带有闭式布雷顿循环的预冷发动机特性研究*

陈操斌1,郑日恒2,马同玲1,杜鹏程1,侯泽兵1

(1. 北京动力机械研究所,北京 100074;2. 北京航空航天大学 能源与动力工程学院,北京 100191)

摘 要:为获取带有闭式布雷顿循环的预冷发动机的飞行包线及性能,同时提高发动机工程实现的 可行性,基于带有闭式布雷顿循环的预冷发动机基础循环及现有部件技术水平,构建了一种适度预冷发 动机方案。对该方案下发动机沿着 SABRE3 飞行轨迹下的性能和部件匹配规律进行了分析。然后通过对 发动机的高度、速度、调节特性进行研究,得到了该方案下发动机的飞行包线及整个包线内的性能。计 算结果表明,本文所提出的适度预冷方案与 SABRE3 方案相比,核心机的比冲基本相当,但单位推力有 所降低,工程可实现性提高;通过分别控制氦循环最低、最高温度为目标值,可保证发动机各部件在马 赫数 0~5 的整个飞行过程中均处于稳定工作区间内,发动机比冲在 1359~2099s,地面点单位推力最大, 达到 1.9kN/(kg/s);特性研究发现发动机推力与比冲在高度 0~15km,马赫数 1~3 时最高,而单位推力最 高的区域主要集中在包线的左侧低马赫数区,随马赫数的增加逐渐降低;发动机对氦压气机前温度的调 节十分敏感,而对氦涡轮前温度的调节敏感性较低。综合研究表明,本文所给出的适度预冷方案的预冷 发动机具有较好的宽域工作能力。

关键词:预冷发动机;闭式布雷顿循环;适度预冷;非设计点性能;特性; SABRE 中图分类号: V236 文献标识码: A 文章编号: 1001-4055 (2021) 08-1749-12 DOI: 10.13675/j.cnki. tjjs. 190868

Characteristics of Precooled Engine with Closed Brayton Cycle

CHEN Cao-bin¹, ZHENG Ri-heng², MA Tong-ling¹, DU Peng-cheng¹, HOU Ze-bing¹

(1. Beijing Power Machinery Research Institute, Beijing 100074, China;2. School of Energy and Power Engineering, Beihang University, Beijing 100191, China)

Abstract: In order to obtain the flight envelope and performance of the precooled engine with closed Brayton cycle and improve the feasibility of the engine, a scheme of the precooled engine with moderate precooling was carried out based on the basic cycle and the existing component technology level. The performance and component matching law of the engine along the flight trajectory of SABRE3 were analyzed. Then the velocity characteristic, altitude characteristic and adjustment characteristic of the engine under this scheme were studied. And the performance throughout the flight envelope of the engine was obtained. The results show that the specific impulse of the engine with moderate precooling scheme proposed in this paper is basically the same with the core engine of SABRE3. However, the specific thrust is reduced and the engineering feasibility is improved. The engine can achieve stable control during the entire flight trajectory from Mach 0 to 5 by adjusting the minimum and maximum temperature of the closed helium cycle as the target value. The specific impulse range of the engine is be-

作者简介: 陈操斌, 硕士生, 研究领域为预冷发动机总体性能。E-mail: 2840360716@qq.com

引用格式: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 Cao-bin, ZHENG Ri-heng, MA Tong-ling, et al. Characteristics of Precooled Engine with Closed Brayton Cycle[J]. Journal of Propulsion Technology, 2021, 42(8):1749–1760.)

^{*} 收稿日期: 2019-12-17;修订日期: 2020-04-23。

通讯作者:郑日恒,博士,教授,研究领域为空天发动机。E-mail: riheng_zheng@163.com

tween 1359s and 2099s, and the specific thrust at the ground point is the largest, reaching 1.9kN/(kg/s). The characteristic study shows that the thrust and specific impulse of the engine are the highest on the condition of the altitude range from 0 to 15km and the Mach number range from 1 to 3. The part with the highest specific thrust is mainly concentrated in the low Mach number area on the left side of the envelope map. And the specific thrust gradually decreases as the Mach number increases. The engine is very sensitive to the adjustment of the inlet temperature of the helium compressor but insensitive to the adjustment of the inlet temperature of the helium turbine. Comprehensive research shows that the precooled engine with moderate precooling scheme presented in this paper has a wide range of altitude and speed.

