

# 液氧煤油补燃发动机起动过程氧预压泵 加速起旋方案研究\*

王春民<sup>1,2</sup>, 张晓光<sup>2</sup>, 高玉闪<sup>2</sup>, 陈 晖<sup>2</sup>

(1. 西北工业大学 航天学院, 陕西 西安 710072;  
2. 西安航天动力研究所, 陕西 西安 710100)

**摘要:** 为降低液氧煤油补燃发动机起动所需入口压力, 需解决起动过程氧预压泵起旋迟缓产生附加阻力导致主泵入口压力过低而发生断裂汽蚀的问题。开展了两种预压泵加速起旋方案研究, 分别为已工程应用的液氧涡轮方案和本文提出的氦起动涡轮方案。对比介绍了两种方案对发动机气液系统和预压泵结构的影响。建立了预压泵加速起旋相关的数学模型, 针对加速起旋机理、效果和影响因素等进行了仿真分析。结果表明: 液氧涡轮方案, 预压泵结构变化较小, 为提升加速起旋效果, 涡轮供应路应尽量增大通径、缩短长度, 降低动态流阻和静态流阻, 涡轮喷嘴流通面积则需根据其对涡轮流量和压降的综合影响来选择。氦起动涡轮方案, 预压泵结构和流路变化较大, 起动涡轮速比和效率是降低氦气用量的限制性因素。

**关键词:** 液体火箭发动机; 补燃发动机; 预压泵; 主泵; 起动; 汽蚀

**中图分类号:** V434      **文献标识码:** A      **文章编号:** 1001-4055 (2020) 07-1441-08

**DOI:** 10.13675/j.cnki.tjjs.190818

## Investigation on Schemes for Accelerating Oxidizer Boost Pump During Start-Up of LOX/Kerosene Staged Combustion Rocket Engine

WANG Chun-min<sup>1,2</sup>, ZHANG Xiao-guang<sup>2</sup>, GAO Yu-shan<sup>2</sup>, CHEN Hui<sup>2</sup>

(1. School of Astronautics, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China;  
2. Xi'an Aerospace Propulsion Institute, Xi'an 710100, China)

**Abstract:** In order to reduce inlet pressure for start of LOX/kerosene staged combustion rocket engine, the spin-up delay problem of oxidizer boost pump needs to be solved to eliminate its flow resistance influence on main pump cavitation. Two schemes for accelerating boost pump were studied, which are the liquid oxygen turbine scheme that has been applied in engineering and the helium starting turbine scheme proposed. Effects of the two schemes on engine gas-liquid system and boost pump structure were compared. Mathematical model was established to examine mechanism, effect and influencing factors of boost pump accelerating. Results show that for the liquid oxygen turbine scheme, the structure of boost turbopump has little change. To improve acceleration per-

\* 收稿日期: 2019-11-27; 修订日期: 2020-02-18。

基金项目: 载人航天预先研究项目 (050301)。

作者简介: 王春民, 博士生, 研究员, 研究领域为航空宇航推进理论与工程。E-mail: 260770960@qq.com

通讯作者: 张晓光, 博士, 高级工程师, 研究领域为航空宇航推进理论与工程。E-mail: zhangxiaoguang1986@126.com

引用格式: 王春民, 张晓光, 高玉闪, 等. 液氧煤油补燃发动机起动过程氧预压泵加速起旋方案研究[J]. 推进技术, 2020, 41(7): 1441-1448. (WANG Chun-min, ZHANG Xiao-guang, GAO Yu-shan, et al. Investigation on Schemes for Accelerating Oxidizer Boost Pump During Start-Up of LOX/Kerosene Staged Combustion Rocket Engine[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2020, 41(7): 1441-1448.)

formance, the turbine supply pipeline should increase the diameter and shorten the length to reduce dynamic and static flow resistance. Meanwhile, the turbine nozzle flow area should be selected according to its comprehensive impact on the turbine flow and pressure drop. In the scheme of helium starting turbine, boost turbopump varies greatly in both structure and flow path, and reduction of helium consumption is limited by relatively low velocity ratio and efficiency of the starting turbine.

**Key words:** Liquid rocket engine; Staged combustion engine; Boost pump; Main pump; Start; Cavitation

## 1 引言

液氧煤油补燃发动机一般在主泵前设置预压泵,利用其工作转速较低、抗汽蚀性能优的特点,降低发动机入口压力需求,减轻贮箱重量;同时提高主泵入口压力,使主泵可选择更高转速而不发生汽蚀,从而降低主泵尺寸重量,并提高其效率<sup>[1-2]</sup>。

