

文章编号: 1000-8055(2024)11-20220774-12

doi: 10.13224/j.cnki.jasp.20220774

SABRE4 氦循环分流比对设计点氢流量影响分析

郑尚喆¹, 陈玉春¹, 王治华², 杜金峰¹, 高 远³, 黄新春¹

(1. 西北工业大学 动力与能源学院, 西安 710072;

2. 诺丁汉大学 机械工程学院, 诺丁汉 NG7 2RD;

3. 中国航发控制系统研究所, 江苏 无锡 214063)

摘 要: 针对协同吸气式火箭发动机 (synergistic air-breathing rocket engine, SABRE), 建立了基于部件法的发动机设计点热力学计算模型, 分析了 SABRE 循环所需的最少氢质量流量 (简称流量)。以节省氢流量为目的, 分别在 SABRE3 发动机构型基础上增加了两个氦循环支路, 提出了两个 SABRE4 简化方案, 结合两种简化方案, 提出了 SABRE4 整体方案, 分析了各氦循环支路分流比对发动机设计点重要参数以及设计点氢流量的影响。结果表明: 最小氢流量与通过换热器 3 的氦流量成正比, 要减小所需氢流量, 需要减少通过换热器 3 的氦流量; 较低的氦循环支路分流比一有利于氢流量的降低, 但同时增大了氦压气机设计压比, 较低的氦循环支路分流比二有利于氢流量的降低, 且有利于降低氦压气机设计压比, 分流比一、分流比二的降低都会导致换热器接近换热限制边界; 在换热器 1 前氦气总温不超过 310 K, 且氦压气机压比不大于 11.0 的情况下, SABRE4 方案最小氢流量为 SABRE3 氢流量的 83.3%。

关 键 词: SABRE; 氢流量; 比冲; 分流比; 设计点

中图分类号: V236

文献标志码: A

Influence of helium cycle flow ratio on SABRE4 design point hydrogen flow rate

ZHENG Shangzhe¹, CHEN Yuchun¹, WANG Zhihua², DU Jinfeng¹,
GAO Yuan³, HUANG Xinchun¹

(1. School of Power and Energy, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China;

2. Faculty of Engineering, University of Nottingham, Nottingham NG7 2RD, UK;

3. Aero Engine Control System Institute,
Aero Engine Corporation of China, Wuxi Jiangsu 214063, China)

Abstract: The thermodynamic calculation model based on component method for synergistic air-breathing rocket engine (SABRE) design point was established. The minimum hydrogen flow rate required by the engine was analyzed. To save the hydrogen flow rate, two simplified schemes of SABRE4 were proposed by adding two helium branches based on the SABRE3 configuration. Combining two simplified schemes, SABRE4 scheme was proposed. The influences of the helium branches flow ratios on engine design point parameters and hydrogen flow rate were analyzed. The results showed that: the minimum hydrogen flow rate was proportional to the helium flow rate through Heat Exchanger 3. The less helium flow rate through Heat Exchanger 3 indicated the less hydrogen flow rate required. A smaller branch one

收稿日期: 2022-10-08

作者简介: 郑尚喆(1993—), 男, 博士生, 主要从事组合发动机总体设计研究。

通信作者: 黄新春(1983—), 男, 副研究员, 博士, 主要从事微小型涡轮发动机设计制造及性能评估技术研究。

E-mail: huangxinchun@nwpu.edu.cn

引用格式: 郑尚喆, 陈玉春, 王治华, 等. SABRE4 氦循环分流比对设计点氢流量影响分析[J]. 航空动力学报, 2024, 39(11): 20220774. ZHENG Shangzhe, CHEN Yuchun, WANG Zhihua, et al. Influence of helium cycle flow ratio on SABRE4 design point hydrogen flow rate[J]. Journal of Aerospace Power, 2024, 39(11): 20220774.

flow ratio one was conducive to reducing the hydrogen flow rate, meanwhile the required helium compressor pressure ratio was increased. A smaller branch two flow ratio two was conducive to reducing the hydrogen flow rate and the required helium compressor pressure ratio. The decrease of flow ratio one and flow ratio two caused heat exchangers to approach their limits. When the Heat Exchanger 1 inlet helium temperature was lower than 310 K and the pressure ratio of helium compressor was lower than 11.0, the minimum hydrogen flow rate of SABRE4 was 83.3% of SABRE3.

Keywords: SABRE; hydrogen flow rate; impulse; flow ratio; design point

20 世纪 80 年代末, 在 HOTOL 空天飞机计划^[1]取消之际, 继承了 HOTOL 空天飞机和 RB545 发动机的英国反应发动机公司(Reaction Engines Ltd., REL)成立, 并在 RB545 发动机的基础上, 提出了协同吸气式火箭发动机(synergistic air-breathing rocket engine, SABRE)方案^[2-3], 拟作为单级入轨 SKYLON 空天飞行器的动力^[4-5]。该发动机增加了一个闭式氦循环, 通过用低温介质氦对来流空气进行深度预冷, 改善了发动机的工作条件, 在吸气模态下可实现马赫数为 0~5.5 的宽速域飞行, 是有望应用于可重复使用、水平起降、单级或多级入轨飞行器的新型动力。

关于 SABRE, 英国做了大量的理论与试验。1999 年用小型预冷器模块 JMHX 进行传热试验^[6], 2001 年完成了预冷却器的模块风洞试验, 2003 年成功验证了防结冰控制技术。2003 年起, REL 公司在风险投资的支持下开展 SABRE 关键技术研究, 重点进行预冷却器关键技术试验验证, 2005 年成功制造出了预冷却器全尺寸试验样件, 2012 年成功验证了预冷却器结冰控制系统与预冷却系统性能, 实现将高温空气冷却到 -150 °C 的预定目标。同时, REL 公司还发展了碳化硅高温热交换器、高性能火箭喷管等关键技术, 2013 年, SABRE 进入发动机样机研制阶段, 并计划在 2025 年左右完成发动机首次飞行试验。

近年来, 国内也开展了相关研究。牛文等人对 SKYLON 飞行器和 SABRE 的原理进行了简要分析^[7]; 张志刚等人就氦气闭式循环特性进行了相关研究与分析^[8]; 杨新垒等人对 SABRE 热力循环以及预冷却器性能进行了计算与优化分析^[9]; 哈尔滨工业大学玉选斐等人在预冷压缩系统框架上建立了预冷循环总体模型, 并开展了预冷循环发动机性能提升、燃料物性影响、预冷压缩系统性能评价指标等研究^[10-13]; 西北工业大学高远等人就 SABRE3 循环分析、设计可行域以及发动机性能计算做了相关研究^[14-15]; 北京航空航天大学唐靖博等人针对 SABRE4 建立了发动机稳态计

算模型, 并进行性能分析^[16]。

现已公布的 SABRE 构型主要有 SABRE3 和 SABRE4 两种构型, SABRE4 在 SABRE3 的基础上增加了两个分流路, 比 SABRE3 耗氢量低、比冲高, 可以看作 SABRE3 的改进型。SABRE4 流路和工作原理更加复杂。目前, 国内关于 SABRE 的研究多集中在部件级研究以及 SABRE3 发动机的研究, 关于 SABRE4 原理以及设计点参数的选取的研究较少。本文在 SABRE3 发机构型基础上增加了两个氦循环支路, 提出了 SABRE4 构型方案, 建立了 SABRE4 设计点计算模型, 对 SABRE 耗氢原理进行了分析, 详细分析了 SABRE4 两个氦循环支路分流比对发动机设计点各参数以及氢流量的影响。为 SABRE4 的设计点参数选取提供参考。

1 发动机计算模型

关于 SABRE, 公布的方案有 SABRE3 方案和 SABRE4 方案两种, 其中, SABRE4 方案可以认为是在 SABRE3 方案的基础上进行的改进与优化。本节在介绍 SABRE 工作原理及计算模型时以 SABRE3 为例, SABRE4 方案以及 SABRE4 两种简化方案与 SABRE3 的联系与区别在后文详细给出。

