

强预冷发动机新型热力循环布局及性能分析

邹正平^{1,2}, 王一帆¹, 杜鹏程², 南向谊³, 马 元³

- (1. 北京航空航天大学 能源与动力工程学院 航空发动机气动热力国防科技重点实验室, 北京 102206;
2. 北京航空航天大学 航空发动机研究院, 北京 102206;
3. 西安航天动力研究所, 陕西 西安 710100)

摘 要:为兼顾高超声速强预冷发动机的比冲及系统复杂度,提出了一种耦合闭式氦循环的强预冷发动机新型热力循环布局。该热力循环采用空气适度预冷,闭式氦循环采用较为简单的二支路分流冷却压缩方式。在支路 1 中,使用较少的液氢即可保证氦被冷却至低温以便于压缩,可提高闭式循环增压比进而增加闭式循环输出功率;在支路 2 中,利用温度相对较低的氢气对预冷器出口分流的部分高温氦冷却,保证支路 1 和支路 2 掺混后的氦温度满足预冷器要求。对该新型强预冷发动机的设计点性能进行了参数化影响分析及优化设计,马赫数 5 工作点比冲可达 3 287 s。通过旁路冲压当量比和喷管喉道面积的调节,可保证进气道、预冷涡轮通道和旁路冲压通道的匹配工作,且能实现冷却与燃烧所需燃料量的平衡;通过对闭式氦循环基准压力的调节可实现发动机推力的有效调节,且各主要部件均能匹配稳定工作。沿典型飞行轨迹的发动机总体性能计算表明,在马赫数 0~5 工作范围内,该新型强预冷发动机具有较高的推力和比冲性能;且闭式氦循环较为简单,利于工程实现,该新型热力循环布局可为高超声速强预冷发动机设计提供新的思路。

关键词:高超声速;强预冷发动机;热力循环;闭式氦循环;总体性能;控制规律

中图分类号:V231.9 **文献标识码:**A **文章编号:**1672-9374(2021)06-0062-14

Thermodynamic performance analysis of a novel precooled airbreathing engine layout

ZOU Zhengping^{1,2}, WANG Yifan¹, DU Pengcheng², NAN Xiangyi³, MA Yuan³

- (1. National Key Laboratory of Science and Technology on Aero-Engine and Aero-Thermodynamics, School of Energy and Power Engineering, Beihang University, Beijing 102206, China;
2. Research Institute of Aero-Engine, Beihang University, Beijing 102206, China;
3. Xi'an Aerospace Propulsion Institute, Xi'an 710100, China)

Abstract: In order to consider the specific impulse and system complexity at the same time, a new hypersonic precooled airbreathing engine thermodynamic cycle layout which coupled with closed-loop helium cycle was proposed. This thermodynamic cycle layout adopts moderate air precooling, and a relative-

收稿日期:2021-06-30;修回日期:2021-08-02

基金项目:国家级重点实验室基金项目(HTKJ2020KL011003)

作者简介:邹正平(1970—),男,博士,教授,研究领域为高超声速预冷发动机技术、涡轮气体动力学。

通信作者:杜鹏程(1986—),男,博士,副研究员,研究领域为高超声速预冷发动机技术、叶轮机流动数值模拟。

ly simple two branch splitting, cooling and recompression pattern is adopted in the closed-loop helium cycle. In the first branch, less liquid hydrogen is used to ensure that helium was chilled to lower temperature, making helium easy to be compressed, so as to increase the pressure ratio of closed-loop cycle and then increase the output power of the closed-loop cycle. In the second branch, the hydrogen with relatively lower temperature is further used to cool the high-temperature helium from the precooler to ensure that the helium temperature after mixing meets the requirements of the precooler. Firstly, the parametric analysis and optimization of the design point performance of precooled airbreathing engine were carried out, and the engine specific impulse at Mach 5 working point can reach 3 287 s. By adjusting the equivalence ratio of bypass ramjet combustor and nozzle throat area, matched working of the intake, precooled turbine channel and bypass ramjet channel can be achieved, and the amount of fuel for cooling and combustion can be balanced. The engine thrust can be effectively regulated by adjusting the base pressure of closed-loop helium cycle, and all the main components can work stably. The overall engine performance calculated along a typical flight trajectory shows that this new precooled airbreathing engine has high thrust and specific impulse in the working range of Mach 0 ~ 5. The closed-loop helium cycle layout is relatively simple and easier to achieve engineering realization. Thus this new thermodynamic cycle layout can offer a new idea for the design of hypersonic precooled airbreathing engine.

Keywords: hypersonic; precooled airbreathing engine; thermodynamic cycle; closed-loop helium cycle; overall performance; control law

0 引言

高超声速飞机可以在数小时内实现洲际飞行,对于人类的便利出行及经济发展具有十分重要的意义,目前各国开展了如 LAPCAT、HIKARI 等多项研究计划以推动高超声速飞机的发展^[1]。其中,高性能的动力系统是实现高超声速飞行的关键,为满足高超声速飞机水平起降、快速准备、低成本要求,其动力系统需具有从零速到高马赫数的宽速域工作能力,且具有高性能及高可靠性。当前,国内外提出了涡轮冲压组合发动机、火箭冲压组合、涡轮冲压火箭组合、预冷组合发动机等多种动力方案^[2-4],以期支撑高超声速飞机的发展。

预冷组合发动机以其独具特色的预冷技术而受到广泛关注,成为当前高超声速动力的研究热点^[5-7]。预冷技术是指通过冷却剂直接或间接换热以降低涡轮发动机进口空气总温,进而获得性能提升及扩展涡轮发动机的工作范围。氢燃料具有高热沉、冷却性能优异,且具有高热值,被认为是换热预冷组合发动机的理想燃料。氢燃料存在密度低、需低温存储等缺点,使用较为复杂,成本较高,目前其使用主要集中于液氢液氧火箭发动机领

域^[8]。当前为了实现“碳中和”的发展需求,各强国均在大力发展氢清洁能源技术,并在液氢制备、储运及安全低成本使用方面不断取得重要进展^[9],液氢在航空领域的应用也将逐渐推广开来。

采用液氢的预冷组合发动机根据冷却方式可以分为两类方案:一是直接预冷方案;二是采用中间循环的间接预冷方案。在直接预冷方案中,国内外先后提出了液化空气循环发动机(liquid air cycle engines, LACE)、深冷空气涡轮发动机(deeply cooled air turborocket, ATRDC)、吸气式涡轮冲压膨胀循环发动机(expander cycle air turbo ramjet engine, ATREX)、预冷涡喷发动机(precooled turbojet, PCTJ)等多种不同的发动机方案,这些典型方案的特点及研究进展可见文献[5-7, 10-12]。在采用中间循环的间接预冷方案中,英国 REL 公司率先提出了采用强预冷和闭式氦循环的协同吸气式火箭发动机(synergetic air breathing rocket engine, SABRE)方案,即“佩刀”。通过采用革命性的紧凑快速强预冷技术,可在 0.05 s 内瞬时将高温来流冷却 1 000 K 以上,且预冷器具有极高换热功重比;通过引入中间闭式氦循环,避免了高温来流与低温液氢之间的直接换热所导致的薄壁换热毛细管氢脆

问题,并实现了对来流高温滞止热的高效再利用。该发动机吸气式范围为 $0 \sim 5.5 Ma$,在该工作范围内,不存在一般TBCC发动机的涡轮与冲压模态之间的转换和再启动问题,以及涡轮或冲压不工作时的“死重”问题,具有单台推力大、推重比高、比冲高等综合性能优势^[11]。随着英国REL公司在强预冷器等核心技术上的不断突破,SABRE发动机方案获得了国际航空航天界的高度关注。目前,REL公司已获得英国政府、欧空局、美国AFRL、DARPA等机构的研发经费支持;同时BAE、罗罗、波音等航空航天工业巨头入股REL公司,提供资金和技术支持,加速SABRE发动机的研制^[13-14]。近年来,国内也提出了多种采用中间循环的间接预冷组合发动机方案,并对其热力循环及关键技术开展了较为深入的研究^[11,15-17]。