为提升液氧煤油补燃发动机的动力性能,文献[3-4]提出了一种气涡轮驱动的氧预压泵方案,涡轮工质为富氧燃气,引自发动机主涡轮出口,驱动预压涡轮后注入经预压泵增压的液氧主流,并在较短区段内完成冷凝,从而不会影响主泵的抗汽蚀性能。该方案与采用液涡轮(引流泵后高压液体作为工质,如SSME、RD-0120等发动机<sup>[5-7]</sup>)相比,涡轮效率高、工质做功能力强,因此所需涡轮流量小,降低了氧主泵流量、功率及预燃室温度,提升了发动机的比冲性能和系统可靠性<sup>[8-9]</sup>,已成功应用于RD-120/170/180/191等大推力液氧煤油补燃发动机<sup>[10-12]</sup>。

氧预压泵的理想应用是保证发动机稳态工况和起动过程氧主泵均非汽蚀工作。对于一般采用自身起动的大推力液氧煤油补燃发动机,保证起动过程氧主泵不汽蚀所需的发动机入口压力较额定工况更高。这是因为,发动机起动时,预燃室先点火,推力室后点火,在推力室点火前,预压涡轮燃气流量和压力很小,氧预压泵转速很低,处于涡轮工况,为流阻元件,使氧主泵入口供应流路除粘性流阻和惯性流阻外产生附加的压力损失,严重时可能导致氧主泵入口压力降至极限值以下,发生断裂汽蚀<sup>[9]</sup>。因此,发动机起动前是氧贮箱压力需求最高时刻。

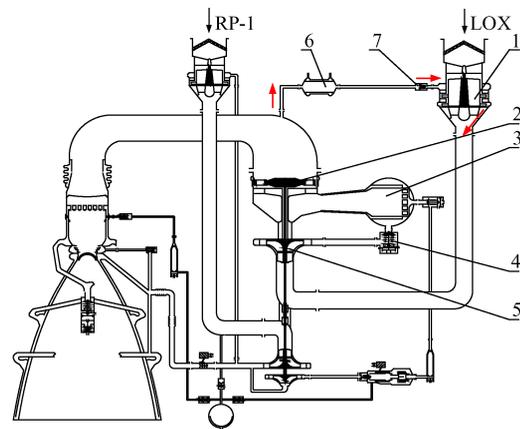
降低发动机起动前氧入口压力意义重大,一方面可降低贮箱重量和增压气量,提升火箭结构效率,提升运载能力<sup>[13]</sup>;另一方面可拓宽发动机使用范围,满足多次起动、回收复用需求<sup>[14-15]</sup>。这就要求在较低的入口压力下使用氧预压泵。为此,发动机起动时须采取专门措施加速起旋预压泵,使之及早进入扬程工况,减弱或消除预压泵流阻的影响,提高起动过程氧主泵入口压力,避免断裂汽蚀发生,保障氧主泵

工作安全。如天顶号运载火箭二级发动机RD-120采用了引流氧主泵出口液氧驱动预压涡轮加速起旋预压泵的方式<sup>[9]</sup>。

本文针对液氧煤油补燃发动机低入口压力起动时氧预压泵加速起旋需求,以发动机为研究对象,开展了RD-120所用的液氧涡轮和本文提出的氦起动涡轮两种预压泵加速起旋方案研究,同时结合发动机起动仿真,对预压泵加速起旋机理、效果和影响因素进行了分析。

## 2 预压泵加速起旋方案

图1为典型液氧煤油补燃发动机气液系统图<sup>[4]</sup>。图中红色箭头示出了氧预压涡轮燃气流路。氧预压泵为直通型,轴向进口、轴向出口;燃气涡轮为冲击式涡轮,与泵同轴,动叶栅直接焊在泵轮出口端的外圆上;涡轮、泵工质相容,因此无动密封<sup>[3-9]</sup>。



1) Oxidizer boost turbopump; 2) Main turbine; 3) Preburner;  
4) Oxidizer valve; 5) Main oxidizer pump;  
6) Heat exchanger; 7) Check valve

