



氢强迫循环预冷的系统仿真研究

黄兵, 李东, 张树杰, 于子文

Simulation Study of Forced Circulation Pre-cooling for Hydrogen

HUANG Bing, LI Dong, ZHANG Shujie, and YU Ziwen

在线阅读 View online: <https://doi.org/10.15982/j.issn.2096-9287.2021.20210051>

您可能感兴趣的其他文章

Articles you may be interested in

液体火箭发动机自锁定机电伺服机构

A Self-locking Electro-mechanical Actuation System for Liquid-Propellant Rocket Engine

深空探测学报(中英文). 2021, 8(1): 27-33

大推力氢氧发动机故障仿真与试验研究

Fault Simulation and Experimental Study on High-Thrust LOX/LH2 Rocket Engine

深空探测学报(中英文). 2021, 8(4): 389-398

重型运载火箭扩张结构失效行为分析

Failure Behavior Analysis of Expansion Structure of Heavy-Lift Carrier Rocket

深空探测学报(中英文). 2020, 7(3): 311-318

“长征五号”火箭总体优化与设计

The Overall Optimization and Design of the Long March 5 Launch Vehicle

深空探测学报(中英文). 2021, 8(4): 344-353

双星系统 L_1 点悬停探测控制器设计与仿真

Controller Design and Simulation of Hovering Flight Around L_1 in a Binary Asteroid System

深空探测学报(中英文). 2018, 5(3): 276-280

月球基地能源系统初步研究

Preliminary Research on the Lunar Base Energy System

深空探测学报(中英文). 2018, 5(6): 561-568



关注微信公众号, 获得更多资讯信息

氢强迫循环预冷的系统仿真研究

黄兵¹, 李东², 张树杰¹, 于子文¹

(1. 北京宇航系统工程研究所, 北京 100076; 2. 中国运载火箭技术研究院, 北京 100076)

摘要: 低温液体火箭发动机由于低温特性在起动前必须对发动机及其增压输送系统进行充分预冷。预冷方式很大程度上决定了一枚火箭射前操作程序的复杂性和推迟发射的适应性, 具体选择哪一种预冷方式需要综合考虑。通过比较3种常见预冷方式的优缺点, 给出了选取预冷方式需考虑的因素和准则。最后通过AMESim两相流库建立了氢循环泵强迫预冷模型, 根据系统特性提炼了贮箱气枕压力、循环泵转速和氢隔离密封腔压力等3个影响预冷的因素。仿真结果表明, 这3个因素对循环预冷的影响主要是通过改变循环泵出口压力与氢隔离腔密封压力差来实现的。越大的压力差越有利于达到发动机预冷条件。

关键词: 低温火箭发动机; 预冷方式; 强迫循环预冷; AMESim

中图分类号: V434.14

文献标识码: A

文章编号: 2096-9287(2021)04-0399-08

DOI: 10.15982/j.issn.2096-9287.2021.20210051

引用格式: 黄兵, 李东, 张树杰, 等. 氢强迫循环预冷的系统仿真研究[J]. 深空探测学报(中英文), 2021, 8(4): 399-406.

Reference format: HUANG B, LI D, ZHANG S J, et al. Simulation study of forced circulation pre-cooling for hydrogen[J]. Journal of Deep Space Exploration, 2021, 8(4): 399-406.

引言

液体火箭发动机作为一种喷气推进装置, 比冲是衡量其推进性能的重要指标^[1]。而推进剂的能量特性是决定比冲的重要因素。基于此, 高能量的液氢、液氧低温推进剂被国内外主流的液体火箭发动机所采用^[2], 其推进剂组合或采用液氢/液氧, 如美国的RS68、日本的LE-7A、LE-5B、中国的YF-75D、YF-77, 或采用液氧/煤油, 如美国的“阿特拉斯”(Atlas) RD-180、俄罗斯“安加拉”(Angara) RD-191、RD-170、中国的YF-100、YF-115。

低温发动机由于低温特性也带来了许多独特的维护和使用问题^[3]。低温液体火箭发动机起动前必须对发动机及其增压输送系统进行充分预冷。如不预冷, 或预冷不充分, 管路及泵组件的温度就要比液体推进剂的温度高很多, 这样, 在发动机起动时, 推进剂就会以气相或气、液两相混合流体的状态进入管路和泵等组件。发动机和泵在这种条件下不能正常工作, 会引起泵的气蚀、飞转, 或延长起动时间和推力爬升时间, 导致压力和流量的波动、失速运行、富氧燃烧等现象, 严重的甚至可以使起动完全失败。国内外目前对于低温火箭发动机起动前的预冷方式主要采用浸泡预冷、排放预冷和循环预冷3种^[4]。其中, 循环预冷又

分为自然循环预冷和强迫循环预冷。

低温液体火箭发动机的预冷方式很大程度上决定了一枚火箭射前操作程序的复杂性和推迟发射的适应性, 具体选择哪一种预冷方式需要综合考虑。本文首先介绍了3种预冷方式的优缺点, 然后基于AMESim的两相流库^[5]建立了一个氢循环预冷系统, 对影响预冷的3个因素进行研究, 揭示其对预冷的影响规律, 为工程应用提供指导。

