

# 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\*

张建强<sup>1,2</sup>, 王振国<sup>1,2</sup>, 李清廉<sup>2</sup>

(1. 国防科技大学 高超声速冲压发动机技术重点实验室, 湖南长沙 410073;

2. 国防科技大学 空天科学学院, 湖南长沙 410073)

**摘要:**针对空气深度预冷组合循环发动机——协同吸气式火箭发动机(Synergistic Air-Breathing Rocket Engine, SABRE),采用部件法对其进行建模,匹配计算得到吸气式模态下飞行走廊内其性能参数变化规律,并研究其高度速度特性。计算模型可信度较高,推力误差小于6%,能够较为准确地模拟 SABRE 吸气式模态的性能参数。结果表明:SABRE 兼具火箭发动机大推力和航空发动机高比冲的特点,吸气式模态下比冲介于 21 300 ~ 27 380 m/s,随着高度速度的增大,其推力比冲先增大后减小;SABRE 利用预冷器将入口空气温度降低,可使其空域速度域拓宽至 25 km,5Ma,满足高超声速飞行的动力需求;发动机速度下限由压气机最大流量量决定,速度上限则由氦气回路减压器工作限制条件决定。

**关键词:**协同吸气式火箭发动机;吸气式模态;部件法;参数匹配;高度速度特性

中图分类号:V435 文献标志码:A 文章编号:1001-2486(2018)01-001-09

## Modeling and performance analysis of deeply precooled combined cycle engine in the air-breathing mode

ZHANG Jianqiang<sup>1,2</sup>, WANG Zhenguo<sup>1,2</sup>, LI Qinglian<sup>2</sup>

(1. Science and Technology on Scramjet Laboratory, National University of Defense Technology, Changsha 410073, China;

2. College of Aeronautics and Astronautics, National University of Defense Technology, Changsha 410073, China)

**Abstract:** The modeling and performance calculation for the deeply precooled combined cycle engine—SABRE (synergistic air-breathing rocket engine) were carried out. A steady component-level model of the engine was constructed. The rule of performance variation of the engine in the air-breathing mode along the flight trajectory was obtained, and the altitude-velocity characteristic of the engine was studied. The model is reliable with thrust error less than 6%, and it can be used to calculate performance of SABRE under the air-breathing mode. It is indicated that the SABRE is characterized by both large thrust as rocket engines and high specific impulse as aircraft engines, and its specific impulse is between 21 300 ~ 27 380 m/s; along with the increase of altitude and velocity, the thrust and specific impulse of SABRE increase first and then decrease. By decreasing the inlet airstream temperature with precooler, the range of height and velocity of SABRE can be enlarged to 25 km and 5Ma, which is required by hypersonic flight; the lower limitation of velocity is decided by the maximum mass flow rate of compressor, and the higher limitation is decided by the operation rule of helium loop.

**Key words:** synergistic air-breathing rocket engine; air-breathing mode; component-level modeling; parameters matching; altitude-velocity characteristic

吸气式发动机包括涡轮发动机、冲压发动机、吸气式组合发动机等,其中吸气式组合发动机包括涡轮基组合循环(Turbine Based Combined Cycle, TBCC)发动机、火箭基组合循环(Rocket Based Combined Cycle, RBCC)发动机、空气涡轮火箭/冲压(Air Turbo Rocket/Ramjet, ATR)组合循环发动机、液化空气循环火箭 LACE/ACE 等<sup>[1]</sup>,为不同类型吸气式发动机的组合或吸气式发动机与火箭发动机的组合,能够将各发动机性

能优势组合为一体,拓展其飞行范围。在组合发动机吸气式模态对入口空气进行冷却,能够拓展其马赫数范围至 6,并可有效地改善其性能,明显提高比冲。现有预冷却吸气式发动机方案主要包括 LACE/ACE<sup>[2]</sup>、RB545<sup>[3]</sup>、协同吸气式火箭发动机(Synergistic Air-Breathing Rocket Engine, SABRE)<sup>[4]</sup>、ATREX<sup>[5]</sup>、MICPP-TBCC<sup>[6]</sup>等。

SABRE 发动机是一种革命性的预冷却组合循环发动机,由 REL 公司于 20 世纪 90 年代提

\* 收稿日期:2017-03-22

基金项目:新世纪优秀人才计划资助项目(NCET-13-0156)

作者简介:张建强(1987—),男,山东泗水人,博士研究生,E-mail:nabiandeshan@163.com;

王振国(通信作者),男,教授,博士,中国工程院院士,E-mail:Zhenguo\_Wang@nudt.edu.cn

出。SKYLON 空天飞机方案采用该发动机作为动力装置能够实现单级入轨、可重复使用等目的<sup>[7-11]</sup>,从而满足载人航天、空间站物质供给、卫星发射等任务需求。SABRE 和 SKYLON 空天飞机得到了广泛的关注和研究。

SABRE 的可行性已由 REL 公司初步验证,该发动机方案得到了欧空局 ESA 的高度评价。在 REL 公司主导下,发动机在预冷器、推力室、喷管等关键技术取得了重大进展。然而发动机性能主要为定性分析,公开文献中定量计算很少。为了进一步验证 SABRE 发动机的可行性,有必要开展性能计算。

## 1 SABRE 工作原理

SABRE 发动机具有双模态工作能力,在吸气发动机工作模式下,大气作为氧化剂,发动机的工作类似于一台涡轮循环发动机;飞行器达到马赫 5、高度 26 km 后转变为火箭发动机模态,实质上为一台闭循环液氧/液氢高比冲火箭发动机。发

动机从吸气式转换为火箭式工作模式后,SKYLON 急剧爬高冲出大气层。

图 1 为简化的 SABRE 循环示意图<sup>[12]</sup>。SABRE 在热力循环中引入了布雷顿氦气回路,用于空气和液氢的热交换。吸气式模态下,空气经进气道 JQD 压缩后分别进入核心机 CE 和涵道燃烧室 BB。空气进入核心机后,在预冷器 PC 内被低温氦气冷却后进入压气机 AC,被增压至火箭发动机燃烧室压水平,一部分进入预燃室 PB 燃烧,其余的空气直接进入主燃烧室 CC;液氢由贮箱 LHT 经液氢泵 LHP 输送进换热器 HX4,吸热汽化后依次驱动液氢泵涡轮 HT1 和氦气循环器涡轮 HT2,然后分别进入预燃室和涵道燃烧室,最后进入预燃室燃烧生成高温燃气,预冷器流出的氦气经高温换热器 HX3 进一步加热后进入主燃烧室和喷管 PG;HX3 出口的氦气进入空气压气机涡轮 HeT 做功,然后进入 HX4 被液氢冷却至初始低温,经过减压器 PRV 调压后通过循环器 HeC 重新开始循环。