对于SABRE系列发动机,闭式氦循环是发动机热力循环的核心,其组成及调控方式基本决定了发动机的总体性能。早期的SABRE3方案,其闭式氦循环较为简单,主要包含预冷器、高温换热器、氦涡轮、氦氮换热器及氦循环泵等部件。SABRE3方案对空气进行深度冷却,使得可采用超高压比空气压缩机,实现吸气式燃烧室和火箭燃烧室的共用,具有高推重比,适合于SSTO或TSTO等加速型任务^[18]。但SABRE3方案比冲较低,且面临预冷器结霜及部件实现难度极大等问题。随后,REL公司提出了适用于高超声速客机的SCIMITAR方案^[19],通过降低预冷程度、同时闭式循环采用复杂的分流回热压缩方式,大幅提高了发动机的比冲, $5 Ma$ 的比冲可达 $3\ 805\ s$ 。2011年,REL公司公布了改进的SABRE4方案^[20],采用适度预冷,同时取消了吸气模式与火箭模式共用燃烧室,改用双模式独立工作燃烧室;优化后的闭式氦循环的复杂度介于SABRE3方案和SCIMITAR方案之间,发动机的比冲、系统复杂度及推重比也介于两者之间。

为进一步深入理解和挖掘SABRE系列发动机的性能潜力,国内外许多研究者对该系列发动机方案的热力循环进行了较为详细的分析。针对SABRE3热力循环,Webber等分析了部件熵产与发动机热功转化性能的关系,表明预冷器熵产对整机热功转化性能影响最为显著,将预冷器分为高、低温两部分,并采用不同热容比的氦冷却将有效提高循

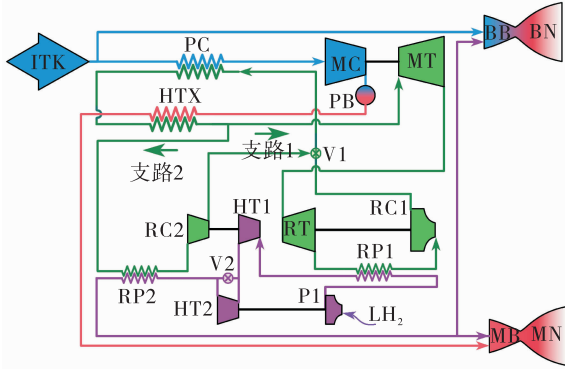
环性能^[21]。Zhang等对SABRE3热力循环开展了火用效率分析,并进一步提出了通过在预冷器出口增加氦回流路以增加进入高温预冷器的氦流量的方法来降低冷却燃料消耗,提高发动机的比冲^[22]。Dong等通过理论分析指出在闭式循环中采用多支路回热压缩系统可以大幅降低燃料消耗和降低循环压比,是提高预冷发动机性能的重要方式^[23]。Yu等基于理论优化分析给出了多分支间接预冷压缩方案梯级再生-压缩子系统的最优构型,表明子系统最优配置仅由工质与燃料的热容流率比决定;分析了基于最优构型设计方法的多分支间接预冷发动机性能,表明系统热容流率失配条件下,多分支方案具有更优异的预冷压缩压比及发动机性能^[24]。上述研究表明,采用适度冷却,并通过设计较为复杂的闭式循环系统构型,如SABRE4、SCIMITAR方案的多支路回热压缩构型,可以显著降低冷却燃料消耗,进而大幅提高发动机的比冲。但需要注意的是,复杂的闭式循环同样会导致发动机热力循环复杂度及调节控制难度增加,发动机部件数量、结构质量及尺寸增加,降低发动机的工程可实现性。

因此,在综合考虑发动机性能和热力循环复杂度的基础上,本文提出了一种新型的预冷发动机热力循环布局HAPE(hypersonic airbreathing precooled engine)方案,该发动机热力循环在简单闭式氦循环的基础上引入了较为简单的分流冷却压缩子系统,热力循环复杂度介于典型的SABRE3、SABRE4方案之间。本文对该新型发动机热力循环的总体性能进行了详细分析,包括发动机性能参数化影响分析、控制规律研究及飞行轨迹性能计算。总体来看,该发动机方案兼具较高的比冲性能和工程可实现性,为高超声速预冷发动机设计提供了新的思路。

1 HAPE热力循环布局及性能计算建模

1.1 热力循环布局

HAPE发动机热力循环布局如图1所示,由共用进气道、预冷涡轮通道、旁路冲压通道及燃料路组成,采用液氢作为热沉及燃料。



ITK-进气道;PC-预冷器;MC-主空气压缩机;PB-预燃室;HTX-高温换热器;MB-主燃烧室;MN-主喷管;BB-旁路燃烧室;BN-旁路喷管;MT-氮涡轮;RT-氮循环涡轮;RP1-冷却器 1;RC1-氮循环泵 1;V1-汇流阀门;RP2-冷却器 2;RC2-氮循环泵 2;P1-液氢泵;HT1-氢涡轮 1;HT2-氢涡轮 2;V2-氢涡轮 2 旁通阀门。

图 1 HAPE 发动机热力循环布局示意图

Fig. 1 Thermodynamic layout of HAPE engine

该发动机工作原理如下:在高马赫数飞行时,气流经进气道减速扩压后分流进入预冷涡轮通道及旁路冲压通道。预冷涡轮通道由空气流路及超临界氮闭式循环系统组成,高温空气经径流式预冷器^[25]降温后(为了避免预冷器结霜且降低液氢消耗,采用适度冷却方案)进入空气压缩机压缩,随后在预燃室中与氢掺混燃烧,燃气通过高温换热器后在主燃烧室中与氢进一步掺混燃烧,高温燃气在喷管中膨胀加速产生推力。在闭式氮循环系统中,为了降低与液氢直接换热的氮流量,将高温换热器(在低马赫数下,预冷器不工作或者氮在预冷器内吸收热量不足时,通过高温换热器对氮进行补热,以维持氮涡轮进口温度达到预期值)出口的氮分流,一部分进入氮涡轮做功以驱动空气压缩机,随后经冷却器 RP1 被液氢冷却;一部分高温氮在冷却器 RP2 中被氢气冷却后与支路 1 的低温氮掺混后进入预冷器。闭式循环系统氮分流,既有利于充分利用氢热沉、降低液氢燃料消耗,同时氮冷却器 RP1 出口的氮温度较低,易于增压,可降低氮循环泵 RC1 的设计难度。旁路冲压燃烧室将预冷涡轮通道无法完全燃烧的氢消耗,起到减阻增推的作用。

相比于 SABRE4 方案,HAPE 采用了更为简单的超临界氮闭式循环系统,大幅降低了系统复杂度,提高工程可实现性。

1.2 性能计算建模

1.2.1 部件热力模型

以下给出进气道、换热器、涡轮机、燃烧室及喷管等关键部件的热力性能计算模型。

1.2.1.1 进气道

进气道建模时引入以马赫数、流量系数及总压恢复系数定义的进气道特性,如图 2 所示,并在非设计点性能计算过程中以进气道工作点在特性图中位置作为迭代计算变量,以考虑进气道流量/总压恢复、预冷涡轮通道流通与旁路冲压通道流通的耦合问题。其中, β_{ITK} 为总压恢复系数与流量系数之比,为进气道性能计算辅助变量。

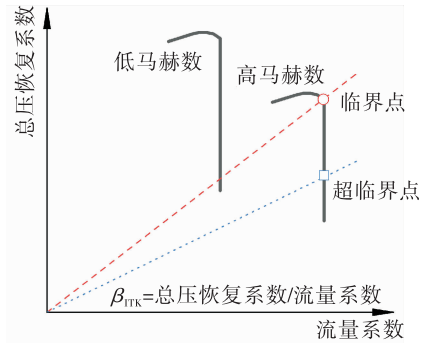


图 2 进气道特性示意图

Fig. 2 Characteristic diagram of intake

1.2.1.2 换热器

预冷器、高温换热器、冷却器等换热部件可简化为统一的换热器模型。设计点计算根据给定换热效能值确定换热性能,以总压恢复系数设计值确定冷热侧流体压降。换热效能定义为实际换热量与理论最大换热量之比,即

$$\eta_{\text{hx}} = \frac{Q_{\text{actual}}}{Q_{\text{max}}} = \frac{(mC_p)_{\text{min}} \times \Delta T}{(mC_p)_{\text{min}} \times (T_{\text{hot_in}} - T_{\text{cold_in}})} \quad (1)$$