1 3种预冷方式比较

3种预冷系统原理图如图1所示。浸泡预冷的系统原理图如图1(a)所示, 低温推进剂沿输送管进入低温涡轮泵, 泵后低温阀处于关闭状态, 低温推进剂在输送管和低温泵构成的半封闭空间中产生局部自然对流, 从而实现对涡轮泵的冷却。由于受外界因素影响较大, 浸泡预冷是一种被动预冷方式, 也因此而很少应用。如图1(b)所示, 排放预冷^[6]是通过排放低温推进剂对涡轮泵系统进行冷却的一种方式, 与浸泡预冷的最大不同是低温推进剂流过低温泵后排出, 根据使用的驱动力可分为依靠自身液位高度的自流预冷和依靠外加压力的增压排放预冷。前者是一种被动预冷, 贮箱与外界大气相通为常压, 受系统特性、外界条件

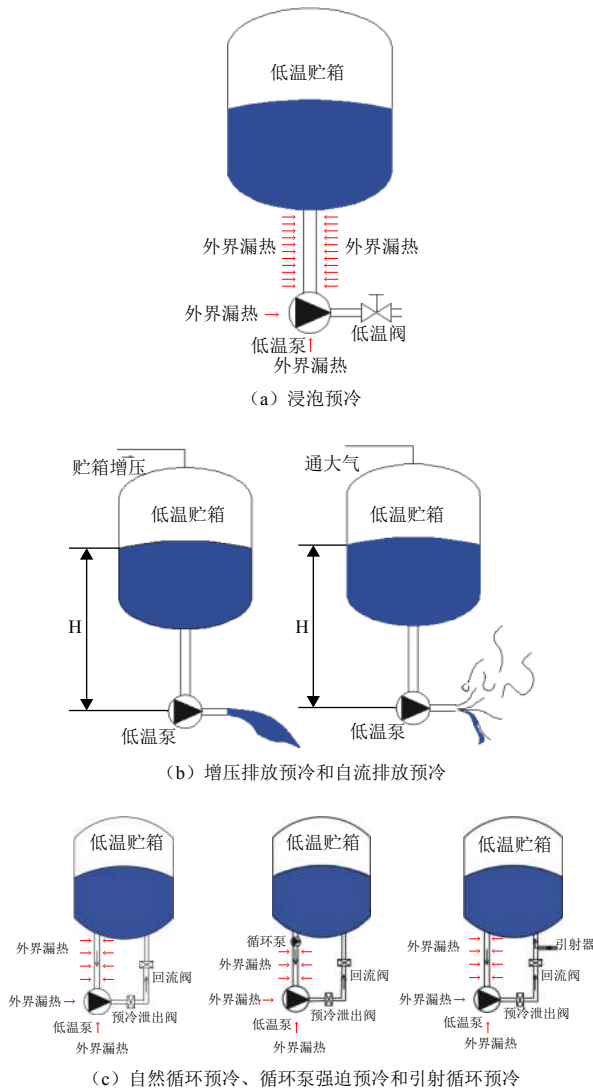


图1 3种预冷系统原理图

Fig. 1 Schematic diagram of three kinds of precooling system

等因素影响较大;后者为主动预冷方式,贮箱排气阀关闭,通过地面供气系统主动给贮箱增压,具有较强的适应性,但对射前流程和推进剂消耗量影响比较

大。循环预冷^[7-8]可分为自然循环预冷和强迫循环预冷,是根据需要在泵后设置预冷管路,使之形成预冷循环回路,从而达到预冷要求的一种方式。与排放预冷最大的不同在于循环预冷中冷却低温泵后的推进剂最终经过回流阀回到贮箱,而排放预冷中推进剂冷却低温泵后直接排到外界。自然循环预冷是通过外界漏热导致的低温推进剂密度差形成循环回流,其流动特性由外界条件和系统管路特性所决定,属于被动预冷方式。强迫循环预冷在回路路或者入口管路上设置动力装置,如气体注入装置或者循环泵,通过外能源输入强迫系统内形成循环流动,是一种主动预冷方式。气体注入主要是通过注入的高速气体与推进剂发生动量交换,产生引射作用从而加速预冷回路的流动,因此这种预冷方式叫做引射循环预冷。循环泵主要是通过提高预冷推进剂的压力从而加速预冷回路的流动。需要说明的是,一方面循环泵方案中系统的流量主要由循环泵特性来实现和保证,其受外界变化的影响较小,相对实现较为容易,而另一方面由于循环泵需要设置外能源,且装置、系统结构较为复杂,除了液氢系统外,其余低温推进剂较少应用。

对3种预冷方式的优缺点进行比较,如表1所示。由于浸泡预冷一般发动机很难适应,因此其应用可行性最小,但一旦满足,其在各方面都具有较为明显的优势。相对于排放预冷,除增加了箭上系统复杂程度外,循环预冷都具有较为明显的优势。从世界主要运载火箭的预冷方式(表2)也可以看出循环预冷的应用较为广泛。