如图 1 所示, SABRE 包含空气、氦气、氢气三个流路。高温来流空气经换热器 1 冷却后, 进入压气机 1 压缩, 之后分为两部分, 一部分进入预燃室后, 经换热器 2 加热氦气, 然后进入燃烧室, 另一部分进入冲压流道。氦气循环是一个闭式的循环, 以 21 截面为起点, 氦气首先经压气机 2 压缩, 然后依次经换热器 1、换热器 2 加热, 之后驱动涡轮 1 做功, 带动压气机 1, 之后经换热器 3 被氢气冷却, 回到起始点 21。液氢由氢泵增压后, 被换热器 3 加热, 之后依次驱动涡轮 3、涡轮 2, 分别带动氢泵与压气机 2, 之后, 经调节阀调压后一部分进入预燃室, 另一部分进入冲压流道。本文暂不研究冲压流道, 仅对主通道开展研究。

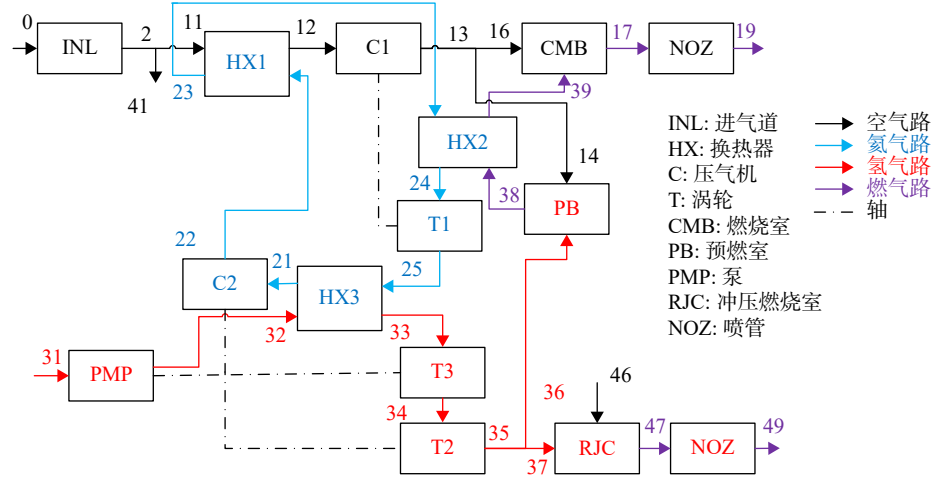


图 1 SABRE3 方案

Fig. 1 Scheme of SABRE3

本文参考文献 [14] 与文献 [17] 提供的变比热计算方法,建立了进气道、压气机、涡轮和尾喷管的计算模型,压气机和涡轮的计算模型如式(1)~式(3)所示。基于能量守恒原理,参考文献 [18] 建立了换热器计算模型如式(4),并给出了换热器效率的定义,如式(5)。参考文献 [19] 给出的考虑燃气化学平衡的变比热计算方法,建立燃烧室计算模型。参考文献 [20-21] 建立了氢泵的计算模型,氢泵扬程计算如式(6)所示;氢泵功率计算如式(7)所示。本文工质物性参数均采用美国国家标准与技术研究院(National Institute of Standards and Technology, NIST)公布的物性数据[22]。

$$(h_{t,o} - h_{t,i}) \times \eta_{com} = h_{t,o}^* - h_{t,i} \quad (1)$$

$$S_i = \varphi_{t,i} - R \ln \left(\frac{p_{t,i}}{p_{std}} \right) = \varphi_{t,o}^* - R \ln \left(\frac{p_{t,o}^*}{p_{sta}} \right) \quad (2)$$

$$(h_{t,o} - h_{t,i}) / \eta_{tur} = h_{t,o}^* - h_{t,i} \quad (3)$$

式中 h 代表焓, φ 代表熵函数, S 代表熵, p 代表压力, η 代表效率, R 代表气体常数;下标 com、tur 分别代表压气机、涡轮, t 代表总参数, i、o 分别代表进、出口;上标*代表等熵情况下的出口参数, p_{std} 代表标准大气压。

$$Q = \dot{m}_1 (h_{1,i} - h_{1,o}) = \dot{m}_2 (h_{2,o} - h_{2,i}) \quad (4)$$

$$\eta = \max \left\{ \frac{T_{1,i} - T_{1,o}}{T_{1,i} - T_{2,i}}, \frac{T_{2,o} - T_{2,i}}{T_{1,i} - T_{2,i}} \right\} \quad (5)$$

式中 Q 代表换热功率, $\dot{m}$ 代表流量, T 代表总温, 下标 1 和下标 2 分别代表高温侧流体和低温侧流体。

$$H = \frac{p_i (\pi - 1)}{\rho g} \quad (6)$$

$$L = \frac{\dot{m} H g}{\eta} \quad (7)$$

式中 H 代表氢泵扬程, π 代表增压比, ρ 代表密度, g 代表重力加速度, L 代表功率。

2 SABRE4 设计点分析

2.1 SABRE 耗氢量分析

SABRE3 设计点性能以及非设计点特性表明,发动机设计点当量比达到了 2.3 左右[19-20],发动机在全飞行剖面下的当量比也都在一个较高的数值。冷却高温来流空气所需的大量氢气与恰当燃烧所需的氢气形成了不匹配关系,造成了较多氢气的浪费,限制了发动机比冲。本节对发动机耗氢量开展分析,探究减少氢耗的方法。

对换热器 3,由能量守恒可得:

$$\dot{m}_{He} c_{pHe} (T_{25} - T_{21}) = \dot{m}_{H_2} c_{pH_2} (T_{33} - T_{32}) \quad (8)$$

式中 c_p 代表比定压热容,下标 He 和 H_2 分别代表氢和氢,数字 25、21 等代表截面位置。由换热器 3 换热温差限制可知, $T_{33} \leq T_{25}$, 有:

$$\dot{m}_{H_2} \geq \dot{m}_{He} \cdot \frac{c_{pHe}}{c_{pH_2}} \cdot \frac{T_{25} - T_{21}}{T_{25} - T_{32}} \quad (9)$$

在 SABRE 中,为了更好地冷却高温来流空气, 21 截面总温较低, 33 截面总温低于 21 截面。而为了使氢气具有较高的做功能力,需要通过换热器 3 将较多的能量传递给氢气,故 25 截面总温较高。即, $T_{25} \gg T_{21}$, $T_{25} \gg T_{32}$, 此时有:

$$\frac{T_{25} - T_{21}}{T_{25} - T_{32}} \approx 1 \quad (10)$$

将式(9)代入式(8),有:

$$\frac{\dot{m}_{\text{H}_2}}{\dot{m}_{\text{He}}} \geq \frac{c_{p\text{He}}}{c_{p\text{H}_2}} \approx \text{const} \quad (11)$$

式中, const 代表常数。式(10)表明, 氢流量与氦流量之比存在最小值, 为两者比定压热容的反比。最小氢流量与通过换热器 3 的氦流量成正比, 要减小所需氢流量, 需要减少通过换热器 3 的氦流量。

为减少通过换热器 3 的氦流量, SABRE4 在 SABRE3 的基础上对发动机构型进行优化, 通过在氦循环中增加支路, 巧妙地将冷却空气所需的氦流量进行引流, 减少通过换热器 3 的氦流量, 从而降低了所需氢流量, 进一步达到了提升发动机比冲的目的。

在 SABRE3 的构型基础上, 提出了两种 SABRE4 简化方案, 分别对两方案的省氢原理进行了分析, 进一步对发动机各重要参数进行了计算分析。结合两种简化方案, 提出了 SABRE4 方案, 并对 SABRE4 设计点进行计算分析。