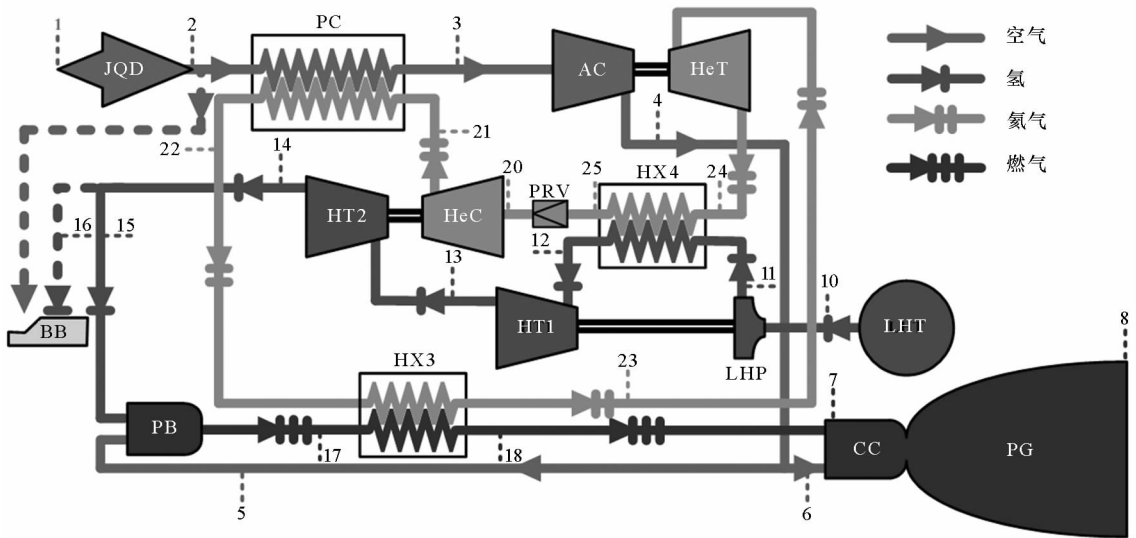


图 1 SABRE 吸气式模态热力循环示意图<sup>[12]</sup>

Fig. 1 Thermodynamic cycle schematic of SABRE in air-breathing mode<sup>[12]</sup>

## 2 计算方法

发动机核心机由进气道、预冷器、压气机、涡轮、泵、燃烧室、喷管等部件组成,本文采用部件法建模以计算发动机核心机的性能<sup>[13-14]</sup>。该方法以各部件的性能模拟为基础,通过系统方程将各部件集成为整体,寻找各部件共同工作点,从而模拟整个发动机的性能。

### 2.1 计算假设

参考文献[4,15]数据,计算采用如下假设

条件:

- 1) 氦气回路配置减压器 PRV,用于调节压力。
- 2) 不考虑管路流动损失及部件与环境间的换热损失。
- 3) 液氢泵输送的液氢分别进入核心机燃烧室和涵道燃烧室,海平面发动机启动时涵道燃烧室不工作,其液氢流量为零;飞行器起飞后涵道燃烧室开始工作,其液氢流量保持不变。
- 4) 压气机涡轮入口氦气温度恒定,保持为 1080 K。

5)仅考虑核心机产生的推力,不考虑涵道燃烧室推力。

考虑工质物性参数随温度和压力变化的影响,通过查询美国国家标准与技术研究院数据库得到工质物性参数。

## 2.2 主要部件模型

发动机主要部件模型见文献[16],其中进气道、预冷器、涡轮组件和喷管具体说明如下。

### 2.2.1 进气道

SABRE 采用三波系可调式进气道,随着飞行马赫数的变化,通过调整中心锥轴向位置改变进气道结构,从而达到调整进气道捕获流量和总压恢复系数的目的。REL 公司给出了 SABRE 进气道总压恢复系数  $Po_{rec}$  随飞行高度  $H$  和马赫数的变化曲线<sup>[4]</sup>(如图 2 所示),本文直接采用该数据。

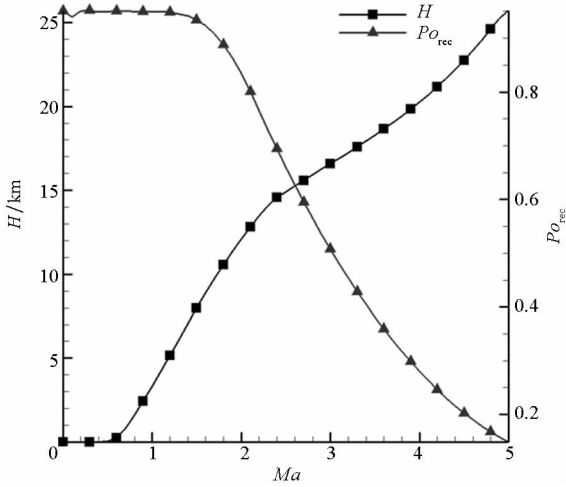


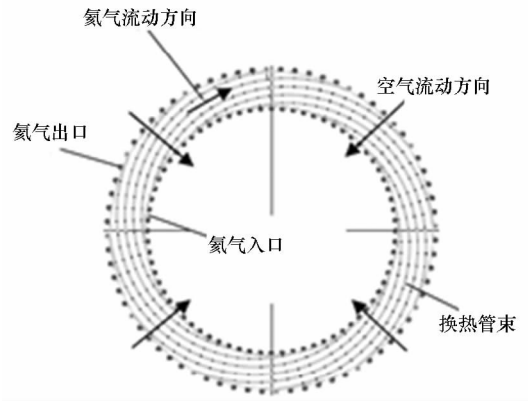
图 2 SABRE 弹道和进气道总压恢复系数  
Fig.2 Flight trajectory and intake total pressure recovery coefficient of SABRE

为了得到发动机的高度速度特性,将进气道总压恢复系数拟合为入口马赫数的多项式函数,结果如图 2 所示,该进气道总压恢复系数偏小,目的是为了降低出口马赫数,以适应预冷器入口空气的速度要求。