2 氢循环预冷仿真分析

低温液体火箭发动机由于技术特点和难点,射前流程和操作一般都较为复杂,尤其对于大推力液体运载火箭来说,预冷方式对射前流程的影响和对推迟发射的适应性至关重要,因此,一般都选择循环预冷方

表1 3种预冷方式的比较

Table 1 Comparison of three precooling methods

项目	循环预冷	排放预冷	浸泡预冷
箭地连接关系	简单,无需排放连接器和地面排放管路,但需提供气体或者供电	复杂,需要设置排放连接器和地面排放管路	简单,无需排放连接器和地面排放管路
推进剂消耗	可以忽略	很大	可以忽略
射前操作程序	补加、射前增压期间保持循环预冷,操作程序简单	有增压、预冷、卸压、射前补加、射前增压等,环环相扣,操作程序复杂	补加、射前增压期间保持预冷,操作程序简单
输送管涌泉	可抑制涌泉	无法抑制	无法抑制
箭上系统	复杂	简单	最简单
推迟发射	适应性好	适应性差	适应性好
预冷条件满足	主动预冷,容易满足	主动预冷,容易满足	极难,一般情况下无法满足

表 2 世界主要运载火箭预冷方式
Table 2 Precooling methods of rockets worldwide

火箭	低温级	推进剂组合	预冷方式
“土星 1” (Saturn I)	S-IV	液氢/液氧	O ₂ : 高空排放 H ₂ : 地面冷氢吹 + 高空排放
	S- I C	液氧/煤油	O ₂ : 循环预冷
“土星 5” (Saturn V)	S- II	液氢/液氧	O ₂ : 自然循环 + 氢喷射循环预冷 H ₂ : 循环泵预冷
	S-IVB	液氢/液氧	O ₂ : 循环泵预冷 H ₂ : 循环泵预冷
航天飞机		液氢液氧	O ₂ : 排放预冷 H ₂ : 循环泵预冷
“阿里安 5” (Ariane V)	第一级	低温氢氧	排放预冷
	上面级 ESC-B	低温氢氧	排放预冷
“德尔塔 4” (Delta IV) 中型	公用芯级	低温氢氧	循环预冷
	上面级	低温氢氧	循环预冷
“宇宙神 5” (Atlas V) V400 系列	通用芯级	液氧煤油	循环预冷
	半人马座上面级	低温氢氧	循环预冷
H-2A	第一级	低温氢氧	长时间小流量排放预冷
	上面级	低温氢氧	长时间小流量排放预冷
“安加拉” (Angara)	通用火箭模块	液氧/煤油	循环预冷
	第二级	液氧/煤油	循环预冷
	KVRB 上面级	低温氢氧	地面循环预冷、天上排放预冷

式。本文对氢系统在循环泵驱动下的强迫循环预冷进行仿真研究。

2.1 管路流动均相流模型

循环预冷的本质是通过充分利用低温推进剂的气化潜热来最大程度地减少对推进剂的消耗量，因此，循环预冷过程中将始终伴随着两相流动状态。

在 20 世纪 50—60 年代，人们提出一些计算和分析两相流动的模型，主要有均相模型、分相模型和滑移流模型。均相模型是两相流分析模型中最简单的一种，把两相看作均匀混合体，只关注平均参数，不考虑两相分界面上的不连续性。该方法在前期开展的低温液体火箭循环预冷研究中得到了成功应用和验证^[4,9]，在本文的研究中也采用均相模型。

2.2 系统模型

通过图 1 中的循环泵强迫循环原理图可以看出，预冷用液氢取自贮箱，自箱底流出经过一台循环泵后进入发动机内腔，分为两支：一支经过氢泵、副系统的预冷泄出阀，称为主预冷路；另一支经过涡轮泵内腔流道对轴承进行冷却，最后经由轴承冷泄阀与主预冷路汇集，经由回流阀而回到贮箱。在氢泵中通过使氢隔离密封腔维持一定的压力阻断液氢经涡轮腔流出发动机外，从而确保发动机安全。结合强迫循环预冷的基本特性，采用 AMESim 两相流库^[5]，以循环泵提供流

动驱动力建立了如图 2 所示的循环泵强迫循环预冷仿真系统模型，推进剂选择为液氢。

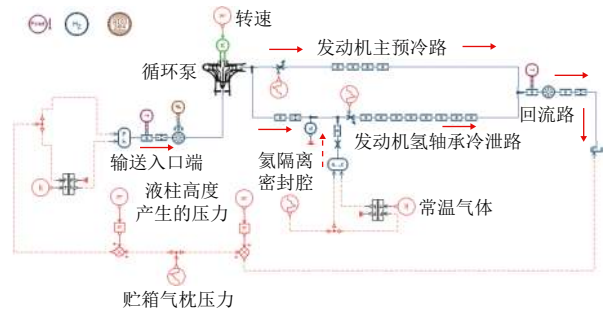


图 2 基于 AMESim 的氢循环预冷系统模型
Fig. 2 Hydrogen circulation pre-cooling system based on AMESim