式中: (mC_p) 为流体热容; ΔT 表示热容较小侧的进出口温差; hot_in 、 cold_in 分别代表换热器热侧、冷侧进口。在给定换热效能、冷热侧流体总压恢复系数及进口热力参数时,可得到冷热侧出口的温度、压力。以热侧热容小于冷侧热容为例,出口参数可由下式计算

$$\begin{cases} T_{\text{hot_out}} = T_{\text{hot_in}} - \eta_{\text{hx}} \times (T_{\text{hot_in}} - T_{\text{cold_in}}) \\ T_{\text{cold_out}} = T_{\text{cold_in}} + \frac{(mC_p)_{\text{hot}}}{(mC_p)_{\text{cold}}} \times (T_{\text{hot_in}} - T_{\text{hot_out}}) \end{cases} \quad (2)$$

$$\begin{cases} p_{\text{hot_out}} = p_{\text{hot_in}} \times \sigma_{\text{hot}} \\ p_{\text{cold_out}} = p_{\text{cold_in}} \times \sigma_{\text{cold}} \end{cases} \quad (3)$$

式中 p 、 σ 分别为压力、总压恢复系数。

当换热器设计状态确定后,采用文献[26]提出的方法计算非设计点特性。采用该方法对某换热器进行了特性计算,并与已有预冷发动机换热器试验台(见图3)上完成的紧凑快速强换热器试验结果^[25,27-28]对比,其误差分布见图4。不同工况下,温度误差最大不超过2%,压力误差最大不超过1.5%,计算精度高。

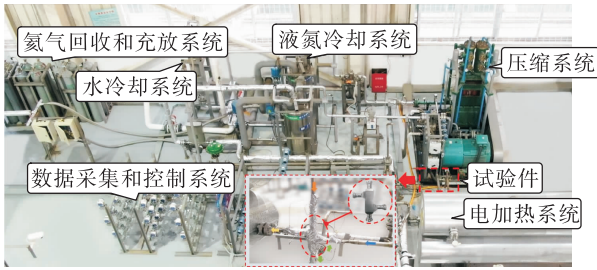


图3 超临界工质微小尺度换热器试验台

Fig. 3 Supercritical working medium micro-scale heat exchanger test rig

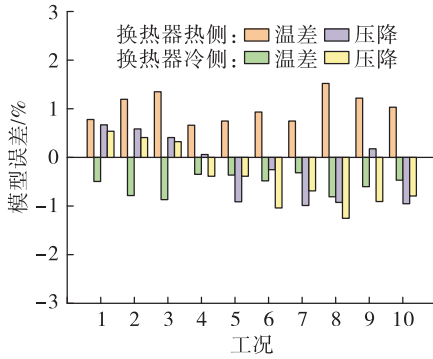


图4 超临界工质微小尺度换热器特性计算误差

Fig. 4 Characteristic calculation error of micro-scale supercritical medium heat exchanger

1.2.1.3 叶轮机

压气机、涡轮部件采用等熵效率评价性能。对于压气机,出口参数计算如下

$$\begin{cases} p_{t_{\text{out}}} = p_{t_{\text{in}}} \times \pi_{\text{comp}} \\ \eta_{\text{comp}} = \frac{h_{t_{\text{out, is}}} - h_{t_{\text{in}}}}{h_{t_{\text{out}}} - h_{t_{\text{in}}}} \\ T_{t_{\text{out}}} = f(p_{t_{\text{out}}}, h_{t_{\text{out}}}) \end{cases} \quad (4)$$

式中: $p_{t_{\text{out}}}$ 、 $p_{t_{\text{in}}}$ 分别为出、进口总压; π 为压气机压比。

对于涡轮,出口参数计算如下:

$$\begin{cases} p_{t_{\text{out}}} = p_{t_{\text{in}}} / \pi_{\text{tur}} \\ \eta_{\text{tur}} = \frac{h_{t_{\text{in}}} - h_{t_{\text{out}}}}{h_{t_{\text{in}}} - h_{t_{\text{out, is}}}} \\ T_{t_{\text{out}}} = f(p_{t_{\text{out}}}, h_{t_{\text{out}}}) \end{cases} \quad (5)$$

压气机、涡轮出口温度根据流体出口压力及焓,通过查询 NIST 软件物性参数表确定。

对于非设计点性能,在部件特性图上采用折合转速线及辅助线 β 插值获得。

1.2.1.4 燃烧室

燃烧室出口参数由燃烧效率及总压恢复系数确定,采用下式计算

$$\begin{cases} h_{\text{in}}^* + \eta_{\text{burner}} f h_f = (1 + f) h_{\text{out}}^* \\ p_{t_{\text{out}}} = p_{t_{\text{in}}} \sigma_{\text{burner}} \end{cases} \quad (6)$$

式中: h_{in}^* 、 h_{out}^* 分别为燃烧前后气体的滞止比绝对焓; h_f 为燃料比绝对焓,由定温燃烧焓差及燃料低位热值求得。采用燃烧室效率经验模型对非设计点燃烧效率进行计算,并通过折合流量修正方式计算非设计点总压恢复系数^[29]。

1.2.1.5 喷管

预冷涡轮通道喷管采用几何不可调收扩喷管。为在宽工作范围内与进气道流量匹配,旁路冲压喷管采用喉道面积可调节的收扩喷管。对于收扩喷管,在不同背压状态下根据喷管喉道流动特征,按照超临界、临界、亚临界状态进行等熵理想性能计算,并采用推力系数修正获得喷管实际性能,表达式为

$$F_{\text{noz}} = C_{\text{FC}} F_{\text{noz, is}} \quad (7)$$

式中: F_{noz} 为实际推力; C_{FC} 为推力系数; $F_{\text{noz, is}}$ 为喷管理想推力。

1.2.2 整机性能计算方法

整机设计点性能计算中,在部件热力模型的基础上根据各截面流量、温度、压力等热力参数连续,换热器等部件能量守恒,同轴的叶轮机功率平衡等条件,构建平衡方程组并迭代求解。

在非设计点性能计算中,换热器、叶轮机、燃烧室等部件的性能由进口工况、部件间共同工作规律及控制规律决定,在求解截面热力参数连续关系的基础上增加部件间的共同工作方程。非设计点性能计算中共采用了26个迭代变量及平衡方程,具体见表1。

表 1 HAPE 非设计点性能求解迭代变量及收敛量
Tab. 1 Iteration and convergent variables of off-design calculation

