

氢预冷涡轮发动机研究进展及关键技术

郭恒杰¹, 贾琳渊¹, 郭帅帆², 韩佳²

(1. 西北工业大学 动力与能源学院, 西安 710129; 2. 中国航发沈阳发动机研究所, 沈阳 110015)

摘要: 高速涡轮发动机及其组合动力装置是高超声速飞行器技术的基础和关键。随着飞行马赫数提高, 来流空气总温显著升高, 发动机推力急剧减小。在此背景下, 进气预冷成为扩展航空涡轮发动机工作速域的主要方向。液氢同时具备高热值和高热沉, 是燃料换热预冷的理想工质。因此, 氢预冷涡轮发动机被视为实现临近空间高超声速飞行的重要技术之一。回顾了国外氢预冷吸气式发动机的发展历程, 分析了各型发动机的主要特点, 并根据预冷目的归纳总结了面向氢氧火箭以及面向冲压或涡喷发动机的 2 类氢预冷技术。在此基础上, 考虑氢预冷涡轮发动机的工作需求, 对其研发中的关键技术进行了梳理。与传统航空发动机相比, 氢预冷涡轮发动机由于采用了新的循环、燃料和结构, 给总体、传热、燃烧、材料等方面带来了诸多挑战。其中的关键技术包括: 预冷系统与发动机总体性能的全工况稳态和动态匹配技术; 高功重比预冷器的设计、成型和防冰技术; 氢燃料动态高精度计量和燃烧控制技术; 涉高压氢部件的氢损伤抑制及预测技术等。

关键词: 高超声速; 涡轮发动机; 进气预冷; 燃料换热预冷; 氢燃料

中图分类号: V235.1

文献标识码: A

doi: 10.13477/j.cnki.aeroengine.2024.01.002

Development and Key Technologies of Hydrogen-Fueled Precooled Gas Turbines

GUO Heng-jie¹, JIA Lin-yuan¹, GUO Shuai-fan², HAN Jia²

(1. School of Power and Energy, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710129, China;

2. AECC Shenyang Engine Research Institute, Shenyang 110015, China)

Abstract: High-speed turbine-based combined cycle propulsion system is the foundation and key of hypersonic vehicle technologies. With the increase of Mach number, the total temperature of the incoming air rises significantly, and the engine thrust decreases sharply. Inlet air precooling has become the major direction to expand the speed range of aircraft gas turbines. Liquid hydrogen has both a high calorific value and a high heat sink, which makes it an ideal medium as a fuel and cold source. Hence, the hydrogen-fueled precooled gas turbine is regarded as a promising technology to realize hypersonic flight in near space. Firstly, the historical development of hydrogen-fueled precooled airbreathing engines is reviewed, the main features of each type of engine are analyzed, and two types of technologies of hydrogen precooling technologies for hydrogen-oxygen rockets and for ramjet or turbojet engines are summarized according to the purpose of precooling. Based on this, the key technologies in developing hydrogen-fueled precooled gas turbines are sorted out considering their operation requirements. Compared with conventional jet engines, hydrogen-fueled precooled gas turbines bring in new challenges in the areas of system design, heat transfer, combustion, and materials due to the adoption of new cycles, fuel, and structures. The key technologies include but are not limited to steady-state and dynamic matching between the precooling system and engine performance; design, molding, and anti-icing technologies for high power-to-weight ratio precooler; high-precision dynamic metering of hydrogen fuel; hydrogen combustion technology; and hydrogen-related damage inhibition and prediction technologies for high-pressure components.

Key words: hypersonic; gas turbine; inlet air precooling; heat-exchange precooling; hydrogen fuel

0 引言

高速涡轮发动机及其组合动力装置的研发对于临近空间高超声速飞行器技术的发展起着关键的支

撑作用。随着飞行马赫数的提高, 发动机来流空气总温呈二次曲线趋势提高, 导致压气机换算流量和压比大幅降低, 发动机推力急剧减小^[1]。为了避免压缩部件过早进入出口温度限制状态, 进气预冷成为了扩展

收稿日期: 2023-09-22

作者简介: 郭恒杰(1992), 男, 教授。

引用格式: 郭恒杰, 贾琳渊, 郭帅帆, 等. 氢预冷涡轮发动机研究进展及关键技术[J]. 航空发动机, 2024, 50(1): 10-19. GUO Hengjie, JIA Linyuan, GUO Shuaifan, et al. Development and key technologies of hydrogen-fueled precooled gas turbines[J]. Aeroengine, 2024, 50(1): 10-19.

航空涡轮发动机工作速域的主要方向之一。通过预冷来流空气,将其温度降低到发动机可工作的正常范围内,可以改善各部件的工作条件,拓宽发动机的工作包线,使其具有宽速域内的工作能力。

目前,进气预冷主要包括射流预冷^[2-4]、燃料换热预冷^[5-7]以及闭式循环预冷^[8-10]3种技术路线。射流预冷通过向来流空气中喷入水和醇类等液体,利用其蒸发吸热降低空气温度;燃料换热预冷是指燃料在进入燃烧室前,先经过位于发动机进口处的预冷器,通过换热冷却来流空气;闭式循环预冷与燃料换热预冷的原理类似,区别在于前者在其热力循环中加入了第3流体的闭式布雷顿循环,在高温来流和低温燃料之间交换热量。在3种技术路线中,射流预冷系统结构最为简单,但预冷液体消耗量大,且难以实现大量液体在极短时间内充分蒸发,对涡轮发动机工作速度提升的作用有限^[11]。燃料换热预冷和闭式循环预冷统称为强预冷技术,其冷却效率相对较高,但换热器造成的主流压力损失也相应增大。其中,闭式循环预冷方案中驱动涡轮的流体从氢气变为氦气,可有效避免材料的氢脆,使其能够支持更高的压气机压比^[5],但中间循环的加入大幅增加了发动机的结构复杂性。综合考虑,直接以燃料作为冷却介质的燃料换热预冷技术被视为扩展涡轮发动机工作包线的理想方案^[12]。

液氢同时具备高燃料热值和高物理热沉,既能作为燃料,又能作为冷却剂,是燃料换热预冷的理想工质。当前几种典型的燃料换热预冷发动机方案均采用液氢作为燃料及冷源^[13-15]。对于涡轮发动机,氢燃料还具有起动性能好、消耗燃料少、单位推力/功率大等诸多优点^[16]。但是,氢预冷涡轮发动机的发展仍面临许多技术挑战,需要在总体设计与匹配、换热系统设计、氢燃料计量与燃烧控制、材料氢损伤抑制等诸多领域开展技术攻关。