**Fig. 1 Schematic flow diagram of staged combustion LOX/kerosene rocket engine**

为实现发动机起动时氧预压泵加速起旋,须在图1所示气液系统基础上,专门为氧预压泵引入加速起旋所需的驱动系统和能源。

图2示出了两种预压泵加速起旋方案。图2(a)为RD-120发动机所用的液氧涡轮方案;图2(b)为本

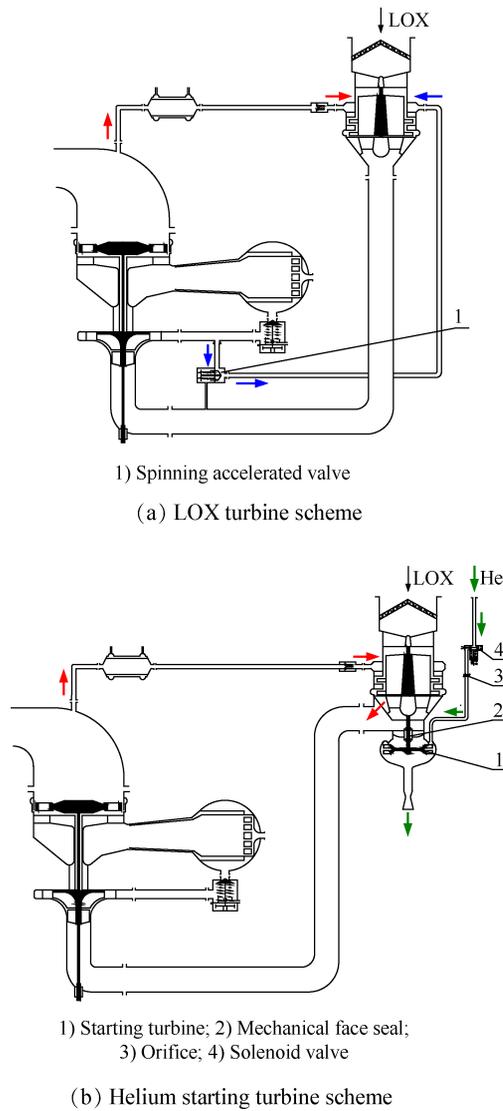


Fig. 2 Scheme for accelerating boost pump

文提出的氦起动涡轮方案。

### 2.1 液氧涡轮方案

对比图2(a)和图1,采用液氧涡轮加速起旋氧预压泵时,预压泵和发动机气液系统的变化包括:

(1)在涡轮动叶栅前设置液氧喷嘴、集液环等。液氧和富氧燃气经过独立的喷嘴供向同一涡轮转子。氧预压泵其它结构不变。

(2)液氧涡轮供应路设置起旋加速阀,用于控制涡轮工质供应的通断。液氧涡轮工质流路如图2(a)中蓝色箭头所示。

工作原理:发动机起动前,起旋加速阀常开。起动时,氧预压涡轮由液氧、富氧燃气复合驱动,加速起旋预压泵;当起动至一定工况、氧主泵出口压力达到一定值时,该阀门关闭,切断液氧供应,氧预压涡轮仅由富氧燃气驱动,不影响发动机额定性能和参数。

### 2.2 氦起动涡轮方案

对比图2(b)和图1,由于氦气与液氧不相容,因此采用高压氦气作为预压泵加速起旋能源,预压泵结构和发动机气液系统变化较大:

(1)氧预压泵同轴设置独立的氦气起动涡轮。为减小氦气消耗量,起动涡轮采用高压比冲击式两级涡轮。涡轮工质流路如图2(b)中绿色箭头所示。

(2)氧预压泵液氧由轴向出口改为径向出口。

(3)氧预压泵与氦气起动涡轮间设置端面密封,以隔绝液氧和氦气。

发动机起动时,高压氦气吹起动涡轮,加速起旋氧预压泵。推力室点火完成、预压涡轮功率和力矩迅速上升后,氦气停吹,预压泵仍由燃气涡轮驱动。

### 3 数学模型

为研究发动机起动过程预压泵的工作情况,优化相关驱动装置和控制组件的静态和动态特性,保证在要求入口压力和温度范围内的起动能力,需开展发动机起动仿真。

描述发动机起动过程的数学模型为联立的一系列反映起动过程各组件物理特性的非线性微分方程组和代数方程组,详见文献[16-18]。这里仅给出氧预压泵相关的数学模型。

发动机起动仿真数学模型为典型的常微分初值问题,采用Euler法求解可满足数值稳定性和工程精度的需要[17-18]。

(1)氧预压泵数学模型

液氧流经氧预压泵的运动方程为

$$\frac{l_{ppo}}{A_{ppo}} \cdot \frac{dq_{mppo}}{dt} = p_{ippo} + \Delta p_{ppo} - p_{ipo} - \xi_{ppo} \cdot q_{mppo}^2 \quad (1)$$

式中  $q_{mppo}$  为预压泵液氧质量流量;  $l_{ppo}/A_{ppo}$ 、 $\xi_{ppo}$  分别为从氧预压泵入口至氧泵入口流路的惯性流阻系数和静态流阻系数;  $p_{ippo}$  为氧预压泵入口压力;  $p_{ipo}$  为氧主泵入口压力(氧预压泵出口压力);  $\Delta p_{ppo}$  为氧预压泵的流阻或压升,氧预压泵处于涡轮工况时为流阻,取负值,处于泵工况时为压升,取正值。

氧预压泵负载力矩方程为

$$M_p = \frac{60P_p}{2\pi n} \quad (2)$$

式中  $M_p$ 、 $P_p$  分别为氧预压泵负载力矩和负载功率;  $n$  为预压泵转速, r/min。

式(1),(2)中,  $\Delta p_{ppo}$ 、 $P_p$  为  $q_{mppo}$  和  $n$  的关联式,由泵水力试验获得。

## (2) 液氧涡轮数学模型

液氧流经涡轮供应路(图2(a)中,从氧主泵出口至液氧涡轮喷嘴入口)的运动方程为

$$\frac{l}{A} \cdot \frac{dq_{mto}}{dt} = \Delta p_{to} - \xi \cdot q_{mto}^2 \quad (3)$$