编号	迭代变量	收敛量
1	进气道 ITK 辅助变量 β_{ITK}	进气道 ITK 物理流量 m_{ITK} - 发动机物理流量 m_{ENGINE}
2	旁路冲压通道分流比 SR_{BP}	旁路冲压通道流量 \dot{m}_{BP} - 喉道流通能力 \dot{m}_{BP_THROAT}
3	空气压气机 MC 折合转速 N_{cMC}	空气压气机 MC 功率 P_{wMC} - 氮涡轮 MT 功率 P_{wMT}
4	空气压气机 MC 辅助变量 β_{MT}	预冷涡轮发动机流量 \dot{m}_{TURBO} - 喉道流通能力 \dot{m}_{TURBO_THROAT}
5	支路 2 分流比 SR_{BR2}	支路 2 流量 \dot{m}_{BR2} - 氮循环泵 RC2 流量 \dot{m}_{RC2}
6	氮涡轮 MT 折合转速 N_{cMT}	空气压气机 MC 转速 N_{MC} - 氮涡轮 MT 转速 N_{MT}
7	氮涡轮 MT 辅助变量 β_{MT}	氮涡轮 MT 流量 \dot{m}_{MT} - 氮涡轮 RT 流量 \dot{m}_{RT}
8	氮涡轮 RT 折合转速 N_{cRT}	氮涡轮 RT 转速 N_{RT} - 氮循环泵 RC1 转速 N_{RC1}
9	氮涡轮 RT 辅助变量 β_{RT}	氮涡轮 RT 流量 \dot{m}_{RT} - 氮循环泵 RC1 流量 \dot{m}_{RC1}
10	氮循环泵 RC1 折合转速 N_{cRC1}	氮涡轮 RT 功率 P_{wRT} - 氮循环泵 RC1 功率 P_{wRC1}
11	氮循环泵 RC1 辅助变量 β_{RC1}	预冷器 PC 入口流量 \dot{m}_{PC} - 氮循环泵 RC1 出口流量 \dot{m}_{RC1}
12	氮循环泵 RC2 折合转速 N_{cRC2}	预冷器 PC 入口温度 T_{PC} - 氮循环泵 RC1 出口温度 T_{RC1}
13	氮循环泵 RC2 辅助变量 β_{RC2}	预冷器 PC 入口压力 p_{PC} - 氮循环泵 RC1 出口压力 p_{RC1}
14	液氢泵 P1 折合转速 N_{cP1}	液氢泵 P1 功率 P_{wP1} - 氮涡轮 HT2 功率 P_{wHT2}
15	液氢泵 P1 辅助变量 β_{P1}	液氢泵 P1 流量 \dot{m}_{P1} - 氮涡轮 HT1 流量 \dot{m}_{HT1}
16	氮涡轮 HT1 折合转速 N_{cHT1}	氮涡轮 HT1 转速 N_{HT1} - 氮循环泵 RC2 转速 N_{RC2}
17	氮涡轮 HT1 辅助变量 β_{HT1}	氮涡轮 HT2 流量 \dot{m}_{HT2} - 氮涡轮 HT1 流量 \dot{m}_{HT1}
18	氮涡轮 HT2 折合转速 N_{cHT2}	液氢泵 P1 转速 N_{P1} - 氮涡轮 HT2 转速 N_{HT2}
19	氮涡轮 HT2 辅助变量 β_{HT2}	预冷器 PC 氮进口压力 p_{PC_in} - 基准压力目标值 p_{st}
20	预燃室 PB 当量比 ϕ_{PB}	氮涡轮 MT 进口温度 T_{MT_in} - 氮涡轮 MT 进口温度目标值 T_{MT_st}
21	预冷器 PC 氮入口物理流量 \dot{m}_{PC_in}	氮循环泵 RC1 转速 N_{RC1} - 氮循环泵 RC1 目标转速 N_{RC1_st}
22	预冷器 PC 氮入口温度 T_{PC_in}	氮循环泵 RC1 入口温度 T_{RC1_in} - 冷却器 RP1 出口温度 T_{RP1_out}
23	预冷器 PC 氮入口压力 p_{PC_in}	氮循环泵 RC1 入口压力 p_{RC1_in} - 冷却器 RP1 出口压力 p_{RP1_out}
24	氮涡轮 2 分流比 SR_{HT2}	支路 1 汇流点压力 p_{BR1_out} - 支路 2 汇流点压力 p_{BR2_out}
25	氮循环泵 RC1 入口温度 T_{RC1_in}	氮涡轮 HT1 功率 p_{wHT1} - 氮循环泵 RC2 功率 p_{wRC2}
26	氮循环泵 RC1 入口压力 p_{RC1_in}	液氢泵 P1 流量 \dot{m}_{P1} - 氮流路喉道流通能力 \dot{m}_{H2_THROAT}

采用逆 Brayden 秩 1 拟 Newton 方法求解上述平衡方程组^[30],计算表明该求解方法具有较快的收敛速度和较高的收敛精度。

2 设计点参数影响分析

首先分析设计状态下 HAPE 发动机主要设计参数对其热力循环性能的影响规律。选择高度 25.8 km、马赫数 5.0 的工况点为设计点,且各换热器、叶轮机、燃烧室的性能参数取当前设计典型值,具体见表 2。

在发动机性能参数化分析中,固定来流空气总流量,选择以下参数作为变量:涵道比 B (决定预冷涡轮通道空气流量)、整机当量比 ϕ (决定液氢流量)、预冷涡轮通道中氮与空气流量比 HAR (决定闭式循环氮流量)、支路 2 分流比 SR_{BR2} (决定氮涡轮 MT 和冷却器 RP1 中氮流量)、氮循环泵 RC1 压比 π_{RC1} ;各设计变量基准值见表 3。

对预冷发动机而言,空气压气机的工作状态对性能影响显著。空气压气机入口温度直接反映预

冷性能,空气压气机的压比则反映闭式氦循环系统的热功转化能力,且主要由空气入口温度及氦涡轮 MT 的驱动功率共同决定。空气压气机入口温度(即预冷器出口空气温度)主要由预冷器的氦流量和氦入口温度(支路 1 和支路 2 汇流后的温度)决定,与预冷器、冷却器 1 和冷却器 2 的换热性能相关。在氦入口温度固定的情况下,预冷器出口空气温度先随着氦空气流量比 HAR 的增加而线性降低,但在 HAR 大于 0.2(氦与空气热容比为 1.0)后,出口空气温度保持不变,具体见图 5 所示。冷却器 1 和冷却器 2 氦出口温度的变化如图 6 所示,其热侧出口温度随着冷侧与热侧热容比的增加先降低,在冷侧与热侧热容比大于 1.0 后保持不变。

表 2 HAPE 各部件性能参数取值

Tab. 2 Performance parameters values of components		
部件	性能参数	取值
空气压气机 MC	等熵效率	0.83
	等熵效率	0.89
	等熵效率	0.88
	等熵效率	0.85
	等熵效率	0.70
液氢泵 P1	等熵效率	0.82
	机械效率	0.99
预冷器 PC	效能	0.90
	空气侧总压恢复系数	0.95
高温换热器 HTX	氮侧总压恢复系数	0.98
	效能	0.70
冷却器 RP1/RP2	空气侧总压恢复系数	0.985
	氮侧总压恢复系数	0.98
预燃室 PB	效能	0.98
	氮热侧总压恢复系数	0.99
主燃烧室 MB	氢冷侧总压恢复系数	0.99
	效率	0.97
冲压燃烧室 BB	总压恢复系数	0.985
	效率	0.92
	总压恢复系数	0.95
	效率	0.92
	总压恢复系数	0.95

表 3 HAPE 设计变量基准值
Tab. 3 Reference value of design variable

变量名	值
涵道比 B	0.40
整机当量比 ϕ	1.00
预冷涡轮通道氦与空气流量比 HAR	0.25
支路 2 分流比 SR_{BR2}	0.25
氦循环泵 RC1 压比 π_{RC1}	4.50

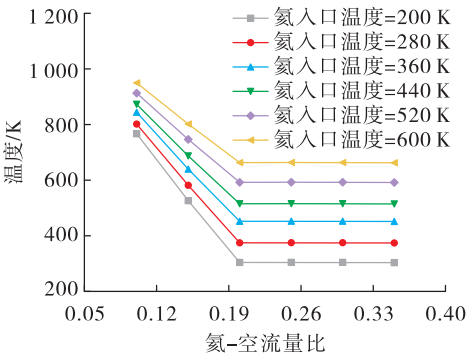
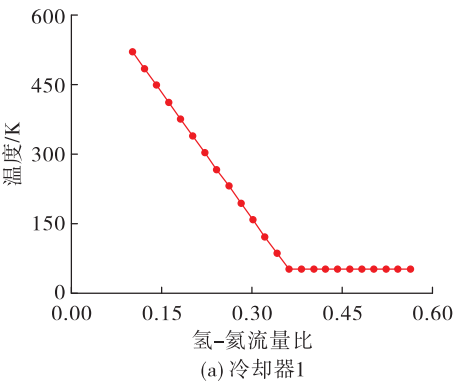
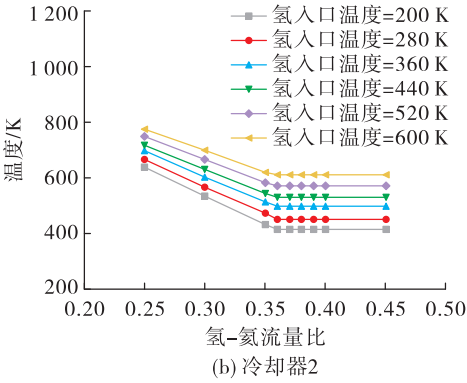


图 5 预冷器出口空气温度与氢-空流量比的关系

Fig. 5 Relation between air temperature at pre-cooler outlet and HAR



(a) 冷却器1



(b) 冷却器2

图 6 冷却器氦出口温度随氢-氦流量比的关系

Fig. 6 Relation between helium temperature at cooler outlet and hydrogen-helium flow capacity ratio