本文在分析美、英、俄、日等国家氢预冷吸气式发动机发展历程的基础上,对氢预冷涡轮发动机研发中需解决的关键技术问题进行了梳理,并介绍了对应的国内外研究进展,旨在为氢预冷涡轮发动机的发展探索可行的路径。

1 氢预冷吸气式发动机发展历程

1.1 液化空气循环发动机

1.1.1 美国 Marquardt 公司的 LACE

20世纪50年代,为了解决氢氧火箭比冲较低所导致的有效载荷比过小的问题,美国 Marquardt 公司^[17]在氢氧火箭的基础上进行了改进,增加了吸气模态,开发了液化空气循环发动机(Liquid Air Cycle Engine, LACE),其基本工作原理如图1所示。

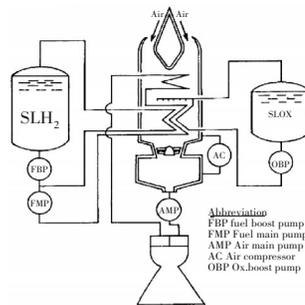


图1 LACE 发动机原理^[17]

LACE 发动机具有2种工作模态。火箭模态下的氧化剂为自身携带的液氧;吸气模态下的氧化剂为来流空气:来流空气经液氢冷却后变为液态,经增压后进入燃烧室燃烧。2种工作模态共用同一个燃烧室。此种方案的主要优势在于2点。其一,吸气模态对于空气的利用减少了自身携带的液氧量;其二,共用燃烧室减少了起飞质量和空间占用。

LACE 发动机的主要缺点在于需携带大量的液氢用于液化空气。即使是在来流空气温度较低的地面状态,冷却剂氢与空气的质量比也达燃烧化学当量比的6~7倍。随着来流温度的进一步升高,所消耗的冷却剂氢剂量更大。大量的液氢消耗不仅限制了比冲性能,使其海平面比冲只能达到800 s左右^[18],携带的液氢还占用了飞行器的大量空间。此外,在LACE的研发过程中还出现了严重的换热器结冰现象,让研究人员认识到了抑制结冰的重要性^[19]。最终,Marquardt公司于1968年放弃了LACE发动机的研发^[20]。

1.1.2 美国 Andrews 公司的 ACES

自20世纪60年代到21世纪初,有多家机构对LACE发动机进行了改进研究^[21]。其中值得一提的是美国 Andrews 公司提出的“炼金术士”空气捕集提纯发动机(Air Collection and Enrichment System, ACES),其基本工作原理如图2所示^[22]。

ACES 发动机与LACE发动机同样采用液氢作为冷却剂,但增加了空气提纯系统,将液化空气分离为液氧和液氮。其中液氧同时供应吸气模态和火箭模态。在吸气模态下,一部分液氧直接进入燃烧室燃烧,剩余部分则存入液氧罐中,在火箭模态下作为氧

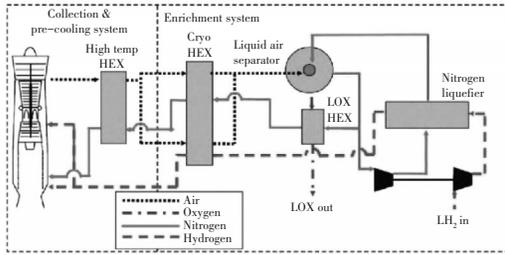


图2 ACES发动机原理^[22]

化剂使用。

ACES发动机引入空气提纯系统的主要目的是减轻起飞时携带的液氧质量,其起飞时液氧罐处于空瓶状态。然而,为了实现空气的液化,其所需的液氢与空气质量之比高达0.2^[18],反而需要携带更多液氢来液化空气。并且由于液氢密度小,液氢罐的体积变得更大,给飞行器的空间布局设计带来了较大困难^[23]。

1.2 空气深冷循环发动机

1.2.1 英国RR公司的RB545

20世纪80年代,英国宇航公司提出了水平起降、单级入轨的空天飞机(Horizontal Take-Off and Landing, HOTOL),采用RR公司^[24]提出的预冷吸气式火箭发动机方案RB545,其基本工作原理如图3所示。

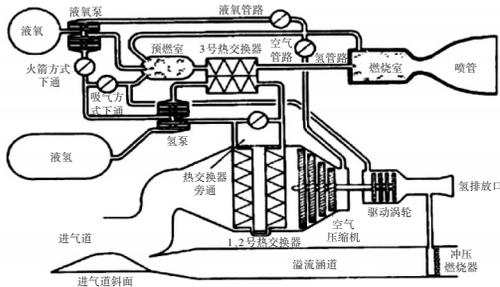


图3 RB545发动机原理^[24]

与LACE发动机相似,RB545发动机同样具有吸气和火箭2种工作模式,且2种模式共用燃烧室。在火箭模式下发动机消耗自身携带的液氧与液氢工作。在吸气模式下,RB545发动机仅将空气冷却至露点温度以上,避免了空气的液化。这种冷却方式大幅减少了冷却剂氢的用量,被称为空气深度预冷,简称空气深冷。

RB545发动机在火箭模式下的燃烧室压力约为15 MPa。由于共用燃烧室,其在吸气模式下的燃烧室压力同样高达约10 MPa^[25]。只有当压气机具有150左右的超高压比时^[26],才能满足吸气模式如此之高的燃烧室压力。为了达到该压比条件,需要2/3以上的高焓高压氢带动压气机涡轮作功。而作功膨胀后的

氢压力过低,无法满足燃烧室的高压条件,只能全部排放到大气中。由此造成了大量氢气的浪费,严重制约了发动机比冲性能,仅能达到约1500 s^[27]。

1.2.2 俄罗斯中央航空发动机研究院的ATRDC

20世纪末,俄罗斯中央航空发动机研究院在RB545发动机的基础上做出了改进^[28],提出了空气深冷涡轮火箭发动机(Deeply Cooled Air Turbo Rocket, ATRDC),其基本结构如图4所示。该发动机取消了共用燃烧室结构,其燃烧室分为内外2个管路。其中,内管以吸气模式运行,

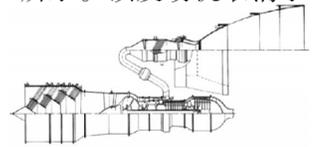


图4 ATRDC发动机结构^[29]

外管以火箭模式运行。在ATRDC方案中来流同样在预冷器中被深度冷却,所需的冷却剂氢当量比为2.0左右。完成冷却任务后的氢被等量分为2股,一股进入燃烧室燃烧,另一股经加热器进一步吸热后达高焓高压状态,驱动涡轮工作后直接排出。相比于RB545高达150左右的压气机压比,ATRDC发动机由于取消了共用燃烧室,在吸气模式下燃烧室的工作压力大幅降低,其压气机压比可降至20~40。这显著提高了压气机部件的可实现性,同时所需的高焓高压氢流量大幅减小,使其比冲性能提升。在压比为40的工况下,ATRDC的平均比冲为2500 s,预估推重比达到18~22^[29],其工作速度为马赫数0~6^[30]。

