

25 吨级膨胀循环发动机技术方案研究

崔荣军, 何伟锋

(北京航天动力研究所, 北京, 100076)

摘要: 通过推算国外 20 吨级氢氧膨胀循环发动机系统参数, 获得发动机系统的关键特征, 介绍 25 吨级膨胀循环发动机系统方案设置, 通过参数平衡优化及最低夹套温升条件限制, 提出 25 吨级膨胀循环发动机主要性能参数, 并简要介绍了推力室、氢涡轮泵两大核心组件技术方案及其它需开展的关键技术。

关键词: 25 吨级膨胀循环发动机; 推力室; 氢涡轮泵; 关键技术

中图分类号: V43

文献标识码: A

The Technology Scheme of a 25t Class Expander Cycle Engine

Cui Rong-jun, He Wei-feng

(Beijing Aerospace Propulsion Institute, Beijing, 100076)

Abstract: Based on the feature study of a foreign 20t class LOX/LH₂ expander cycle engine, the system scheme of a 25t expander cycle engine is put forward. The main performance parameters of the 25t expander cycle engine are promoted by optimizing balance parameters and restricting the condition of the lowest temperature raise in the jacket. Also, the technology schemes of the thrust chamber and the hydrogen turbopump, together with other key technologies are briefly introduced.

Key Words: 25t expander cycle; Thrust chamber; Hydrogen turbopump; Key technology

0 引言

中国已研制成功 10 吨级闭式膨胀循环发动机, 正在发展 20 吨级高性能氢氧上面级发动机, 此发动机不但可用于中国未来载人登月和深空探测等航天活动的上面级主动力^[1], 还可用于现役和在研火箭的改进升级, 提高火箭运载能力。考虑到闭式膨胀循环系统在发动机性能和技术继承性方面的优势, 25 吨级膨胀循环发动机选用闭式膨胀循环方案(简称为膨胀循环)。

国外 20 吨级膨胀循环发动机以真空推力 180 kN 的 Vinci 发动机和真空推力 267 kN 的 RL60 发动机为代表。它们都利用经推力室再生冷却通道吸热膨胀后的气氢依次驱动氢、氧涡轮, 做功后的气态工质进入燃烧室^[2]。它们的主要区别在于前者将氢涡轮分流引至氧涡轮下游, 后者则将氢涡轮分流引至氧涡轮上游^[3,4]。对 Vinci 发动机系统参数进行计算^[3,5], 可知其系统具有如下特点:

a) 氢/氧涡轮都预留了足够分流量, 其中氢涡轮分流量约占涡轮流量的 18%, 氧涡轮分流量约占涡轮流量的 17%;

b) 除夹套流阻损失外, 氢泵至氢涡轮之间未设置大流阻调节环节;

c) 氢涡轮泵效率较高, 约为 0.54; 氧涡轮泵效率较低, 约为 0.41。

1 系统方案

1.1 系统方案设置

受推力室冷却夹套换热能力限制, 25 吨级膨胀循环发动机确定的最优系统方案对保证推力具有重要意义, 需从提高能量的使用效率和减少能量消耗两个方向进行优化^[6]。

膨胀循环发动机一般通过控制涡轮分流量调节发动机推力。氢涡轮分流可选择引至氧涡轮后(以下简称 A 方案)或引至氧涡轮前(以下简称 B 方案), 前者有利于发动机推力和混合比的独立控制, 但由于这部分流量无法被氧涡轮利用, 所以对发动机系统而言是一种能量的浪费; 为了提高能量的利用效率, 可选择 B 方案, 由此带来的推力和混合比调节的相互影响问题可通过电动调节阀加以解决。

收稿日期: 2014-11-14; 修回日期: 2014-12-17

作者简介: 崔荣军(1979-), 男, 高级工程师, 主要研究方向为液体火箭发动机系统设计

膨胀循环发动机的能量消耗主要包括涡轮泵功率消耗和系统中的流阻损失。从发动机系统出发减少能量消耗就是在保证发动机功能的前提下降低不必要的流阻损失。出于调节和稳定发动机参数考虑，发动机主路一般设置节流元件，氧主路在氧泵后设置氧主汽蚀管用于隔离下游扰动对系统参数的影响，氢主路则在涡轮前设置氢主文氏管用于系统调节。对于 A 方案，氢主文氏管是匹配氢氧涡轮泵功率的重要手段，但是对于 B 方案，全部气氢都可被氧涡轮利用，氢主文氏管的作用大大弱化，所以 25 吨级膨胀循环发动机改用小流阻的孔板代替氢主文氏管。