Key words: Precooled engine; Closed Brayton cycle; Moderate precooling; Off-design performance; Characteristics; SABRE

1 引 言

英国反应发动机公司(Reaction Engine Ltd, REL) 提出的协同吸气式火箭发动(Synergistic air-breathing rocket engine, SABRE), 兼有吸气和火箭两种工作 模态, 是目前实现单级入轨最有希望的推进系统之 一^[1-3]。该发动机采用预冷技术将吸气模式下发动机 的速域扩展到马赫5, 而且全程具有较高的比冲和加 速性能, 马赫5之后发动机过渡到火箭模态执行入轨 任务。此外, 预冷技术也被广泛用于空气涡轮火箭、 TBCC等涡轮基动力装置的包线拓展^[4-5]。综合当前 多种类型的预冷发动机方案, 以 SABRE 系列为代表 的带有闭式布雷顿循环的预冷发动机(以下均简称 预冷发动机), 以其综合较优的性能和当前取得的重 要突破而备受关注。

文献[2,6]针对SABRE3发动机热力循环进行了 熵增分析,建立了不可逆条件下空气压气机压比与 理想等熵条件下的压比之间的关系,发现随着熵增 的增加空气压气机最佳压比迅速减小。其中,预冷 器由于材料使用温度限制导致存在大温差换热,是 系统熵增的最主要部件。将预冷器分为高温换热器 和低温换热器两部分串联,高温预冷器中增大氦气 空气热容比,可以显著降低预冷器的总熵增,提高循 环效率。张建强等^[7]采用烟分析方法研究指出SA-BRE3热力循环由于大量的氢未燃烧即被直接排掉, 是系统拥损失最主要的部分。在 SABRE3 发动机的 基础上提出了一种高温预冷器再循环的预冷发动机 热力循环方案。随后为进一步提高预冷发动机的比 冲性能,REL在SABRE3热力循环的基础上相继推出 了马赫5飞机的巡航型 Scimitar 发动机方案和加速型 动力 SABRE4 方案^[8-10]。Jivraj 等^[8]在 Scimitar 方案中 按照最佳当量比优化的结果选择氢气空气热容比为 1/3。采用分流回热压缩循环将氦气路分为9路,以 保证氢气路与氢气路的热容匹配,在该系统中,液氢 只需将第一路的氦气流深度冷却后压缩,然后以这 一路被冷却的氦气作为冷源,冷却第二路,以此类推 完成对所有氦气流路的冷却压缩。后续提出的SA-BRE4与Scimitar发动机相比,主要区别在于高温预 冷器中氦气空气的热容比为2:1,因此分流数目为4, 此外SABRE4利用氢气涡轮驱动氦压气机做功,降低 了氦压气机压比[9-10]。董芃呈等[11-12]从理论上推导 了具有n个分流通道的回热压缩系统在闭式循环 中的工作原理,并对系统中涉及的分支数目及部件 性能参数对系统压缩功与换热的影响进行了研究。 计算结果表明,增加分支数目可以大幅降低油耗以 及闭式循环压气机压缩功,但导致系统重量增加。 屈原等^[13]通过对 SABRE4 循环的 佣分析研究,给出 了系统内的㶲损失分布特性。但是热力循环的优 化,使得系统复杂性大大增加。玉选斐等[14]提出了 统一的燃油间接预冷发动机热力学模型,并在此模 型的基础上导出了重要循环参数的变化与发动机性 能极限的热力学对应关系。

在建模研究方面,冯卡门流体力学研究所 Villacé 等^[15]利用 Ecosim Pro 的编程环境和欧洲空间推进模 拟系统 ESPSS,搭建了 SABRE3 发动机部件级稳态计 算模型。基于此模型计算了 SABRE3 发动机从地面 起飞到马赫 5,25km 的加速段的推力与比冲,给出了 不同马赫数下发动机共同工作点位置在叶轮机特性 图上的变化规律。此后,Villacé 等^[16]也采用类似的 方法建立了 Scimitar 发动机的稳态模型,研究得出在 马赫 5,高度 25km 设计点附近控制油门进行节流,可 以通过控制氦涡轮入口温度不变,保证发动机共同 工作点位置都在设计点附近,始终保持较高的效率。 在 Scimitar 发动机 *Ma*=2.5~5.0 空气涡轮火箭模态非 设计点仿真研究中,提出将发动机控制变量减少到 仅对油门的控制,然后得到了沿着飞行轨迹不同节 流水平下发动机操作范围以及发动机的未安装推力 和比冲性能^[17]。张建强等^[18]也采用部件法对 SA-BRE3发动机吸气模态进行建模分析,研究了发动机 的速度特性,验证了SABRE 3发动机在Ma=0~5且有 良好的推力和比冲性能。黄晨^[3]分别建立了预冷 ATR-GG, SABRE, PCTJ及ATREX 等预冷发动机的模 型,对比研究了以上几种发动机性能的差异。2018 年,Driscoll等^[19]提出控制驱动空气压缩机的氦气涡 轮前温度恒定,可以实现SABRE4发动机在整个马赫 范围内闭式循环保持在单个工作点附近,并给出了 SABRE4发动机在整个工作范围内的比冲和单位推 力,但没给出具体求解过程。在动态建模方面,Moral 等^[20]建立了SABRE2循环的动态模型。通过动态模 型计算得到了在特定的控制时序作用下发动机的动 态响应特性,结果表明:氢氦换热器氦气侧温度应尽 可能低来保证循环的稳定;由于热惯性和流体容积 效应在换热器、燃烧室和涡轮机械中产生的延迟,稳 定壁温需要20~30s的时间。