图7给出了 $HAR = 0.25$, $SR_{BR2} = 0.25$, $\pi_{RC1} = 4.5$ 时,在不同当量比 ϕ 取值下,涵道比 B 对空气压气机入口温度和压比的影响。随着涵道比的增加,预冷涡轮通道的空气流量降低,在 HAR 和 ϕ 不变时,冷却器1和冷却器2中的氢-氮流量比增加。当氢-氮流量比小于0.36时,冷却器1和冷却器2出口氮温度快速降低,使得预冷器进口氮温度相应快速降低,对空气的冷却能力增强,压气机进口温度下降较快,压气机压比相应增加。当涵道比增加到一定值后,氢-氮流量比的进一步增加并不会导致冷却器1出口氮温度降低,但由于冷却器2进口的氢气温度降低导致冷却器2出口氮温度有所降低;支路1和支路2汇流后温度略有降低,使得压气机进口温度缓慢降低,压气机压比也对应缓慢增加。

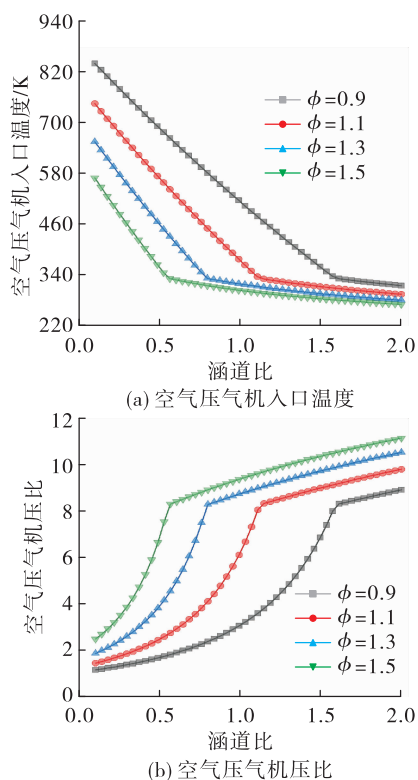


图7 涵道比对空气压气机入口温度及压比的影响

Fig. 7 Influence of bypass ratio on inlet temperature & pressure ratio of air compressor

图8给出了单位推力和比冲的变化趋势。在涵道比较小时,单位推力和比冲随着涵道比的增加而增加,与压气机压比的变化趋势一致;但当涵道比较大后,单位推力和比冲基本不变。

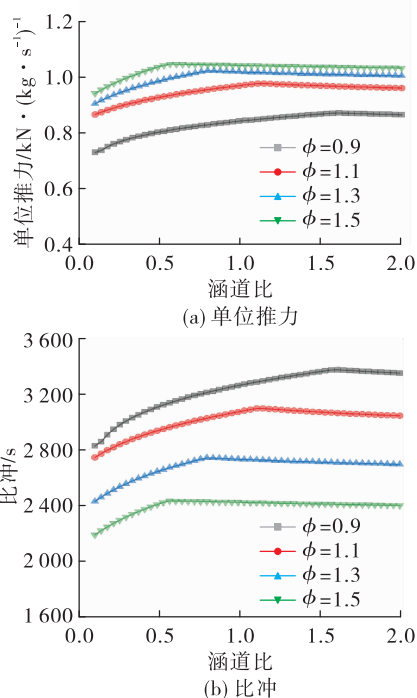


图8 涵道比对发动机单位推力和比冲的影响

Fig. 8 Influence of bypass ratio on specific thrust & specific impulse

图9给出了 $B = 0.4$, $HAR = 0.25$, $SR_{BR2} = 0.25$ 时,在不同的当量比 ϕ 取值下,氮循环泵压比 π_{RC1} 对空气压气机入口温度和压比的影响。由于氮循环泵进口温度低(约50 K),其出口温度在压比增加过程中变化不大(约100 K),使得预冷器的换热性能变化较小,因此空气压气机入口温度变化较小。对于闭式布雷顿循环,循环泵压比增加可提高系统热效率,增加输出功率,使得闭式循环系统所驱动的空气压气机压比对应增加。此外,当量比 ϕ 较小时,液氮流量较低,对来流高温空气的冷却能力越弱,使得空气压气机入口温度较高而难以压缩, π_{RC1} 的增加对空气压气机压比的影响也相应变小。图10给出了氮循环泵压比 π_{RC1} 对发动机单位推力和比冲的影响,其变化趋势与图9(b)中空气压气机的压比变化趋势一致。

由于预冷涡轮通道氮与空气流量比 HAR 、支路2分流比 SR_{BR2} 、整机当量比 ϕ 对预冷性能及热-功转化能力的影响存在较强的耦合性,难以直接进行参数化影响分析,以下采用 PSO 粒子群优化算法开展这3个参数的影响分析及优化设计。同时,由上述参数化分析结果可知,氮循环泵 $RC1$ 压比为4.5、涵道比 B 为0.4时,发动机具有较高的单位推力及比冲性能,因此固定这两个参数的取值。在优化设计中优化目标

为比冲,同时限制空气压气机进口温度不超过 480 K。

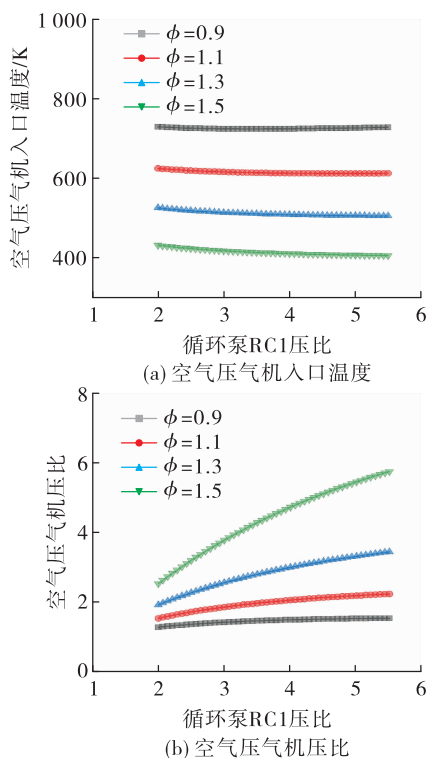


图 9 氮循环泵压比对空气压气机入口温度及压比的影响

Fig. 9 Influence of π_{RC1} on inlet temperature & pressure ratio of air compressor

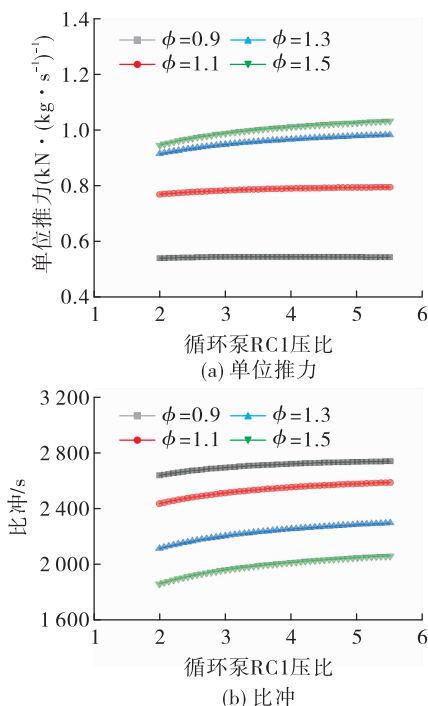


图 10 氮循环泵压比对发动机单位推力和比冲的影响

Fig. 10 Influence of π_{RC1} on specific thrust & specific impulse

图 11 给出了不同当量比下,预冷涡轮通道氮-空流量比 HAR 与支路 2 分流比 SR_{BR2} 对比冲的影响。在当量比取值为 0.82 时,空气压气机入口温度最低为 565 K,超出了 480 K 的温度限制,无可行解。随着当量比的增加,满足空气压气机进口温度要求的可行域范围不断增大,但在可行域内发动机比冲呈下降趋势。在空气压气机进口温度为 480 K 时,优化设计获得的工作点为图中的 A 点,当量比取值为 0.93,发动机比冲为 3 287 s。