25 吨级膨胀循环发动机系统方案和总体布局示意图 1。

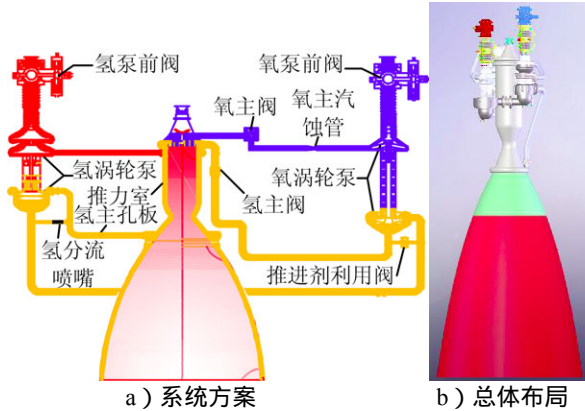


图 1 25 吨级膨胀循环发动机系统方案及总体布局示意

1.2 系统参数优化

25 吨级膨胀循环发动机系统参数优化的主要目的是确定合理的夹套温升和氢泵扬程，使发动机在满足设计目标的前提下降低核心组件研制难度^[6,7]。表 1 为系统参数优化的部分主要约束条件^[3,8]。

表 1 发动机参数优化约束条件

名称	量值	备注
发动机混合比	5.5	—
推力室面积比	260	可延伸喷管
燃烧室压力/MPa	8.0	—
夹套出口温度/K	待定	优化后确定
氢涡轮分流量	占氢涡轮流量 10%	调节氢涡轮泵性能偏差
氧涡轮分流量	占氧涡轮流量 15.5%	调节氧涡轮泵性能偏差和混合比调节
氢涡轮泵效率	0.50	Vinci 约 0.54
氧涡轮泵效率	0.45	Vinci 约 0.41
冷却夹套流阻/MPa	3.0	Vinci 约 3.5
氢主孔板流阻/MPa	0.5	—

在维持表 1 各约束条件不变的条件下，计算不同夹套出口温度的系统参数。图 2 为不同夹套出口温度

下对应的氢泵扬程和所需的涡轮压比关系。

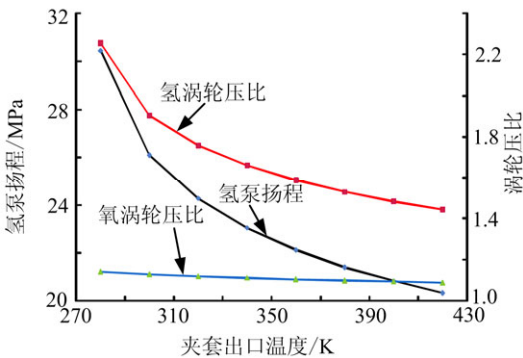


图 2 氢泵扬程及涡轮压比与夹套出口温度关系

由图 2 可看出：a) 夹套出口温度对氢涡轮压比和氢泵扬程影响显著，当夹套出口温度较低时会导致涡轮压比和泵扬程都迅速增大；b) 过高的夹套出口温度对降低泵扬程作用不明显。

当氢涡轮入口温度降低时，为了补偿氢涡轮做功能力，则要提高涡轮压比，此时泵出口压力提高。所以，涡轮压比增大带来的功率收益必须能够同时补偿由于温度降低导致输出功减少和泵扬程提高对输入功增加的要求，这样才能使系统达到新的平衡。

氢涡轮输出功：

$$N_{tf} = Q_{mtf} \frac{k}{k-1} RT \left(1 - \pi^{\frac{1-k}{k}} \right) \eta_{tf} \tag{1}$$

式中 Q_{mtf} 为涡轮流量； k 为气体比热比； R 为气体常数； T 为气体温度； π 为涡轮压比； η_{tf} 为涡轮效率。

氢泵输入功：

$$N_{pf} = Q_{mpf} \frac{P_{epf} - P_{ipf}}{\rho_{pf} \eta_{pf}} \tag{2}$$

式中 Q_{mpf} 为泵流量； P_{epf} 为泵出口压力； P_{ipf} 为泵入口压力； ρ_{pf} 为过泵介质密度； η_{pf} 为泵效率。

由于氢泵入口压力远小于出口压力所以可以忽略不计，另外假设：

$$\pi = P_{itf} / P_{etf}, \quad \eta_{tpf} = \eta_{pf} \eta_{tf}, \quad Q_{mtf} = C Q_{mpf},$$
$$P_{etf} = K_{tc} P_c, \quad P_{epf} = K_{cc} P_{itf}$$