2.2 SABRE4 简化方案 1

2.2.1 构型及基本原理

SABRE4 简化方案 1 构型及截面编号示意图如图 2 所示, 相较于 SABRE3, 在换热器 1 与换热器 2 之间增加了一个支路, 分流部分氦流量。支路由换热器 4 和压气机 4 组成, 换热器 4 与氢涡轮 2 后的氢气换热, 被氢气冷却, 之后通过压气机 4 适当增压, 以弥补换热器等部件的总压损失, 之后与压气机 2 后主流汇合, 共同冷却来流空气。

SABRE4 简化方案 1 通过在换热器 1 后增加支路, 减少了通过换热器 3 的氦流量, 降低了氢用量, 并通过换热器 4 将剩余的氦气能量再次传递给氢气, 有利于氢气参与燃烧的同时也降低了氦温度, 使得氦与主流掺混后仍具有冷却高温来流的能力。

为了方便说明与理解, 本文将 SABRE4 简化方案 1 增加的支路简称为支路 1, 将 23a 截面氦流量与氦总流量之比称为分流比一, 记作 r_1 。

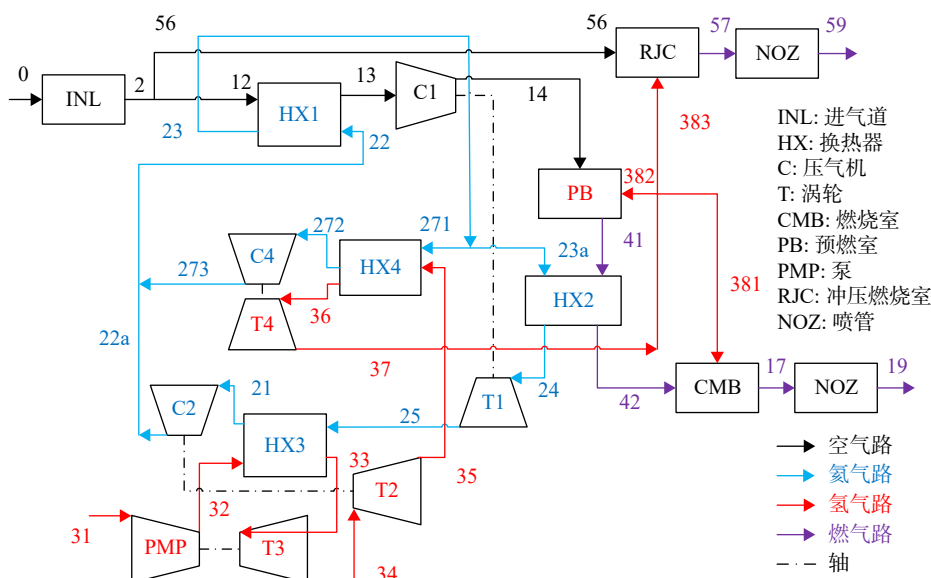


图 2 SABRE4 简化方案 1

Fig. 2 Simplified scheme 1 of SABRE4

2.2.2 设计点分析

本节对 SABRE4 简化方案 1 设计点进行分析, 分析不同 r_1 以及换热器 4 后氦气总温 T_{272} 对发动机设计点参数的影响。

本算例中, 取飞行马赫数为 5.0, 高度 24.1 km 为设计点, 取空气流路流量为 100 kg/s, 换热器 1 前后空气温度分别为 $T_{12}=1\,245\text{ K}$, $T_{13}=312\text{ K}$, 空气压气机 1 的压比为 30, 压气机后温度 $T_{14}=900\text{ K}$ 。氦气流路给定参数有: $T_{21}=50\text{ K}$, $p_{21}=3\text{ MPa}$, $T_{23a}=$

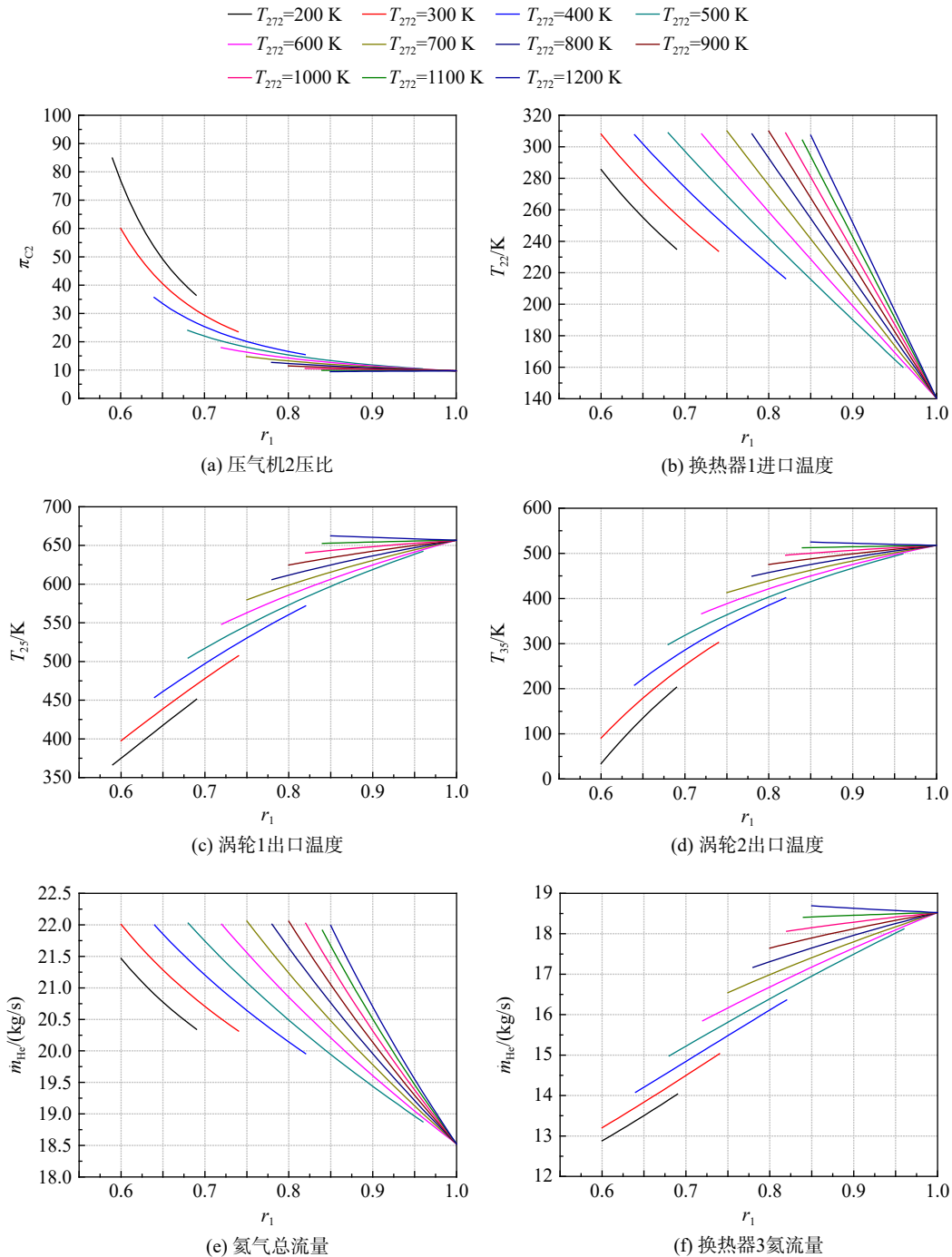
$1\,200\text{ K}$, $T_{24}=1\,300\text{ K}$ 。氢流量取为通过换热器 3 氦流量的 1/2.8。氢泵压比取为 3, $T_{31}=15\text{ K}$, $p_{31}=9\text{ MPa}$ 。同时给定各部件效率。通过能量守恒、功率守恒、压力守恒和温度守恒等关系, 计算出不同 T_{272} 和 r_1 下氦气流路各参数的变化。