综合来看,当前国内外对带有闭式布雷顿循环 的预冷发动机的研究,大多是以反应发动机公司的 数据为基础来进行总体及部件性能的分析,对总体 方案及部件的可实现性评估研究较少,且尚未见到 该类预冷发动机飞行包线相关的研究成果,难以支 撑以该类预冷发动机为动力的飞行器的方案论证。 所以本文基于现有的部件技术水平,采用带有闭式 布雷顿循环的预冷发动机基础热力循环,构建了一 种工程可实现性较高的预冷发动机方案。基于部件 特性建立了发动机的性能计算模型,得到了特定轨 迹下的发动机性能及部件匹配规律,并通过特性研 究获取了该方案下预冷发动机的飞行包线及包线内 的性能,用于该类预冷发动机及飞行器方案论证及 性能研究的参考。

2 计算方法

基于部件法的发动机特性计算模型对每个独 立的发动机部件进行计算,可以较好地考虑部件在 不同工况下的特性对发动机系统性能的影响,因此 在发动机建模仿真中被广泛使用。本文针对带有 闭式布雷顿循环的预冷发动机的主要部件进行了 详细建模。该发动机热力循环如图1所示。核心 机主要部件有进气道、预冷器(HX1)、空气压气机 (C1)、氦压气机(HeC)、补热器(HX3)、氦涡轮 (HeT)、氢氦换热器(HX4)、液氢储箱、氢气涡轮泵 (Pb)、氢涡轮(HT1,HT2)、预燃室(PB)、推力室 (CC)及尾喷管等。外涵冲压通道包括冲压燃烧室 (BB)和喷管等部件。在部件建模基础上构建该循 环的预冷发动机的系统级模型,进行全速域内的性 能计算。

2.1 建模假设

在发动机热力循环建模分析中采用如下假设 条件:

(1)不考虑部件与环境间的换热。

(2)由于材料限制,预冷器氦气路出口温度不高于950K。

(3)假设发动机各部件之间连接管路的总压恢 复系数为常数,并且忽略其在非设计点状态时的 变化。

(4)在性能计算中不考虑外涵冲压通道工作时的推力以及不工作时的阻力,且假设在全速域内外涵冲压通道通过几何调节不产生壅塞。



Fig. 1 Basic thermal cycle of the precooled engine with closed Brayton cycle^[1]

2.2 大气环境及工质物性

在预冷发动机中主要涉及到空气、燃气、氦气及 氢这几类工质,准确地获取不同状态下工质的物性, 对发动机性能评估的准确性有重要影响。NIST数据 库具有多种物质在不同压力、不同温度下的物性参 数,但是温度、压力范围较窄。常用拟合公式获得的 物性参数的精度相对较低。为保证计算要求,不超 过NIST数据库温度、压力边界的物性参数通过调用 NIST数据库获得,超出部分通过拟合公式获得。其 中燃气按照燃气的组分加权平均来计算,考虑温度 变化对燃气物性的影响。

高度 0~25km 自由来流的参数按照 1976 年国际标准大气模型定义如下:

	(288.15 - 6.5H)	$(0 \leq H \leq 11)$	
Т	= 216.65	$(11 < H \leq 20)$	(1)
	216.65 + H - 20	$(20 < H \leq 32)$	
p = <	$\left[101325 \times (1 - \frac{H}{44.308})^2\right]$	5.2553 $(0 \le H \le 11)$	(2)
	$0.227 \times (e^{\frac{11-H}{6.338}}) \times 10^5$	$(11 < H \leq 32$)

式中*p*,*T*,*H*分别表示静压、静温、高度,单位分别为Pa,K和km。

根据理想气体可压缩流动的规律,来流总温、总 压随马赫数的变化如式(3),(4)所示。式中T₁,p₁,Ma 和k分别表示总温、总压、马赫数和比热比。但高马 赫数下,随着马赫数的增加来流的真实气体效应逐 渐增强,按照理想气体计算获得的总温偏高,当Ma>4 之后,来流总温按照标准大气飞行参数表进行 修正^[21]。

$$T_{t_0} = T_0 \left(1 + \frac{k-1}{2} M a_0^2\right)$$
(3)

$$p_{t_0} = p_0 \left(1 + \frac{k-1}{2} M a_0^2\right)^{\frac{k}{k-1}}$$
(4)

2.3 主要部件模型

2.3.1 进气道

本文在进气道性能建模中直接采用 REL公司公 布的 SABRE 发动机中心锥调节的轴对称进气道在 图 2 所示的飞行轨迹下的总压恢复曲线,其总压恢复 系数随马赫数变化的拟合结果如图 3 所示。