式中 P_{itf} 为氢涡轮入口压力； P_{etf} 为氢涡轮出口压力； η_{tpf} 为氢涡轮泵效率； C 为氢涡轮流量比例常数； K_{tc} 为气氢路压比常数； K_{cc} 为冷却夹套压比常数； P_c 为燃烧室压力。

将上述各式代入式 (1)、式 (2)，由涡轮泵功率平衡推导出氢涡轮入口温度与涡轮压比的关系：

$$T = \frac{P_c K_{tc} K_{cc} (k-1)}{C R \eta_{tpf} \rho_{pf} k} \frac{\pi}{1 - \pi^{\frac{1-k}{k}}} \tag{3}$$

对于给定的燃烧室压，氢涡轮入口温度是氢涡轮压比的函数，记作 $T = T(\pi)$ 。可以证明 $T = T(\pi)$ 为凹函

数，如果不考虑 ρ_{pf} 随泵出口压力的变化，可知当

$$\pi = \left(\frac{k}{2k-1} \right)^{\frac{k}{1-k}}$$
 时有最小值。

上述推导说明，膨胀循环发动机存在最低温升条件，发动机设计时必须高于该温度系统才可能达到平衡，以室压 8 MPa 为例计算所需的最低涡轮入口温度。

ρ_{pf} 为涡轮压比 π 的函数，记作 $\rho_{pf} = \rho_{pf}(\pi)$ ， K_{cc} 由给定的夹套流阻 ΔP_{cc} 和涡轮压比 π 确定，记作 $k_{cc} = k_{cc}(\Delta P_{cc}, \pi)$ 。此外，设 $C = 0.9$ ， $k = 1.4$ ， $K_{tc} = 1.5$ ， $\eta_{pf} = 0.50$ ， $R = 4\,350\text{ J}/(\text{kg}\cdot\text{K}^{-1})$ ， $\Delta P_{cc} = 3.0\text{ MPa}$ 。计算结果表明，当 $\pi = 2.9$ 时，最低涡轮入口温度为 275.7 K。图 3 为氢涡轮入口温度、氢泵出口压力与氢涡轮压比关系。膨胀循环发动机最低温升条件为确定夹套温升和氢泵扬程两个核心参数提供了重要依据。

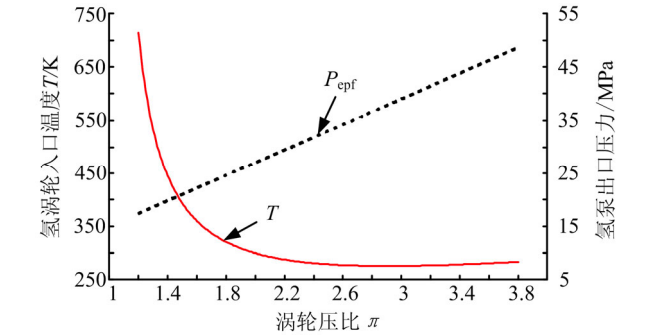


图 3 氢涡轮入口温度、氢泵出口压力与涡轮压比关系

1.3 系统优化结果

基于膨胀循环发动机最低温升条件，并充分权衡氢涡轮泵和推力室研制难度，最终确定氢涡轮入口温度为 320 K。发动机主要系统参数见表 2，其中，发动机推力为 243 kN、真空比冲为 4 512 m/s、夹套温升为 280 K、氢泵扬程为 24 MPa。

表 2 25 吨级膨胀循环发动机主要系统参数

参数	数值	参数	数值
真空推力/N	243274	真空比冲/(m·s ⁻¹)	4512
燃烧室压力/MPa	8.0	喷管面积比	260
氢泵流量/(kg·s ⁻¹)	8.305	氧泵流量/(kg·s ⁻¹)	45.680
氢涡轮流量/(kg·s ⁻¹)	7.550	氧涡轮流量/(kg·s ⁻¹)	7.182
氢涡轮分流量/(kg·s ⁻¹)	0.745	氧涡轮分流量/(kg·s ⁻¹)	1.113
氢泵出口压力/MPa	24.268	氧泵出口压力/MPa	12.369
氢涡轮入口压力/MPa	20.668	氧涡轮入口压力/MPa	11.601
燃烧室氧喷前压力/MPa	9.928	燃烧室氧喷前压力/MPa	9.928
氢涡轮入口温度/K	320	氧涡轮入口温度/K	286