式中  $q_{mto}$  为液氧涡轮质量流量;  $l/A$  为液氧涡轮供应路惯性流阻系数;  $\xi$  为涡轮静态流阻系数;  $\Delta p_{to}$  为涡轮压降。

其中

$$\Delta p_{to} = p_{epo} - p_{ipo} - \xi_{pl} \cdot q_{mto}^2 \quad (4)$$

$$\xi = \frac{1}{2 \cdot \rho_o \cdot (\mu A)^2} \quad (5)$$

式中  $p_{epo}$  为氧主泵出口压力;  $\xi_{pl}$  为液氧涡轮供应路(包括管路和起旋加速阀)的静态流阻系数;  $\rho_o$  为液氧密度;  $\mu A$  为涡轮喷嘴当量流通面积。

涡轮力矩方程为

$$M_{to} = \frac{60P_{to}}{2\pi n} \quad (6)$$

$$P_{to} = \frac{q_{mto} \cdot \Delta p_{to} \cdot \eta_{to}}{\rho_o} \quad (7)$$

式中  $M_{to}$ ,  $P_{to}$  分别为液氧涡轮力矩和功率;  $\eta_{to}$  为涡轮效率。

## (3) 燃气涡轮、氦起动涡轮数学模型

燃气涡轮、氦起动涡轮均为气涡轮,数学模型相同。

流量方程为

$$q_{mt} = \mu A_t \cdot \sqrt{k \left( \frac{2}{k+1} \right)^{\frac{k+1}{k-1}}} \cdot q(\lambda) \cdot \frac{p_{it}}{\sqrt{RT_{it}}} \quad (8)$$

式中  $q_{mt}$  为涡轮质量流量;  $q(\lambda)$  为气体流量函数;  $k$  为比热比;  $p_{it}$ ,  $T_{it}$  分别为涡轮入口压力、温度;  $R$  为气体常数;  $\mu A_t$  为喷嘴当量流通面积。

涡轮力矩方程为

$$M_t = \frac{60P_t}{2\pi n} \quad (9)$$

$$P_t = \eta_t \cdot q_{mt} \cdot \frac{k}{k-1} \cdot RT_{it} \cdot \pi_t^{\frac{1-k}{k}} \quad (10)$$

式中  $M_t$ ,  $P_t$  分别为气涡轮力矩和功率;  $\eta_t$  为涡轮效率;  $\pi_t$  为涡轮压比。

## (4) 氧预压泵转子转动数学模型

转速方程为

$$\frac{dn}{dt} = 60M_e / (2\pi \cdot J) \quad (11)$$

式中  $M_e$  为转子剩余力矩;  $J$  为预压泵转子和泵腔中液氧转动惯量之和。

对于液氧涡轮方案,  $M_e = M_{ig} + M_{to} - M_p$ ; 对于氦起动涡轮方案,  $M_e = M_{ig} + M_{the} - M_p$ 。其中,  $M_{ig}$ ,  $M_{the}$  分别为燃气涡轮、氦起动涡轮力矩。

## 4 仿真结果与分析

### 4.1 燃气涡轮驱动预压泵

图3为仅由燃气涡轮驱动预压泵(图1所示气液系统)时,发动机起动过程涡轮和泵的相对力矩、转速曲线。图中  $\bar{M}_{ig} = M_{ig}/M_{pr}$ ,  $\bar{M}_p = M_p/M_{pr}$ ,  $M_{pr}$  为泵额定力矩。 $\bar{M}_p$  为负值的时段表明泵处于涡轮工况,为流阻部件。0.91s 推力室点火后,燃气涡轮功率和力矩开始快速上升,预压泵转速随之快速上升,0.94s 后  $\bar{M}_p$  变为正值,表明预压泵转变为扬程工况。

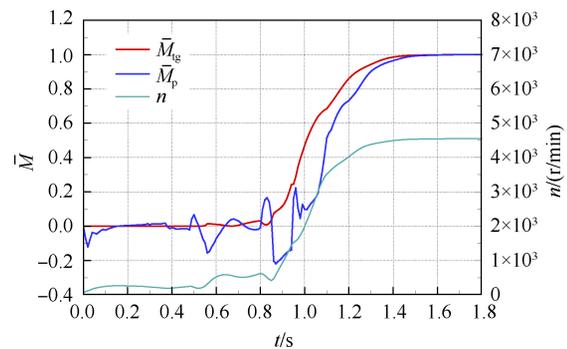


Fig. 3 Torque and speed of gas-driven boost turbopump during engine start-up

由于图3所示的预压泵涡轮工况附加流阻的影响,导致起动过程0.86~0.94s氧主泵发生断裂汽蚀,见图4。图中  $p_{ep}$  为氧主泵不发生断裂汽蚀所需的最低入口压力。