2.3.2 换热器

带有闭式布雷顿循环的预冷发动机与其他类型的发动机最显著的区别,是具有多个管壳式、印刷板式等不同类型、不同工质的高紧凑微通道换热器。本文采用有效度-换热单元数目法,即 e - N_w法进行换热器的建模。该方法从换热器总体性能

角度,考虑冷热工质热容比对换热性能的影响。 $\varepsilon - N_{u}$ 法中换热器有效度 ε 定义为实际换热量与 最大可能换热量之比, N_{u} 定义为换热单元数。具体 热力计算过程如式(5),(6),(7)所示。式中 W, C_{p} , Q, σ 分别表示流量、定压比热容、换热量和总压恢复 系数。下标 in 和 out 分别表示进口截面和出口 截面。



Fig. 3 Pressure recovery coefficient of SABRE intake^[7]



$$\varepsilon = \frac{W_1 C_{p_1} (T_{t_1} - T_{t_2})}{\min(W_1 C_{p_1}, W_3 C_{p_3}) (T_{t_1} - T_{t_3})}$$
(5)

$$Q = W_1 C_{p_1} (T_{t_1} - T_{t_2}) = W_3 C_{p_3} (T_{t_3} - T_{t_4})$$
(6)

$$p_{\rm out} = p_{\rm in}\sigma\tag{7}$$

2.3.3 叶轮机

在压气机特性图中,压气机的压比 π_{e} 与效率 η_{e} 是相对折合转速 N_{eor} ,折合流量 W_{eor} 的函数,即满足

$$\boldsymbol{\pi}_{c} = f(\boldsymbol{W}_{cor}, \boldsymbol{N}_{cor}) \tag{8}$$

$$\boldsymbol{\eta}_{\rm c} = f\left(\boldsymbol{W}_{\rm cor}, \boldsymbol{N}_{\rm cor}\right) \tag{9}$$

其中相对折合转速、折合流量定义为

$$N_{\rm cor} = \frac{n/n_{\rm des}}{\sqrt{T_{\rm in}/T_{\rm std}}} \tag{10}$$

$$W_{\rm cor} = W \cdot \sqrt{T_{\rm in}/T_{\rm std}} / (p_{\rm in}/p_{\rm std})$$
(11)

式中n和n_{des}分别表示实际物理转速和设计转速,*T*_{att}和p_{att}分别表示基准温度和基准压力。

已知压气机入口压力和温度,通过式(12),(13) 计算得到压气机出口压力和等熵状态下的出口温 度,由此获得该温度下的理想焓值。根据式(14)计 算出真实出口焓。压气机的耗功L。等于进出口焓值 之差与流量的乘积。式中h, *π*。, *R*g, *η*。分别表示焓、压 气机压比、气体常数及压气机效率。

$$p_{\rm out} = p_{\rm in} \boldsymbol{\pi}_{\rm c} \tag{12}$$

$$C_p \frac{\mathrm{d}T}{T} = R_{\rm g} \ln \pi_{\rm c} \tag{13}$$

$$h_{\rm out} = \frac{\left(h_{\rm out} - h_{\rm in}\right)}{\eta_c} + h_{\rm in} \tag{14}$$

$$L_{\rm c} = W \left(h_{\rm out} - h_{\rm in} \right) \tag{15}$$

为保证叶轮机特性数据点与工作条件——对应,所以通过β线法获取叶轮机工作点位置的性能参数,将压气机压比和流量转化为β和相对折合转速 *N_{ew}*的函数。

涡轮的热力过程计算与压气机正好相反,属于 减压降温过程,只需按照式(12)~(15)调换进出口边 界条件,即可计算获得涡轮的性能。本文中空气压 气机特性根据现有涡轮发动机轴流压气机通用特性 缩放得到。闭式氦循环中叶轮机特性图,是在专为 预冷发动机设计的氦叶轮机特性图基础上缩放 获得。

2.3.4 燃烧室

燃烧室计算时采用以下假设:

(1)气体组分的比热容是温度的多项式函数。

(2)忽略气体的热传导。

(3)假设燃烧室内的气体为理想气体,符合理想 气体状态方程。

(4)忽略燃烧室内复杂的燃烧过程,仅考虑少数 几种主要组分及其化学反应。

燃烧室出口总压如式(16)所示,根据燃烧前后

质量守恒、热量守衡,获得燃烧室入口总焓值,然后 通过化学平衡计算得到出口的组分,假定出口温度, 然后调取各组分在此温度下的焓值,得到出口总焓 值,通过与入口总焓值的对比,修正出口温度,直至 出口焓值与入口焓值在要求的误差范围内。其中 W_a, W_f, σ_{con}分别表示空气流量、燃料流量和燃烧室总 压恢复系数。

$$p_{\rm out} = p_{\rm in} \cdot \boldsymbol{\sigma}_{\rm com} \tag{16}$$

$$h_{\rm out} = (h_{\rm a} W_{\rm a} + h_{\rm f} W_{\rm f}) / (W_{\rm a} + W_{\rm f})$$
(17)