2 推力室技术方案

25 吨级膨胀循环发动机推力室由短喷管推力室和喷管延伸段组成，推力室结构示意图见图 4。其中短喷管推力室由头部和身部组成；喷管延伸段出口面积比为 260 1，采用可延伸分段式结构。

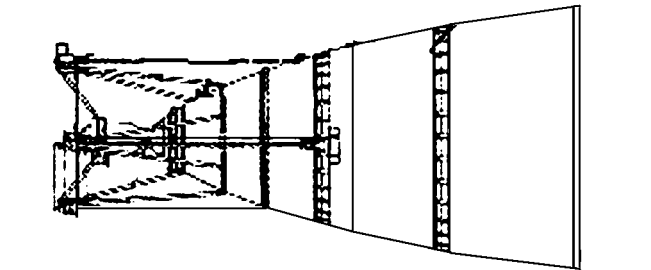


图 4 推力室结构示意图

2.1 头部

头部采用三底两腔结构，主要由一底、二底、三底、氢/氧喷嘴和点火管等组成。一底为多孔面板，一底与二底之间为氢腔，二底与三底之间为氧腔。喷注器总体方案采用氢氧同轴式方案，外喷嘴为直流缝隙式氢喷嘴，内喷嘴为直流式或离心式氧喷嘴。喷注单元按等间距同心圆排列，采用均一混合比设计。

2.2 身部

身部采用铣槽内壁、扩散焊外壁的铣槽式再生冷却通道结构，主要由内壁、外壁、氢进口集合器、氢出口集合器和尾法兰等组成。

为了在发动机系统给定的压降下尽可能地提高温升、降低气壁温，冷却通道采用加长圆柱段，减薄壁厚、内壁加肋等增强换热措施，经过换热结构尺寸的方案论证，选用冷却通道数为 200（部分槽数加倍为 400），圆柱段长度为 700 mm，内壁厚 0.7 mm，短喷管面积比为 20，圆柱段燃气侧加肋的换热结构方案。

计算结果表明冷却剂温升约为 280 K，总流阻约为 2.89 MPa，最高计算气壁温为 770 K 左右，最低气壁温为 113 K，满足发动机系统要求。

2.3 喷管延伸段

喷管延伸段采用最大推力喷管造型，由排放冷却式固定段、复合材料辐射冷却式固定段和可延伸大面积比复合材料辐射冷却段 3 段组成。

整个喷管延伸段分为 A、B、C 3 段：A 段为排放冷却式固定段，采用金属喷管方案；B 段为复合材料辐射冷却式固定段，采用 C-SiC 复合材料喷管方案；C 段为可延伸大面积比复合材料辐射冷却段，采用 C-C 复合材料喷管方案。C 段延伸喷管通过延伸机构实现非工作段的折叠收缩状态，减小纵向长度；而在工作

时提前打开延伸喷管,增大发动机面积比。

3 氢涡轮泵技术方案

氢涡轮泵的总体结构设计方案为:氢泵采用两级泵方案,涡轮采用全周进气、单级轴流冲击式涡轮,混合陶瓷球轴承,具有轴向力平衡装置。其结构示意图 5。

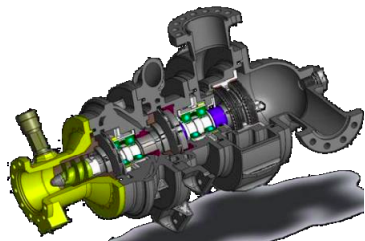


图 5 氢涡轮泵结构示意图

3.1 氢泵

氢泵属于中流量高扬程泵,由一个变螺距诱导轮、两级离心叶轮、级间壳体和出口螺壳构成。在设计工况下,氢泵可以把液氢压力提高到 24 MPa。采用变螺距诱导轮可以保证较好地抗汽蚀性能;考虑提高泵的比转速及保证叶轮的强度要求,采取两级泵方案;采用轴向力自动平衡装置平衡活塞来平衡轴向力,由于采用了扩压叶片均匀了离心轮出口的流动和压力,因此泵的径向力基本消除。