由图3、图4可知,起动过程加速起旋预压泵的目的就是要使其及早进入扬程工况,保证氧主泵不发生断裂汽蚀。

### 4.2 液氧涡轮加速起旋预压泵

#### 4.2.1 加速起旋机理和效果

图5、图6示出了起动过程引流氧主泵出口液氧加速起旋预压泵时,液氧涡轮流量和相对力矩( $\bar{M}_{to} = M_{to}/M_{pr}$ ,  $\bar{M}_e = M_e/M_{pr}$ )的变化,同时也揭示了预压泵加速起旋的机理。

如图5、图6所示,起动过程预压泵工作可分为两个阶段:0.90s前液氧驱动为主,0.90s后为富氧燃气

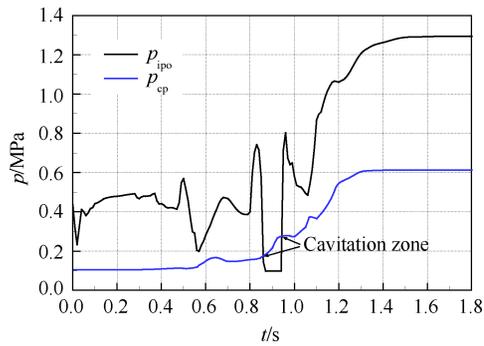


Fig. 4 Main pump inlet pressure during engine start-up in the case of gas-driven boost turbopump

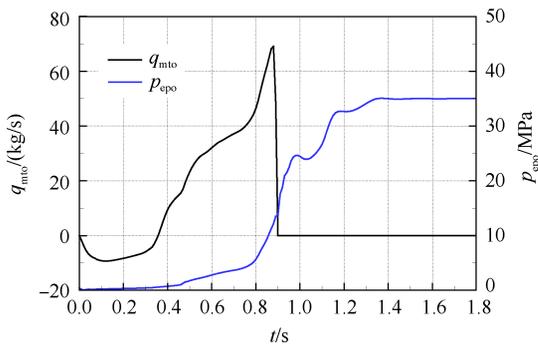


Fig. 5 LOX turbine flow vs main pump outlet pressure during engine start-up

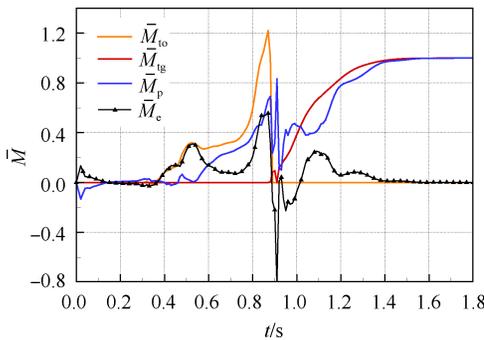


Fig. 6 Torque of boost turbopump accelerated by LOX turbine

驱动。具体地,0s氧阀打开,液氧在贮箱压力和液柱压力的作用下充填预燃室,此时液氧由液涡轮流向主泵出口,  $q_{mto}$  为负值。预燃室点火、主涡轮泵起旋,主泵出口压力超过预压泵出口压力(0.38s)后,液氧由主泵出口供向液涡轮,  $q_{mto}$  变为正值,液涡轮产生功率和力矩,驱动预压泵旋转。0.88s,起旋加速阀入口压力达到关闭压力,开始关闭,至0.90s完全关闭。此后,仅剩富氧燃气驱动预压涡轮泵。起旋加速阀关闭时会导致剩余力矩下降,引起转速和氧主泵入口压力短时下降,见图7、图8。

图7、图8为起动过程预压泵转速和主泵入口压

力,体现了液氧涡轮加速起旋预压泵的效果:预压泵自0.38s液涡轮开始工作,转速即快速上升,基本消除了阻力工作区,工作于扬程工况(见图6中  $\bar{M}_p$ ),使得氧主泵入口压力低于断裂汽蚀发生压力的情况不再出现(图8)。

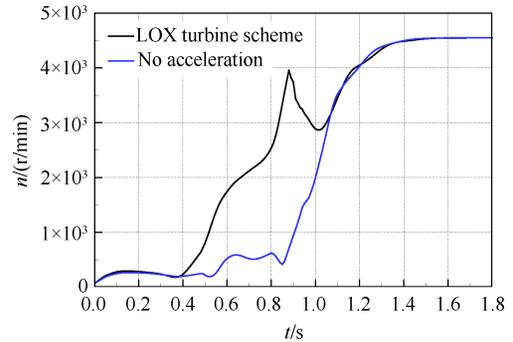


Fig. 7 Speed of boost pump accelerated by LOX turbine in comparison with no acceleration case

