一步凸显。由于氨的恰当油气比大于正癸烷和甲烷，因此以氨为燃料的发动机的比冲小于正癸烷和甲烷，氨热分解率的提高可以缩小其与正癸烷和甲烷之间的比冲差距。

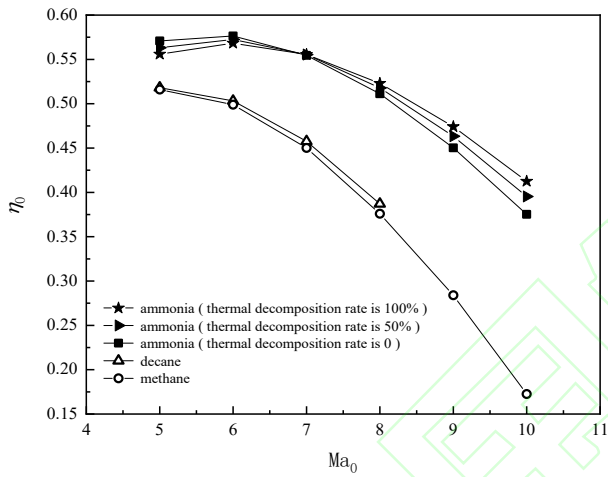


(a) 比推力
(a) The specific thrust



(b) 比冲

(b) The specific impulse



(c) 总效率

(c) The total efficiency

图 10 冲压模式下发动机性能的对比

Fig.10 Comparison of engine performance in ramjet mode

3.4 氨工质吸气式空天发动机宽域性能

计算了氨工质吸气式发动机 Ma 0-10 宽域飞行性能参数，与甲烷和正癸烷吸气式发动机的性能参数进行了对比；并且比较了冲压模式下，相同总动能效率时（见表 4），以氨和氢为工质的发动机的比推力，如图 11 所示。涡轮模式和预冷模式下发动机的比推力和比冲均取压气机出口空气温度 900 K 时对应的数值。预冷模式下，氨的质量流量始终保持恰当油气比，即 $f=f_{st}$ ，Ma 3-5 时，可以将来流空气分别冷却至 311 K、461 K 和 562 K；为了保证来流空气能被冷却至一定温度，预冷模式下，甲烷的流量需要超过其恰当油气比，假设 Ma 3-5 时，甲烷的质量流量分别为 $f=1.76f_{st}$ 、 $2.64f_{st}$ 和 $2.64f_{st}$ ，可以将来流空气分别冷却至 461 K、578 K 和 792 K；预冷模式下，假设 Ma 3-5 时，正癸烷供应的体积流量同

甲烷相等，对应的正癸烷的质量流量分别为 $f=2.66f_{st}$ 、 $3.99f_{st}$ 和 $3.99f_{st}$ ，可以将来流空气分别冷却至 488 K、506 K 和 638 K。涡轮和冲压模式下，三种燃料的流量均保持其恰当油气比，即 $f=f_{st}$ 。

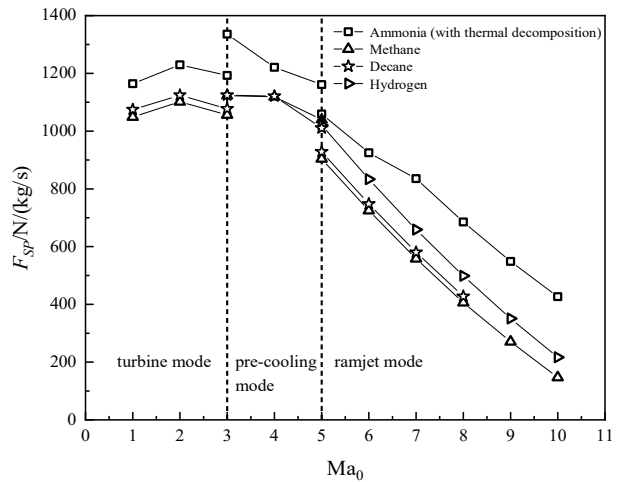
冲压模式下，假设 Ma 6-10 飞行工况时，冲压燃烧室的壁面热流密度分别为 1-5 MW/m²。燃烧室外壁的单再生冷却通道内径 1 mm，长度 1.5 m，冷却通道中氨的流量为 1.25 g/s。则对应 Ma 6-10 飞行工况，单个再生冷却通道的加热功率为

$$P = \pi dl \cdot q = 4.71 - 23.56 \text{ kW} \quad (31)$$

参考图 2 中高温条件下氨在微型通道内的转化率曲线，氨完全分解需要吸收 2717.7 kJ/kg 的热量，据此计算出 Ma 6-10 飞行工况，氨在再生冷却通道内的热力学转化率，并以此计算出对应总动能效率下（见表 4），氨工质发动机的比推力和比冲。