ATRDC发动机的缺点也较为明显。首先,其预冷器设计较为笨重,约占除去进气道外发动机全部质量的一半。其次,一半的氢无法发挥燃料的作用,直接排入大气,造成了严重的浪费。若将ATRDC与冲压发动机进行集成,将多余的氢引入冲压发动机燃烧室中,整合后发动机的推力和比冲性能均可得到进一步提升^[31]。不同马赫数下ATRDC与冲压发动机独立工作与集成工作时的比冲性能如图5所示。从图中可见,整合后的比冲性能可提升至4000 s以上。

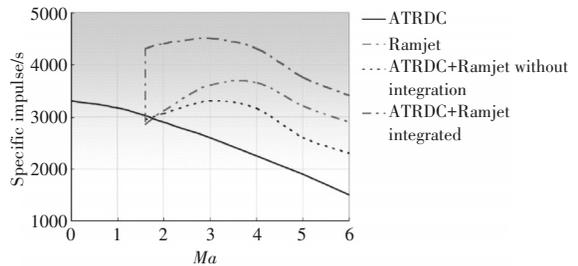


图5 不同马赫数下ATRDC与冲压发动机独立工作与集成工作时的比冲性能^[31]

1.2.3 美国 MSE 技术应用公司的 KLIN

21 世纪初, 美国 MSE 技术应用公司提出了将液体火箭发动机和空气深冷涡喷发动机结合而成的预冷组合循环发动机 KLIN(由俄语“楔”翻译而来), 其基本工作原理如图 6 所示^[14]。发动机火箭单元全速域参与工作。随着工况由亚声速进入超声速, 火箭发动机逐渐节流, 所贡献的推力比例逐渐减小; 涡喷发动机在马赫数 0~6 的范围内稳定工作, 节约了低速阶段火箭发动机所需携带的氧化剂。而当马赫数达到 6.0 左右时, 工作模式转换为火箭发动机独立工作。

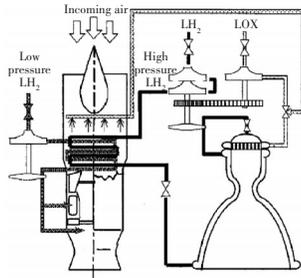


图 6 KLIN 发动机原理^[14]

在 KLIN 方案中, 所有液氢全部用来冷却涡喷发动机的来流空气。由于来流空气状态的不同, 冷却后的空气温度也存在差异。在地面状态下可被冷却到 110 K, 而在马赫数 6.0 状态下可被冷却到 200~250 K。得益于进气温度的降低, 涡喷发动机可采用更高的压比, 从而提升发动机的循环热效率。经过进气预冷后, 涡喷发动机最高可在马赫数 6.0~6.5 的范围内工作^[32]。

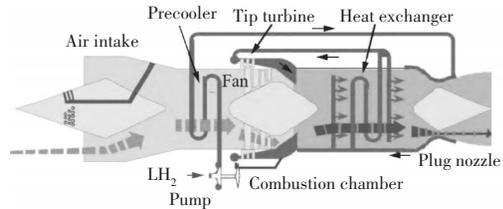
KLIN 发动机整合了当时较为成熟的技术, 且整体结构较为简单, 主要技术难点在于预冷器的设计。其优势在于低速段采用吸气模式获取氧化剂, 减轻了所需携带液氧的质量, 比冲约为同型号氢氧火箭发动机的 2~3 倍^[14]。

1.3 适度预冷循环发动机

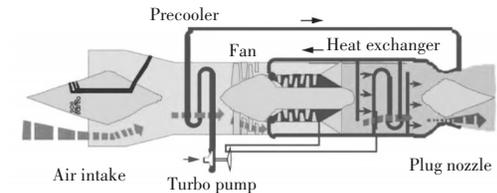
1.3.1 日本空间科学研究所等的 ATREX

20 世纪 90 年代, 日本空间科学研究所 (ISAS) 与多家机构联合提出了膨胀循环空气涡轮冲压发动机方案 (Air-Turbo Ramjet with Expander Cycle, ATREX)^[13], 其基本工作原理如图 7 所示。

ATREX 发动机同样采用液氢作为冷却剂, 通过预冷器对来流空气进行预冷: 在地面状态下空气被冷却至约 175 K, 在马赫数 6.0 状态下空气被冷却至约 660 K。由于其预冷程度相较于深度预冷更低, 故被称为适度预冷。充分吸热后的高焓高压氢进入压气机, 驱动涡轮作功, 并最终进入燃烧室。由于预冷程度较低, 减少了冷却剂氢的使用量, 且所有氢气都被喷入燃烧室燃烧, 大幅提升了氢的利用效率。ATREX



(a) 叶尖涡轮布局 ATREX 发动机



(b) 后置涡轮布局 ATREX 发动机

图 7 ATREX 发动机原理^[36]

发动机的平均比冲达 3000 s 以上, 工作马赫数可达 6.0^[26]。

ATREX 研发团队围绕预冷器换热片表面结冰问题开展了大量研究。结冰将导致空气总压损失和换热效率降低等, 严重时甚至会堵塞气流, 冰块脱落后也有可能打伤后方的压气机叶片。试验发现, 通过喷射甲醇可以显著抑制结冰现象。其团队在后续工作中基本解决了 ATREX 发动机预冷器的结冰问题^[35-37]。

1.3.2 日本宇宙航空研究开发机构的 PCTJ

基于 ATREX 研制过程中所积累的总体设计、预冷器和可调进排气等技术, 日本宇宙航空研究开发机构 (JAXA) 进一步开展了预冷涡喷发动机 (Pre-Cooled Turbo Jet, PCTJ) 的研究, 其基本工作原理如图 8 所示^[37]。2 种发动机的主要区别在于液氢的循环方式。在 ATREX 发动机中, 全部液氢进入空气预冷器, 吸收来流空气的热量之后, 在主燃烧室内的加热器中再次吸热, 然后进入涡轮作功。相比之下, PCTJ 发动机只将部分液氢用于预冷来流空气, 然后进入加力燃烧室燃烧, 剩余部分液氢则在涡轮后吸热, 随后进入主燃烧室燃烧, 并带动涡轮作功。