### 2.2.2 预冷器

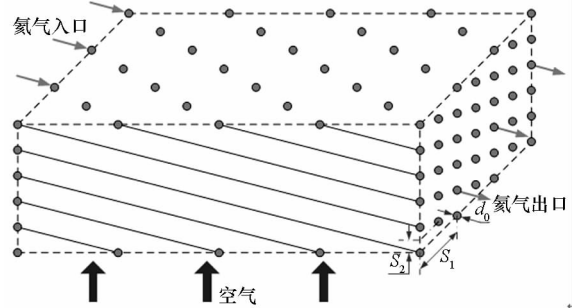
预冷器 PC 为管壳式换热器,结构见图 3,换热管呈叉排管束布置,换热管内的冷却剂氦气与流经管束的空气对流换热。换热过程分三部分——氦气与内管壁的对流换热、换热管内外壁之间的导热、空气与外管壁的对流换热,三部分的热阻分别为  $R_i, R_o, R_t$ 。

换热器的主要性能参数包括换热功率  $Q$  和流动损失  $\Delta P$ ,在结构参数和换热工质入口参数确



(a) 前视图<sup>[17]</sup>

(a) Frontal view<sup>[17]</sup>



(b) 换热管束

(b) Tube bundle

图 3 预冷器结构示意图

Fig.3 Structure sketch of PC

定的前提下,给定出口参数初值,迭代计算,直到温度压力误差小于设定值则判定为收敛。换热过程计算见式(1):

$$\begin{cases} Q = \frac{\Delta T \cdot A}{R_o + R_i + R_t} = \frac{\Delta T \cdot A}{\frac{d_o}{h_i d_i} + \frac{1}{h_o} + \frac{d_o}{2\lambda_t} \ln \frac{d_o}{d_i}} & (1) \\ \Delta P = Eu \cdot z \cdot c_z \frac{\rho v^2}{2} \end{cases}$$

式中,  $\Delta T, A, R, h, d, Eu, z, c_z, \rho, v$  分别为对数换热温差、换热面积、热阻、换热系数、导热系数、欧拉数、管排数、管排数修正系数、密度和速度,下标  $i, o, t$  分别代表管内侧、管外侧和换热管,具体计算公式如下:

$$\Delta T = \frac{(T_1 - T'_2) - (T'_1 - T_2)}{\ln \frac{T_1 - T'_2}{T'_1 - T_2}} & (2)$$

$$h_i = Nu \cdot \frac{\lambda}{d_i} = \frac{(f/8)(Re - 1000) \cdot Pr}{1 + 12.7 \sqrt{f/8}(Pr^{2/3} - 1)} \cdot \frac{\lambda}{d_i} & (3)$$

$$f = [1.82 \log(Re) - 1.64]^{-2} & (4)$$

$$h_o = Nu \cdot \frac{\lambda}{d_o} = 0.27 Re^{0.63} Pr^{0.36} \left(\frac{Pr}{Pr_w}\right)^{0.25} \cdot \frac{\lambda}{d_o} & (5)$$

$$Eu = f(Re, S_1, S_2) \quad (6)$$

$$c_z = f(z) \quad (7)$$

其中,  $T$ ,  $Nu$ ,  $Pr$ ,  $f$ ,  $Re$  分别为温度、努塞尔数、普朗特数、摩擦系数和雷诺数, 下标 1, 2, w 表示高温介质、低温介质和壁面, 上标“'”代表出口。欧拉数是空气雷诺数及换热管间距  $S_1$ 、 $S_2$  的函数, 具体公式和系数可由换热器通用设计手册<sup>[18-19]</sup>查得。

换热器 HX3 和 HX4 的性能计算模型简化, 假设其换热效率不变且忽略流动损失。

### 2.2.3 涡轮组件

SABRE 尚在预研阶段, 还没有相应的涡轮机组特性。本文以现有压气机为参考, 其进口总压、总温分别为  $P_d$ 、 $T_d$ , 通过一定的相似准则对其性能加以放大或缩小, 得到压气机设计性能<sup>[14]</sup>。计算过程引入耦合系数的概念, 其物理意义为: 以装机发动机设计点与部件特性图上设计点为重合点, 对部件特性进行成比例地放大或缩小, 其比例即为耦合系数。根据耦合系数进行反向计算, 即可得到涡轮组件的性能参数:

$$\begin{cases} C_m = \frac{\dot{m}_{d,cor}}{\dot{m}'_{d,cor}} \\ C_\pi = \frac{\pi_d - 1}{\pi'_d - 1} \\ C_\eta = \frac{\eta_d}{\eta'_d} \end{cases} \Rightarrow \begin{cases} \dot{m}_{cor} = C_m \dot{m}'_{cor} \\ \pi = C_\pi (\pi' - 1) + 1 \\ \eta = C_\eta \eta' \end{cases} \quad (8)$$

其中,  $C$ ,  $\pi$ ,  $\eta$  分别为耦合系数、增压比和效率, 下标 d, cor 代表设计点和换算值, 上标“'”代表参考压气机。

选定某型高、低压压气机和高、低压涡轮作为计算基础, 其中高压压气机计算空气压气机性能, 低压压气机计算氦气循环器性能, 高压涡轮计算空气压气机驱动涡轮性能, 低压涡轮计算氦气循环器和液氢泵驱动涡轮性能。

### 2.2.4 喷管

假设气体在喷管内绝热平衡流动, 膨胀过程中组分和物性参数不变, 且不考虑进口损失、摩擦损失、扩散损失和边界层压缩及多相流造成的损失。

根据文献[20-21], 发动机的推力计算如式(9)所示, 其中下标 sep 代表分离点, e 表示喷管出口, 数字表示图 1 中各位置。

$$F = \begin{cases} (\dot{m}_8 v_e - \dot{m}_1 v_1) + (P_e - P_{atm}) A_e & P_e > 0.215 P_{atm} \\ (\dot{m} v_{sep} - \dot{m}_1 v_1) + (P_{sep} - P_{atm}) A_{sep} + \\ \xi_{sep} (P_{sep} - P_{atm}) (A_e - A_{sep}) & P_e \leq 0.215 P_{atm} \end{cases} \quad (9)$$

当环境压力  $P_{atm}$  远高于设计出口压力  $P_{ed}$  时, 气流在喷管内产生分离, 分离点后出现斜激波等复杂波系, 造成壁面压强急剧升高, 使得推力比不分离工况有较大的提升。根据文献[21], 分离压力  $P_{sep} = 0.215 P_{atm}$ , 相应的分离截面面积为  $A_{sep}$ 。  $\xi_{sep}$  表征分离点后壁面压强的恢复程度,  $\xi_{sep}$  越小, 恢复程度越高, 反之则恢复程度越低。  $\xi_{sep}$  的取值与分离点位置有关, 可近似认为  $\xi_{sep}$  介于 0.1 ~ 0.5 之间。