2.3.5 喷 管

由于双钟型喷管通过主动控制分离,使得喷管 在低空和高空均具有较好的性能,即高度补偿特 性^[22]。因此选择几何不可调的双钟型喷管作为本 文预冷发动机方案中的喷管模型。喷管的性能通 过推力系数*C_i*来评价。*C_i*定义为喷管产生的轴向 实际总冲量*I_i*与等熵总冲量*I_i*之比,如式(18)所 示。式中*c₉*,*A₉*分别表示喷管出口气流速度、喷管 出口面积。本文所设计的双钟型喷管推力系数通 过专为预冷发动机设计的双钟型喷管 CFD 计算获 得。推力系数随着马赫数增加先下降后上升,在马 赫 0.9 时最小。

$$C_{\rm f} = \frac{I_{\rm r}}{I_{\rm i}} \tag{18}$$

$$I_{r} = Wc_{9} + (p_{9} - p_{0})A_{9}$$
(19)

$$I_{i} = W \sqrt{\frac{2k}{k-1}} R_{g} T_{t_{g}} \left[1 - \left(\frac{p_{0}}{p_{t_{g}}}\right)^{\frac{k-1}{k}} \right]$$
(20)

2.3.6 性 能

评价发动机性能参数有发动机推力*F*,比冲*I*,和 单位推力*F*,表达式如下

$$F = [W_9 \cdot c_9 + (p_9 - p_0) \cdot A_9] - W_0 \cdot c_0 \quad (21)$$

$$I_{\rm s} = F/(W_{\rm f}g) \tag{22}$$

$$F_{\rm s} = F/W_0 \tag{23}$$

式中 c₀,g分别表示发动机进口流速和重力加速度。

2.4 发动机系统模型

发动机系统的模型是在部件模型的基础上,通 过部件之间流量连续、能量守恒、功率平衡等关系来 确定系统共同工作点的位置。本文采用涡轮发动机 建模常用的 Newton-Raphson 方法迭代求解带有闭式 布雷顿循环的预冷发动机系统共同工作方程来获得 系统非设计点的性能。

为保证发动机在设计的飞行轨迹上闭式氦循

环系统稳定工作,控制氦涡轮入口温度和氦气压气机入口温度为常数。这两个参数的调节是通过调 节阀门 V1, V2 开度来控制氦气液氢换热器 HX4 的 液氢流量、进入预燃室的空气比例来实现,如图 1 所示。

非设计点计算中,设置转子的相似转速、压气机 和涡轮特性图的辅助 Beta 值为牛顿迭代的迭代变 量,系统平衡方程主要是各流路的流量平衡方程、闭 式氦循环的压力平衡方程以及叶轮机的功率平衡方 程。进行全包线范围内的迭代计算。Newton-Raphson方法迭代求解时,当系统平衡方程组的最大误差 小于 10⁻⁵后认为系统达到平衡,停止迭代,输出计算 结果。

3 结果与讨论

3.1 适度预冷方案

SABRE3发动机采用深度预冷(冷却至130K)、大 压比压缩(压比为140)的方案。该方案下液氢冷却 用量是燃烧用量的3倍左右,此外深度预冷带来的结 霜问题、大压比空气压气机设计等问题均限制了SA-BRE3发动机的工程化应用。鉴于SABRE3深度预冷 存在的问题,本文提出了适度预冷发动机方案。在 马赫5将来流冷却至300K左右,地面点冷却温度 222K,采用少量喷醇及表面处理等措施即可解决预 冷器结霜问题。通过循环参数优化得到发动机设计 点参数见表1。从设计点性能计算结果可以看出,发 动机推力86.6kN,比冲为1358.7s,与文献[14]中给出 的剥离冲压通道影响后SABRE3发动机核心机的比 冲性能基本相当。

通过叶轮机械一维校核,确定空气压气机级数 为10~12级,驱动空气压气机的氦涡轮需要4~6级。 氦压气机采用多级离心,需要5级左右。氢涡轮带动 氦压气机做功后仅参与燃烧,为减少级数,可以考虑 采用高负荷冲击式涡轮,将涡轮级数减少到2级。而 SABRE3发动机空气压气机压比达到140,其设计难 度远超当前压气机20~30倍压比的设计水平。虽由 于进口温度更低,叶轮机级数可以适当减少,但经过 一维校核后得出SABRE3的压气机需要14~16级左 右。此外SABRE3发动机中氦涡轮落压比和氦压气 机压比分别为4.4和6.4,经过校核分别需要9~12级、 5~6级。通过对比分析看出,本文预冷发动机方案具 有相对较好的工程可实现性。