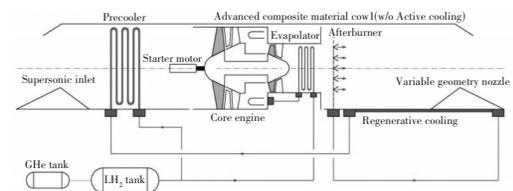


图 8 PCTJ 发动机原理^[37]

ATREX 发动机是全膨胀循环发动机, 其压气机和燃料泵的涡轮都由经过吸热的氢气驱动。这种方式有效地利用了液氢的冷却特性和热交换能力, 发动

机可以具有良好的可重复使用性和相对简单的系统结构。但为了保持涡轮具有足够的质量流量,发动机的比冲性能较弱。PCTJ发动机的燃料泵涡轮同样由吸热后的氢气驱动,但压气机涡轮由燃气驱动。这使得PCTJ发动机在产生较高涡轮功率的同时,具有相对较高的比冲性能。二者的比冲性能对比如图9所示。

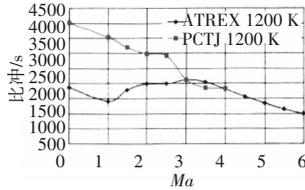


图9 ATREX和PCTJ发动机比冲对比^[38]

1.4 小结

以上介绍了几种典型的氢预冷吸气式发动机方案,其主要参数和特征见表1。按照技术特点主要可以分为2大类。

表1 氢预冷吸气式发动机主流方案

方案	年代	国家	发动机类型	预冷程度/K	Ma	比冲/s	技术特征
LACE	1950	美国	氢氧火箭	液化空气	0~7	≤800	空气冷却至液态 采用空气分离器
ACES	1960	美国	氢氧火箭	液化空气			
RB545	1980	英国	氢氧火箭	>80	0~5	≤1500	共用燃烧室
ATRDC	1990	前苏联	吸气+火箭	98~112	0~6	≤2500	独立燃烧室
KLIN	2000	美国	涡轮+火箭	110~250	0~6		独立燃烧室
ATREX	1990	日本	冲压发动机	175~660	0~6	≤3000	氢气驱动涡轮
PCTJ	2000	日本	涡喷发动机	288~660	0~6	≤4800	燃气驱动涡轮

第1类氢预冷技术面向氢氧火箭,包括LACE、ACES、RB545等。其主要目的在于通过捕集空气中的氧气,降低起飞时氧化剂的携带量,以此提高推重比。这类燃料预冷发动机预冷程度较高,通常对来流空气进行液化或深度冷却。对于液化空气循环,冷却剂氢和空气质量之比远大于燃烧过程的化学当量比。所携带的大量冷却剂氢严重限制了发动机的比冲性能,其比冲一般为1000 s左右。对于空气深冷循环,由于避免了空气相变吸热,冷却所需的液氢流量大幅减小。但冷却后的空气处于气态,为使其进入高压燃烧室,需要压气机具有极高的压比。在这种情况下,带动涡轮膨胀过后的部分液氢压力过低,无法进入燃烧室,只能直接排出,导致氢燃料的浪费仍然比较严重。

第2类氢预冷技术则面向冲压和涡喷发动机,包

括ATREX、PCTJ等。其主要目的在于降低来流空气温度,拓展发动机的飞行包线。这类系统的预冷程度较低,在地面状态下预冷后的空气温度高达200 K左右,大幅减小了冷却所需的液氢流量。此外,由于冲压/涡轮发动机的燃烧室压力较低,带动涡轮膨胀后的氢仍可进入燃烧室燃烧,使得氢的利用率大幅提高。上述因素导致发动机的比冲性能显著提高。

显然,第2类氢预冷技术更符合以拓工作包线为目的的高速航空涡轮发动机的工作需求,其发展过程中遇到的技术难点及解决方法对于中国氢预冷涡轮发动机的研发具有重要的参考价值。

2 氢预冷涡轮发动机关键技术

与传统航空涡轮发动机相比,氢预冷涡轮发动机采用了新的循环、燃料和结构,给总体、传热、燃烧、材料等方面带来了诸多挑战。参考上述氢预冷吸气式发动机主流方案的发展经验,在氢预冷涡轮发动机的研发中应当着重注意以下几方面的关键技术。

2.1 总体设计与匹配技术

对于氢预冷涡轮发动机,其总体性能设计的关键在于全工况范围内预冷系统与发动机总体性能的稳态和动态匹配。

在稳态匹配方面,预冷器与涡轮发动机在宽速域内的匹配关系变化显著。具体来说,在低速飞行时来流温度较低,预冷系统工作在低热输运功率状态,且发动机折合转速较高,风扇进口马赫数高,预冷器内的流动呈现高速低温特性;而在高速飞行时来流温度较高,预冷系统工作在高热输运状态,且涡轮发动机折合转速较低,风扇进口马赫数较低,预冷器内的流动处于低速高温状态。因此,需要处理好冷却剂与燃料流量之间的匹配问题,对燃料流量、进气流量、预冷装置功率与发动机总体性能等进行耦合迭代分析,在全工况范围内建立预冷参数与发动机性能参数的稳态匹配关系。

在动态匹配方面,预冷装置为系统引入了一个新的自由度,对涡轮发动机原有控制逻辑产生了影响。例如,预冷装置与发动机总体之间存在质量-能量耦合振荡,即温降通过换算转速来影响空气流量,而空气流量通过换热器特性来影响温降,从而影响涡轮发动机稳定工作^[11]。此外,为了满足宽速域工作要求,氢预冷发动机通常配置有可变进气道等装置,其切换

过程所引起的流场动态变化也可能引起发动机性能的强烈震荡。因此,应发展考虑预冷动态效应的氢预冷涡轮增压发动机过渡态性能分析技术,以提升发动机的工作稳定性。

建立预冷发动机总体性能计算模型是开展匹配设计分析的关键,当前较为可行的思路是在部件级涡轮增压发动机模型框架下建立氢预冷涡轮增压发动机总体性能计算模型。这需要从以下 3 方面开展工作:(1)建立预冷器性能快速分析模型并与整机性能计算模型耦合,以提升计算效率,该模型通常为 0~2 维^[39];(2)基于 NASA CEA 等计算程序获取氢燃气的物性参数,从而实现气动热力过程的高精度变比热计算^[40];(3)获取氢涡轮特性以替换现有的以煤油为工质的通用涡轮特性,可以基于真实物性参数和相似原理对现有的燃气涡轮特性进行修正^[41]。