### 2.3 系统方程

发动机共同工作条件包括: 气流质量流量  $\dot{m}$  的平衡关系; 压力  $P$  平衡关系; 温度  $T$  平衡关系; 涡轮与压气机的功率  $W$  平衡; 涡轮与压气机的物理转速相等。具体工作方程见式(10):

$$\begin{cases} E(1) = (\dot{m}_3 - \dot{m}_2) / \dot{m}_2 \\ E(2) = (W_{AC} - W_{HeT}) / W_{HeT} \\ E(3) = (W_{LHP} - W_{HT1}) / W_{HT1} \\ E(4) = (W_{HeC} - W_{HT2}) / W_{HT2} \\ E(5) = (\dot{m}_{23} - \dot{m}_{20}) / \dot{m}_{20} \\ E(6) = (\dot{m}_{12} - \dot{m}_{10}) / \dot{m}_{10} \\ E(7) = (\dot{m}_{13} - \dot{m}_{10}) / \dot{m}_{10} \\ E(8) = (T_{25} - T_{20}) / T_{20} \\ E(9) = (T_{23} - T_{in, HeT}) / T_{in, HeT} \\ E(10) = (P_4 - P_{15}) / P_{15} \\ E(11) = (\dot{m}_8 - \dot{m}_7) / \dot{m}_7 \\ E(12) = P_{25} - P_{20} \geq 0 \end{cases} \quad (10)$$

其中,  $E(1) \sim E(11)$  为计算所需达到的等式约束,  $E(12)$  为不等式约束, 即减压器入口压力大于出口贮箱压力。采用目标函数最优化方法进行计算, 目标函数  $f_0 = \sum_{i=1}^{11} |E(i)|$ , 计算收敛条件为  $f_0 \leq 2E - 5$ 。

## 3 结果讨论

### 3.1 设计点参数

选择高度 25 km、飞行马赫数 4.856 8 为设计点, 根据 REL 公司发布的发动机设计数据和工程应用经验确定各输入参数, 包括空气、液氢流量, 燃烧室压力, 喷管膨胀比  $\varepsilon_A$  等, 具体见表 1。根据共同工作条件确定涡轮机组设计参数。

发动机设计点详细参数如图 4 所示, 由结果可知 SABRE 推力为 584.5 kN, 比冲为 21 346 m/s, 兼具火箭发动机大推力、航空发动机高比冲的特点。氦气回路减压器入口压力为 4.2 MPa, 高于

氦气初始压力 3 MPa,可见为了保持回路压力平衡,有必要配置减压器。在整个飞行走廊内通过

调整减压器开度可使循环过程参数匹配,发动机正常工作。

表 1 计算输入参数

Tab.1 Input parameters of the calculation

$\dot{m}_{air,CE}/$ (kg/s)	$T_3/$ K	$P_3/$ MPa	$P_{10}/$ MPa	$T_{10}/$ K	$\dot{m}_{H_2}/$ (kg/s)	$\dot{m}_{H_2,BB}/$ (kg/s)	$P_{20}/$ MPa	$T_{20}/$ K	$\dot{m}_{He}/$ (kg/s)	$(P_{PB}/P_{CC})/$ MPa	$\epsilon_A$
366	133	0.13	0.3	20	34.6	7.2	3	42	95	10.4	100

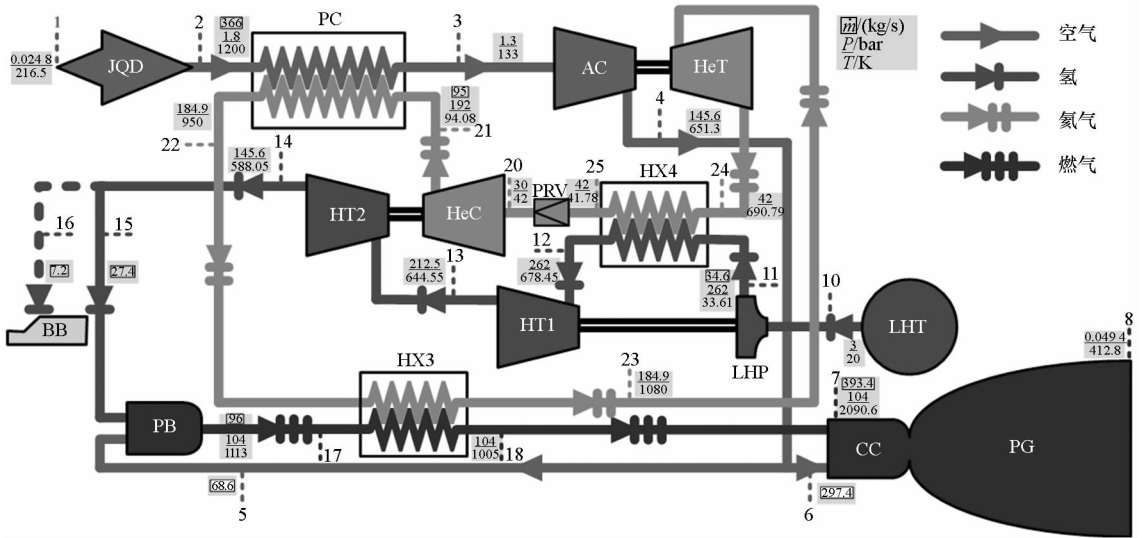


图 4 SABRE 设计点参数

Fig.4 Parameters of SABRE at design point

### 3.2 飞行走廊内参数匹配计算

根据文献[16]可知,本文建立的模型可信度较高,计算所得推力与 REL 公司数据变化趋势吻合,且最大误差小于 6%。图 5 为飞行走廊内净推力  $F$  和比冲  $I_s$  变化曲线,由结果可知,随着飞行器的起飞,进气道阻力由零增大,相应的推力突然减小;同时部分液氢流入涵道燃烧室,核心机液氢流量突然减小,发动机比冲突增。随着海拔的升高,发动机推力逐渐变大,13 km 以上推力逐渐减小;同时发动机比冲随着海拔升高先增大后减小,13 km 处比冲达到最大,约为 27 380 m/s,整个飞行走廊内比冲大于 21 300 m/s。

图 6 为飞行走廊内推进剂流量变化曲线,图 7 为燃烧室压力和温度变化曲线。飞行器起飞后空气流量相较海平面突增,随后基本保持不变,直至 15 km 后逐渐减小。进气道出口参数的改变导致了上述变化,飞行器起飞后进气道恢复总压突增,然后出口参数基本保持不变,15 km 开始进气道恢复总温单调升高,而总压先升高后减小,20 km 高度恢复总压达到最高。随着海拔的升高,液氢流量变