在泵前压力较低的前提下,高转速对氢泵抗汽蚀性能提出较高的要求,需采用抗汽蚀性能更好地变螺距诱导轮,并在影响诱导轮汽蚀性能的参数上精心选择,以达到最优抗汽蚀性能。

为保证叶片入口安放角和液流攻角,获取叶轮的高效率,叶轮内叶片采用三维扭曲叶片并将进口边尽量前伸到叶轮进口;为获得较高的压头系数,叶轮采用“6+6+12”的方案,进口设置 6 个长叶片,长叶片间加 6 个中长叶片,其间再均匀布置 12 个短叶片;叶轮出口线速度突破 500 m/s,对叶轮材料的强度和形状设计提出较高的要求,需减小设计应力,并采用高强度重量比材料。级间壳体是由一级离心轮的径向扩压器和回流导叶形成的奇数连续叶片,为液氢提供了回流通道,同时进一步降低流速。

在泵叶轮的前后盖板上、二级泵入口与泵端轴承腔之间均采用迷宫密封,减小泵的容积损失。密封环与泵盖板、轴保持尽可能小的径向间隙,防止硬金属之间的磨擦并尽可能地减小泄漏损失。

3.2 氢涡轮

涡轮的设计取决于流量和压比。涡轮工质为低温

气氢,流量为 7.550 kg/s,压比为 1.76,属低压比亚声速涡轮,根据涡轮速比 u/c 与涡轮效率的关系曲线,为了获得较高的涡轮效率,必须提高涡轮速比 u/c 。在给定涡轮工况后,只有提高涡轮中径才能提高涡轮速比 u/c 。由于入口密度高且流量较小,轴流涡轮突出的问题是叶片高度很小,从而导致二次流损失和间隙损失加大。为获得较高的效率,涡轮应设计成轴流反力式涡轮,但反力式涡轮圆周速度高于冲击式涡轮,涡轮叶轮线速度高,对强度要求更高,为降低对涡轮叶轮强度的要求,设计为单级轴流冲击式涡轮,涡轮速比 u/c 为 0.44。

经初步设计,涡轮中径为 120 mm,喷嘴叶片高度约为 8 mm,轮盘叶片高度约为 9 mm。为保证涡轮的效率,采用带有叶冠结构的涡轮,并且在叶冠外圈设置迷宫密封。涡轮叶片采用电火花加工成型。

3.3 轴承、转子动力学及密封

轴承采用成对混合陶瓷球轴承,滚道加镀层提高耐磨性并起润滑作用。在成对轴承之间的外环加预载,要求轴承的 DN 值大于 240 万。采用成对轴承能承受较大的径向力并能承受双向轴向载荷,在两轴承之间的外环施加预载也较为方便。涡轮端轴承位于二级离心轮与涡轮盘之间,泵端轴承位于一、二级离心轮之间,两对轴承均采用液氢冷却。

通过转子动态特性的分析预测,转子的工作区间选择在第 2 阶和第 3 阶临界转速之间。

涡轮端轴承与涡轮盘之间设置两道浮动环密封。为防止涡轮腔气氢泄露到轴承腔,影响轴承的冷却,在轴位于两个浮动环之间的位置设置泄出孔,将两端浮动环泄漏的氢引入氢涡轮出口,既保证了涡轮腔气氢不进入到轴承腔,又不造成燃料的浪费。

4 其它关键技术

基于中国 10 吨级膨胀循环发动机现有技术并结合国外膨胀循环发动机研究现状和发展趋势,25 吨级膨胀循环发动机主要特征概括为:

- a) 高换热能力推力室,保证发动机功率平衡;
- b) 双涡轮串联布局,氢涡轮泵具有高转速、高扬程的特点;
- c) 采用可延伸复合材料大面积比喷管提高发动机比冲;
- d) 通过电动调节控制涡轮功率,实现推力、混合比调节;
- e) 应用火炬式电点火器方案使发动机具备多次启动能力。

(下转第 45 页)

初始位置,并且调整到合适的显示视角、大小等,然后进行保存;最后,在工艺节点下进行装配流程仿真,并调整其顺序。在装配任务分解单元中,按照装配流程,在工艺节点下插入工艺活动,如欲动轨迹、视角、显示/隐藏、文字提示等,表达装配信息。