目前中国多家高校和科研院所对于氢预冷吸气式发动机的总体设计与匹配开展了研究,主要集中在热力循环设计方面。黄晨等^[5]基于工质变比热及化学平衡法建立了 ATREX 发动机热力循环模型,结合改进的 NSGA II 算法建立了飞行轨迹上发动机多变量、多目标优化方法;姚尧等^[6]解决了加热器部件冷热两端的先后计算问题,发展了整机性能计算模型,并提出了一种液氢预冷吸气式发动机构型;玉选斐等^[42]基于预冷压缩系统框架建立了预冷组合发动机热力循环总体分析模型,开展了预冷压缩系统性能指标等研究;陈操斌等^[43]基于现有部件技术水平提出了一种适度预冷发动机方案,并研究了发动机的高度、速度、调节特性。

2.2 换热器技术

无论采用何种热力循环,预冷器都是强预冷吸气式发动机的核心部件。为了满足跨速域飞行的需要,预冷器需具备较强的换热能力、较低的质量、较小的流动损失,并且必须适应宽广的工作范围。其中涉及的关键技术包括微尺度流动换热机理^[44]、高功重比预冷器设计技术^[45]、微小换热单位成型和焊接工艺等^[46]。

具体来说,预冷器流通面积通常大于发动机迎风面积。由于高速飞行的阻力对迎风面积极其敏感,因此在实现高性能预冷的同时,需严格控制预冷器的尺寸。紧凑型高性能换热器一般通过布置大量的微小换热单元实现^[47],如毛细管束式换热器、板翅式换

热器等。毛细管束式换热器由数万根薄壁毛细管组成,可靠的焊接工艺是实现的关键因素之一;而板翅式换热器则需要解决高温环境下的芯体热膨胀和大温度梯度引起的热应力等问题^[11]。此外,微小通道内的流动换热机理相比于常规通道的差异显著。应重点关注微通道的高表面积/体积比和壁面特征带来的表面效应,以及气体稀薄效应对换热机理的影响^[48]。

换热器防冰是氢预冷吸气式发动机在低空工作条件下面临的主要挑战。换热器结冰(结霜)会引起空气总压损失、换热效率降低,严重时导致气流堵塞。目前抑制结霜的方式主要有 3 种,即疏水表面抑霜、高速气流剪切除霜和凝缩性物质抑霜^[49]。受制于氢预冷发动机的工况特点,前 2 种方法的适用性较差,而凝缩性物质抑霜技术在 KLIN、ATREX 等发动机的开发中得到了实际应用,有效解决了换热器的结冰问题。常见的凝缩性物质包括烃类、醇类、酯类、醛类、酮类和醚类。这些物质的加入可以降低主流空气的凝固点,从而防止结霜。同时,在凝缩性物质结霜为凝缩液后,将进一步浸透霜层内部,使得霜层密度变高,厚度增长速度减慢^[49]。

2.3 氢计量与燃烧技术

与航空煤油相比,氢所具有的独特理化特性使其在计量与燃烧的调控方面面临新的技术难点。

在计量方面,氢燃料在发动机低温输运管路中经历从液态到气态的转变,且氢气的压缩性极强。在管路沿程中,相变、压力和温度等参数处于动态变化状态,并表现出明显的迟滞效应。因此,氢的动态高精度计量和调节是一项极具挑战性的任务^[16]。此外,氢在输运管路中还存在着明显的热效应。例如,氢分子有正氢和仲氢 2 种同分异构体。不同温度下正仲氢的平衡组分比例发生变化,由分子磁相互作用产生能量交换,转化过程中释放出的转化热大于氢的汽化潜热^[50]。常压下氢气在 195 K 以上时的焦耳-汤普森系数为负,节流膨胀后温度升高;在 195 K 以下时的焦耳-汤普森系数为正,节流膨胀后温度降低。在发动机氢输运管路的设计中,应当充分考虑上述正仲氢转变以及焦耳-汤普森系数的变化所引起的热效应^[51]。

氢预冷涡轮增压发动机在燃烧控制方面也面临严峻挑战。由于氢具备有极快的火焰传播速度和极宽的可燃极限范围,因此面临着更高的自燃、回火和燃烧不稳定风险。在发动机运转过程中,燃烧室一旦熄

火,需要立刻切断氢燃料的供应。此外,氢的火焰温度比航空煤油的高约 150 K,对主燃区火焰温度的控制^[52]以及燃烧筒冷却方式的设计^[53]对于燃烧室的性能至关重要。常见的降低火焰温度的方法有增加冷媒、均布燃料、快速掺混、贫油燃烧等。这些方法均能够有效降低火焰温度,但也各有其限制和潜在问题。例如,贫油多点直喷燃烧技术^[54]可以保持较低的火焰温度和回火风险,同时还可以保持较高的掺混效率。但其对喷口数量和喷口尺寸有着严格要求,同时内部流道设计也极为复杂。微混燃烧技术^[55]利用小管径的淬灭效应使得抗回火能力显著提升,特别适合于氢气燃烧。但其产生的射流火焰由于缺少回流区,低负荷燃烧稳定性较差,并且热声振荡特性也有待进一步研究。

2.4 氢损伤抑制及预测技术

金属材料的氢损伤是制约氢预冷发动机长期使用的关键因素^[56],涉高压氢部件的氢损伤抑制是氢预冷涡轮发动机可靠性设计的基础。氢对金属的破坏主要表现在氢脆和氢腐蚀 2 方面。氢脆是由于氢原子通过扩散运动进入金属的晶格空隙之中,并在材料缺陷位置重新结合形成氢气分子,导致局部应力升高,并引起材料力学性能降低而开裂或损伤^[57]。氢脆的一种重要形式是氢鼓包,即氢气分子在金属表面附近的空腔聚集,发生鼓包凸起直至破裂^[58]。而氢腐蚀则是在高温下合金中的组分与氢发生化学反应所导致金属性能降低,例如含氧铜在氢作用下的碎裂和含碳钢的脱碳现象。上述破坏方式都会导致金属的机械性能显著降低。

影响氢损伤的因素主要包括含氢量、温度和合金成分等^[56]。对于氢预冷涡轮发动机,部件可能存在的氢损伤风险与服役状态密切相关。在室温区间服役时,涉高压氢部件的主要氢损伤风险来自于氢脆,而在高温工况服役时,涉高压氢部件(如燃烧室、涡轮等)更容易发生高温氢腐蚀失效^[16]。氢损伤的常见抑制措施包括:通过调节合金成分和热处理获得耐氢脆合金、在氢气中加入缓蚀剂或抑制剂、采用合理的加工和焊接工艺等。上述措施可有效延长涉氢部件的服役寿命,但无法从根本上抑制氢损伤现象的发生。因此,如何建立实际服役工况下涉氢重要部件的结构完整性和服役寿命的评价和预测方法是氢预冷发动机可靠性研究的重要课题。