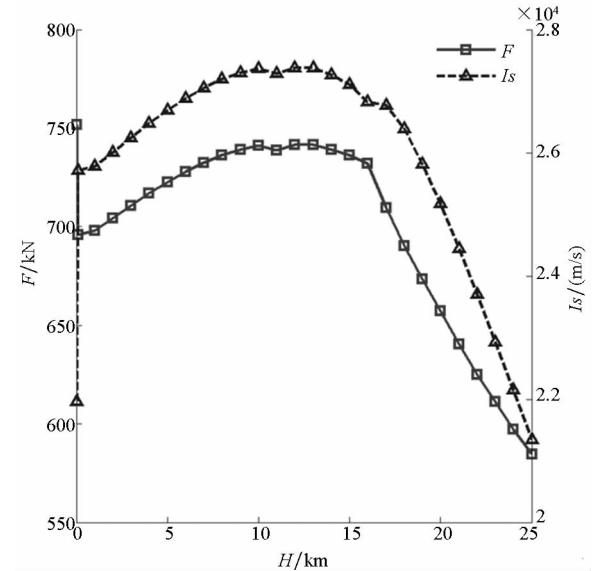


图 5 飞行走廊内发动机推力和比冲变化曲线

Fig.5 Variation of thrust and specific impulse along the flight trajectory

化较小,预燃室空气流量逐渐减小,主燃烧室空气流量逐渐增大;相应地预燃室温度减小,主燃烧室温度提高。预燃室和主燃烧室压力相等,变化也较小,基本与设计点 10.4 MPa 一致。

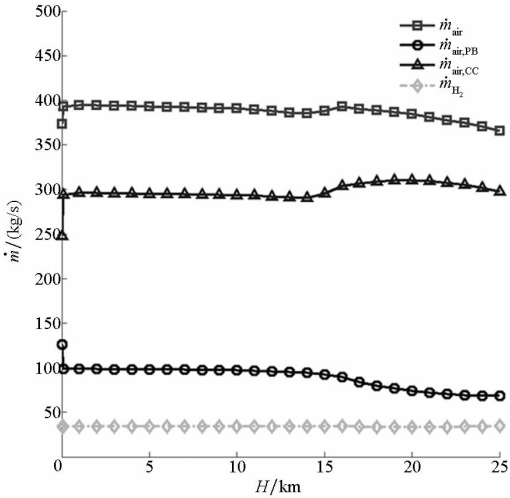
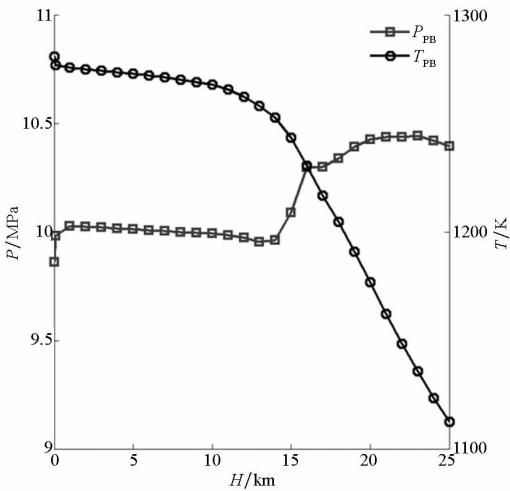
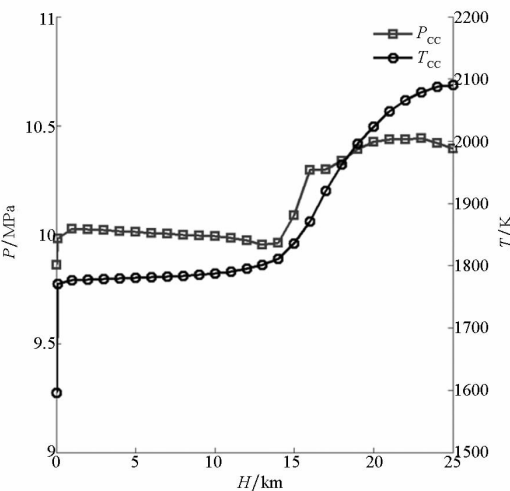


图 6 飞行走廊内推进剂流量变化曲线

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



(a) 预燃室  
(a) Preburner



(b) 主燃烧室  
(b) Main combustion chamber

图 7 飞行走廊内燃烧室压力和温度变化曲线  
Fig. 7 Variation of pressure and temperature of combustor along the flight trajectory

图 8 为压气机进出口温度和增压比变化曲线。当飞行器从海平面起飞时,压气机增压比突降,然后基本保持不变;15 km 后先减小后增大,在 20 km 高度压气机增压比最小。由于燃烧室压力变化很小,压气机增压比变化趋势与进气道总压恢复变化趋势相反。压气机增压比介于 74 ~ 160,远高于航空发动机水平;在预冷器的作用下,压气机入口温度介于 117 ~ 138 K,使得压气机出口温度小于 700 K,处于叶片承受范围。

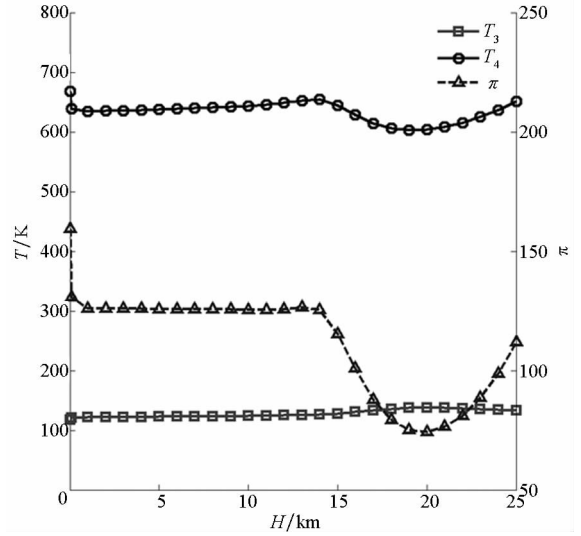


图 8 压气机进出口温度和增压比变化曲线  
Fig. 8 Variation of outlet temperature and pressure ratio of compressor along the flight trajectory

图 9 为飞行走廊内氦气回路功率交换变化曲线,包括氦气循环器输入功、预冷器吸热、HX3 吸热、氦气涡轮输出功和 HX4 放热,其中正值表示输入功率,负值表示输出功率。随着海拔的

