

三组元液体火箭发动机涡轮泵变工况研究

白东安

(陕西动力机械设计研究所, 陕西 西安 710100)

摘 要: 本文通过对国内外分级燃烧循环发动机和有关单级入轨发动机涡轮泵研究结果的分析, 提出了三组元涡轮泵性能参数的限制范围与要求。在低比转数为 50 的泵机组全流量特性水力试验的基础上, 阐述了低比转数泵相对的全流量特性变化规律。分析了几个不同比转数泵的水力试验结果, 建立了三组元泵性能特性的数学方程。据此, 依据泵的工况调节方法对三组元涡轮泵模式一和模式二下的性能进行了分析计算。

关键词: 三组元发动机; 涡轮泵试验; 变工况; 性能计算分析

中图分类号: V434. 21

文献标识码: A

文章编号: (2004) 04-0022-05

Study on Tripropellant Turbopump for the Liquid Rocket Engine with Variable Operation Conditions

Bai Dong'an

(Shaanxi Engine Design Institute, Xi'an 710100, China)

Abstract: Domestic and international study results of staged combustion cycle engines and turbopumps of single-stage-to-orbit (SSTO) engines are analyzed. According to these analysis results, range limits and requirements of tripropellant turbopump performance parameters are derived. The full-flow hydraulic tests of the low-specific-speed turbopump assembly were carried out. Based on these test characteristics, the variety regulation of the low-specific-speed pump relative to the full-flow characteristics was discussed. The hydraulic test results of several different specific-speed pumps were analyzed, and the mathematical equation of the tripropellant pump performance characteristics was built. Finally, according to the operation condition adjusting method of the pump, the tripropellant turbopump performances both in model 1 and in model 2 were computed and analyzed.

Key words: tripropellant liquid rocket engine; turbopump tests; variable operation conditions; computation and analysis of performances

收稿日期: 2002-12-10; 修回日期: 2003-07-28。

作者简介: 白东安 (1966—), 男, 研究员, 研究领域为液体火箭发动机涡轮泵设计。

1 引言

高压补燃分级燃烧循环发动机,国外已广泛应用,比较典型的有 RD-170、RD-0120 液氧/煤油发动机和 SSME 液氧/液氢发动机。三组元发动机研究方面,俄罗斯已完成研究设计 RD-701 液氧/煤油/液氢发动机,美国惠普公司与俄罗斯动力机械科研生产联合体合作研制的 RD-704 发动机,它是 RD-701 的改型。

我国研制的百吨级液氧/煤油高压补燃发动机,涡轮泵已经过多次联动试验,很多关键技术已突破,该涡轮泵将是国内三组元发动机涡轮泵研制的重要基础。

液氢涡轮泵方面,我国研制的 YF-73 和 YF-75 发生器循环低温上面级液氧/液氢发动机,在液氢涡轮泵的研制中积累了丰富的经验。解决了液氢涡轮泵轴承的冷却与润滑问题;次同步振动问题;超低温动密封问题;氢泵的汽蚀问题;低温静密封问题;高温燃气密封问题;涡轮泵在超临界转速工作的问题等。这些经验对于设计高压液氢涡轮泵同样具有重要的借鉴作用。液氢由于密度低(仅为液氧的 1/16),对于高压补燃发动机液氢涡轮泵,由于泵出口压力要求高,则泵转速必须很高,而且一般设计为多级泵。例如美国的 SSME 液氢涡轮泵为三级泵,日本的 LE-7 液氢泵为两级泵。由于转速高,液氢涡轮泵通常在超过第一临界转速工作,轴为柔性轴,例如 SSME 的液氢涡轮泵在第二与第三临界转速之间工作,LE-7 液氢涡轮泵在第三临界转速之上工作。

2 高压补燃发动机涡轮泵性能分析

2.1 涡轮温度

三组元发动机最重要的特点是重复使用性,重复使用性是确定发动机参数的依据,特别是选择合适的预燃室温度。这是因为预燃室温度决定了涡轮材料的耐久性和寿命。因为涡轮圆周速度很高,而涡轮温度的提高将以降低涡轮的材料强度为代价,因而限制了涡轮的温度升高,另一方面由于涡轮的绝热功正比于涡轮入口温度,因此要获得高的绝热功,必须在材料允许强度限制内

尽可能选择高的涡轮温度。综合平衡的结果,在满足涡轮功率的前提下,对于大多数闭式循环发动机在实际应用中涡轮温度一般选择在 650K~900K 之间。

2.2 涡轮压比

对于闭式循环发动机,由于驱动主涡轮的流量排放到较高的主燃烧室,这就限制了实际应用的涡轮压比大多在 2.0 以内,以避免过高的泵出口压力。但对于三组元发动机涡轮,低的涡轮压比将达不到涡轮功率的要求,因而压比应达到 2.3 以上的水平。