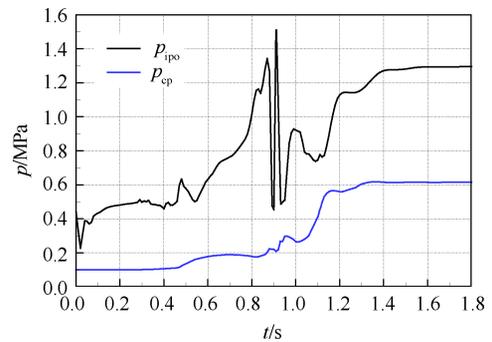


Fig. 8 Main pump inlet pressure during engine start-up in the case of LOX-accelerated boost turbopump

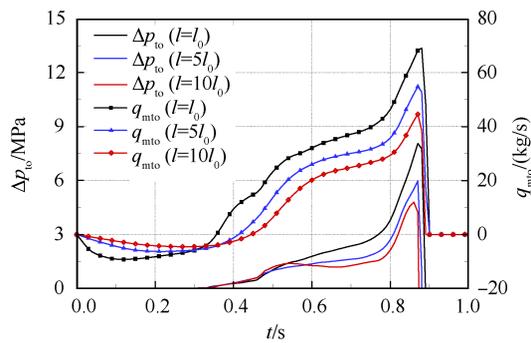
#### 4.2.2 影响因素分析

由式(7)和图6可知,涡轮流量和压降决定液氧涡轮功率和力矩,进而决定预压泵加速起旋效果。由式(3)~(5)可知,影响涡轮流量和压降的因素包括液氧涡轮供应路流阻(静态流阻系数  $\xi_{pi}$  和惯性流阻系数  $l/A$ )和涡轮喷嘴当量流通面积  $\mu A$ 。

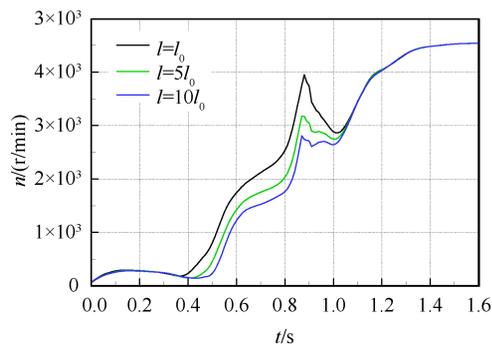
##### (1) 涡轮供应路流阻影响分析

图9示出了液氧涡轮供应路途径不变、不同管路长度 ( $l_0, 5l_0, 10l_0$ ) 对涡轮流量和压降、预压泵转速和主泵入口压力的影响。

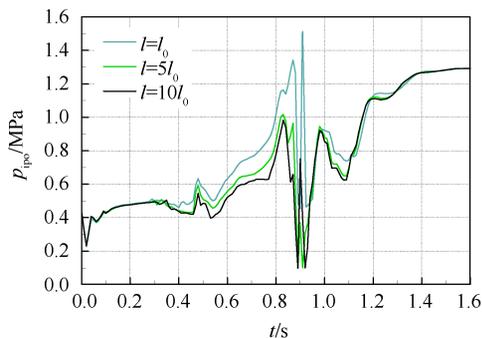
图9表明,管路过长所致的压力损失,将使液氧涡轮加速起旋预压泵的作用削弱甚至无效。因此,应尽量增大管路通径、缩短管路长度,以减小静态和惯性流阻损失,使涡轮流量能快速上升,并使涡轮压降较大,以获得足够的涡轮力矩,保证较好的预压泵加速起旋效果。