3.2 特定轨迹下的非设计点性能

基于所建立的预冷发动机模型,对本文所给出

 Table 1
 Main design parameters

Parameter	Value
Altitude/km	25
Mach number	5
Air flow/(kg/s)	76
Helium flow/(kg/s)	20.5
Hydrogen flow/(kg/s)	6.5
Pre-cooling temperature of air path/K	301
Air compressor pressure ratio	20
Helium compressor pressure ratio	4.62
Inlet temperature of helium turbine/K	1080
Inlet temperature of helium compressor/K	107
Main combustion chamber temperature/K	2134
Nozzle expansion ratio	100
Thrust/kN	86.6
Specific impulse/s	1359
Specific thrust/(kN/(kg/s))	1.14

的适度预冷的方案沿着 SABRE3 发动机飞行轨迹内 下的性能进行了计算分析。图 5 给出了发动机性能 随马赫数的变化曲线。由图可知,随着马赫数的增 加,发动机推力在马赫 0~0.9下降,在马赫 0.9~5 先上 升后下降,在马赫 2 附近存在极值。发动机在马赫 0~0.9下降主要是由双钟型喷管的推力系数的降低 引起的。单位推力随马赫数的变化趋势与发动机推 力的变化趋势一致,总体上随马赫数增大而减小,地 面点单位推力最大,在马赫 0.9 左右有折转与双钟型 喷管推力系数的变化规律相对应。该发动机核心机 在整个飞行轨迹内的比冲均不超过 2500s,平均比冲 为 1814s,最低比冲在马赫 5 设计点处。当考虑冲压 通道消耗部分氢气产生的推力后,发动机平均比冲会 有所升高。

图 6 为飞行轨迹内发动机涡轮通道空气、氦气与 氢流量的变化曲线。可以看到核心机中氦气、氢气 的流量变化均不大,空气流量在波动中上升后下降。 发动机核心机中各工质流量的变化,是系统中各部 件匹配的结果。

图 7~图 9 叶轮机特性图中展示了预冷发动机的 共同工作线。图中相对折合转速线所对应的相对折 合转速用数字标出。在压气机特性图中横坐标为折 合流量,在涡轮特性图中横坐标为折合流量与相对 折合转速的乘积。

图 7 给出了整个飞行轨迹内空气压气机的工作 点在特性图中的变化规律,可以看出从地面起飞到 马赫 5,高度 25km 飞行中,空气压气机折合转速降 低,折合流量和压比均降低。在马赫4时由于进气道 恢复后的总压出现极大值,因此出现了折转。该点 在空气压气机特性图中靠近了喘振边界,可以通过 调节设计点位置来改善。其余共同工作点基本在一 条直线上,处在正常特性范围内。空气压气机的效 率在马赫3.5左右达到最大,随着折和转速的增加, 空气压气机负荷增加,效率逐渐降低。



Fig. 5 Performance of the engine along the SABRE3 flight trajectory

带有闭式布雷顿循环的预冷发动机中,氦涡轮的工作状态受到空气压气机和闭式氦循环的共同作用。图8给出了控制氦压气机、氦气轮前温度不变时,氦涡轮在 Ma=0~5速域内共同工作点位置的变化。可见,氦涡轮的落压比和效率变化均较小,与马赫5设计点的参数接近。



Fig. 6 Curves of mass flow rate of propellants along the SABRE3 flight trajectory



Fig. 7 Operating line of air compressor along the SABRE3 flight trajectory



Fig. 8 Operating line of helium turbine along the SABRE3 flight trajectory

在闭式氦循环中,氦压气机用于克服氦涡轮的 压降及换热器的流阻,使得闭式氦循环中的工质在 经过一个减压过程后恢复到初始状态,以进行下一 次循环。由于氦涡轮落压比在全速域内变化不大, 且在全速域内控制其入口温度恒定,因此氦压气机 的工作状态点基本在设计点附近,如图9所示。驱动



Fig. 9 Operating line of helium compressor along the SABRE3 flight trajectory

氦压气机的氢涡轮也基本工作在设计点附近,落压 比和效率变化均较小。

通过分析发动机共同工作点在各部件特性图中的位置变化规律,可以看出按照本文所给的设计点参数及部件特性,各部件在Ma=0~5均工作在部件特

性的稳定工作区间内。通过控制闭式氦循环最低温 度和最高温度为常值,可满足发动机宽速域工作的 要求。

3.3 发动机特性

3.3.1 速度特性

本节针对前面设计的带有闭式布雷顿循环的 预冷发动机循环,经过匹配计算得到其速度特性如 图 10所示。可以看出在同一飞行高度下,马赫数增 加,发动机空气流量先迅速增加后开始下降。空气 压气机压比随着马赫数增加迅速下降,导致发动机 单位推力总体下降显著。流量和单位推力的共同作 用使得发动机推力随马赫数增加总体上先上升后下 降。由于液氢冷却用量变化较小,因此在该循环中 比冲与推力变化趋势基本一致。此外,从该特性图 中可以看出,随着飞行高度的增加,该发动机可以工 作的马赫数范围也更宽。