需要特别指出的是，AMESim 自带的两相流库只能够实现同种物质不同相态之间的仿真分析，为了解决地面吹除氢气吹除进入轴承冷泄路后的流动等效问题，根据文献[10]提出的利用不同气体之间的质量流量近似等效关系方法，将实际中的地面常温氢气吹除改为常温氢气吹除，即在同样的温度和压力下，氢气的密度为氦气密度的二分之一，在两相流等效处理中等效氢气的质量流量应设置为氦气的二分之一。

2.3 循环泵模型

循环泵是一种离心泵，泵特性采用 Suter 模型，扬程函数 WH 和扭矩函数 WT 如下

$$WH = \frac{h/\alpha^2}{1 + v^2/\alpha^2}, WT = \frac{\beta/\alpha^2}{1 + v^2/\alpha^2}$$

其中： h 为无量纲的扬程； v 为无量纲的体积流量； α 为无量纲转速； β 为无量纲扭矩。计算式如下

$$h = \frac{H}{H_R}, v = \frac{Q}{Q_R}, \alpha = \frac{N}{N_R}, \beta = \frac{T}{T_R}$$

3 结果与讨论

发动机完全预冷的条件一般为氢涡轮泵轴承壁温降到设计值以下，这就需要轴承冷泄路通过足够的冷却介质，能够带走氢涡轮泵的漏热，因此，氢轴承冷泄路的流量对于预冷至关重要。通过分析循环预冷系统的特性可知，影响氢轴承冷泄路流量的因素有3个，分别是贮箱气枕压力、循环泵转速和氦隔离密封腔压力。下面将对这3个因素对循环预冷的影响进行分析。分析方法为设置两个因素为额定工况，分别对第3个因素在低工况、高工况下相对额定工况的结果进行对比分析。各工况条件具体如表3所示。在各工况的数值模拟中，贮箱液氢温度都设为21 K，各管路中填充21 K液氢，贮箱液柱高度都设为15 m，环境温度设为298 K，地面吹除气体温度设为298 K。

表3 各工况具体条件

Table 3 Detailed conditions in simulation

工况	贮箱压力/MPa	循环泵转速/rpm	氦隔离密封腔压力/MPa
低工况	0.1	10 000	0.4
额定工况	0.15	11 000	0.5
高工况	0.2	12 000	0.6

3.1 额定工况

选取贮箱气枕压力0.15 MPa、循环泵转速10 000 rpm和氦隔离密封腔压力0.5 MPa的额定工况进行数值仿真，结果如图3~6所示。从仿真结果可以看出，随着循环泵在0 s启动，经过约0.5 s后，整个氢预冷系统达到稳定状态，之后循环泵的扬程和流量保持稳定，循环泵工作状态良好。从图5和图6可以看出，在循环泵稳定之前，循环泵出口压力较低时，地面吹除气体会进入上游，造成初始阶段轴承冷泄路含气率明显突增，由于地面吹除气体为常温，所以也伴随温度升高，此后循环泵出口压力增大到抑制地面吹除气体向上游扩散，含气率降为0，轴承冷泄路入口全部变为液氢；但是轴承冷泄路的出口一直含气，温度约为21.6 K。这正确反映了循环泵和地面吹除供气的调节匹配过程。