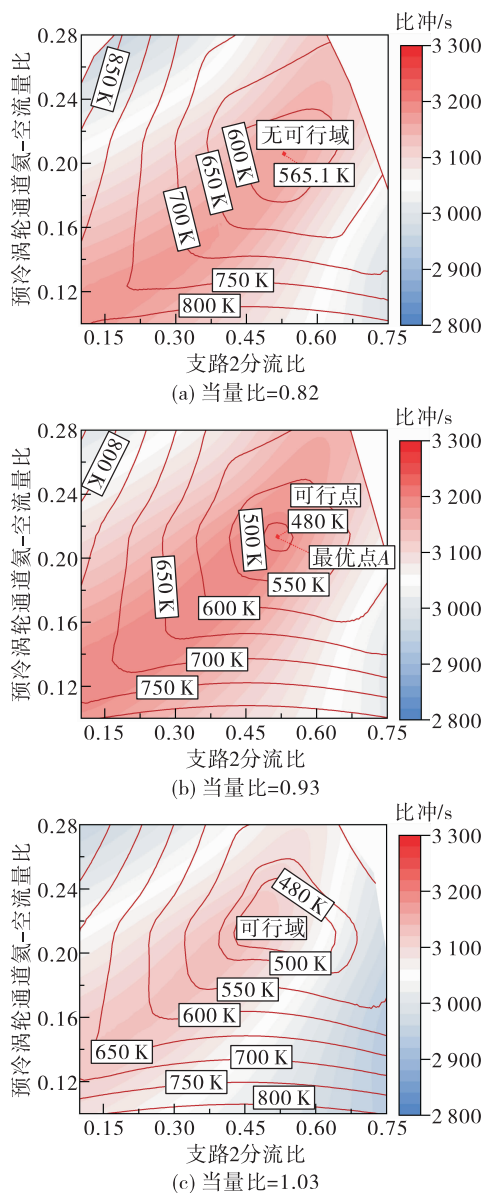


图 11 HAPE 设计参数优化结果

Fig. 11 Optimization results of HAPE design parameters

在该优化设计点,发动机的主要设计参数、性能参数及截面关键热力参数可见图 12 和表 4。在该设计点,通过匹配外涵冲压通道和优化设计闭式氦循环路,使得冷却的液当量比小于 1.0,没有造成燃料的浪费。

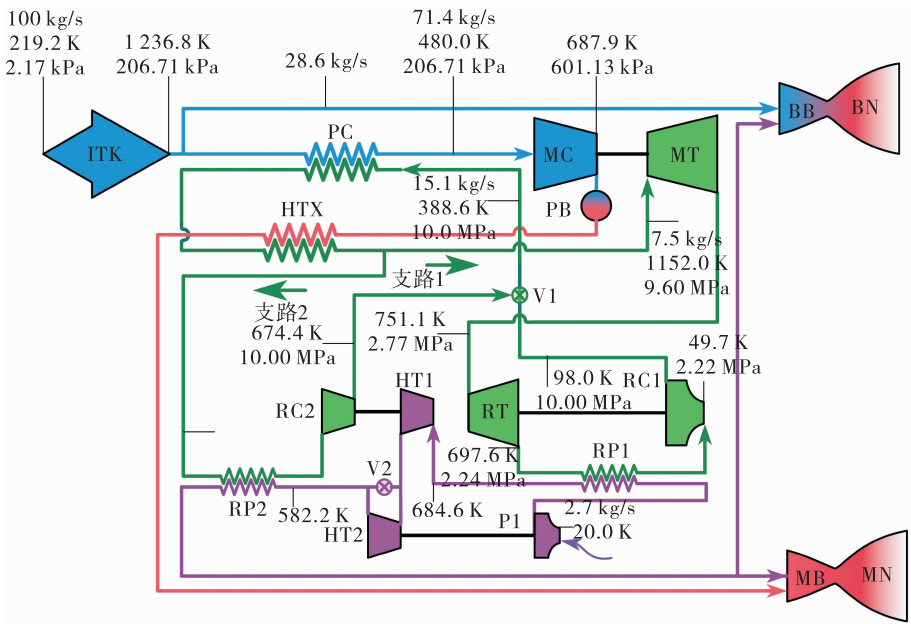


图 12 HAPE 发动机关键截面设计点热力参数

Fig. 12 Thermodynamic parameters at key sections of HAPE at design point

表 4 设计点参数取值	
Tab. 4 Parameters at design point	
设计参数	数值
高度/km	25. 8
马赫数	5. 0
涵道比	0. 4
氦/预冷涡轮通道空气流量比	0. 21
当量比	0. 93
空气压气机压比	3. 06
氦循环泵压比	4. 50
氦涡轮 MT 膨胀比	3. 46
氦循环涡轮膨胀比	1. 24
单位推力/(kN · (kg · s ⁻¹) ⁻¹)	0. 869
比冲/s	3 287

3 HAPE 发动机控制规律及工作特性

3.1 HAPE 发动机控制规律

HAPE 发动机热力循环的控制可分为空气及燃料路、闭式氦循环系统控制。

空气及燃料路中的控制变量包括:预冷涡轮通道主燃烧室当量比、旁路冲压燃烧室当量比,旁路冲压喷管喉道面积和进气道几何位置。

闭式氦循环系统中,控制变量为:氦涡轮 MT 进口温度、氦涡轮 HT2 旁通流量及闭式氦循环系统中氦的总质量。由于氦涡轮 MT 的氦进口温度是通过高温换热器中预燃燃气与氦换热进行控制,耦合性较强,期望在发动机工况变化时变化较小且不超温,因此控制氦涡轮 MT 进口温度保持为定值。通过控制氦涡轮 HT2 旁通流量来调节液氢泵工作状态以改变液氢流量,进而间接影响循环泵 RC1 的转速。通过充、放工质过程改变闭式氦循环系统中氦的总质量,以调节闭式循环系统基准压力(即预冷器入口氦压力),进而调控闭式循环系统输出功率。

HAPE 发动机空气及燃料路、闭式氦循环系统的控制部件及被控参数如表 5 所示,共有 7 个被控参数。

以下首先给出空气及燃料路被控参数对整机工作状态的影响规律,在此基础上进一步对闭式氦循环系统的控制进行分析。为体现预燃室、高温换热器控制氦涡轮 MT 进口温度的作用,选择预冷器无法单独为闭式氦循环系统提供充足热量时的工况(4 Ma、20.5 km)开展控制规律分析。

表 5 HAPE 发动机被控部件及被控参数

Tab. 5 Controlled components and variables of HAPE	
控制部件	被控参数
进气道	流量系数
预冷涡轮通道主燃烧室	当量比
旁路冲压燃烧室	当量比
旁路冲压喷管	喉道面积
预冷涡轮通道预燃室	氦涡轮 MT 进口温度
氦涡轮泵 HT2	循环泵 RC1 物理转速
闭式氦循环系统中氦的总质量	闭式氦循环系统基准压力(预冷器入口氦压力)

3.1.1 空气及燃料路

进气道几何调节主要保证进气道流量捕获特性及总压恢复系数,参考 SKYLON 飞行器工作轨迹,以其给定的进气道流量系数及总压恢复系数作为进气道临界工作状态参数,如图 13 所示。

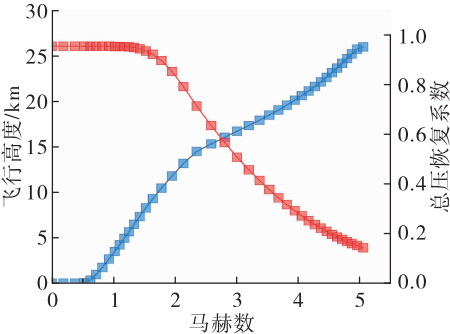


图 13 SKYLON 飞行轨迹及进气道总压恢复
Fig. 13 Trajectory and intake total pressure recovery of SKYLON

为保证预冷涡轮通道工作状态稳定,其主燃烧室 MB 中氢以化学恰当比燃烧。图 14 给出了旁路冲压燃烧室当量比、旁路冲压喷管喉道面积变化对发动机推力及比冲的影响。图中的临界线表示进气道亚临界与临界/超临界工作的分界线。旁路冲压燃烧室当量比过高或喉道面积较小都会导致旁路冲压通道流通能力不足,进气道进入亚临界不稳定工作状态。为保证发动机稳定工作,进气道应维持在图中临界线右侧的临界/超临界范围内工作。在进气道超临界工作状态范围内,总推力随着旁路冲压喷管喉道面积的增加而降低,且随旁路冲压燃