图 11,12 分别给出了不同高度下马赫数变化 导致发动机共同工作点在空气压气机、氦压气机中 的变化曲线。在空气压气机特性图中,在特定高度 下增加马赫数,来流总温、总压均上升。虽经过空 气路预冷降低了空气压气机前的温度变化范围,但 由于马赫数增加使得进入空气压气机的空气温度 上升,空气压气机折合转速降低,空气压气机压比



Fig. 10 Speed characteristics of precooled engine with closed Brayton cycle

减小。当折合转速过低时,部分工作点已进入压气 机喘振边界的左侧,因此给定飞行高度后该发动机 飞行马赫数不得过高。同时高空低马赫数飞行时, 由于来流温度过低使得空气压气机折合转速过大, 部分超出了空气压气机特性图右边界,因此给定飞 行高度后该发动机飞行马赫数不得过低。从以上 结果可以看出,飞行高度给定后,由于空气压气机 特性的边界限制,因此飞行马赫数上下限均受到约 束。由于控制闭式氦循环的最低循环温度和最高 循环温度不变,因此闭式氦循环中各部件基本都工 作在设计点附近,即使特性研究中工况变化较大,但 闭式氦循环通过主动控制降低了对来流的敏感性。 3.3.2 高度特性

图 13给出了该循环下发动机的高度特性。可以 看出同一马赫数下,随着飞行高度的增加,来流总温 和总压均降低,发动机流量降低。总温降低使得空 气压气机折合转速提高,空气压气机压比增大,因 此发动机单位推力随飞行高度的增加而增大。推 力等于单位推力与流量的乘积,同一马赫数下发动 机总推力随飞行高度的增加而降低。发动机的比 冲随高度的增加而降低,与推力随高度的变化趋势 一致。在高海拔空域内,维持某一固定马赫数的空 域范围较窄,这是由来流随马赫数的变化特性所决 定的。

3.3.3 调节特性

本文所构建的带有闭式布雷顿循环的预冷发动 机具有2个控制变量,分别是闭式氦循环的最低温度 和最高温度,即氦压气机前温度和氦涡轮前温度。 选择典型的地面马赫0工作点作为研究工况,调节闭 式氦循环的最高温度和最低温度,进行调节特性中 发动机性能和部件匹配规律的研究。图 14,15 分别 给出了氦涡轮前温度1000~1300K调节和氦压气机前 温度100~110K调节时发动机部件匹配的特性。通过 匹配计算发现控制氦压气机前温度和氦涡轮前温 度,可以实现发动机共同工作点在特性图中位置的 调节。降低氦压气机前温度、提高氦涡轮前温度可 以降低发动机中空气压气机的负荷,同时氦叶轮机 系统的负荷同步降低,发动机比冲增加,单位推力下 降。此外,从计算结果来看,闭式氦循环系统对氦压 气机前温度的变化十分敏感,该温度过低或过高均 会导致发动机共同工作点位置超出发动机特性图中 的稳定工作范围,而系统对氦涡轮前的温度变化敏 感性较低。

通过对本文的预冷发动机在马赫0~5.5,高度0~ 30km内高度速度特性及调节特性的研究,所有计算 中匹配到的可行解便构成了该发动机的飞行包线,



Fig. 11 Operating lines of air compressor under different altitude



Fig. 12 Operating lines of helium compressor under different altitude



Fig. 13 Altitude characteristics of precooled engine with closed Brayton cycle



Fig. 14 Operating lines of air compressor and helium compressor under different inlet temperature of helium turbine



Fig. 15 Operating lines of air compressor and helium compressor under different inlet temperature of helium compressor

如图 16 所示。从图中可以看出,高度 0~15km,马赫数 1~3 是发动机推力与比冲最高的区域,该区域发动机单位推力和流量均处于较高水平。发动机单位推力最高的区域主要集中在包线的左边界低马赫数区域,单位推力最低的区域主要集中在包线的右边界高马赫数区域。



Fig. 16 Cloud diagram of engine performance parameters in the flight envelope of precooled engine with closed Brayton cycle

4 结 论

通过本文的计算分析,得到以下结论:

(1)本文提出的适度预冷发动机方案沿着 SA-

BRE3飞行轨迹,发动机核心机推力和比冲除马赫数 0.9左右因双钟型喷管特性影响出现折转外,总体上 随马赫数的增加先上升后下降,在马赫2左右达到最 大值。发动机比冲在1359~2099s,在马赫5时比冲最 低。单位推力在地面点最大达到1.9kN/(kg/s),总体上 随马赫数增加而降低。