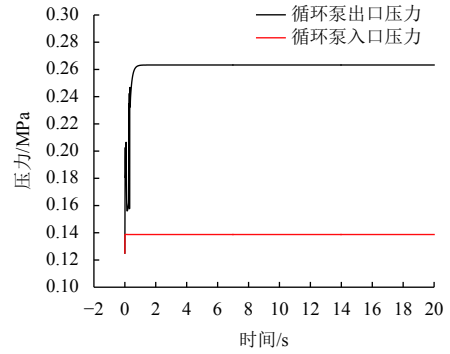


图3 循环泵出口压力和入口压力曲线

Fig. 3 Outlet pressure and inlet pressure of circulating pump curve

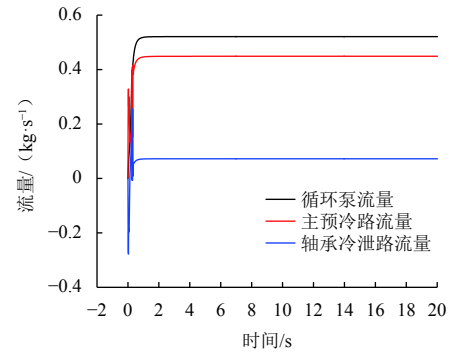


图4 各流道流量曲线

Fig. 4 Mass flow rate of flowing routes curve

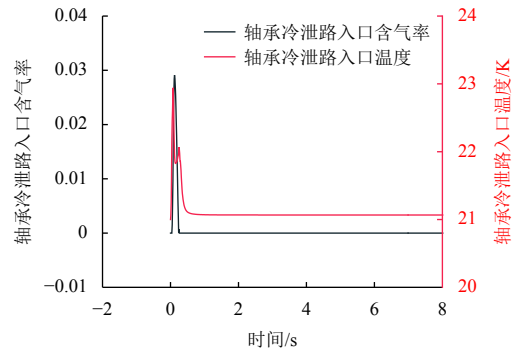


图5 轴承冷泄路入口温度和含气率

Fig. 5 Inlet temperature and gas mass fraction of bearing route

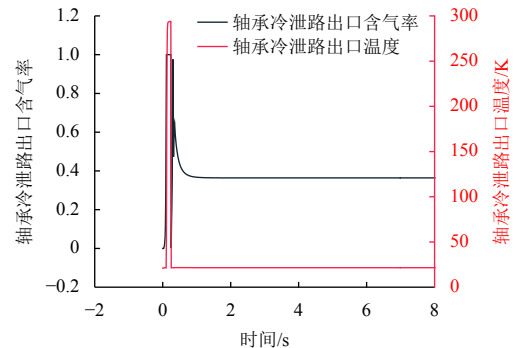


图6 轴承冷泄路出口温度和含气率

Fig. 6 Outlet temperature and gas mass fraction of bearing route

3.2 贮箱气枕压力

循环泵转速和氦隔离密封腔压力设为额定工况，分别对贮箱气枕压力在低工况、额定工况和高工况进行仿真，结果如图7~11所示。随着贮箱气枕压力的升高，循环泵的入口压力升高，流量增大，尽管出口压力升高，但是扬程降低，变化规律符合泵的扬程-流量曲线，具体结果如表4所示。由于主预冷路上游为循环泵，下游为贮箱，所有主预冷路的流量取决于循环泵的扬程，循环泵的扬程越大，主预冷路的流量越大，具体如图9所示。轴承冷泄路上游为循环泵，中间受氦

隔离密封腔压力的抑制影响，因此轴承冷泄路的流量与循环泵的出口压力和氦隔离密封腔的压差有关系，在氦隔离密封腔压力保持不变时，轴承冷泄路的流量与循环泵的出口压力正相关，如图10所示。因此，提高循环泵的出口压力有利于达到发动机预冷好条件。与此同时，贮箱气枕压力升高，循环泵的出口压力升高，氦隔离密封腔与泵出口压差减小，导致吹除气体的流量减小。

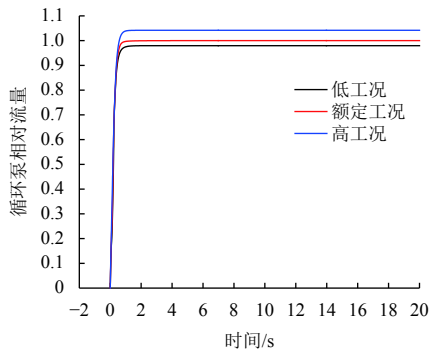


图 7 循环泵流量曲线
Fig. 7 Flow rate of circulating pump curve

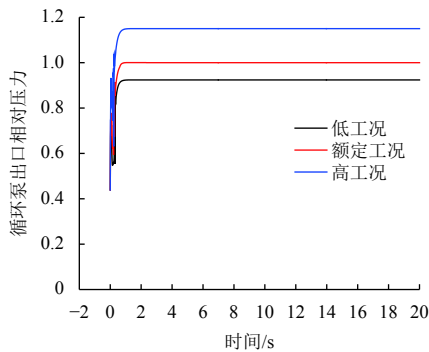


图 8 循环泵出口压力曲线
Fig. 8 Outlet pressure of circulating pump curve

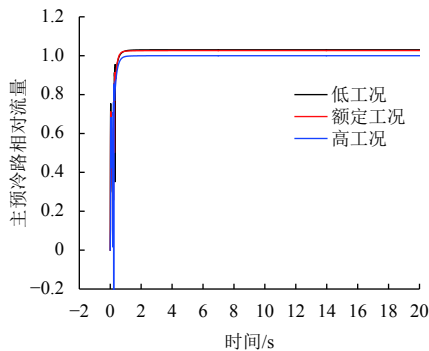


图 9 主预冷路流量曲线
Fig. 9 Flow rate of main precooling circuit curve

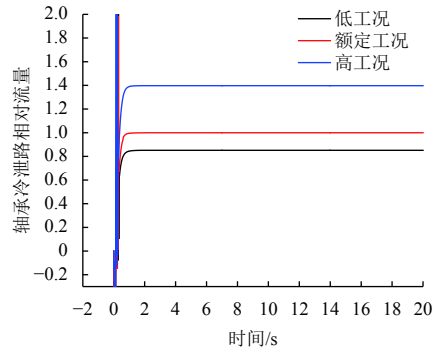


图 10 轴承冷泄路流量曲线
Fig. 10 Flow rate used to cool the bearing curve

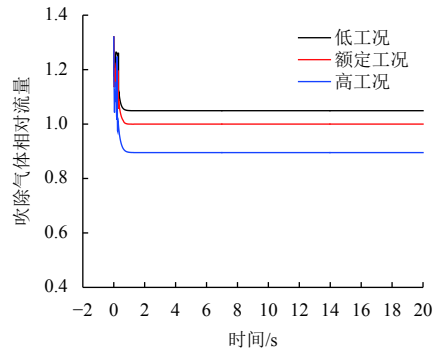


图 11 吹除气体流量曲线
Fig. 11 Flow rate of gas for blowing curve

表 4 循环泵扬程特性

Table 4 Head characteristics of circulating pump			
贮箱压力	循环泵相对流量	循环泵出口相对压力	循环泵扬程相对值
低工况	0.98	0.92	1.02
额定工况	1.0	1.0	1.0
高工况	1.04	1.15	0.94