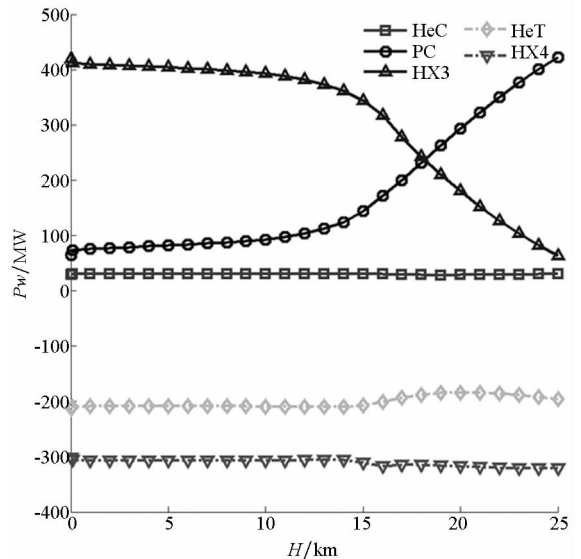
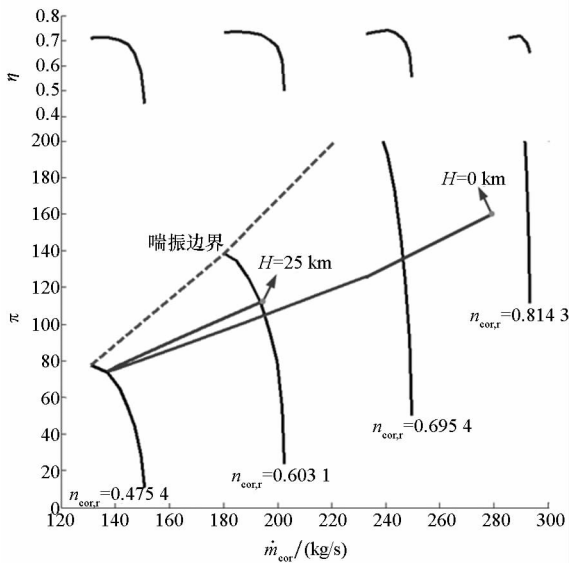


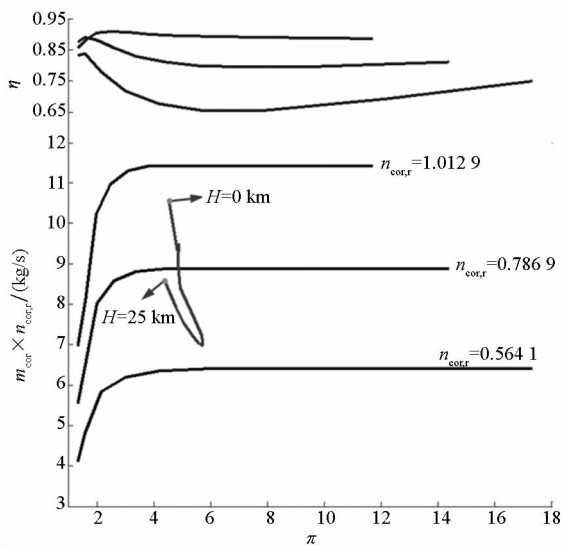
图 9 飞行走廊内氦气回路功率交换变化曲线  
Fig. 9 Power variation of helium loop along the flight trajectory

升高,进气道出口空气恢复总温提高,预冷器换热量逐渐增大,HX3 换热量逐渐减小,与上文中预燃室温度降低趋势相对应。氦气涡轮输出功率在 20 km 达到最小值,此时压气机增压比最小。另外,氦气循环器输入功率和 HX4 放热量基本保持不变。

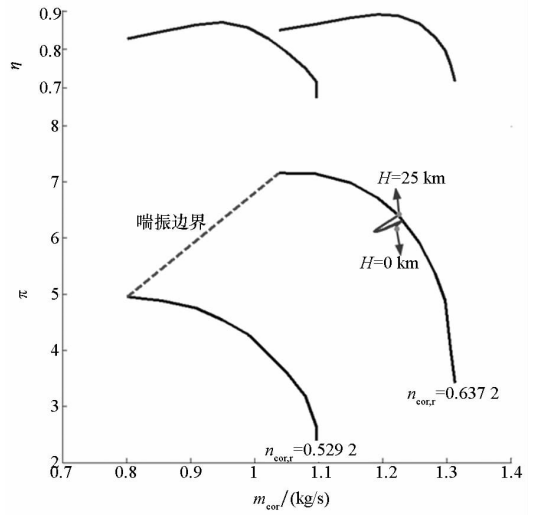
图 10 为各涡轮机组工作参数变化曲线,坐标为相对换算转速  $n_{cor,r}$ 、换算流量  $\dot{m}_{cor}$ 、增压比  $\pi$  和效率  $\eta$ 。空气和氦气两路参数变化较大,相应的叶片机工作线跨度大,包括压气机和氦气涡轮,而液氢一路参数变化较小,相应的两个氦气涡轮工作线跨度较小。压气机和氦气循环器处于稳定工作区间,其工作线偏离喘振边界。