(2)带有闭式布雷顿循环的预冷发动机在马赫数0~5.5、高度0~30km内具有较宽的飞行包线。包线内飞行马赫数提高,发动机推力先上升后下降,空气压气机工作点在特性图中朝着低折合转速喘振边界方向移动;飞行高度提高,发动机推力显著降低。包线中马赫数1~3、高度0~15km的区域是发动机推力与比冲较高的区域。单位推力随马赫数的增加单位推力逐渐降低,在高空高马赫数下达到最低。

(3)降低氦压气机前温度、提高氦涡轮前温度可以降低发动机中空气压气机及闭式氦循环中叶轮机的负荷,发动机比冲略有增加,单位推力下降。但空气压气机对氦压气机前温度的调节十分敏感,对氦涡轮前温度的提高敏感性较低。

参考文献

- Varvill R, Bond A. A Comparison of Propulsion Concepts for SSTO Reusable Launchers [J]. Journal of the British Interplanetary Society, 2003, 56(1): 108–117.
- [2] Webber H, Feast S, Bond A. Heat Exchanger Design in Combined Cycle Engines [C]. Glasgow: 59th International Astronautical Congress (IAC), 2008.
- [3] 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.
- [4] 李 敬,赵 巍,赵 伟,等.换热器预冷的空气涡
 轮火箭性能分析研究[J].工程热物理学报,2015,36
 (2):302-307.
- [5] 赵 巍,赵庆军,徐建中.进气预冷富燃预燃混排涡扇发动机热力循环[J].工程热物理学报,2017,38
 (7):1557-1563.
- [6] Webber H, Bond A, Hempsell M. The Sensitivity of Precooled Air-Breathing Engine Performance to Heat Exchanger Design Parameters [J]. Journal of the British Interplanetary Society, 2007, 60(5): 188-196.
- Zhang J Q, Wang Z G, Li Q L. Thermodynamic Efficiency Analysis and Cycle Optimization of Deeply Precooled Combined Cycle Engine in the Air-Breathing Mode [J]. Acta Astronautica, 2017, 138: 394-406.
- [8] Jivraj F, Varvill R, Bond A, et al. The Scimitar Precooled Mach 5 Engine [C]. Brussels: In Proceedings of 2nd European Conference for Aerospace Sciences (EU-

CASS), 2007.

- [9] Barth J E, Webber H. SABRE Technology Development
 [C]. Guadalajara: 67th International Astronautical Congress (IAC), 2016.
- [10] Davis P, Hempsell M, Varvill R. Progress on Skylon and SABRE [C]. Jerusalem: 66th International Astronautical Congress, 2015.
- [11] 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.
- [12] Dong P C, Tang H L, Chen M. Study on Multi-Cycle Coupling Mechanism of Hypersonic Precooled Combined Cycle Engine [J]. Applied Thermal Engineering, 2018, 131: 497-506.
- [13] 屈 原,徐 旭,杨庆春. 佣分析在协同吸气式火箭发动机中的应用[J]. 推进技术, 2019, 40(8): 1693-1701. (QU Yuan, XU Xu, YANG Qing-chun. Application of Exergy Analysis in Synergistic Air-Breathing Rocket Engine [J]. Journal of Propulsion Technology, 2019, 40(8): 1693-1701.)
- [14] Yu X F, Wang C, Yu D R. Thermodynamic Assessment on Performance Extremes of the Fuel Indirect Precooled Cycle for Hypersonic Airbreathing Propulsion [J]. Energy, 2019, 186: 772-785.

- [15] Villacé V F, Paniagua G. Simulation of a Combined Cycle for High Speed Propulsion [C]. Orlando: 48th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition, 2010.
- [16] Villacé V F, Paniagua G. Simulation of a Variable-Combined-Cycle Engine for Dual Subsonic and Supersonic Cruise [C]. San Diego: 47th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, 2011.
- [17] Villacé V F, Paniagua G. Numerical Model of a Variable-Combined-Cycle Engine for Dual Subsonic and Supersonic Cruise[J]. Energies, 2013, 6: 839-870.
- [18] 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.
- [19] Driscoll S, Varvill R, Barth J. The SABRE Engine-Concept and Development Status [C]. Seville: Proceedings of the 3AF Space Proulsion 2018 Conference, 2018.
- [20] Moral J, Vilá J, Fernàndez V F, et al. Espss Model of a Simplified Combined-Cycle Engine for Supersonic Cruise
 [C]. Rome: Space Propulsion Conference, 2016.
- [21] 于守志,何永攀,陈静敏.吸气式发动机气动热力学[M].北京:中国宇航出版社,2014.
- [22] Kimura T, Niu K, Yonezawa K, et al. Experimental and Analytical Study for Design of Dual-Bell Nozzles [C]. Denver: 45th AIAA Joint Propulsion Conference, 2009.

(编辑:张 贺)