计算结果如图 3 所示, 在同一换热器 4 后氦气总温 T_{272} 下, 随着 r_1 的降低, 更多的氦流量引入了支路, 通过氦涡轮的氦流量降低, 由于氦涡轮前总温 T_{24} 不变, 且氦涡轮所驱动的空气压气机

总功不变,那么氢涡轮单位流量的功率上升,氢涡轮落压比上升,氢涡轮出口总温 T_{24} 降低,如图 3(c)所示;由氢循环压力平衡条件可知,氢压机 2 压比与氢涡轮落压比成正比关系,随 r_1 的降低,氢压机 2 的压比 π_{c2} 也呈上升趋势,如图 3(a)所示;在氢压机 2 前总温 T_{21} 不变的情况下,氢压机 2 后总温 T_{22a} 上升,换热器 1 前氢气总温 T_{22} 也上升,如图 3(b)所示; T_{22} 上升,在 T_{23} 不变的条件下,氢气冷却能力下降,所需的氢

气总流量 $\dot{m}_{He}$ 上升,如图 3(e)所示;随着 r_1 的降低,支路的流量逐渐升高,通过换热器 3 的氢流量 $\dot{m}_{He}$ 逐渐降低,如图 3(f)所示;氢流量与通过换热器 3 的氢流量呈正比,也呈降低趋势。

在同一 r_1 的情况下,随着 T_{272} 的降低, T_{22} 降低,换热器 1 氢气冷却能力升高,所需氢气总流量下降,由于 r_1 不变,则支路氢流量以及通过换热器 3 的氢流量均下降,氢涡轮落压比以及氢压机 2 压比均上升,氢涡轮后总温 T_{25} 下降,氢流量

图 3 发动机参数与 r_1 的关系Fig. 3 Engine parameters vs. r_1

下降。

图 4 给出了不同 T_{272} 下, 以及不同 r_1 下的氢流量变化趋势。由上文分析可知, 较低的 T_{272} 和较小的 r_1 有利于减少氢流量, 但随着两者的降低, 换热器 1、换热器 4 以及氦压机 2 等各部件的工作范围达到限制条件, 从而构成了对两参数的取值限制。如图 4 所示, 氢流量 $\dot{m}_{H_2}$ 的取值区间存在左边界、右边界和下边界限制。

左边界: 换热器 1 换热限制。在同一 T_{272} 下, 随着 r_1 降低, 氦涡轮落压比逐渐增高、氦压机 2 压比逐渐增高、氦压机出口总温逐渐增高, T_{22} 逐渐升高, 由换热器 1 换热温差限制知, $T_{22} \leq T_{13}$, 故 r_1 的降低存在限制, 构成图 4 中左边界 l_1 。

右边界: 换热器 4 换热限制。在同一 T_{272} 下, 随着 r_1 的升高, 氦涡轮落压比逐渐降低, 氦涡轮出口总温 T_{25} 逐渐升高, T_{33} 逐渐升高、 T_{34} 和 T_{35} 也逐渐升高, 由换热器 4 换热温差限制知, $T_{35} \leq T_{272}$, 故 r_1 的升高受到限制, 构成图 4 中右边界 l_2 。

下边界: 氦压机 2 压比限制。在同一 T_{272} 下, 随着 r_1 降低, 氦涡轮落压比逐渐增高、氦压机 2 压比逐渐增高。在同一 r_1 下, 随着 T_{272} 的降低, T_{23} 逐渐降低, 故所需氢流量 $\dot{m}_{He}$ 降低, 通过氦涡轮的氢流量降低, 氦涡轮落压比升高, 氦压机 2 压比逐渐增高。由工程实际知, 氦压机压比是存在限制的, 此限制值构成图中下边界。

在不同的最大许用氦压机压比下, SABRE4 简化方案 1 所需的最小氢流量以及与 SABRE3 氢流量的对比收益如表 1 所示, 其中, 下标 S3 与 S4

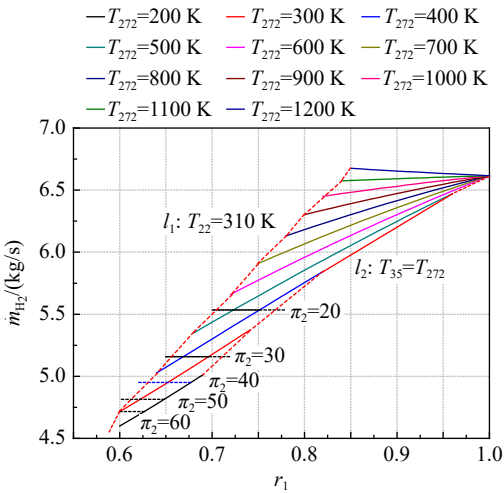


图 4 氢流量与 r_1 和 T_{272} 之间的关系

Fig. 4 Hydrogen flow rate vs. r_1 and T_{272}

表 1 SABRE4 简化方案 1 省氢流量收益对比

Table 1 Hydrogen benefits of SABRE4 simplified scheme 1			
π_{C2}	r_1	$\dot{m}_{H_2}/(\text{kg/s})$	$(\dot{m}_{H_2,S4}/\dot{m}_{H_2,S3})/\%$
20	0.705	5.535	83.7
30	0.656	5.158	78.0
40	0.630	4.950	75.0
50	0.613	4.815	72.8
60	0.600	4.760	71.9

分别代表 SABRE3 与 SABRE4。

2.3 SABRE4 简化方案 2

2.3.1 构型及基本原理

图 5 为 SABRE4 简化方案 2 构型及截面编号示意图, 相较于 SABRE3, SABRE4 简化方案 2 从氦涡轮后增加了两个支路, 减少了通过换热器

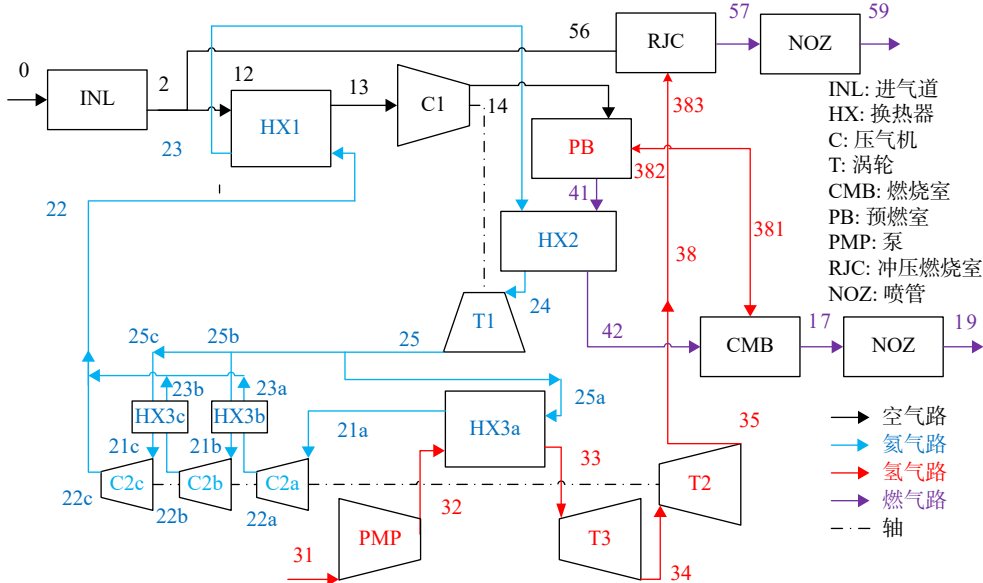


图 5 SABRE4 简化方案 2

Fig. 5 Simplified scheme 2 of SABRE4

HX3a 的氢流量, 进一步减少了耗氢量。将氢涡轮后三个流路分别命名为 a 路、b 路和 c 路。a 路首先通过换热器 HX3a, 将能量传递给氢气, 然后通过压气机 C2a 进行压缩, 之后通过换热器 HX3b 与 b 路的氢气进行换热, 冷却 b 路后注入 23 截面; b 路首先通过换热器 HX3b 与 a 路的氢气进行换热, 被 a 路冷却后, 进入压气机 C2b 进行压缩, 之后通过换热器 HX3c 与 c 路的氢气进行换热, 冷却 c 路后注入 22 截面; c 路首先通过换热器 HX3c 与 b 路的氢气进行换热, 被 b 路冷却后, 进入压气机 C2c 进行压缩, 之后注入 22 截面; 22 截面由 23a、23b、22c 三路混合而成。