烧室当量比的增加呈单调增加趋势,因此推力极大值出现在临界线的最大当量比处。图中 $\phi = 1$ 曲线为氢燃料燃烧与冷却平衡的分界线,在该线以上均无燃料浪费。发动机比冲随当量比增加呈现先增大后减小趋势,随喷管喉道面积增加呈单调减小趋势,极大值位于 $\phi = 1$ 平衡分界线与临界线相交的右上侧范围内。为兼顾旁路冲压喷管喉道面积变化范围及燃料燃烧-冷却平衡关系,所采取的控制策略为:①控制预冷涡轮通道主燃烧室内氢以化学恰当比燃烧;②控制旁路冲压燃烧室当量比以保证燃烧-冷却所需燃料量平衡;③控制旁路冲压喷管喉道面积保证进气道工作在临界状态。在该控制策略下,旁路冲压通道工作在图中 A 点处。

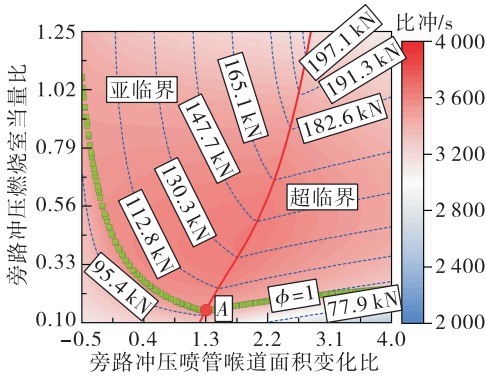


图 14 HAPE 发动机旁路冲压调节规律
Fig. 14 Control law of HAPE bypass channel

3.1.2 闭式氦循环系统

调节闭式氦循环系统基准压力、氦循环泵 RC1 物理转速对发动机工作特性的影响主要体现在改变空气压气机及闭式氦循环系统中各叶轮机的工作状态上。

图 15 给出了空气压气机的匹配工作点受闭式氦循环系统基准压力、氦循环泵 RC1 物理转速的影响变化规律。空气压气机折合转速随着基准压力的增加而单调增加,随着氦循环泵物理转速的增加变化较小;在调节量变化范围内,匹配工作点均在空气压气机稳定工作范围内。图 16 和图 17 分别给出了氦循环泵及氦涡轮 MT 的匹配工作点随基准压力、氦循环泵 RC1 物理转速调节的变化趋势。氦循环泵折合转速变化与其物理转速变化规律基本一致;随着转速的降低,氦循环泵工作点向喘振边界移动。氦涡轮 MT 的折合转速主要受基准压

力影响,但其变化范围较小,涡轮工作状态相对稳定。

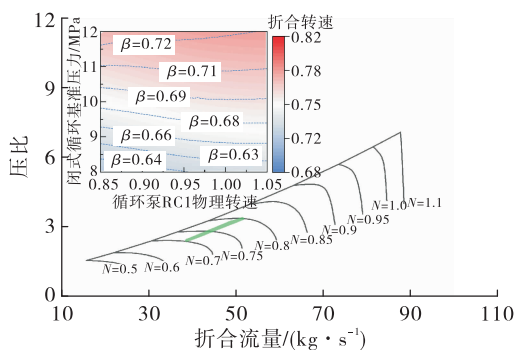


图 15 空气压气机工作特性

Fig. 15 Characteristic of air compressor

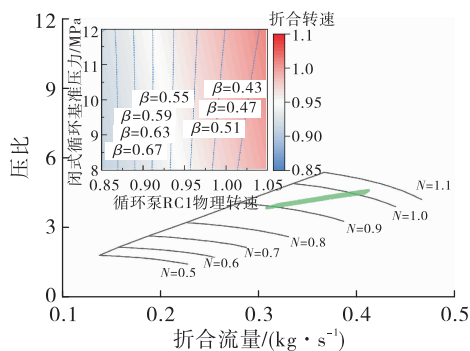


图 16 氦循环泵 RC1 工作特性

Fig. 16 Characteristic of helium compressor RC1

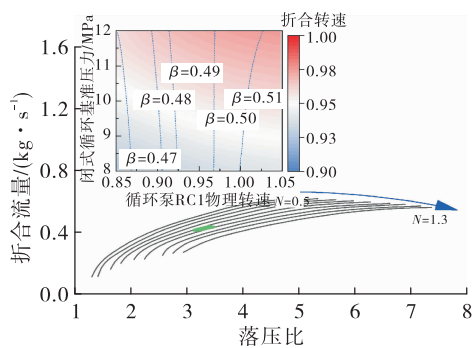


图 17 氦涡轮 MT 工作特性

Fig. 17 Characteristic of helium main turbine MT

图 18 和图 19 给出了发动机推力及比冲随基准压力、氦循环泵 RC1 物理转速的变化规律。发动机推力和比冲性能的变化主要由闭式循环基准压力决定,氦循环泵物理转速的影响较小。图 20 进一步给出了发动机内外涵推力的变化趋势,随着基准压

力的提高,空气压气机的折合转速增加,空气流量和压比均增加(见图 15),使得预冷涡轮通道推力增加;此外,在保证燃烧与冷却所需燃料量平衡的条件下,旁路冲压通道燃烧室当量比增加,使得冲压通道推力相应增大。

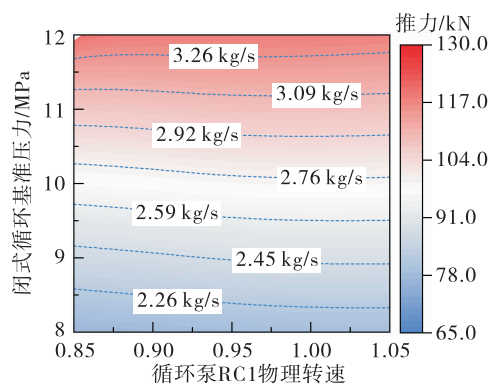


图 18 推力及氢流量变化规律

Fig. 18 Variation of thrust and hydrogen mass flow

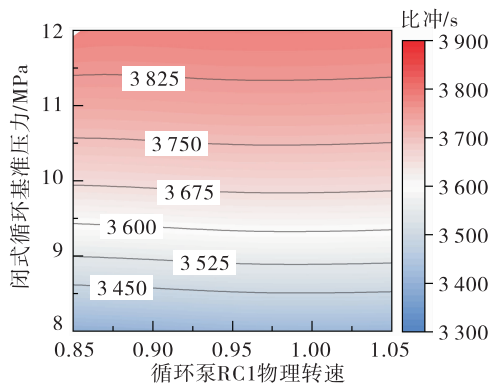


图 19 比冲变化规律

Fig. 19 Variation of specific impulse

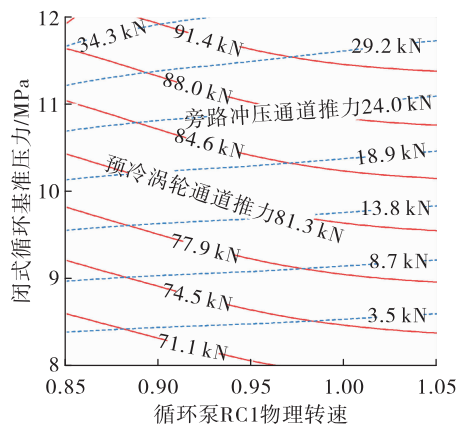


图 20 内外涵推力变化规律

Fig. 20 Variation of core and bypass channel thrust

整体来看,通过采用上述空气及燃料路、闭式氦循环系统控制策略,可以保证冷却与燃烧所需的燃料量平衡,没有燃料浪费,使得发动机具有较高的比冲性能;通过调节闭式氦循环系统基准压力,使得发动机具有较宽广的推力调节范围,且各主要部件均在其稳定工作范围内。

3.2 HAPE 发动机工作特性

HAPE 发动机在图 13 所示的飞行轨迹下的推力和比冲特性见图 21 所示。HAPE 发动机推力和比冲的变化趋势与 SABRE3、SABRE4 方案基本一致,均随着飞行马赫数的增加呈现先增加后降低的趋势。HAPE 的比冲大幅高于 SABRE3 方案,但略低于 SABRE4 方案。在 2.5 Ma 附近,比冲达到最大值 $4\,963\text{ s}$ 。在 1 Ma 以下,由于旁路冲压通道不工作,且 HAPE 闭式循环布局较为简单,使得冷却所需液氢流量大于燃烧所需量,比冲有所下降, 0 Ma 的比冲为 $3\,608\text{ s}$ 。相比于 SABRE 方案,HAPE 兼顾比冲及系统复杂度,应具有更高的工程可实现性。