将人体模型插入航天器装配工作区,可通过调整模型姿态,创建人机任务,让人体模型首先完成定位框、梁的装配并把它们装配定位到装配型架上,模拟钻孔等一系列工作,并加入走步、侧移等行为。然后将人体模型作为资源指定到目录树上,再选择所创建的相应任务并激活,这样播放仿真动画时,便可显示人的各个动作。DELMIA 可以很好地模拟人员工作的实际场景,从装配平台的宽度、高度是否满足要求,到装配可达性、疲劳状况等,都能通过仿真软件实时反映,为装配工艺的设计提供了参考。

图4为疲劳分析及操作可达性分析示例。

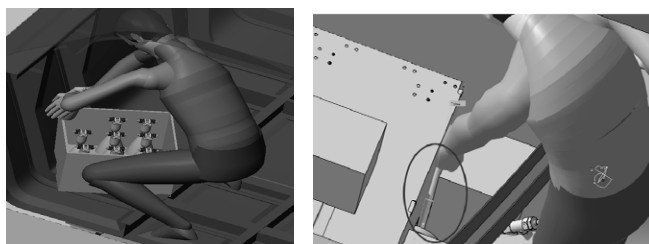


图4 疲劳分析及操作可达性分析示例

(上接第24页)

根据上述发动机特征及已有的研制经验,除了系统方案、推力室和氢涡轮泵三大主要关键技术外,25吨级膨胀循环发动机还有起动过程和控制时序技术、电动调节阀技术、火炬式电点火技术及大面积比可延伸喷管技术等4项关键技术。

5 结束语

25吨级膨胀循环发动机符合上面级发动机发展趋势,当前,已开展了发动机系统方案论证优化、推力室增强换热技术、高速重载混合陶瓷球轴承技术等研究工作,后续通过进一步研究电动调节技术和采用大面积比喷管技术,可使该推力吨位级氢氧上面级发动机性能达到国际先进水平。

参考文献

[1] 龙乐豪, 容易. 现代“嫦娥奔月”的技术途径设想[J]. 导弹与航天运载

3 结束语

航天器的数字化装配仿真充分利用了航天器和装配资源的三维数字样机,实现了航天器三维实景下的装配工艺规划,方便图纸下厂前或者更早地发现设计、工装设计以及工艺设计的错误和缺陷,减少零件的返工和报废,降低成本,缩短研制周期;同时提供了可视化的现场装配指导,提高了装配质量与效率。

数字化技术应用的深入,可逐步实现航天产品的数字化设计、仿真、制造、维护/维修,从产品设计、工艺设计、零件制造、部装总装、维护维修等寿命全过程完全数字化。

参考文献

- [1] 沈波. DELMIA 在 ARJ21 飞机中央翼装配仿真中的应用[J]. 现代设计与先进制造技术, 2011(6): 42-43.
- [2] 肖庆东, 王仲奇, 马强. 大型飞机数字化装配技术研究[J]. 中国制造业信息化, 2007, 36(3): 26-29.
- [3] 林美安. 飞机身装配工艺及仿真技术研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2010.
- [4] 张旭. 飞机大部件对接装配过程中的干涉检测技术研究[D]. 杭州: 浙江大学, 2008.
- [5] 佟立杰, 刘春, 郭希旺. DELMIA 在某机尾椎装配仿真中的应用[J]. 沈阳航空工业学院学报, 2009(04): 11-14.
- [6] 技术, 2008(1): 1-7.
- [7] 孙纪国. 膨胀循环发动机技术现状及其进展[J]. 导弹与航天运载技术, 2001(2): 51-57.
- [8] Edeline E, Caisso P, James P. Advance in system engineering for the development of the VINCI engine[R]. IAC 2009, 2009.
- [9] Bullock J, Mike P, Santiago J R. Development status of the pratt & whitney rl60 upper stage engine[R]. AIAA 2002-3587, 2002.
- [10] Johnsson R, Brodin S. Development of hydrogen and oxygen pump turbines for Vinci engine[R]. AIAA 2002-4331, 2002.
- [11] Krach a e, Sutton a m. Another look at the practical and theoretical limits of an expander cycle, LOX_H2 engine[R]. AIAA 99-2473, 1999.
- [12] 朱森元. 氢氧火箭发动机及其低温计算[M]. 北京: 国防工业出版社, 1995.
- [13] Rachuk V, Titkov N. The first russian LOX-LH2 expander cycle Irc: rd0146[R]. AIAA 2006-4904, 2006.