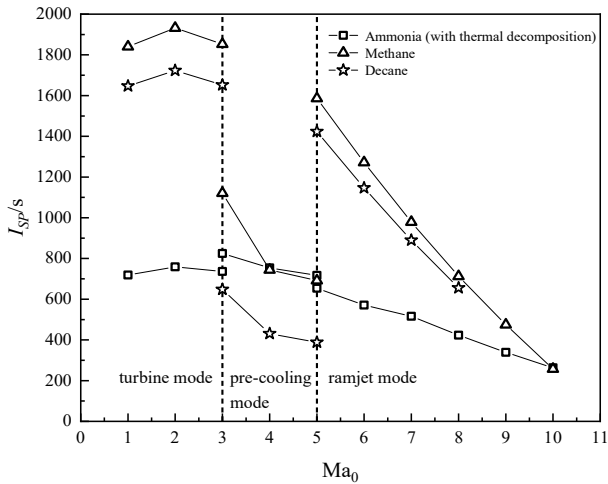
如图 11 所示，在 Ma 0-10 宽域飞行范围内，氨的比推力始终大于正癸烷和甲烷；预冷模式下，为了保证来流空气可以被冷却到一定程度，正癸烷和甲烷的流量需要远超其恰当油气比，导致发动机的比冲迅速下降。而氨优越的恰当量冷却能力可以避免这一问题，使飞行器在三种模态之间的过渡更平稳。

美国的 X-34A 高超声速飞行器采用液氢燃料的双模态超燃冲压发动机推动，可达到 Ma 9.8 的飞行试验记录^[39]，说明液氢燃料在接近 Ma 10 的飞行速度下依然有较高的推力和较好的加速性能。如图 11(a)所示，冲压模式下，以氨为工质时，发动机的比推力高于以氢为工质的。说明在高马赫数段，氨工质吸气式发动机在马赫 5-10 具有比氢更好的加速性能，这是碳氢燃料无法比拟的。氨具有应用于 Ma 10 飞行速度下的良好前景。



(a) 比推力

(a) The specific thrust



(b) 比冲

(b) The specific impulse

图 11 不同马赫数下的发动机性能

Fig.11 Engine performance at different Mach numbers

4 结论

本文提出了一类采用氨燃料的预冷吸气式组合发动机。通过对这种组合发动机的热力循环进行建模分析，初步验证了这种新概念发动机的可行性，并计算了发动机的比推力、比冲和总效率等相关性能参数，得到如下结论：

(1) 以氨为燃料的吸气式变循环组合发动机的工作模态可分为三种，分别为涡轮模态，预冷模态和冲压模态。设置预冷模态的目的是为了解决 Ma 3-Ma 5 之间压气机工作范围窄，推力不足的瓶颈问题。

(2) 对比了飞行速度 Ma 3，以氨为燃料时涡轮模态和预冷模态发动机的性能差异。利用氨对来流高温空气进行预冷可以大幅度提高压气机的最大增压比，扩大发动机的工作范围，提高发动机的比推力、比冲和总效率，氨预冷可全面提升发动机性能。

(3) 对比了氨应用于预冷吸气式发动机时，在马赫 4 和 5 状态下与正癸烷，甲烷等碳氢燃料的性能差异。与正癸烷和甲烷相比，由于氨的高当量总热沉，预冷模式下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跨越“推力鸿沟”。

(4) 涡轮和冲压模态下，虽然以氨为工质的发动机的比冲较低，但是它的比推力和总效率比正癸烷和甲烷更高，特别是考虑了高马赫数热分解之后。与碳氢燃料相比，氨由于不会结焦堵塞通道，能够工作到更高的马赫数。制约氨燃料吸气式发动机能应用到多高马赫数不在于其冷却性能（此指标优于

氢），而在于高马赫数时飞发一体化推阻平衡的设计水平。氨在马赫 5-10 的比推力甚至高于氢，这意味着氨有很好的加速性能，其最高工作马赫数在某些条件下甚至有望超过氢，非常适合应用于例如水平起降二级入轨空天飞行器的一级动力部件，或高马赫数可重复使用实验平台；同时兼具氢的无碳排放优点，具有成为氢低成本替代的巨大潜力。

致谢：感谢中国科学院战略性先导专项的资助 (XDA17030100)