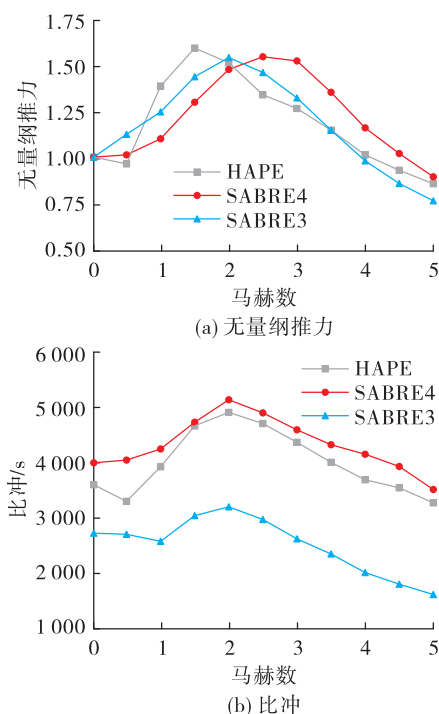


图 21 典型飞行轨迹下 HAPE 发动机的无量纲推力、比冲特性

Fig. 21 Variation of dimensionless thrust and specific impulse along typical trajectory

4 结论

本文提出了一种新型的预冷发动机热力循环方案 HAPE,并对该方案的总体性能进行了详细计算分析,得到的主要结论如下:

1) HAPE 热力循环采用适度预冷,且在简单闭式氦循环的基础上采用分流冷却压缩方式,可以有效降低冷却所需的液氢燃料量,利用提高发动机比冲,在 5 Ma 设计点的比冲可达 $3\,287\text{ s}$ 。

2) 在 HAPE 发动机控制中,空气路通过调节旁路冲压通道燃烧室当量比和喷管喉道面积,可保证进气道、预冷涡轮通道及旁路冲压通道的匹配工作,并实现冷却与燃烧所需燃料量的平衡;闭式循环系统中通过调节预冷器入口氦压力和氦循环泵转速,可以在保证主要部件稳定工作的前提下,实现对发动机推力的有效调节。

3) HAPE 发动机热力循环的复杂度介于 SABRE3 和 SABRE4 方案之间,兼具较高的比冲性能和工程可实现性,可为高超声速预冷发动机设计提供新的思路。

参考文献:

- [1] 张灿,王轶鹏,叶蕾. 国外近十年高超声速飞行器技术发展综述[J]. 战术导弹技术, 2020(6): 81-86.
- [2] 龚春林,陈兵. 组合循环动力在水平起降天地往返飞行器上的应用[J]. 科技导报, 2020, 38(12): 25-32.
- [3] 凌文辉,侯金丽,韦宝禧,等. 空天组合动力技术挑战及解决途径的思考[J]. 推进技术, 2018, 39(10): 2171-2176.
- LING W H, HOU J L, WEI B X, et al. Technical challenge and potential solution for aerospace combined cycle engine[J]. Journal of Propulsion Technology, 2018, 39(10): 2171-2176.
- [4] 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.
- [5] 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.
- [6] 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.
- [7] 邓帆,谭慧俊,董昊,等. 预冷组合动力高超声速空天飞机关键技术研究进展[J]. 推进技术, 2018, 39(1): 1-13.
- [8] 朱森元. 氢氧火箭发动机及其低温技术[M]. 北京: 中

- 国宇航出版社,2016.
- [9] AZIZ M. Liquid hydrogen: A review on liquefaction, storage, transportation, and safety [J]. *Energies*, 2021, 14 (18): 5917.
- [10] BALEPIN V. High speed propulsion cycle [EB/OL]. <https://www.docin.com/p-1179288076.html>, 2008.
- [11] 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.
- [12] 罗佳茂, 杨顺华, 张建强, 等. 甲烷预冷膨胀循环空气涡轮火箭发动机性能分析 [J]. *推进技术*, 2021, 42 (9): 1964-1975.
- [13] BARTH J, TAYLOR N, MULLE G, et al. SABRE technology development pathways to flight [C]//Space Propulsion 2018. Seville: Association Aéronautique et Astronautique de France, 2018.
- [14] FEAST S. The synergetic air-breathing rocket engine (SABRE) development status update [C]//International Astronautical Congress. [S.l.]: IAC, 2020.
- [15] 张蒙正, 南向谊, 刘典多. 预冷空气涡轮火箭组合动力系统原理与实现途径 [J]. *火箭推进*, 2016, 42 (1): 6-12.
- ZHANG M Z, NAN X Y, LIU D D. Principles and realizing ways of combined power system for pre-cooling air turbo rocket [J]. *Journal of Rocket Propulsion*, 2016, 42 (1): 6-12.
- [16] 张蒙正, 刘典多, 马海波, 等. PATR 发动机关键技术与性能提升途径初探 [J]. *推进技术*, 2018, 39 (9): 1921-1927.
- [17] XU P C, ZOU Z P, YAO L C. A unified performance conversion method for similar compressors working with different gases based on polytropic analysis and deep-learning improvement [J]. *Energy Conversion and Management*, 2021, 247: 114747.
- [18] VARVILL R, BOND A. A comparison of propulsion concepts for SSTO reusable launchers [EB/OL]. <https://www.semanticscholar.org/paper/A-Comparison-of-Propulsion-Concepts-for-SSTO-Varvill-Bond/47e6c9765bfb0946c793e2660c96e53458d2523>, 2003.
- [19] JIVRAJ F, VARVILL R, BOND A, et al. The Scimitar pre-cooled Mach 5 engine [EB/OL]. <http://www.doc88.com/p-8856973301829.html>, 2007.
- [20] HEMPSELL M, BOND A, BOND R, et al. Progress on the SKYLON and SABRE Development Programme [EB/OL]. https://www.researchgate.net/publication/289645719_Progress_on_the_SKYLON_and_SABRE_development_programme, 2011.
- [21] WEBBER H, BOND A, HEMPSELL M. Sensitivity of pre-cooled air-breathing engine performance to heat exchanger design parameters [C]//57th International Astronautical Congress. Reston, Virginia: AIAA, 2006.
- [22] ZHANG J Q, WANG Z G, LI Q L. Thermodynamic efficiency analysis and cycle optimization of deeply pre-cooled combined cycle engine in the air-breathing mode [J]. *Acta Astronautica*, 2017, 138: 394-406.
- [23] DONG P C, TANG H L, CHEN M, et al. Overall performance design of paralleled heat release and compression system for hypersonic aeroengine [J]. *Applied Energy*, 2018, 220: 36-46.
- [24] YU X F, WANG C, YU D R. Minimization of entropy generation of a closed Brayton cycle based precooling-compression system for advanced hypersonic airbreathing engine [J]. *Energy Conversion and Management*, 2020, 209: 112548.
- [25] LI H, LIU H X, ZOU Z P. Experimental study and performance analysis of high-performance micro-channel heat exchanger for hypersonic pre-cooled aero-engine [J]. *Applied Thermal Engineering*, 2021, 182: 116108.
- [26] HOOPEES K, SÁNCHEZ. A new method for modelling off-design performance of sCO₂ heat exchangers without specifying detailed geometry [EB/OL]. <https://www.semanticscholar.org/paper/A-NEW-METHOD-FOR-MODELLING-OFF-DESIGN-PERFORMANCE-Hoopess-S%C3%A1nchez/6383a7543ed545a996d163af3f91e0eebe8cfbdd>, 2016.
- [27] LI H, ZOU Z P, LIU Y M. A refined design method for precoolers with consideration of multi-parameter variations based on low-dimensional analysis [EB/OL]. <https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S100093612100337X?via%3Dihub>, 2021.
- [28] 陈一鸣, 邹正平, 黄振宇, 等. 高超声速强预冷发动机强预冷器试验平台建设及高温性能验证试验 [C]//第七届爆震与新型推进学术研讨会论文集. 漳州: 中国工程热物理学会, 2021.
- [29] GasTurb12 design and off-design performance of gas turbines user's manual [Z]. 1990.
- [30] 王斌. 非线性方程组的全局收敛性 [J]. *云南民族大学学报(自然科学版)*, 2009, 18 (3): 213-217.