3 总结

(1)液氢同时具备高热值和高热沉,既能作为燃料,又能作为冷却剂,是燃料换热预冷的理想工质。对于涡轮发动机,氢燃料还具有起动性能好、燃料消耗少、单位推力/功率大等优点。

(2)当前的氢预冷吸气式发动机技术可分为 2 类。第 1 类面向氢氧火箭,目的在于通过捕集空气中的氧气,降低起飞时氧化剂的携带量,以提高推重比;第 2 类面向冲压或涡喷发动机,目的在于降低来流空气温度,拓展飞行包线。第 2 类技术中氢的利用率高、比冲性能好,其发展过程中遇到的技术难点及解决方法对于氢预冷涡轮发动机的研发具有重要参考价值。

(3)与传统航空发动机相比,氢预冷涡轮发动机由于采用了新的循环、燃料和结构,给总体、传热、燃烧、材料等方面带来了诸多挑战。其中的关键技术包括:预冷系统与发动机总体性能的全工况稳态和动态匹配技术;高功重比预冷器的设计、成型和防冰技术;氢燃料动态高精度计量和燃烧控制技术;涉高压氢部件的氢损伤抑制及预测技术等。

参考文献:

- [1] 尹泽勇, 蔚夺魁, 徐雪. 高马赫数涡轮基推进系统的发展及挑战[J]. 航空发动机, 2021, 47(4): 1-7.
YIN Zeyong, YU Duokui, XU Xue. Development trend and technical challenge of high Mach number turbine based propulsion system[J]. Aeroengine, 2021, 47(4): 1-7. (in Chinese)
- [2] 芮长胜, 张超, 越冬峰. 射流预冷涡轮发动机技术研究及发展[J]. 航空科学技术, 2015, 26(10): 53-59.
RUI Changsheng, ZHANG Chao, YUE Dongfeng. Technical study and development of mass injecting pre-compressor cooling turbine engine [J]. Aeronautical Science and Technology, 2015, 26(10): 53-59. (in Chinese)
- [3] 尚守堂, 田方超, 扈鹏飞. 涡轮发动机射流预冷关键技术分析[J]. 航空科学技术, 2018, 29(1): 1-3.
SHANG Shoutang, TIAN Fangchao, HU Pengfei. Key technology analysis of mass injecting pre-compressor cooling turbine engine[J]. Aeronautical Science and Technology, 2018, 29(1): 1-3. (in Chinese)
- [4] 林阿强, 刘高文, 吴锋, 等. 高马赫数涡轮发动机射流预冷特性研究[J]. 推进技术, 2021, 42(10): 2218-2228.
LIN Aqiang, LIU Gaowen, WU Feng, et al. Mass injection pre-compressor cooling characteristics in high Mach number turbine engine [J]. Journal of Propulsion Technology, 2021, 42(10): 2218-2228. (in Chinese)
- [5] 黄晨. 膨胀式空气涡轮冲压发动机部件匹配及性能优化研究[D]. 北

- 京:中国科学院大学(中国科学院工程热物理研究所),2018.
- HUANG Chen. Research on air turbo ramjet expander engine component matching and performance optimization[D]. Beijing: University of Chinese Academy of Sciences (Institute of Engineering Thermophysics, Chinese Academy of Sciences), 2018.(in Chinese)
- [6] 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(4):26-36.
- YAO Yao, WANG Zhanxue, ZHANG Xiaobo, et al. Modeling and cycle characteristics analysis of liquid hydrogen pre-cooled air-breathing engine[J]. Journal of Propulsion Technology, 2022, 43(4): 26-36. (in Chinese)
- [7] 玉选斐,王聪,秦江,等.预冷吸气式发动机热力循环分析[J].工程热物理学报,2018,39(1):31-37.
- YU Xuanfei, WANG Cong, QIN Jiang, et al. Thermodynamic analysis of precooled air breathing engine[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2018, 39(1): 31-37. (in Chinese)
- [8] 邹正平,王一帆,杜鹏程,等.强预冷发动机新型热力循环布局及性能分析[J].火箭推进,2021,47(6):62-75.
- ZOU Zhengping, WANG Yifan, DU Pengcheng, et al. Thermodynamic performance analysis of a novel precooled airbreathing engine layout[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2021, 47(6): 62-75. (in Chinese)
- [9] 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(1):1-9.
- ZHANG Jianqiang, WANG Zhenguo, LI Qinglian. Modeling and performance analysis of deeply precooled combined cycle engine in the air-breathing mode[J]. Journal of National University of Defense Technology, 2018, 40(1): 1-9. (in Chinese)
- [10] 王旭枫,陈操斌,刘国栋,等.间接换热预冷发动机性能仿真研究综述[C]//第七届空天动力联合会议暨中国航天第三专业信息网第四十三届技术交流会论文集(第一册).北京:中国科协航空发动机产学联合体,中国空天动力联合会,2023:143-153.
- WANG Xufeng, CHEN Caobin, LIU Guodong, et al. Research review on performance simulation of indirect heat-exchange precooled engine [C]//Proceedings of the 7th United Conference on Aerospace Power and the 43rd Technical Exchange Conference of China Aerospace Third Professional Information Network (Volume 1). Beijing: China Association for Science and Technology Aviation Engine Industry Association, China Aerospace Power Federation, 2023: 143-153. (in Chinese)
- [11] 温泉,苗辉,周琨.强预冷涡轮发动机关键技术分析[J].航空科学技术,2023,34(5):1-6.
- WEN Quan, MIAO Hui, ZHOU Kun. Key technology analysis of precooled turbine engine[J]. Aeronautical Science and Technology, 2023, 34(5): 1-6. (in Chinese)
- [12] 杨天宇,韩佳,芮长胜,等.基于燃料介质的开式循环预冷高速涡轮发动机关键技术研究[C]//第六届空天动力联合会议暨中国航天第三专业信息网第四十二届技术交流会暨2021航空发动机技术发展高层论坛论文集(第一册).北京:中国科协航空发动机产学联合体,2022:193-198.
- YANG Tianyu, HAN Jia, RUI Changsheng, et al. Research on key technologies of open-cycle precooled high-speed turbojet engine based on fuel medium[C]//Proceedings of the 6th United Conference on Aerospace Power and the 42nd Technical Exchange Conference of China Aerospace Third Professional Information Network and the 2021 High Level Forum on Aerospace Engine Technology Development (Volume 1). Beijing: China Association for Science and Technology Aviation Engine Industry Association, 2022: 193-198. (in Chinese)
- [13] Varvill, Bond A. The SKYLON spaceplane: progress to realisation[J]. Journal of the British Interplanetary Society, 2008, 61: 412-418.
- [14] Balepin V V, Czysz P A, Moszce R H. Combined engine for reusable launch vehicle (KLIN cycle) [J]. Journal of Propulsion and Power, 2001, 17(6): 1239-1246.
- [15] Tanatsugu N, Sato T, Balepin V, et al. Development study on ATREX engine[R]. AIAA-96-4553.
- [16] 李维,曹俊,肖为.氢燃料发动机技术及发展趋势[J].航空动力,2022(2):39-42.
- LI Wei, CAO Jun, XIAO Wei. Technology and development trend of hydrogen gas turbine[J]. Aerospace Power, 2022 (2): 39-42. (in Chinese)
- [17] Togawa M, Aoki T, Hirakoso H, et al. A concept of LACE for SSTO space plane[R]. AIAA-91-5011.
- [18] Varvill R, Bond A. A comparison of propulsion concepts for SSTO reusable launchers[J]. Journal of the British Interplanetary Society, 2003, 56: 108-117.
- [19] Stechman R, Allen R. History of ramjet propulsion development at the marquardt company - 1944 to 1970[R]. AIAA-2005-3538.
- [20] Gubertov A, Borisov N, Pritumanov S, et al. A compressor LACE as an engine for a reusable single-stage-to-orbit space transportation system[R]. AIAA-96-4520.
- [21] Escher W J D. Cryogenic hydrogen-induced air-liquefaction technologies for combined-cycle propulsion applications[R]. NASA-92-21526.
- [22] Crocker A M. ACES: propulsion technology for next generation space transportation[C]//54th International Astronautical Congress of the International Astronautical Federation, the International Academy of Astronautics, and the International Institute of Space Law. Bremen: AIAA, 2003: IAC-03-S.5.03-1-10.
- [23] Lentz S, Hornung M, Staudacher W. Conceptual design of a reusable ACES TSTO space transportation system[R]. AIAA-2005-3246.
- [24] 孙广勃.霍托尔的发动机揭秘[J].中国航天,1994(1):37-41.
- SUN Guangbo. Unraveling the engine of HOTOL[J]. Aerospace China, 1994(1): 37-41. (in Chinese)
- [25] 张升升,郑雄,吕雅,等.国外组合循环动力技术研究进展[J].科技导报,2020,38(12):33-53, 181.
- ZHANG Shengsheng, ZHENG Xiong, LYU Ya, et al. Research progress of combined cycle propulsion technology abroad[J]. Science