参考文献

- [1] Sato T, Taguchi H, Kobayashi H, et al. Development study of precooled cycle hypersonic turbojet engine for flight demonstration. *Acta Astronautica*, 2007, 61(6): 367-375
- [2] 魏毅寅. 组合动力空天飞行若干科技关键问题. *空天技术*, 2022(1): 1-12 (Wei Yiyin. Major technological issues of aerospace vehicle with combined-cycle propulsion. *Aerospace Technology*, 2022(1): 1-12(in Chinese))
- [3] 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. *航空发动机*, 2021, 47(4): 8-21 (Zou Zhengping, Wang Yifan, ERI Qitai, et al. Research progress on hypersonic precooled airbreathing engine technology. *Aeroengine*, 2021, 47(4): 8-21(in Chinese))
- [4] 朱大明, 陈敏, 唐海龙等. 高超声速涡轮/冲压组合发动机方案. *北京航空航天大学学报*, 2006, 32(3): 263-266 (Zhu Daming, Chen Min, Tang Hailong, et al. "Over-under" concept hypersonic turbo-ramjet combined propulsion system, *Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics*, 2006, 32(3): 263-266(in Chinese))
- [5] Taguchi H, Kobayashi H, Kojima T, et al. Performance evaluation of hypersonic pre-cooled turbojet engine//20th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, Glasgow, Scotland, 2015
- [6] Taguchi H, Hongoh M, Kojima T, et al. Mach 4 performance evaluation of hypersonic pre-cooled turbojet engine//22nd AIAA International Space Planes and Hypersonics Systems and Technologies Conference, Florida, USA, 2018
- [7] 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. *推进技术*, 2022, 43(4): 26-36 (Yao Yao, Wang Zhanxue, Zhang Xiaobo, et al. Modeling and cycle characteristics analysis of liquid hydrogen pre-cooled air-breathing engine. *Journal of Propulsion Technology*, 2022, 43(4): 26-36(in Chinese))
- [8] 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. *火箭推进*, 2021, 47(6): 21-32 (Zheng Riheng, Chen Caobin. Overview of solution to TBCC engine thrust trap problem. *Journal of Rocket Propulsion*, 2021, 47(6): 21-32(in Chinese))
- [9] Bulman MJ, Siebenhaar A. Combined cycle propulsion: aerojet