需要说明的是, 氢涡轮后增加两个流路后, 为了命名方便理解, 将换热器 HX3 改名为换热器 HX3a, 换热器 HX3a 参与和氢气的换热。文中第 2.1 节对 SABRE 耗氢量分析中关于换热器 HX3 的结论同样适用于换热器 HX3a。

为了使混合时总压损失最小, 本文在计算时取定压气机 C2a、C2b、C2c 压比相等。

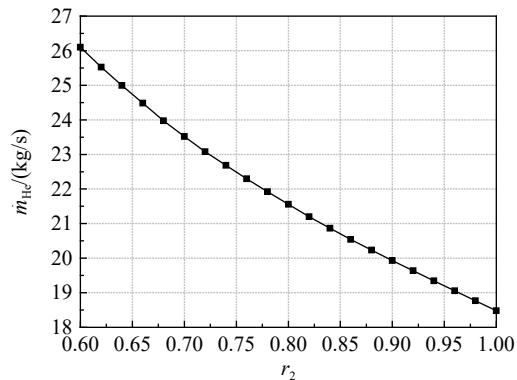
为了方便说明与理解, 本文将 a 路氢流量与 25 截面氢流量之比称为分流比二, 记作 r_2 。

2.3.2 设计点分析

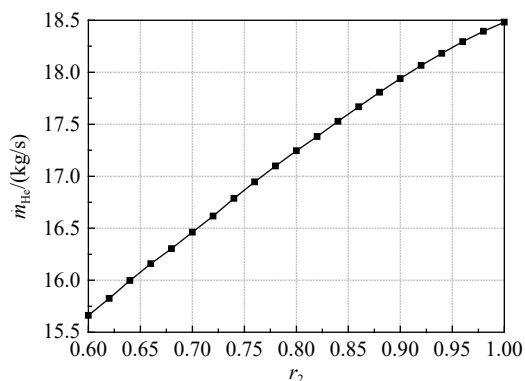
本节分析了分流比二 r_2 对 SABRE4 简化方案 2 的设计点性能影响。本算例中, 取飞行马赫数为 5.0, 高度 24.1 km 为设计点, 取空气流路流量为 100 kg/s, 换热器 1 前后空气温度分别为 $T_{12}=1245$ K, $T_{13}=312$ K, 空气压气机压比为 30, 压气机 1 后温度 $T_{14}=900$ K。氢气流路给定参数有: $T_{21a}=50$ K, $p_{21a}=3$ MPa, $T_{23}=1200$ K, $T_{24}=1300$ K。并取定压气机 C2a、C2b、C2c 压比相等, 取定 b、c 两路流量相等。氢流量取为通过换热器 HX3a 氢流量的 1/2.8。氢泵压比取为 3, $T_{31}=15$ K, $p_{31}=9$ MPa。同时给定各部件效率, 通过能量守恒、功率守恒、压力守恒和温度守恒等关系, 计算出不同 r_2 下氢气流路各参数。

计算结果如图 6 所示, 随着 r_2 的降低, 流入 b 路和 c 路流量的比例增多, 而由于 b 路压气机 C2b 进口总温与 c 路压气机 C2c 进口总温是高于 a 路压气机 C2a 的进口总温的, 在三路压气机增压比一样的情况下, 流入 b 路和 c 路流量的比例增多使得三路压气机总功上升, 故三路出口混合后总温 T_{23} 上升, 如图 6(e) 所示; T_{22} 上升, 则换热器 1 氢气冷却能力下降, 冷却空气所需的总氢流量上升, 如图 6(a) 所示; 在氢涡轮进口总温不变

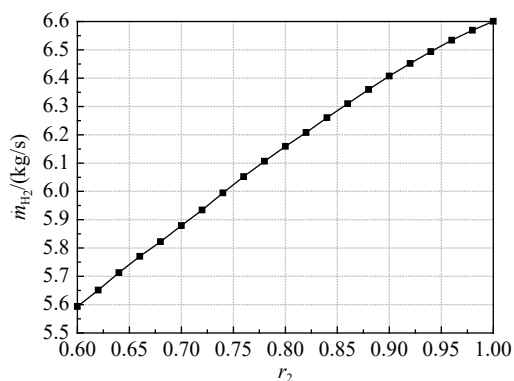
以及氢涡轮输出功率不变的条件下, 氢涡轮单位功率下降, 氢涡轮落压比下降, 氢涡轮出口总温 T_{25} 上升, 如图 6(f) 所示; 在氢涡轮落压比下降时, 由氢循环压力相等可知, 氢压气机 C2a、C2b、C2c



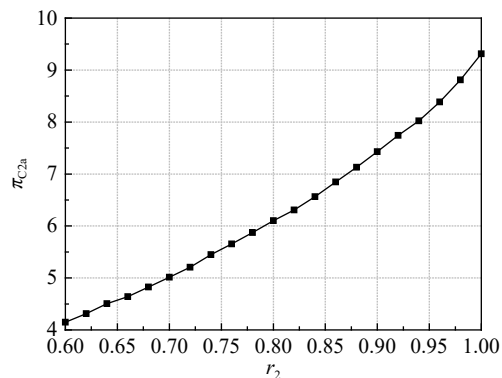
(a) 氢气总流量



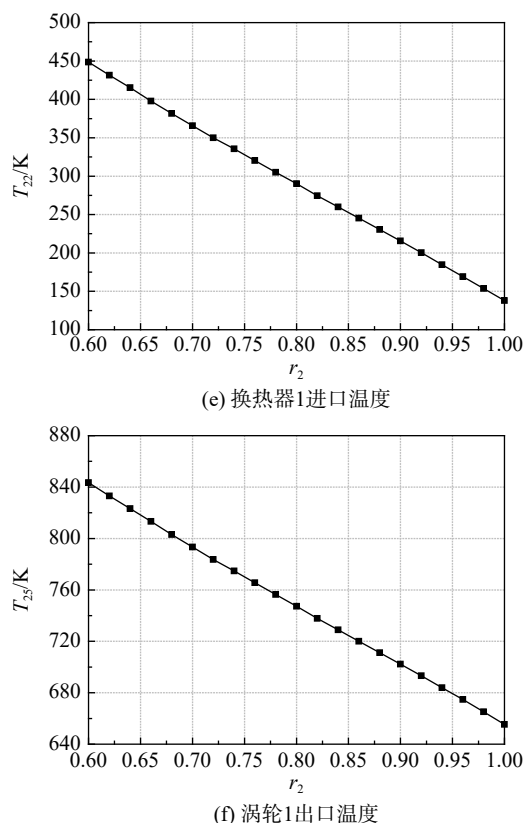
(b) a路氢流量



(c) 氢流量



(d) 压气机C2a压比

图 6 发动机参数与 r_2 的关系Fig. 6 Engine parameters vs. r_2

增压比下降, 氢压气机 C2a 增压比变化趋势如图 6(d) 所示。随着 r_2 的降低, 流入 a 路的氢流量

逐渐降低, 如图 6(b) 所示; 氢流量与流入 a 路的氢流量成正比, 其变化趋势如图 6(c) 所示, 随着 r_2 的降低而降低。

由上文分析可知, 随着 r_2 的降低, 氢流量逐渐降低, 且压气机 C2a、C2b、C2c 压比逐渐下降, 既减少了氢气用量, 又降低了氢压气机设计难度。但随着 r_2 的降低, 换热器 1 前氢气总温 T_{23} 逐渐升高, 由换热器 1 换热条件可知, $T_{23} < T_{13}$, 故 r_2 的降低存在限制。以 $T_{22} = 310 K$ 为限制值, 此时 $r_2 = 0.774$, 氢压气机压比为 5.82, 所需氢流量为 6.09 kg/s , 是 SABRE3 设计点氢流量 $6.62 \text{ kg/s}^{[23]}$ 的 92.0%。