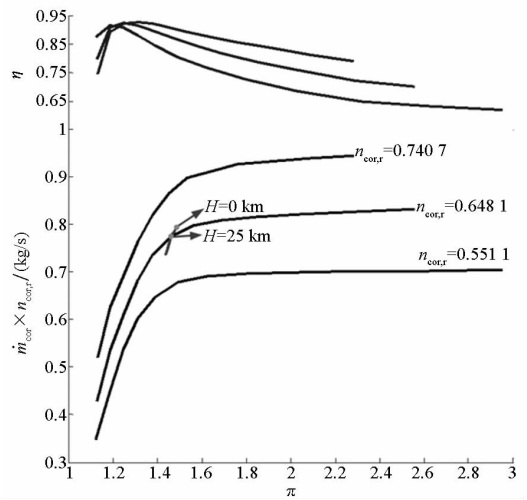
(a) 压气机  
(a) AC



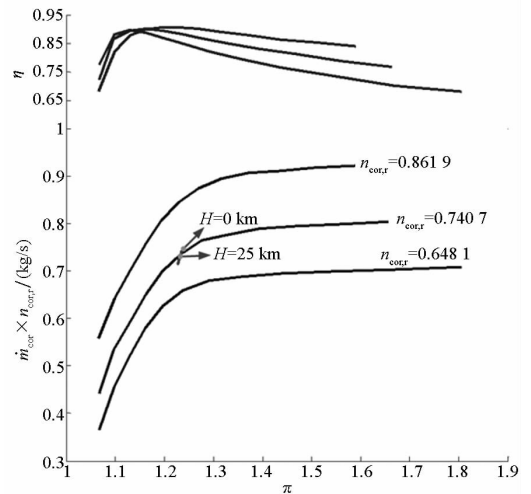
(b) 压气机涡轮  
(b) HeT



(c) 氦气循环器  
(c) HeC



(d) 氦气循环器涡轮  
(d) HT2



(e) 液氢泵涡轮  
(e) HTI

图 10 各涡轮机组工作参数变化曲线  
Fig. 10 Operating curves of the turbomachinery

### 3.3 发动机高度速度特性

由航空发动机可知,随着高度的变化,发动机的速度工作范围随之改变,同时推力、比冲等性能发生改变。针对 SABRE 开展了相应分析,得到了高度速度工作区间(见图 11),并获取了发动机的高度速度特性。

根据计算结果可知,与传统的涡轮发动机相比,SABRE 利用预冷器将入口空气温度降低,使其高度速度区间范围更大,发动机满足高超声速飞行动力要求。随着飞行高度的增大,发动机速度工作区间逐渐变大,且跨度变宽,即发动机工作走廊随高度的增大而拓宽。通过分析可知,发动机速度下限由压气机最大流量决定,速度上限则由氦气回路减压器工作限制条件决定,即入口压力大于出口压力。

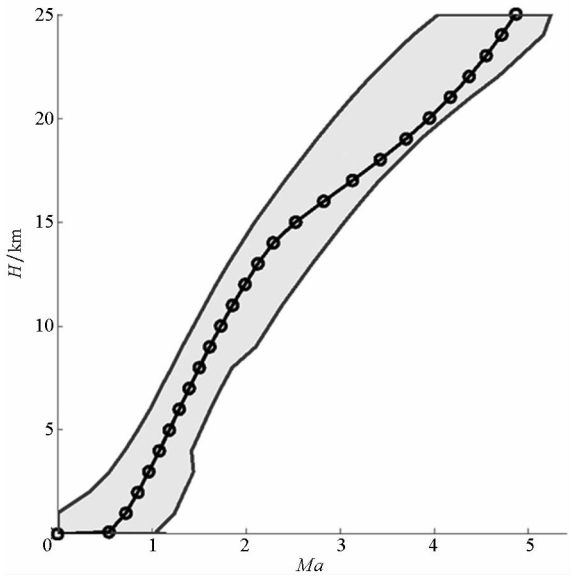


图 11 SABRE 高度速度边界

Fig. 11 Altitude-velocity range of SABRE

SABRE 的高度速度特性如图 12 ~ 15 所示,包括推力,比冲,空气、液氢流量。随着飞行高度和速度不断增大,喷管产生的推力和进气道阻力均不断增大,海拔 13 km 以上前者的变化速率小于后者,使得发动机推力先增大后减小;由于整个飞行走廊内液氢流量变化不大,因此比冲变化趋势与推力一致,随飞行高度的增加先增大后减小。

SABRE 在吸气式模态下本质为涡轮发动机,但是其高度速度特性呈现出不一样的特性。主要原因是在预冷器的作用下,压气机入口空气压力和温度发生变化。随着飞行高度的增加,发动机入口和预冷后空气总温升高,压气机相对换算转速减小,空气流量降低,但是冷却功率由于空气总温的升高而增大,使得液氢流量增大;飞行高度确