3.3 循环泵转速

贮箱气枕压力和氦隔离腔压力设为额定工况，分别对循环泵在低转速、额定转速和高转速下进行仿真，仿真结果如图12~16所示。随着循环泵转速提高，循环泵的出口压力、扬程以及流量都会提高。如

前所述,主预冷路的流量取决于循环泵的扬程。转速高、扬程大导致主预冷路的流量增大。轴承冷泄路的流量取决于循环泵的出口压力和氦隔离密封腔的压差。在氦隔离密封腔压力保持不变的条件下,转速高、出口压力大导致轴承冷泄路的流量大,有利于达到发动机预冷好的条件。相应地,由于转速高、循环泵出口压力大,因此吹除气体流量与循环泵转速负相关。

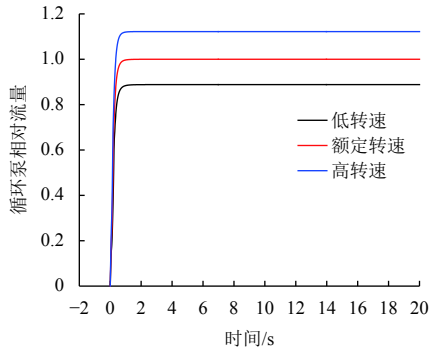


图 12 循环泵流量曲线
Fig. 12 Flow rate of circulating pump curve

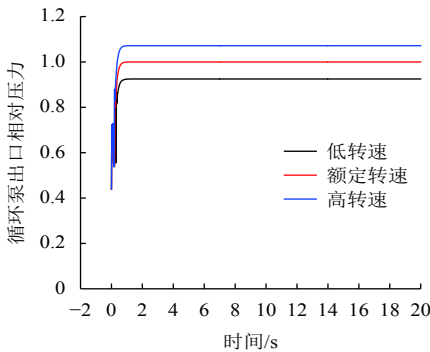


图 13 循环泵出口压力曲线
Fig. 13 Outlet pressure of circulating pump curve

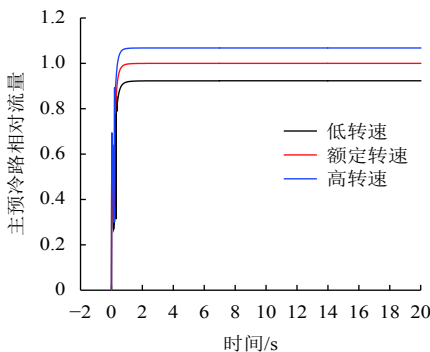


图 14 主预冷路流量曲线
Fig. 14 Flow rate of main precooling circuit curve

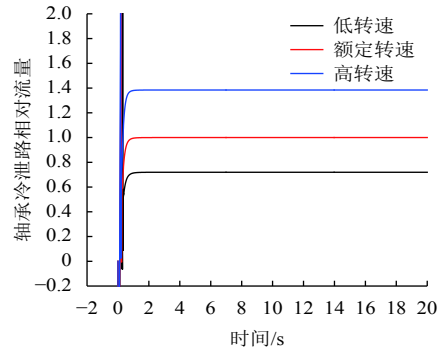


图 15 轴承冷泄路流量曲线
Fig. 15 Flow rate used to cool the bearing curve

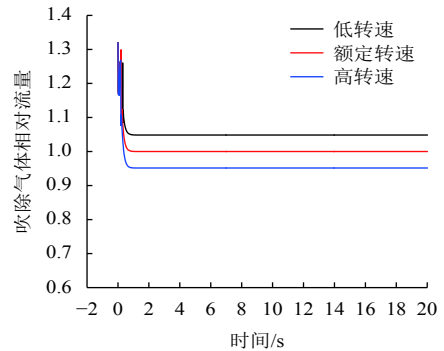


图 16 吹除气体流量曲线
Fig. 16 Flow rate of gas for blowing curve

3.4 氦隔离密封腔压力

贮箱气枕压力和循环泵转速按照额定工况设置,对氦隔离密封腔低压、额定压力和高压工况进行仿真,仿真结果如图17~21所示。通过图2系统模型可知,氦隔离密封腔布置在氦泵轴承冷泄路上,氦隔离密封腔的压力通过影响轴承冷泄路对这个循环预冷系统造成影响。氦隔离密封腔的压力对轴承冷泄路的流动起抑制作用。随着氦隔离密封腔压力的增大,进入轴承冷泄路的吹除流量增大,通过轴承冷泄路的冷却液氢减少,不利于达到发动机预冷好条件。并且,轴承冷泄路阻力增大导致循环泵出口压力升高,根据循环泵特性,循环泵的流量相应减小。但是,由于氦隔离密封腔压力升高,导致循环泵出口压力升高,在贮箱气枕压力保持不变的条件下,循环泵的扬程增大,导致主预冷路的流量增大。