2.4 SABRE4 方案

结合 SABRE4 简化方案 1 与简化方案 2, 提出 SABRE4 方案, 其原理示意图如图 7 所示。并对其设计点开展分析研究。

本算例中, 取飞行马赫数为 5.0, 高度 24.1 km 为设计点, 取空气流量为 100 kg/s , 换热器前后空气温度分别为 $T_{12} = 1245 K$, $T_{13} = 312 K$, 空气压气机压比为 30, 压气机后温度为 $900 K$ 。氢气流路给定参数有: $T_{21a} = 50 K$, $T_{23} = 1200 K$, $p_{23} = 30 \text{ MPa}$, $T_{24} = 1300 K$ 。取定压气机 C2a、C2b、C2c 压比相等, 并给定 b、c 两路流量相等。氢流量取为通过换热器 3a 氢流量的 $1/2.8$ 。氢泵压比取为 3, $T_{31} = 15 K$, $p_{31} = 9 \text{ MPa}$ 。

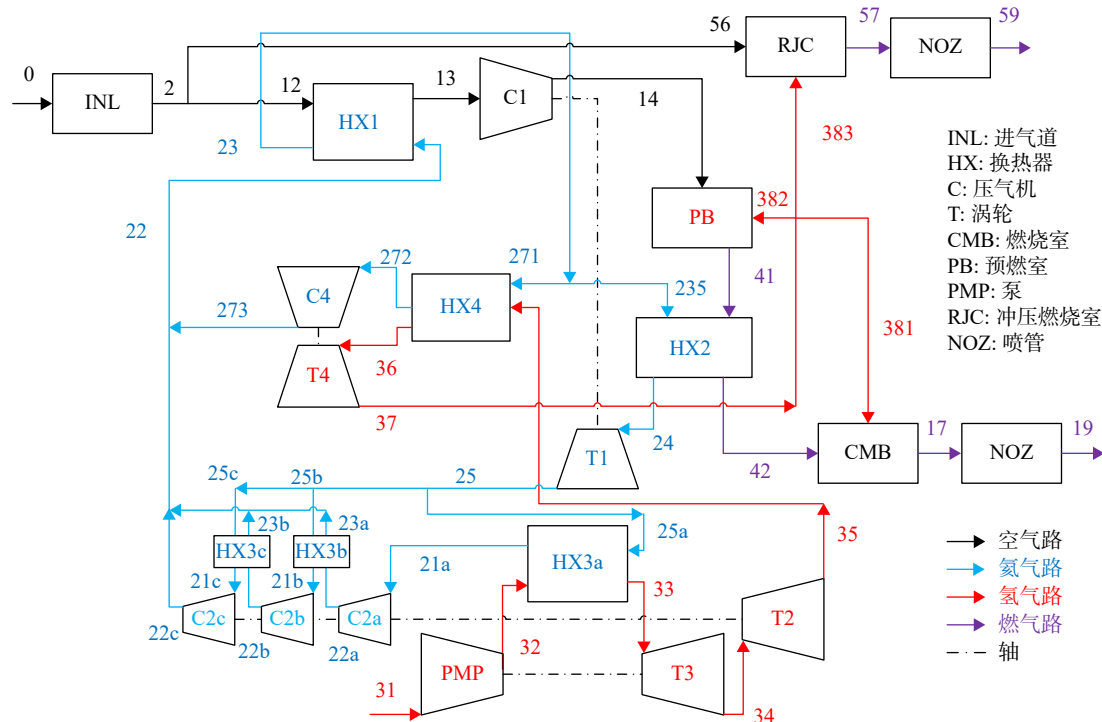


图 7 SABRE4 方案

Fig. 7 Scheme of SABRE4

分别给定 r_1 为 0.6~1.0, T_{272} 为 200、300、400、500 K, r_2 为 1.0、0.9、0.8 以及 $r_{2,opt}$, 其中 $r_{2,opt}$ 是指在给定的 T_{272} 、 r_1 的情况下, 在保证换热器 1 前氦气总温 T_{22} 不超过 310 K 的情况下, 使得氢流量最低的 r_2 。通过能量守恒、功率守恒、压力守恒和温度守恒等关系, 计算出各流路参数。

计算结果如图 8~图 11 所示, 由计算结果可

知, 在同一 T_{272} 下, 随着 r_1 的降低, 所需氢流量降低, 但 a、b、c 三路氦压机增压比升高; 当 r_1 和 T_{272} 给定时, 在保证换热器 1 前氦气总温 T_{22} 不超过 310 K 的情况下, 存在最佳分流比 $r_{2,opt}$, 使得氢流量最小。这与前面对简化方案 1 与简化方案 2 的分析结论是一致的。

图 12 给出了不同 r_1 以及不同换热器 4 氦气

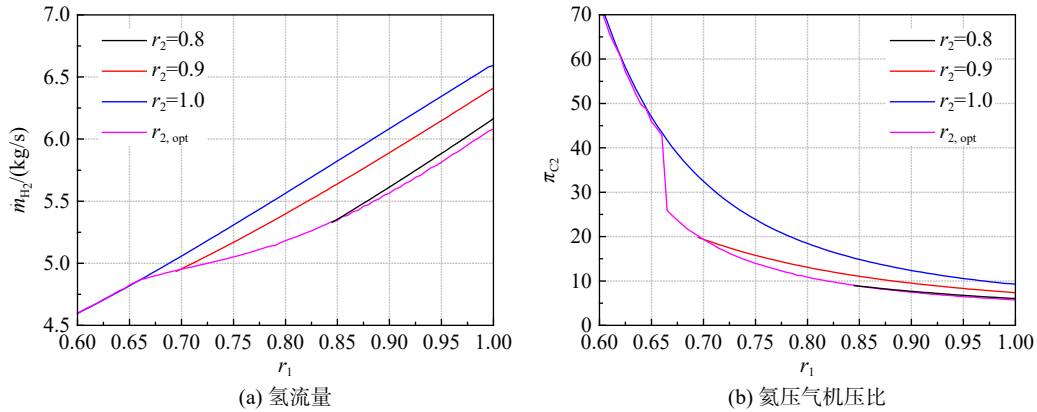


图 8 $T_{272}=200$ K 时氢流量与氦压机压比

Fig. 8 Hydrogen flow rate and helium compressor pressure ratio at $T_{272}=200$ K