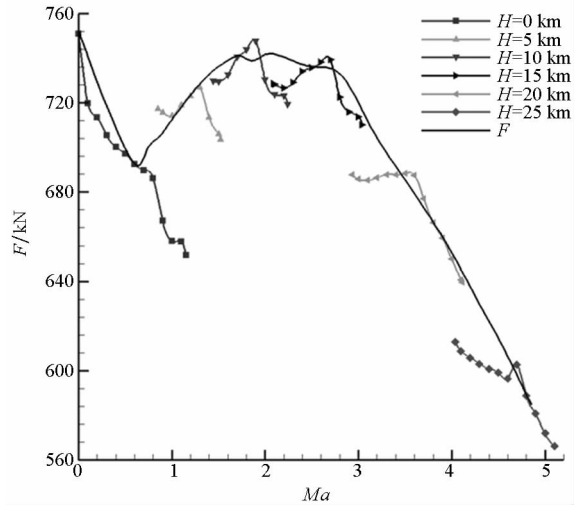


图 12 不同高度下发动机推力随速度变化曲线

Fig. 12 Thrust curves along velocity under different altitudes

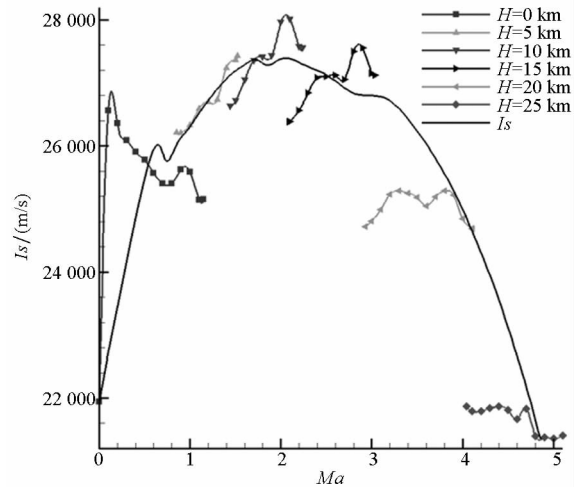


图 13 不同高度下发动机比冲随速度变化曲线

Fig. 13 Specific impulse curves along velocity under different altitudes

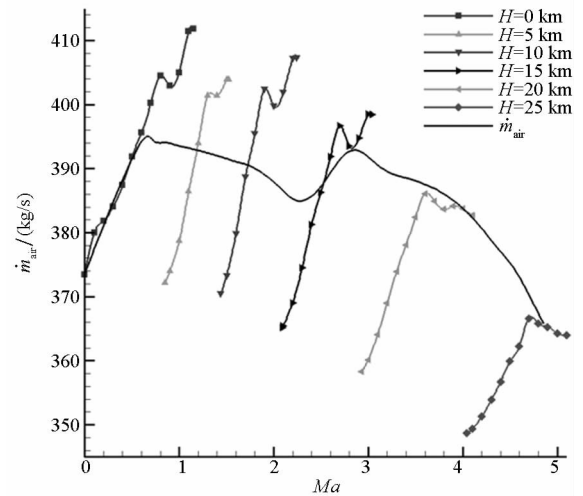


图 14 不同高度下空气流量随速度变化曲线

Fig. 14 Air flow rate curves along velocity under different altitudes



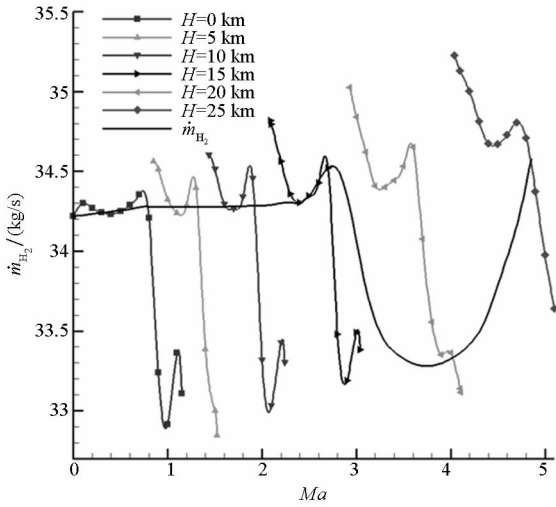


图15 不同高度下液氢流量随速度变化曲线

Fig. 15 Hydrogen flow rate curves along velocity under different altitudes

定时,随着速度的增大,空气捕获流量增大,压气机功率变大,从而使得高温换热器HX4功率减小,相应的液氢流量降低。

## 4 结论

针对空气深度预冷组合循环发动机开展性能分析计算,采用部件法建立了发动机稳态模型,匹配计算了吸气式模态下发动机的高度速度特性。通过在氦气回路配置减压器可使回路压力保持平衡,发动机正常工作。计算模型能够得到较为准确的SABRE性能,推力计算误差小于6%,所选涡轮组件能够反映发动机工作特性。通过计算可知:

1) SABRE兼具火箭发动机大推力和航空发动机高比冲的特点,吸气式模态下比冲介于21 300~27 380 m/s;

2) 与常规涡轮发动机相比,SABRE具有不同的高度速度特性,随着飞行高度速度的增大,发动机推力和比冲先增大后减小;

3) SABRE通过预冷器将入口空气温度深度冷却至117~138 K,可使高度速度工作区间拓宽至25 km/5Ma,其速度下限由压气机最大流量决定,速度上限则由氦气回路减压器工作限制条件决定,即入口压力大于出口压力。

## 参考文献 (References)

[1] Varvill R, Bond A. A comparison of propulsion concepts for SSTO reusable launchers [J]. Journal of the British Interplanetary Society, 2003, 56(3/4): 108-117.  
 [2] Oike M, Kamijo K, Tanaka D, et al. LACE for rocket-based combined-cycle[C]//Proceedings of 37th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, AIAA 99-0091, 1999.

[3] 孙广勃. 霍托尔的发动机揭秘[J]. 中国航天, 1994(1): 37-41.  
 SUN Guangbo. The secret of Hotol engine [J]. Aerospace China, 1994(1): 37-41. (in Chinese)  
 [4] REL. The SABRE engine [EB/OL]. [2016-03-18]. <http://www.reactionengines.co.uk/sabre.html>.  
 [5] Sato T, Taguchi H, Kobayashi H, et al. Development study of a precooled turbojet engine [J]. Acta Astronautica, 2010, 66(7/8): 1169-1176.  
 [6] Carter P, Balepin V. Mass injection and precompressor cooling engines analyses [C]//Proceedings of 38th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, AIAA 2002-4127, 2002.  
 [7] Bond A, Varvill R, Scott-Scott J, et al. Skylon—a realistic single stage spaceplane [J]. Space Technology, 2003, 45(158): 158-161.  
 [8] Longstaff R, Bond A. The Skylon project [C]//Proceedings of 17th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference, AIAA 2011-2244, 2011.  
 [9] Varvill R, Bond A. The Skylon spaceplane [J]. Journal of the British Interplanetary Society, 2004, 57(11): 22-32.  
 [10] Reaction Engines Limited. Skylon users' manual [R]. UK: Reaction Engines Limited, 2009.  
 [11] Webber H, Bond A, Hempell M. The sensitivity of precooled air-breathing engine performance to heat exchanger design parameters [J]. Journal of the British Interplanetary Society, 2007, 60(9): 188-196.  
 [12] European Space Agency. Skylon assessment report [R]. European Space Agency, 2011.  
 [13] 廉筱纯, 吴虎. 航空发动机原理 [M]. 西安: 西北工业大学出版社, 2005.  
 LIAN Xiaochun, WU Hu. Aero-engine principle [M]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University Press, 2005. (in Chinese)  
 [14] 骆广琦, 桑增产, 王如根, 等. 航空燃气涡轮发动机数值仿真 [M]. 北京: 国防工业出版社, 2007.  
 LUO Guangqi, SANG Zengchan, WANG Rugen, et al. Numerical methods for aviation gas turbine engine simulation [M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2007. (in Chinese)  
 [15] Fernándezvillacé V, Paniagua G. Simulation of a combined cycle for high speed propulsion [C]//Proceedings of 48th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition, AIAA 2010-1125, 2010.  
 [16] 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.  
 [17] Varvill R. Heat exchanger development at rection engines Ltd [J]. Acta Astronautica, 2010, 66(9/10): 1468-1474.  
 [18] 马小明, 钱颂文, 朱东生, 等. 管壳式换热器 [M]. 北京: 中国石化出版社, 2010.  
 MA Xiaoming, QIAN Songwen, ZHU Dongsheng, et al. Shell and tube heat exchanger [M]. Beijing: China Petrochemical Press, 2010. (in Chinese)  
 [19] 沙拉, 塞库利克. 换热器设计技术 [M]. 程林, 译. 北京: 机械工业出版社, 2010.  
 Shah R K, Sekuli D P. Fundamentals of heat exchanger design [M]. Translated by CHENG Lin. Beijing: China Machine Press, 2010. (in Chinese)  
 [20] 刘国球, 任汉芬, 朱宁昌. 液体火箭发动机原理 [M]. 北京: 宇航出版社, 1993.  
 LIU Guoqi, REN Hanfen, ZHU Ningchang. Liquid rocket engine principle [M]. Beijing: Aerospace Press, 1993. (in Chinese)  
 [21] 杨立军, 富庆飞. 液体火箭发动机推力室设计 [M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2013.  
 YANG Lijun, FU Qingfei. Design of liquid rocket engine thrust chamber [M]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2013. (in Chinese)