- innovations for practical hypersonic vehicles//17th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, San Francisco, USA, 2011
- [10] Wang ZG, Wang Y, Zhang JQ, et al. Overview of the key technologies of combined cycle engine precooling systems and the advanced applications of micro-channel heat transfer. *Aerospace Science & Technology*, 2014, 39: 31-39
- [11] Carter P, Balepin V. Mass Injection and Pre-compressor Cooling Engines Analyses//38th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, Indianapolis, USA, 2002
- [12] 林阿强. 航空涡轮发动机射流预冷流动及传热性能研究.[博士学位论文]. 哈尔滨: 哈尔滨工程大学, 2020 (Lin Aqiang. Investigation on the flow and heat transfer.[PhD Thesis]. Harbin: Harbin Engineering University, 2020(in Chinese))
- [13] Mehta U, Bowles J, Melton J, et al. Water injection pre-compressor cooling assist space access. *The Aeronautical Journal*, 2015, 119 (1212): 145-171
- [14] 林阿强, 郑群, 吴锋等. 航空涡轮发动机射流预冷技术研究. 推进技术, 2020, 41(4): 721-728 (Lin Aqiang, Zheng Qun, Wu Feng, et al. Investigation on mass injection pre-cooling technology of aero-turbine engine. *Journal of Propulsion Technology*, 2020, 41(4): 721-728(in Chinese))
- [15] Sato T, Tanatsugu N, Naruo Y, et al. Development study on atrex engine. *Acta Astronautica*, 2000, 47(11): 799-808
- [16] Webber H, Bond A, Hemsell M. The sensitivity of precooled air-breathing engine performance to heat exchanger design parameters. *Journal of the British Interplanetary Society*, 2007, 60(5): 188-196
- [17] 范学军, 陆阳, 李龙等. 组合式发动机. 北京市: CN109026444B, 2017-06-09 (Fan Xuejun, Lu yang, Li long, et al. Combined Engine. Beijing: CN109026444B, 2017-06-09(in Chinese))
- [18] 陆阳, 范学军. 甲烷预冷吸气式发动机概念设计//第十三届全国高超声速科技学术会议, 厦门市, 2021 (Lu Yang, Fan Xuejun. Concept design of a high-speed precooling air-breathing engine using methane//The 13th National Conference on Hypersonic Technology, Xiamen, 2021(in Chinese))
- [19] 苏雷. 航空发动机涡轮冷却空气预冷系统研究.[硕士论文]. 沈阳: 沈阳航空航天大学, 2018 (Su Lei. Precooling turbine cooling air for aviation engines.[MS Thesis]. Shenyang: Shenyang Aerospace University, 2018(in Chinese))
- [20] Mosep. X-43C Plans and Status//12th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, Virginia, USA, 2003
- [21] Kobayashi H, Hayakawa A, Somarathne K, et al. Science and technology of ammonia combustion. *Proceedings of the Combustion Institute*, 2019, 37(1): 109-133
- [22] Karabeyoglu A. Fuel conditioning system for ammonia fired power plants. *NH₃ Fuel Association*, 2012: 38-39
- [23] 刘爱斌, 陈欣, 陈保东等. 液化天然气作为航空燃料的发展趋势及特点分析. 航空动力学报, 2016(6): 1281-1288 (Liu Aiguo, Chen Xin, Chen Baodong, et al. Development trend and characteristics of liquefied natural gas as the aviation fuel. *Journal of Aerospace Power*, 2016(6): 1281-1288(in Chinese))
- [24] Robert WS, George H. The Choice of NH₃ to Fuel the X-15 Rocket Plane. Portland: Iowa State University Press, 2011
- [25] Kyunghyun R, George E, Zacharakis J, et al. Performance enhancement of ammonia-fueled engine by using dissociation catalyst for hydrogen generation. *International Journal of Hydrogen Energy*, 2014(39): 2390-2398
- [26] Fan XJ, Zhong FQ, Yu G, et al. Catalytic cracking and heat sink capacity of aviation kerosene under supercritical conditions. *Journal of Propulsion and Power*, 2009, 25(6): 1226-1232
- [27] Chiuta S, Everson RC, Neomagus H, et al. Reactor technology options for distributed hydrogen generation via ammonia decomposition: a review. *International Journal of Hydrogen Energy*, 2013, 38(35): 14968-14991
- [28] Deshmukh SR, Mhadeshwar AB, Vlachos DG. Microreactor modeling for hydrogen production from ammonia decomposition on ruthenium. *Industrial & Engineering Chemistry Research*, 2004, 43(12): 2986-2999
- [29] Zhao H, Kamp LM, Lukszo Z. The potential of green ammonia production to reduce renewable power curtailment and encourage the energy transition in China. *International Journal of Hydrogen Energy*, 2022, 47(44): 18935-18954
- [30] Zhao W, Huang C, Zhao Q, et al. Performance analysis of a pre-cooled and fuel-rich pre-burned mixed-flow turbofan cycle for high speed vehicles. *Energy*, 2018, 154(1): 96-109
- [31] 王新月, 胡春波, 张堃元等. 气体动力学基础. 西安: 西北工业大学出版社, 2006 (Wang Xinyue, Hu Chunbo, Zhang Kunyuan, et al. Basics of Aerodynamics. Xian: Northwestern Polytechnical University Press, 2006(in Chinese))
- [32] 朱俊强, 黄国平, 雷志军. 航空发动机进排气系统气动热力学. 上海: 上海交通大学出版社, 2014 (Zhu Junqiang, Huang Guoping, Lei Zhijun. Aerothermo Dynamics of Aeroengine Intake and Exhaust System. Shanghai: Shanghai Jiaotong University Press, 2014(in Chinese))
- [33] 杨世铭, 陶文铨. 传热学. 北京: 高等教育出版社, 2006 (Yang Shiming, Tao Wenquan. Heat Transfer. Beijing: Higher Education Press, 2006(in Chinese))
- [34] 王月姑. 以氨为燃料和载氢介质的生命周期能效和环境效益分析.[硕士论文]. 厦门: 厦门大学, 2019 (Wang Yuegu. Life cycle analysis of energy efficiency and environmental benefits using ammonia as fuel and hydrogen carrier.[MS Thesis]. Xiamen: Xiamen

University, 2019(in Chinese))

- [35] 付志坚, 傅敏, 陈其峰. 高温空气在部分离解和电离区的热力学性质的计算. 四川大学学报(自然科学版), 2010, 47(3): 585-592 (Fu Zhijian, Fu Min, Chen Qifeng. Thermodynamic properties of high temperature air in the region of partial dissociation and ionization. *Journal of Sichua University (Natural Science Edition)*, 2010, 47(3): 585-592(in Chinese))
- [36] Heiser W, Pratt D, Daley D, et al. Hypersonic Airbreathing Propulsion. Washington: American Institute of Aeronautics and Astronautics Press, 1994
- [37] Yu X, Pan X, Zheng J, et al. Thermodynamic spectrum of direct precooled airbreathing propulsion. *Energy*, 2017, 135(15): 777-787
- [38] 俞刚, 范学军. 超声速燃烧与高超声速推进. 力学进展, 2013, 43(5): 449-471 (Yu Gang, Fan Xuejun. Supersonic combustion and hypersonic propulsion. *Advances in Mechanics*, 2013, 43(5): 449-471 (in Chinese))
- [39] 沈剑, 王伟. 国外高超声速飞行器研制计划. 飞航导弹, 2006(8): 1-9 (Shen Jian, Wang Wei. Foreign hypersonic aircraft research and development plan. *Aerodynamic Missile Journal*, 2006(8): 1-9(in Chinese))