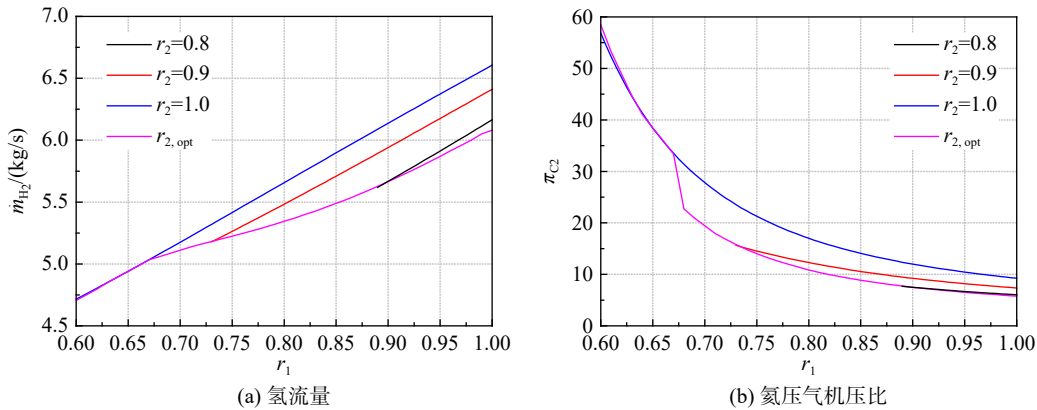


图 9 $T_{272}=300$ K 时氢流量与氦压机压比

Fig. 9 Hydrogen flow rate and helium compressor pressure ratio at $T_{272}=300$ K

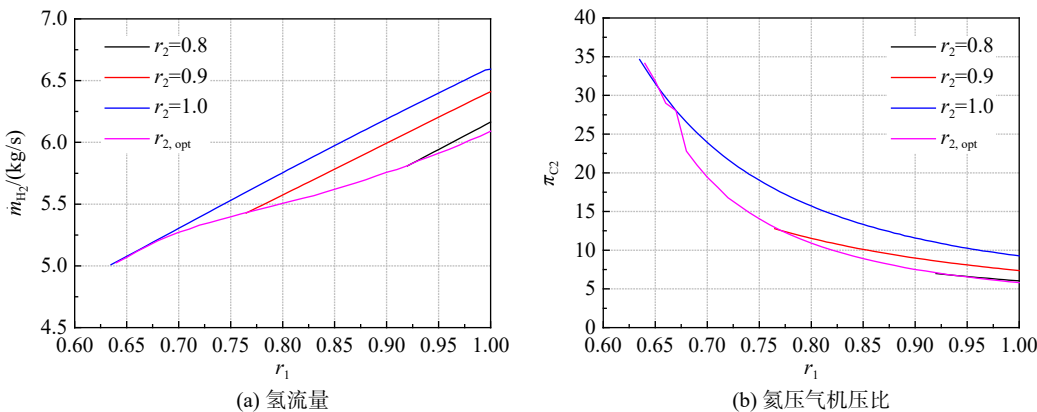
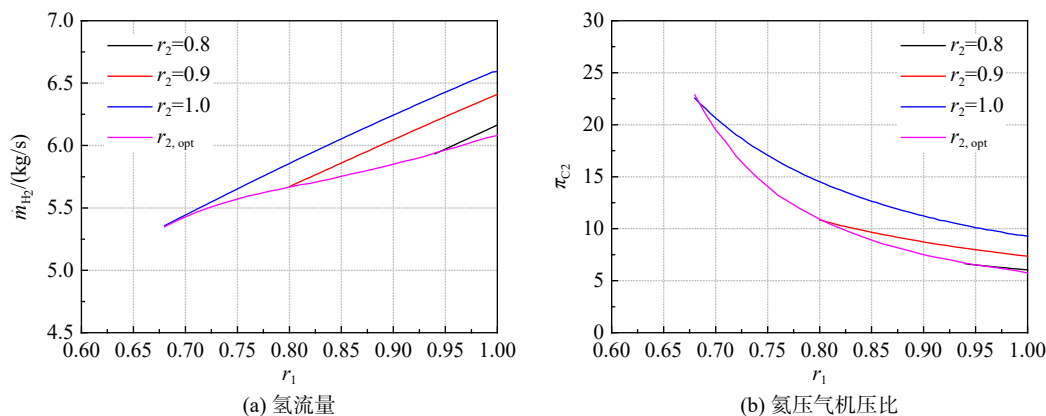
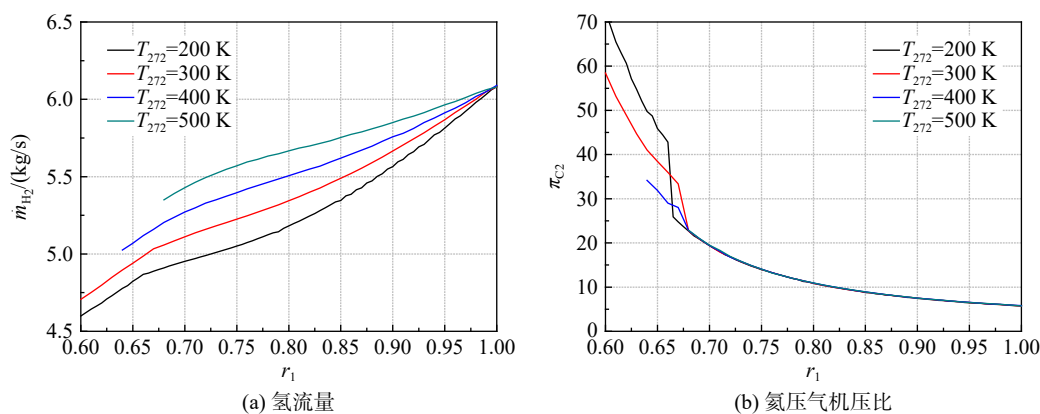


图 10 $T_{272}=400$ K 时氢流量与氦压机压比

Fig. 10 Hydrogen flow rate and helium compressor pressure ratio at $T_{272}=400$ K

图 11 $T_{272}=500\text{ K}$ 时氢流量与氦压机气压比Fig. 11 Hydrogen flow rate and helium compressor pressure ratio at $T_{272}=500\text{ K}$ 图 12 最佳分流比 $r_{2,\text{opt}}$ 下的氢流量与氦压机气压比Fig. 12 Hydrogen flow rate and helium compressor pressure ratio at optimal flow ratio $r_{2,\text{opt}}$

出口总温 T_{272} 下最小氢流量以及对应的氦压机增压比。

图 13 给出了 SABRE4 方案与 SABRE4 简化

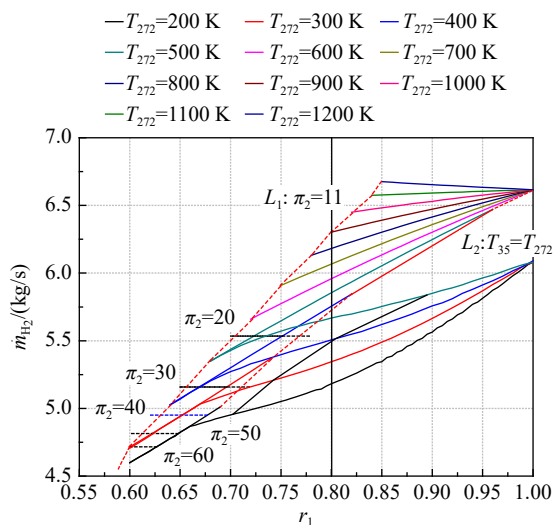


图 13 SABRE4 与 SABRE4 简化方案 1 的氢流量比较

Fig. 13 Hydrogen flow rate comparison between SABRE4 and simplified scheme 1 of SABRE4

方案 1 氢流量对比, 与 SABRE4 简化方案 1 结果类似, 较低的 T_{272} 和较小的 r_1 有利于减少氢流量, 但随着两者的降低, 换热器 1、换热器 4 以及氦压机等各部件的工作范围达到限制条件, 从而构成了对两者参数的取值限制。氢流量的取值区间存在了左边界和右下边界限制。

左边界: 氦压机气压比限制。在同一 T_{272} 下, 随着 r_1 降低, 氦压机气压比逐渐增高。由工程实际知, 氦压机气压比是存在限制的, 此限制值构成上图 13 中左边界。本方案中取三个氦压气机的压比 π_{c2} 的限制值为 11, 该边界见图中 L_1 线。