通过对贮箱气枕压力、循环泵转速和氦隔离密封腔压力对循环预冷的影响分析发现,贮箱气枕压力、循环泵转速和氦隔离腔密封压力主要是通过影响循环泵出口压力与氦隔离腔密封压力之差来影响轴承冷泄路的预冷流量,提高贮箱气枕压力、提高循环泵转速或者降低氦隔离密封腔压力都会提高轴承冷泄路流量,有利于轴承冷泄路预冷。

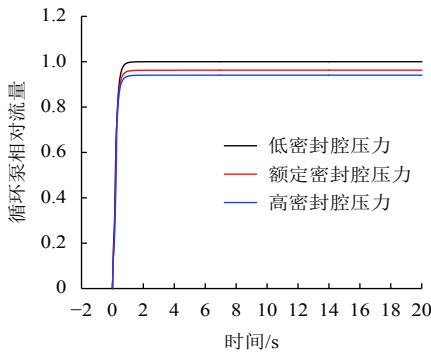


图 17 循环泵流量曲线
Fig. 17 Flow rate of circulating pump curve

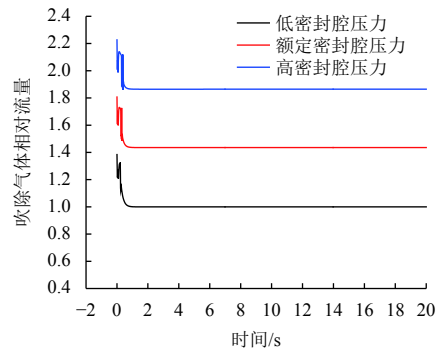


图 21 吹除气体流量曲线
Fig. 21 Flow rate of gas for blowing

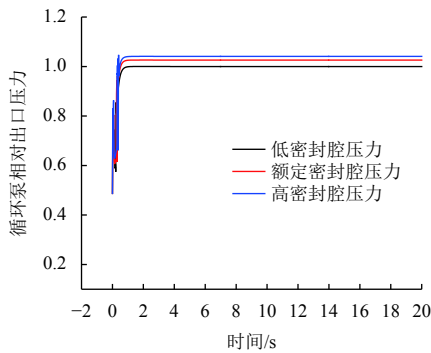


图 18 循环泵出口压力曲线
Fig. 18 Outlet pressure of circulating pump curve

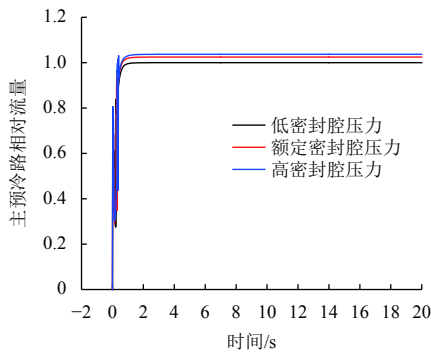


图 19 主预冷路流量曲线
Fig. 19 Flow rate of main precooling circuit

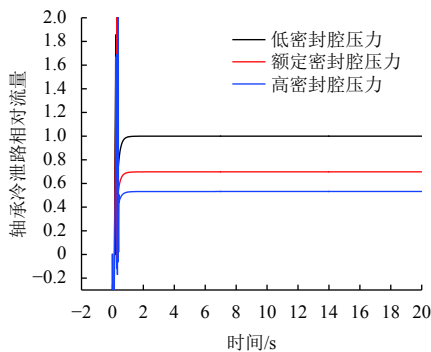


图 20 轴承冷泄路流量曲线
Fig. 20 Flow rate used to cool the bearing

4 结 论

本文介绍了低温液体火箭发动机常见的3种预冷方式，并基于AMESim两相流库对氢系统在循环泵驱动下的强迫循环预冷进行仿真研究，揭示了贮箱气枕压力、循环泵转速和氢隔离密封腔压力等3个因素对预冷效果的影响规律。主要结论如下：

1) 贮箱气枕压力、循环泵转速和氢隔离密封腔压力对轴承冷泄路的预冷流量有影响，三者相互耦合作用通过改变循环泵出口压力与氢隔离腔密封压力之差来实现；

2) 高贮箱气枕压力、高循环泵转速和低氢隔离腔密封压力有利于提高轴承冷泄路的预冷流量，使发动机更容易达到预冷好条件；

3) 这3个因素相互耦合，在工程应用中需综合考虑：高贮箱压力下有利于起动循环泵，但考虑安全因素，氢隔离腔密封压力也要提高，又阻碍了轴承冷泄路的液氢流动，同时贮箱长时间高压影响推进剂品质；循环泵在高转速下起动更易气蚀，并且提高循环泵转速后，循环泵出口压力也同步增大，为避免氢泄漏，需要提高氢隔离密封腔压力，也阻碍了轴承冷泄路的液氢流动。