- and Technology Review, 2020, 38(12):33-53, 181. (in Chinese)
- [26] 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):8-21.
ZOU Zhengping, WANG Yifan, ERI Qitai, et al. Research progress on hypersonic precooled airbreathing engine technology[J]. Aeroengine, 2021, 47(4):8-21. (in Chinese)
- [27] 马晓秋. 预冷吸气组合发动机研究进展与关键技术分析[J]. 科技导报, 2020, 38(12):85-95.
MA Xiaoqi. Research progress and key technology analysis on precooled airbreathing combined engines[J]. Science and Technology Review, 2020, 38(12):85-95. (in Chinese)
- [28] Balepin V V, Cipriano J, Berthus M. Combined propulsion for SSTO rocket - from conceptual study to demonstrator of deep cooled turbojet [R]. AIAA-96-4497.
- [29] Balepin V V. High speed propulsion cycles[J]. Advances on Propulsion Technology for High-Speed Aircraft, 2008, 2:1-32.
- [30] Rudakov A S, Balepin V V. Propulsion systems with air precooling for aerospaceplane[C]//Aerospace Atlantic Conference and Exposition. Dayton: SAE International, 1991:911-918.
- [31] 罗佳茂, 杨顺华, 母忠强, 等. 预冷型组合循环发动机技术[J]. 空气动力学学报, 2022, 40(1):190-207.
LUO Jiamao, YANG Shunhua, MU Zhongqiang, et al. Technology analysis of pre-cooled combined-cycle engine[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2022, 40(1):190-207. (in Chinese)
- [32] Balepin V V, Maita M, Murthy S N B. Third way of development of single-stage-to-orbit propulsion[J]. Journal of Propulsion and Power, 2000, 16(1):99-104.
- [33] Harada K, Tanatsugu N, Sato T. Development study of a precooler for the air-turboramjet expander-cycle engine[J]. Journal of Propulsion and Power, 2001, 17(6):1233-1238.
- [34] Sato T, Kobayashi H, Tanatsugu N, et al. Development study of the precooler of the atrex engine[R]. AIAA-2003-6985.
- [35] Harada K, Tanatsugu N, Sato T. Development study on precooler for ATREX engine[R]. AIAA-99-4897.
- [36] Sato T, Tanatsugu N, Hatta H, et al. Development study of the ATREX engine for TSTO spaceplane[R]. AIAA-2001-1839.
- [37] Kojima T, Taguchi H, Kobayashi H, et al. Design and fabrication of variable nozzle for precooled turbojet engine[R]. AIAA-2009-7312.
- [38] Isomura K, Omi J. A comparative study of an ATREX engine and a turbo jet engine[R]. AIAA-2001-3239.
- [39] 高远, 陈玉春, 史新兴. SABRE预冷器计算模型及其在整机模型中的应用[J]. 推进技术, 2021, 42(11):2485-2493.
GAO Yuan, CHEN Yuchun, SHI Xinxing. SABRE precooler calculation model and its application in engine model[J]. Journal of Propulsion Technology, 2021, 42(11):2485-2493. (in Chinese)
- [40] Gordon S, McBride B J. Computer program for calculation of complex chemical equilibrium compositions and applications, part 1: analysis [R]. NASA-PR-95-N-20180.
- [41] 张晓东, 段明冲, 曾蕴涛, 等. 考虑组分影响的涡轮气动特性计算方法研究[J/OL]. 航空动力学报. <https://doi.org/10.13224/j.cnki.jasp.20230098>. ZHANG Xiaodong, DUAN Mingchong, ZENG Yuntao, et al. Aerodynamic characteristics computation method for turbine with variable gas property[J/OL]. Journal of Aerospace Powe. <https://doi.org/10.13224/j.cnki.jasp.20230098>. (in Chinese)
- [42] 玉选斐. 预冷吸气式组合推进系统热力循环及控制规律研究[D]. 哈尔滨: 哈尔滨工业大学, 2020.
YU Xuanfei. Research on thermodynamic cycle and control law of precooled airbreathing propulsion system[D]. Harbin: Harbin Institute of Technology, 2020. (in Chinese)
- [43] 陈操斌, 郑日恒, 马同玲, 等. 带有闭式布雷顿循环的预冷发动机特性研究[J]. 推进技术, 2021, 42(8):1749-1760.
CHEN Caobin, ZHENG Riheng, MA Tongling, et al. Characteristics of precooled engine with closed Brayton cycle[J]. Journal of Propulsion Technology, 2021, 42(8):1749-1760. (in Chinese)
- [44] 张建强. 组合发动机预冷器微小管道内低温工质流动传热机理研究[D]. 长沙: 国防科技大学, 2018.
ZHANG Jianqiang. Research on the flow and heat transfer mechanism of cryogenic fluid in the micro/mini-channel of combined cycle engine precooler[D]. Changsha: National University of Defense Technology, 2018. (in Chinese)
- [45] 王晓放, 董永林, 蒋顺林, 等. 吸气预冷发动机预冷换热芯体仿生结构设计发展趋势与展望[J/OL]. 航空工程进展. <https://link.cnki.net/urlid/61.1479.V.20231012.1728.006>. WANG Xiaofang, DONG Yonglin, JIANG Shunlin, et al. Development trends and prospects of biomimetic structure design for precooled heat exchange cores of aspirated precooled engines[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering. <https://link.cnki.net/urlid/61.1479.V.20231012.1728.006> (in Chinese)
- [46] 邹正平, 刘火星, 唐海龙, 等. 高超声速航空发动机强预冷技术研究[J]. 航空学报, 2015, 36(8):2544-2562.
ZOU Zhengping, LIU Huoxiong, TANG Hailong, et al. Precooling technology study of hypersonic aeroengine[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2015, 36(8):2544-2562. (in Chinese)
- [47] 刘银龙, 徐国强, 付衍琛, 等. 高超声速发动机碳氢燃料预冷器换热特性[J]. 空气动力学学报, 2022, 40(1):208-217.
LIU Yinlong, XU Guoqiang, FU Yanchen, et al. Heat transfer characteristics of a hydrocarbon fuel precooler for hypersonic engines [J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2022, 40(1):208-217. (in Chinese)
- [48] 汪元, 王振国. 空气预冷发动机及微小通道流动传热研究综述[J]. 宇航学报, 2016, 37(1):11-20.
WANG Yuan, WANG Zhenguo. Review on precooled combined cycle engine and mini- and micro-channel flow heat transfer[J]. Journal of Astronautics, 2016, 37(1):11-20. (in Chinese)
- [49] 刘国栋, 张志刚, 马同玲, 等. 深度预冷发动机地面试验结霜风险及应对方法浅析[C]//第六届空天动力联合会议暨中国航天第三专