(a) LOX turbine flow and pressure drop



(b) Boost pump speed



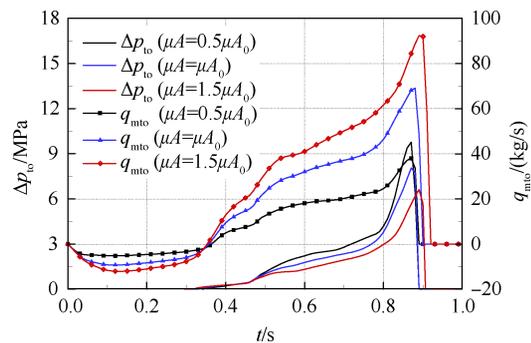
(c) Main pump inlet pressure

Fig. 9 Effect of LOX turbine supply line length on boost pump acceleration

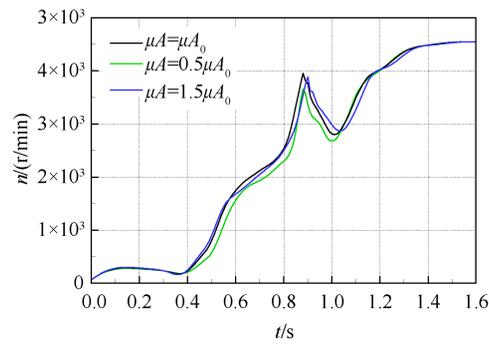
## (2) 涡轮喷嘴流通面积影响分析

图 10 示出了不同涡轮喷嘴当量流通面积对涡轮流量和压降、预压泵转速和主泵入口压力的影响。需要指出,增大涡轮喷嘴流通面积,可增大涡轮流量;但在发动机有限的质量和空间尺寸限制下,当涡轮供应路管径无法进一步增大时,流量增大会使得供应路流阻增大,导致涡轮压降变小,因此对涡轮功率和力矩的影响需通过仿真进行判断。

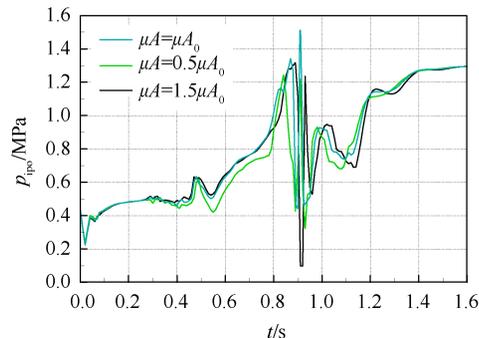
如图 10 所示,涡轮喷嘴当量流通面积由  $0.5\mu A_0$  变化至  $\mu A_0$ ,提升了预压泵加速效果,表明此时涡轮流量的增大对功率和力矩的影响占主导;但由  $\mu A_0$  变化至  $1.5\mu A_0$ ,加速效果不升反降,表明此时涡轮压降的降低对涡轮功率和力矩的影响占主导。



(a) LOX turbine flow and pressure drop



(b) Boost pump speed



(c) Main pump inlet pressure

Fig. 10 Effect of LOX turbine nozzle flow area on boost pump acceleration

## 4.3 氦起动涡轮加速起旋预压泵

图 2(b) 所示的氦起动涡轮加速起旋预压泵方案,如果要达到图 7、图 8 所示液氧涡轮方案的加速起旋效果,即在原汽蚀时间段(图 4 中 0.86~0.94s)使预压泵转速达到  $3 \times 10^3$  r/min 以上,可采用 0.6 kg/s 氦气驱动压比为 30 的冲击式两级涡轮,见图 11,起动涡轮工作时段为 0.2~1.0s。

在图 11 的计算中,起动涡轮的中径因预压泵结构尺寸的限制不可能太大,同时转速主要由预压泵负载力矩特性决定,也较低,而为提高绝热功,选用了高涡轮压比,这使得起动涡轮的速比很小,仅为 0.02,从而导致涡轮效率很低,仅为 9%。由于涡轮效率的限制,进一步降低氦气用量是困难的。

对于地面起动的发动机,氦气可由地面供应。

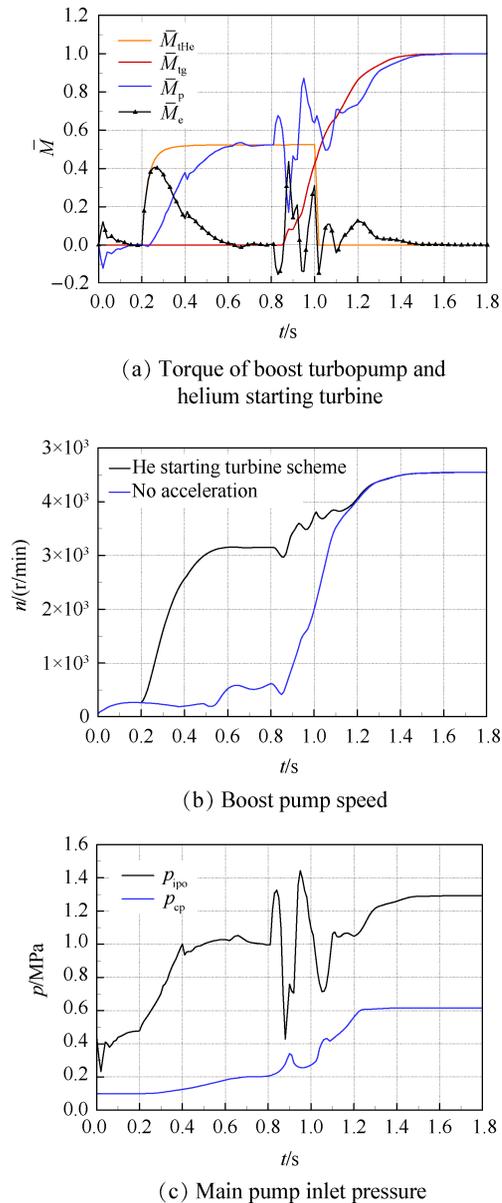


Fig. 11 Calculated results for scheme of boost pump accelerated by helium starting turbine