参 考 文 献

[1] 刘国球. 液体火箭发动机原理[M]. 北京: 宇航出版社, 1993.
 [2] 中国航天工业总公司. 世界导弹与航天发动机大全[M]. 北京: 军事科学出版社, 1999.
 [3] 李佳超, 梁国柱. 运载火箭低温推进剂热管理技术及应用进展分析[J]. 宇航总体技术, 2017, 1(2): 59-70.
 LI J C, LIANG G H. Analysis of thermal management technology and its application progress for launch vehicle cryogenic propellants[J]. Astronautical Systems Engineering Technology, 2017, 1(2): 59-70.
 [4] 田玉蓉, 张福忠, 唐一华. 低温推进剂火箭发动机循环预冷方法研究[J]. 导弹与航天运载技术, 2003(2): 7-15.
 TIAN Y R, ZHANG F Z, TANG Y H. The study of circulating

- chilldown method of cryogenic rocket engine[J]. *Missiles and Space Vehicles*, 2003(2): 7-15.
- [5] 付永领, 祁晓野. LMS Imagine Lab AMESim 系统建模和仿真参考手册[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2011.
- [6] 刘刚毅. 低温发动机氢系统预冷仿真研究[D]. 北京: 中国运载火箭技术研究院, 2019.
- [7] 孙礼杰, 樊宏湍, 刘增光, 等. 低温推进剂火箭发动机预冷方案研究[J]. *上海航天*, 2012, 29(4): 41-48.
SUN L J, FAN H T, LIU Z G, et al. Research on precooling of cryogenic propellant rocket engines[J]. *Aerospace Shanghai*, 2012, 29(4): 41-48.
- [8] 陈士强, 范瑞祥, 黄兵, 等. 液体运载火箭低温动力系统注气式循环预冷过程的AMESim仿真研究[J]. *载人航天*, 2014, 20(5): 413-421.
CHEN S Q, FAN R X, HUANG B, et al. Simulation research on gas injection circulation precooling to cryogenic launch vehicle propulsion system with AMESim[J]. *Manned Spaceflight*, 2014, 20(5): 413-421.
- [9] 程向华, 陈二锋, 厉彦忠. 低温液体火箭发动机自然循环预冷研究[J]. *火箭推进*, 2012, 38(5): 1-6.
CHENG X H, CHEN E F, LI Y Z. Investigation on natural circulation precooling for cryogenic liquid rocket engine[J]. *Journal of Rocket Propulsion*, 2012, 38(5): 1-6.
- [10] 陈士强, 范瑞祥, 黄兵, 等. 循环预冷气液两相流压降特性及引射气等效研究[J]. *低温工程*, 2014(4): 35-40.
CHEN S Q, FAN R X, HUANG B, et al. Research on gas-liquid two-phase pressure drop and injection gases equivalent transformation of circulation precooling[J]. *Cryogenics*, 2014(4): 35-40.
- 作者简介:
黄兵 (1974-), 男, 研究员, 主要研究方向: 液体运载火箭总设计。
通讯地址: 北京9200信箱10分箱18号(100076)
电话: (010)68380938
E-mail: huangbjj@sohu.com

Simulation Study of Forced Circulation Pre-cooling for Hydrogen

HUANG Bing¹, LI Dong², ZHANG Shujie¹, YU Ziwen¹

(1. Beijing Institute of Astronautical Systems Engineering, Beijing 100076, China;

2. China Academy of Launch Vehicle Technology, Beijing 100076, China)

Abstract: Due to the low boiling point for cryogenic propellant, the cryogenic rocket engine and delivery pipelines must be fully cooled before startup. Pre-cooling methods largely influence the complexity of the pre-launch rocket test procedure and the adaptability of delayed launch. Therefore, it is needed to comprehensively consider amounts of factors. In this paper, by comparing three pre-cooling methods in detail, selection principles are given. Finally, a model of the forced circulation pre-cooling system for hydrogen is developed with AMESim. According to the system characteristics, it is found that the tank pressure, the speed of the circulating pump and the pressure in the isolated cavity influence the cooling effect. The simulation results show that the pressure difference between the outlet pressure of the circulating pump and the pressure in the isolated cavity is the key factor, and the bigger, the better.

Keywords: cryogenic rocket engine; pre-cooling method; forced circulation pre-cooling; AMESim

Highlights:

- A model of the forced circulation pre-cooling system for hydrogen is developed with AMESim.
- The speed of the circulating pump and the pressure in the isolated cavity influence the cooling effect.
- The pressure difference between the outlet pressure of the circulating pump and the pressure in the isolated cavity is the key factor.

[责任编辑: 宋宏, 英文审校: 宋利辉]