- 业信息网第四十二届技术交流会暨 2021 航空发动机技术发展高层论坛论文集(第三册).北京:中国科协航空发动机产学研联合体, 2022: 85-93.
- LIU Guodong, ZHANG Zhigang, MA Tongling, et al. Risk analysis and solutions to icing of deep precooled engine ground test[C]//Proceedings of the 6th United Conference on Aerospace Power, 42nd Technical Exchange Meeting of China Aerospace Third Professional Information Network and 2021 Aeroengine Technology Development Forum (Volume 3). Beijing: China Association for Science and Technology Aviation Engine Industry Association, 2022: 85-93. (in Chinese)
- [50] Bliesner R M. Parahydrogen-orthohydrogen conversion for boil-off reduction from space stage fuel systems[D]. Pullman: Washington State University, 2013.
- [51] 陈珺珺, 朱旺, 高沛, 等. 国内外加氢站预冷装置技术特点比较分析[J]. 能源研究与管理, 2021(1): 25-29.
- CHEN Junjun, ZHU Wang, GAO Pei, et al. Research status and prospects of pre-cooling equipment in hydrogen refueling stations[J]. Energy Research and Management, 2021(1): 25-29. (in Chinese)
- [52] 李迎春, 郑光华. 航空燃气涡轮发动机氢燃料研究历史和低污染燃烧技术发展[J]. 航空动力学报, 2012, 27(3): 572-577.
- LI Yingchun, ZHENG Guanghua. Review of study history and low emission combustion technology development on aero gas turbines fuelling hydrogen[J]. Journal of Aerospace Power, 2012, 27(3): 572-577. (in Chinese)
- [53] 刘倩, 王洋洲, 潘亮, 等. 预冷涡轮喷气发动机氢燃料燃烧室仿真和试验研究[J]. 热能动力工程, 2019, 34(4): 40-48.
- LIU Qian, WANG Yangzhou, PAN Liang, et al. Simulation and experiment study of hydrogen fuel combustor for pre-cooled turbojet engine [J]. Journal of Engineering for Thermal Energy and Power, 2019, 34(4): 40-48. (in Chinese)
- [54] 李乐, 索建秦, 于涵, 等. 中心分级多点直喷燃烧室冷态流动特性研究[J]. 推进技术, 2021, 42(6): 1339-1350.
- LI Le, SUO Jianqin, YU Han, et al. Non-reaction flow characteristic of concentric staged multi-point direct injection combustor[J]. Journal of Propulsion Technology, 2021, 42(6): 1339-1350. (in Chinese)
- [55] 李苏辉, 张归华, 吴玉新. 面向未来燃气轮机的先进燃烧技术综述[J]. 清华大学学报(自然科学版), 2021, 61(12): 1423-1437.
- LI Suhui, ZHANG Guihua, WU Yuxin. Advanced combustion technologies for future gas turbines[J]. Journal of Tsinghua University (Science and Technology), 2021, 61(12): 1423-1437. (in Chinese)
- [56] 李远, 赵云松, 张迈, 等. 航空发动机材料氢环境性能研究进展[J]. 航空动力, 2022(5): 36-38.
- LI Yuan, ZHAO Yunsong, ZHANG Mai, et al. Research progress on hydrogen condition performance of aero engine materials[J]. Aerospace Power, 2022(5): 36-38. (in Chinese)
- [57] 李敬法, 苏越, 张衡, 等. 掺氢天然气管道输送研究进展[J]. 天然气工业, 2021, 41(4): 137-152.
- LI Jingfa, SU Yue, ZHANG Heng, et al. Research progresses on pipeline transportation of hydrogen-blended natural gas[J]. Natural Gas Industry, 2021, 41(4): 137-152. (in Chinese)
- [58] 兰亮云, 孔祥伟, 邱春林, 等. 基于多尺度力学实验的氢脆现象的最新研究进展[J]. 金属学报, 2021, 57(7): 845-859.
- LAN Liangyun, KONG Xiangwei, QIU Chunlin, et al. A review of recent advance on hydrogen embrittlement phenomenon based on multiscale mechanical experiments[J]. Acta Metallurgica Sinica, 2021, 57(7): 845-859. (in Chinese)

(编辑: 李华文)