对于高空起动的发动机,氦气可由箭体高压气瓶供应。另外,在起动前以更小流量的氦气吹起动涡轮,还可加速发动机预冷过程,减小氧化剂耗量。

## 5 结论

通过对两种预压泵加速起旋方案的研究,得到以下结论:

(1) 预压泵加速起旋的设计目标是消除液氧煤油补燃发动机起动过程,尤其是推力室点火前的预压泵阻力工作区,提高主泵入口压力,适应低入口压力起动需求。

(2) 采用液氧涡轮加速起旋预压泵,气液系统增加液氧涡轮供应路,预压泵除增加液氧涡轮喷嘴和

集液环外结构不变。采用氦起动涡轮加速起旋预压泵,由地面或箭体供应高压氦气,预压泵同轴设起动涡轮和端面密封,泵结构和流路变化较大。

(3) 对于液氧涡轮加速起旋预压泵方案,在发动机质量和尺寸允许的前提下,涡轮供应路应尽量增大口径、缩短长度,从而减小压力损失,提高涡轮流量和压降,增大涡轮力矩,提升预压泵加速起旋效果。涡轮喷嘴当量流量面积同时影响涡轮流量和压降,需通过起动仿真优化确定。

(4) 对于氦起动涡轮加速起旋预压泵方案,因起动涡轮低速比所致的低效率,是制约氦气用量降低的瓶颈。

致谢:感谢载人航天预先研究项目的资助。

## 参考文献

- [1] 张贵田. 高压补燃液氧煤油发动机[M]. 北京:国防工业出版社, 2005.
- [2] 李向阳, 王晓峰, 宣统, 等. 液氧/煤油发动机煤油预压涡轮泵技术[J]. 火箭推进, 2009, 35(1): 16-20.
- [3] Ромасенко Е Н. Бустерный Турбонасосный Агрегат [P]. RU: 2016534 C1, 1996-09-25.
- [4] Каторгин Б И, Чванов В К, Деркач Г Г, т е. Жидкостный Ракетный Двигатель с Дожиганием Турбогаза[P]. RU: 2158839 C2, 1999-01-21.
- [5] Demyanenko Y V, Dmitrenko A I, Kalitin I I, et al. Experience of Developing Liquid Propulsion Rocket Engine Assembly Feed Systems Using Boost Turbopump Units [R]. AIAA 2003-5072.
- [6] Demyanenko Y V, Dmitrenko A I, Pershin V K. Boost Turbopump Assemblies for Hydrogen-Oxygen Liquid Propellant Rocket Engines[R]. AIAA 2004-3685.
- [7] Van Hooser K P, Bradley D P. Space Shuttle Main Engine—The Relentless Pursuit of Improvement [R]. AIAA 2011-7159.
- [8] Sutton G P, Biblarz O. Rocket Propulsion Elements[M]. New Jersey: John Wiley & Sons, Inc., 2017.
- [9] Ромасенко Е Н. Опыт Разработки и Применения Схемы Кислородного Бустерного ТНА ЖРД со Сбросом Газа после Турбины БТНА на Вход в Основной Насос[J]. Труды НПО Энергомаш Имени Академика В. П. Глушко, 2001, (19): 139-157.
- [10] Bruno C, Accettura A G. Advanced Propulsion Systems and Technologies, Today to 2020[M]. Virginia: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2008.
- [11] Katorgin B I, Chelkis F J, Limerick C D. The RD-170,

- a Different Approach to Launch Vehicle Propulsion [R]. *AIAA* 93-2415.
- [12] 邢继发. 世界导弹与航天发动机大全[M]. 北京:军事科学出版社, 1999.
- [13] Katargin B I, Chvanov V K, Chelkis F Y, et al. Atlas with RD-180 Now[R]. *AIAA* 2001-3961.
- [14] 高朝辉, 刘 宇, 肖 肖, 等. 垂直着陆重复使用运载火箭对动力技术的挑战[J]. 火箭推进, 2015, 41(3): 1-6; 45.
- [15] 徐大富, 张 哲, 吴 克, 等. 垂直起降重复使用运载火箭发展趋势与关键技术研究进展[J]. 科学通报, 2016, 61(32): 3453-3467.
- [16] Matteo F D, Rosa M D, Onofri M. Start-Up Transient Simulation of a Liquid Rocket Engine [R]. *AIAA* 2011-6032.
- [17] Беляев Е Н, Черваков В В. Математическое Моделирование ЖРД [М]. Москва: Издательство МАИ-ПРИНТ, 2009.
- [18] 曹泰岳. 火箭发动机动力学[M]. 长沙: 国防科技大学出版社, 2004.

(编辑:朱立影)