2.3 涡轮泵转速的限制

涡轮泵的转速受到以下几个方面的制约:第一,泵的抗汽蚀性能水平;第二,轴承的高转速和动密封的线速度;第三,转子动力学和涡轮叶片根部应力的限制。

对于主泵的抗汽蚀性能问题,可以采用主泵前设置预压泵的方法避免泵的汽蚀。

对于高转速问题,通过采用正在研制的液浮轴承和流体动密封可以得到解决。

对于转子动力学和涡轮叶片根部应力,通过采用高强度高温合金材料及防护措施(涂层)来尽可能改善。

2.4 泵出口压力的限制

对于液氢泵,由于液氢密度很低,按现有技术,泵出口压力极限可以达到 50MPa。对于煤油和液氧可以达到 100MPa,这是从叶轮的叶尖速度极限得出的。通常泵的级数限制在 3 级以内,以避免诸如转子动力学等方面的影响。

2.5 涡轮和泵效率

液体火箭发动机泵由于扬程很高,一般为低比转速离心泵。这种泵的效率一般在 60%~78% 之间。对于三组元发动机,主泵的效率应不低于 70%。对于二级煤油泵,由于比转数仅有 10,泵的效率仅有 30% 的水平。

对于涡轮,效率主要取决于采用的涡轮型式及其速比,分级循环应采用反力式涡轮,由于有反力度,涡轮的效率可以达到 75%。预压涡轮采用冲击式,效率可以达到 60%。

要达到这么高的涡轮和泵效率,应从几个方面入手。第一,提高转速,转速的提高可以得到

较高的比转速从而利于泵的效率, 对于涡轮可以获得较佳的速比以此获得高的效率。第二, 从叶型设计和叶片布局等结构设计入手, 采用效率高的优秀模型泵或通过采用三维流场计算等手段选择合理的扭曲叶型。第三, 采用先进的密封结构以减小泵的容积损失。第四, 改进制造工艺减小流体的摩擦损失。

3 低比转数泵全流量特性研究

对于叶片泵, 比转数代表了泵的综合性能, 是泵的相似判别数。对于几何相似和工况相似的两泵, 比转数是相同的。反过来讲如果两泵的比转数相同, 即使工况和几何参数不完全相似, 也大致相似, 设计时可以作为模型泵参考。

本文分析的三组元模式一的发动机推力为 1960kN, 模式二的推力为 780kN。模式一的主推进剂为液氧/煤油/液氢, 模式二为液氧/液氢, 两种模式的发生器工质均为液氧/煤油富氧燃气。

由于三组元发动机用同一台涡轮泵在模式一与模式二的转级中需要大范围的变工况调节, 为此需要对泵的全流量特性进行分析研究, 考虑到

液氧/煤油/液氢主泵均为低比转数泵, 为此以低比转数为 50 的燃料泵为研究对象。

为便于研究分析, 首先对泵的相对性能参数做以下定义:

相对流量 $q = \text{任意点流量} / \text{最佳效率流量点流量}$, 即

$$q = \frac{q_i}{q_0}$$

相对扬程 $H = \text{任意点扬程} / \text{最佳效率流量点扬程}$, 即

$$H = \frac{\Delta p_i}{\Delta p_0}$$

相对效率 $\eta = \text{任意点效率} / \text{最佳效率流量点效率}$, 即

$$\eta = \frac{\eta_i}{\eta_0}$$

通过泵机组试验中大范围的流量变化, 测量得到泵的扬程与流量的变化关系, 将性能换算到同一转速, 并且做相对性能换算, 然后进行拟合, 得到图 1 的 $H-q$ 拟合曲线, 图 2 的 $\eta-q$ 曲线。

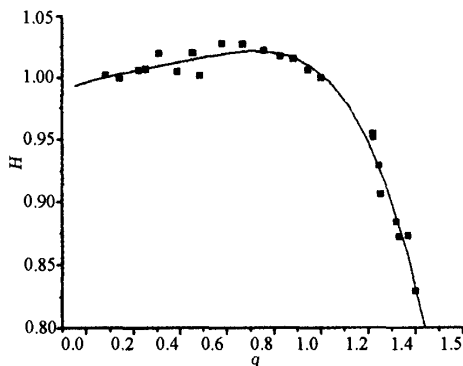


图 1 相对扬程-相对流量 $H-q$ 曲线

Fig.1 Relative head-relative flow rate curve

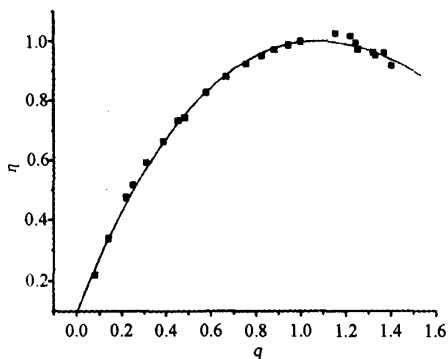


图 2 相对效率-相对流量 $\eta-q$ 曲线

Fig.2 Relative efficiency-relative flow rate curve

从图 1~图 2 中可以得出如下特征:

(1) 在相对流量 0~1.0 之间, 泵的相对扬程值变化范围很小, 流量大于 1.0 后, 扬程随流量的增大急剧减小。

(2) 在相对流量点 0~0.7 之间, 效率随流量变

化较大, 在相对流量点的 0.7~1.2 之间效率变化趋缓。

通过泵的小流量汽蚀试验表明, 在偏离泵设计点不大的情况下, 泵的静正抽吸压头是随流量的减小而减小的, 但偏离的较远, 则有增大的趋势。

试验研究表明,在设计 1/4 流量点,泵的静正抽吸压头是设计点的 2 倍。

为了更好的对三组元发动机涡轮泵性能进行分析计算,对比转数 17~160 之间的四台泵机组的水力试验数据进行相对流量点的换算,结合上述低比转数全流量的规律,得到泵的相对流量、相对扬程和相对效率。针对泵的试验数据特点进行阶次不同的拟合,建立数学方程式 (1):

$$Y = a + a_1 q + a_2 q^2 + a_3 q^3 + \cdots + a_n q^n \quad (1)$$

式中, Y 为相对扬程 H 或相对效率 η ; q 为相对最佳效率点流量。

4 涡轮的数学模型

涡轮功率按下式计算:

$$N_t = q_{mt} L \eta_t \quad (2)$$

对于燃气涡轮,绝热功按照下式计算:

$$L = \frac{k}{k-1} R T_{it} \left[1 - \left(\frac{p_e}{p_o} \right)^{\frac{k-1}{k}} \right] \quad (3)$$

对于液涡轮,绝热功按照下式计算:

$$L_t = \frac{\Delta P_t}{\rho} \quad (4)$$

喷嘴绝对速度按下式计算:

$$c = \sqrt{2L} \quad (5)$$

圆周速度按下式计算:

$$u = \frac{\pi m d_{cp}}{60} \quad (6)$$

效率按下式进行计算:

$$\eta_t = a + a_1 \left(\frac{u}{c} \right) + a_2 \left(\frac{u}{c} \right)^2 \quad (7)$$

公式 (2) ~ (7) 中, q_{mt} 为涡轮流量,单位为 kg/s; L 为绝热功,单位为 J/kg; Δp_t 为涡轮压降,单位为 Pa; k 为燃气指数; R 为气体常数,单位

为 J/(kg·K); T_{it} 为涡轮入口温度,单位为 K。效率公式中的系数按照表 1 的系数选取。

表 1 涡轮类型和效率方程系数

Tab.1 Turbin type and efficiency equation coefficient

涡轮类型	方程系数		
	a	a_1	a_2
低压比反力式液氧/煤油燃气涡轮	-0.2763	-3.8134	3.9223
高压比两级冲击式液氧/煤油燃气涡轮	-0.007	4.617	-7.659
高压比冲击式单级煤油液涡轮	0.004	2.676	-2.928

5 三组元涡轮泵性能计算分析

对于三组元发动机模式一各涡轮泵性能,按照系统参数平衡计算的泵流量和扬程,在选定模式一涡轮泵转速后对泵的参数进行计算。通过分析计算,得出三组元发动机泵的比转数,并与现有模型泵对照找到比转数相近的泵做为模型泵,这样三组元各泵可以采用现有模型泵的特性规律。对于模式二,本文分析的工作模式与模式一预燃室燃烧模式相同,为液氧/煤油燃烧模式,液氧/煤油涡轮泵变工况工作。

在发动机从模式一转变为模式二的过程中,要求真空推力减小。通过在发动机组元管路上设置调节装置(推力调节阀和组元调节阀),对进入预燃室的组元流量进行调节,以达到减小涡轮流量,降低涡轮转速和减小涡轮功率的目的。随着涡轮转速的降低和涡轮功率的减小,泵的工况得到了调节,流量和扬程减小,这样燃烧室压力和流量相应减小,从而实现推力从模式一到模式二的转变。

泵变工况的性能转换如下:

泵扬程方程由 $\Delta p = f(q)$ 形式转换成 $\Delta p = f(q, n)$ 形式,按公式 (8) 转换

$$\frac{\Delta p_i}{\Delta p_0} = a \cdot \left(\frac{n}{n_0}\right)^2 + a_1 \cdot \left(\frac{n}{n_0}\right) \cdot \frac{q_i}{q_0} + a_2 \cdot \left(\frac{q_i}{q_0}\right)_2 + \dots + a_n \cdot \left(\frac{n}{n_0}\right)^{2-n} \cdot \left(\frac{q_i}{q_0}\right)^n \quad (8)$$

泵效率方程由 $\eta = f(q)$ 形式转换成 $\eta = f(q, n)$ 形式, 按公式 (9) 转换

$$\frac{\eta_i}{\eta_0} = b + b_1 \cdot \left(\frac{n_0}{q_0} \cdot \frac{q}{n}\right) + b_2 \cdot \left(\frac{n_0}{q_0} \cdot \frac{q}{n}\right)^2 + \dots + b_n \cdot \left(\frac{n_0}{q_0} \cdot \frac{q}{n}\right)^n \quad (9)$$

以上公式中的 $\Delta p_0, \eta_0, q_0, n_0$ 对应于三组元模式一泵的扬程、效率、流量和转速。

通过对三组元涡轮泵的计算分析认为: 对于模式一, 为达到高的燃烧室压力的要求, 泵的出口压力、涡轮入口压力、压比、涡轮温度以及涡轮泵效率必须达到很高的水平。由于模式二泵工况发生了很大变化, 泵的效率均有所降低, 但可以通过优化设计泵的设计点使得两种模式下泵的效率均达到较高的水平。液氢泵及其预压泵由于流量变化小, 效率变化不大。而煤油一级泵和预压泵由于偏离设计流量点很远, 泵效率损失非常大, 泵效率很低。

由于煤油泵在模式二时效率很低, 难免造成泵的升温较高。假设泵中的功率损失全部转化为煤油的热能, 功率的损失即单位时间内能量的转化, 它所产生的能量为

$$\Delta N = (1 - \eta)N = (1 - \eta)q\rho gH/\eta \quad (10)$$

每秒流过泵的流体质量为 $q\rho$ (kg/s), 假设所有的能量均传给煤油, 则每公斤液体得到的能量为

$$(1 - \eta)gH/\eta \quad (11)$$

设液体的热容为 C_v , 根据传热计算, 得到液体的升温为

$$\Delta t = (1 - \eta)gH/\eta/C_v \quad (12)$$

计算结果表明, 模式二时煤油泵总的升温为 76.3℃, 与 0.1MPa 下的煤油沸点 207℃相比仍相差甚远, 而且泵的出口压力很高, 煤油在泵中不会发生汽化。

6 结论

(1) 低比转数泵全流量试验研究表明: 在相对流量 0~1.0 之间, 泵的相对扬程值变化范围很小; 相对流量大于 1.0 后, 扬程随流量的增大急剧减小; 效率在相对流量点 0~0.7 之间变化较大; 在相对流量 0.7~1.2 之间变化较小。在偏离设计流量点较远时, 泵的静正抽吸压头有增大的趋势。

(2) 对于模式一高室压的分级燃烧循环发动机, 要求涡轮泵必须具有很高的性能, 特别是要求涡轮转速、入口压力、涡轮温度、压比、泵扬程和涡轮泵效率等要达到较高的水平。

(3) 从模式一转变为模式二工况后, 液氧主泵及其预压泵, 液氢主泵及其预压泵和煤油二级泵效率下降不是很大, 通过优化设计泵的设计点可以使模式一和模式二泵的效率均达到比较高的水平。煤油一级泵和煤油预压泵转为模式二后由于流量小, 泵效率很低, 但由于煤油汽化温度高, 且泵的压力高, 工作中不会发生汽化。另外, 由于煤油的饱和蒸汽压很低, 加之模式二时泵的转速降低, 泵不会发生汽蚀, 煤油泵能够正常工作。

参考文献:

- [1] 查森. 叶片泵原理及水力设计[M]. 江苏工学院.
- [2] 任汉芬, 夏得新. 液体火箭发动机涡轮泵装置原理与计算[M].
- [3] 张宝炯. 液体火箭发动机热力学动力循环[C]. 第三届国际液体火箭推进技术论文集.
- [4] 丁丰年. 重复使用运载器推进系统方案初探. 火箭推进[J], 2001, 27(1).
- [5] James R Hulka, et al. Overview of Cycles for Earth-to-orbit Propulsion [R].