右下边界: 换热器 4 换热限制。在同一 T_{272} 下, 随着 r_1 的升高, 氦涡轮落压比逐渐降低, 氦涡轮出口总温 T_{25} 逐渐升高, T_{33} 逐渐升高, T_{34} 和 T_{35} 也逐渐升高, 由换热器 4 换热温差限制知, $T_{35} \leq T_{272}$, 故 r_1 的升高受到限制, 构成图 13 中右下边界, 见图中 L_2 线。

由计算结果可知, 在不超过各限制条件的情况下, 以尽量省氢为目标, 选取 SABRE4 设计点

参数取值, 结合图 13 左边界与右下边界构成的可行域, 选取 $T_{272}=400\text{ K}$, $r_1=0.8$, $r_2=0.874$ 。此时, 氢流量为 5.51 kg/s , 是 SABRE3 氢流量 6.62 kg/s 的 83.3%。

3 结 论

本文对 SABRE 所需的氢流量做了分析, 以省氢为目的, 提出了两种 SABRE4 简化方案与 SABRE4 方案, 分析了各方案省氢原理, 探究了各方案分流比对发动机各参数的影响, 选取了合理的参数, 得到了各方案氢流量相较于 SABRE3 的收益。得到以下结论:

1) 当空气流路参数给定时, 最小氢流量与通过换热器 3 的氢流量成正比, 要减小所需氢流量, 需要减少通过换热器 3 的氢流量。

2) SABRE4 简化方案 1 对高温氦气进行了 2 次利用, 更大程度上发挥了氢气的冷却能力。较低的 r_1 有利于氢流量的降低, 但同时增大了氦压气机设计压比。在满足各换热器的换热约束, 且换热器 1 前氦气总温 T_{23} 不超过 310 K 的情况下, 氦压气机压比取 20 时, 氢流量为 SABRE3 设计点氢流量的 83.7%。

3) SABRE4 简化方案 2 利用氦分流冷却自己, 降低了直接与氢换热的氢流量。较低的 r_2 有利于氢流量的降低, 且有利于降低氦压气机设计压比。在满足各换热器的换热约束, 且换热器 1 前氦气总温 T_{23} 不超过 310 K 的情况下, 氢流量为 SABRE3 设计点氢流量的 92.0%, 此时, 氦压气机压比为 5.82。

4) SABRE4 方案结合了两两种简化方案, 在满足各换热器的换热约束, 换热器 1 前氦气总温 T_{23} 不超过 310 K , 且氦压气机压比不大于 11.0 的情况下, 最小氢流量为 SABRE3 设计点氢流量的 83.3%。

参考文献:

- [1] CONCHIE P. The HOTOL space transportation system[R]. AIAA1986-786, 1986.
- [2] HEMPSELL M, BOND A, BOND R, et al. Progress on the SKYLON and SABRE development programme[R]. Cape Town, South Africa: 62nd International Astronautical Congress. 2011.
- [3] HEMPSELL M. Progress on the SKYLON and SABRE[R]. Beijing, China: 64th International Astronautical Congress, 2013.
- [4] HEMPSELL M, BOND A. SKYLON: an example of commercial launch system development[R]. Napoli, Italy: XXII Conference Presented at the Italian Association of Aeronautics and Astronautics (AIDAA), 2013.
- [5] VARVILL R, BOND A. The SKYLON spaceplane: progress to realisation[J]. Journal of the British Interplanetary Society, 2008, 61: 412-418.
- [6] MURRAY J, HEMPSELL C, BOND A. An experimental precooler for airbreathing rocket engines[J]. Journal of the British Interplanetary Society, 2001, 54(5/6): 199-209.
- [7] 牛文, 李文杰. SKYLON 飞行器与 SABRE 发动机研究[J]. 飞航导弹, 2013(3): 70-75.
NIU Wen, LI Wenjie. Research on SKYLON aircraft and SABRE engine[J]. Aerodynamic Missile Journal, 2013(3): 70-75. (in Chinese)
- [8] 张志刚, 陈静敏, 李志永, 等. SABRE 发动机吸气模式下氦气闭式循环特性分析[J]. 战术导弹技术, 2016(2): 57-62.
ZHANG Zhigang, CHEN Jingmin, LI Zhiyong, et al. Characteristic analysis of the helium closed cycle of SABRE in air-breathing mode[J]. Tactical Missile Technology, 2016(2): 57-62. (in Chinese)
- [9] 杨新全, 聂万胜, 刘晓慧. SABRE 吸气模式热力循环及预冷器性能分析[J]. 战术导弹技术, 2018(1): 104-110.
YANG Xinlei, NIE Wansheng, LIU Xiaohui. Performance analysis of thermodynamic cycle and pre-cooler in SABRE air-breathing mode[J]. Tactical Missile Technology, 2018(1): 104-110. (in Chinese)
- [10] YU Xuanfei, YU Wenli, WANG Cong, et al. Thermodynamic analysis of the influential mechanism of fuel properties on the performance of an indirect precooled hypersonic airbreathing engine and vehicle[J]. Energy Conversion and Management, 2019, 196: 1138-1152.
- [11] YU Xuanfei, WANG Cong, YU Daren. 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.
- [12] YU X, WANG C, QIN J, et al. Thermodynamic analysis of precooled airbreathing engine[J]. Journal of Engineering Thermophysics, 2018, 39: 31-37.
- [13] YU Xuanfei, WANG Cong, YU Daren. Thermodynamic design and optimization of the multi-branch closed Brayton cycle based precooling-compression system for a novel hypersonic aeroengine[J]. Energy Conversion and Management, 2020, 205: 112412.
- [14] 高远, 陈玉春, 王治华, 等. 深冷组合循环发动机吸气模式循环分析与设计可行域研究[J]. 推进技术, 2020, 41(6): 1217-1226.
GAO Yuan, CHEN Yuchun, WANG Zhihua, et al. Cycle analysis and design feasible region research of deeply precooled combined cycle engine in airbreathing mode[J]. Journal of Propulsion Technology, 2020, 41(6): 1217-1226. (in Chinese)
- [15] 高远, 陈玉春, 史新兴. 深冷组合发动机吸气模式最大状态控制规律研究[J]. 推进技术, 2020, 41(12): 2659-2669.
GAO Yuan, CHEN Yuchun, SHI Xinxing. Maximum state control schedule research on deeply precooled combined cycle engine in airbreathing mode[J]. Journal of Propulsion Technology, 2020, 41(12): 2659-2669. (in Chinese)
- [16] 唐靖博, 杨庆春, 徐旭. 预冷组合循环发动机吸气式模式建模与性能分析[J]. 推进技术, 2022, 43(9): 20-33.
TANG Jingbo, YANG Qingchun, XU Xu. Modeling and performance analysis of precooled combined cycle engine in air-breathing mode[J]. Journal of Propulsion Technology, 2022, 43(9): 20-33. (in Chinese)
- [17] 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.

[18] 杨世铭, 陶文铨. 传热学. 第 4 版[M]. 北京: 高等教育出版社, 2006.

[19] 黄兴. 超燃冲压发动机特性计算与一体化设计技术研究[D]. 西北工业大学, 2014.

HUANG Xing. The characteristic simulation of scramjet and the integration design research[D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2014. (in Chinese)

[20] 航空发动机手册总编委会. 航空发动机设计手册: 第 15 分册[M]. 北京: 航空工业出版社, 2000.

[21] 关醒凡. 现代泵理论与设计[M]. 北京: 中国宇航出版社, 2011.

[22] CHASE JR M W. NIST-JANAF thermochemical tables[M]. Fourth Edition. Melville, US: American Institute of Physics, 1998.

[23] Fernández-Villacé V. Simulation, design and analysis of air-breathing combined-cycle engines for high speed propulsion[D]. Brussels, Belgium: Von Karman Institute for Fluid Dynamics, 2013.

(编辑: 秦理曼)