

某四机并联试车推进剂供应特性研究

王朝,唐斌运,李大海,朱小刚

(西安航天动力试验技术研究所,陕西 西安 710100)

摘要:采用计算流体力学方法,对某型号发动机四机并联试车推进剂供应管路所采用的分流管组件在发动机稳态工况下的推进剂流动特性进行仿真计算,并对分流管组件在发动机启动过程所产生的瞬变流动特性进行分析。计算表明,采用分流管分流的四机并联试车各发动机入口速度场与压力场均匀,可以满足发动机启动过程管道瞬变流动的要求。试验结果证明,数值计算的方法可以对推进剂供应管路设计与改进进行有效指导,对试验结果进行预测。

关键词:四机并联试车;推进剂供应;稳态流动;瞬变流动

中图分类号:V433.9-34 **文献标识码:**A **文章编号:**1672-9374(2018)03-0062-06

Research on propellant supply characteristics of a four-engine parallel test

WANG Chao, TANG Binyun, LI Dahai, ZHU Xiaogang

(Xi'an Aerospace Test Technology Research Institute, Xi'an 710100, China)

Abstract: Under the steady-state working condition of a four-engine parallel test, the flow characteristics in the propellant supply pipe with manifold assembly were simulated with CFD method. In addition, the transient flow characteristics of the manifold assembly was also analyzed during the engine startup. The calculated results show that the uniformity of velocity field and pressure field at each engine inlet in the four-engine parallel test with manifold can meet the requirements of transient flow in the pipes during engine startup. The test results show that the numerical calculation method can effectively guide the pipe design and improvement of the propellant supply system and predict the test results.

Keywords: four-engine parallel test; propellant supply; steady-state flow; transient flow

0 引言

某型号液氧/煤油发动机四机并联试车是我国新一代运载火箭研制的重要内容,通过四机并联试车,更全面考核运载火箭工作可靠性,降低新型号火箭发射的系统风险。某型号四机并联试车发动机推进剂入口管路采用总供应管路分流的方式,对

发动机氧化剂与燃料的入口压力、流速及均匀性提出很高的要求。四机并联发动机在启动过程中由于管道的长径比较大,四支入口管路不完全对称及发动机启动过程管路的惯性流阻影响,可能会产生四机并联发动机推进剂管路的局部汽蚀,影响各发动机正常启动。为此,需要设定合适的初始启动压力,并对发动机启动过程整个分流管路的瞬变流动

收稿日期:2017-06-28;修回日期:2017-11-09

作者简介:王朝(1983—),男,硕士,高级工程师,研究领域为火箭发动机试验技术

特性进行分析计算,保证各发动机启动的可靠性。

1 四机分流管路简介

为了满足四机并联发动机推进剂管路入口压力及流速要求,并保证四机分流管路空间布置的合理性,设计了四台并联试车发动机氧化剂路及燃料路分流管路。推进剂分流管路结构为沿主管路径向辐射式分流的管路结构。其中液氧分流管为主管路 DN300 主管路配以四组 DN150 分流支路;燃料分流管为主管路 DN200 主管路配以四组 DN100 分流支路。分流管路由试车台推进剂供应主管路及启动容器下侧引出。

2 推进剂供应数学模型

2.1 稳态过程流体力学模型

对于推进剂管路稳态流动,可以认为液氧及煤油均为不可压缩流体,应满足如下流体力学方程:

连续性方程:

$$\frac{\partial u_x}{\partial x} + \frac{\partial u_y}{\partial y} + \frac{\partial u_z}{\partial z} = 0 \quad (1)$$

动量方程

$$\rho \frac{d\bar{u}}{dt} = \rho \bar{f} - \text{grad}(p) + \frac{\mu}{3} \text{grad}(\nabla \cdot \bar{u}) + \mu \nabla^2 \bar{u} \quad (2)$$

可以认为四机并联分流管在流动过程中无热交换,忽略能量方程。采用 FLUENT 仿真软件,运用 $k-\varepsilon$ 模型,对液氧分流管路、煤油分流管路的稳态流动特性进行研究。对四机并联试验推进剂液氧及煤油供应分流管道进行三维建模,分流管路入口压力液氧为 $p_{i0} = 0.3483 \text{ MPa}$ 、煤油为 $p_{if} = 0.2803 \text{ MPa}$;分流管出口液氧流速为 $v_o = 4.32 \text{ m/s}$ 、煤油流速为 $v_f = 2.33 \text{ m/s}$ 。

对于分流管,引入压力不均匀系数 σ_p 以评定四个分流管发动机入口压力的不均匀性。

$$\sigma_p = \sqrt{\frac{\int_A (p - \bar{p})^2 dA}{A}} \quad (3)$$

其中 \bar{p} 为发动机入口压力的平均值

$$\bar{p} = \frac{\int_A p dA}{A} \quad (4)$$

为便于分析,分别引入压力偏差比例及压力不均匀波动率衡量各分流管压力的均匀性。其中,压力偏差比例用于衡量各分流管与总平均压力的偏差:

$$C = \frac{p - p_e}{\bar{p}} \quad (5)$$

压力不均匀波动率用于衡量各发动机入口推进剂压力的不均匀性:

$$A = \frac{\sigma_p}{p} \quad (6)$$

通过统计的方法对仿真结果进行处理,可认为仿真结果每一相应微元面积为 dA ,其相应的压力为 p 。

2.2 四机分流推进剂供应系统瞬变流动动力学模型

液体火箭发动机启动过程是一个复杂的液、气、燃烧耦合的过程,对发动机启动过程中推进剂瞬变流动过程的仿真需要进行系统建模。本文在对历次试车数据基础上,综合历次该型号发动机启动阶段流量变化率,建立四机并联发动机启动过程管路瞬变流动动力学模型。

对于所研究的推进剂供应管路,可将其等效为带有集中参数的系统。对于本文四机并联发动机推进剂供应管路系统,采用集中参数的方法建立推进剂组元动力学方程及连续性方程,如式(7)和式(8)所示:

$$j \frac{dQ}{dt} = p_i - p_e - \frac{1}{\rho} \xi Q^2 \quad (7)$$

$$Z \frac{dp}{dt} = Q_i - Q_e \quad (8)$$

式中: ξ 为管路折算流阻系数, $1/\text{m}^4$; $Z = V/\alpha$ 为积损失系数,其中: V 为管道容积, m^3 ; α 为流体经过该段声速; ρ 为流体密度,对于液氧,取 1143 kg/m^3 、煤油取 835 kg/m^3 ; j 为惯性损失系数,对于四机并联系统,液氧系统等效惯性系数为 $442.83/\text{m}$,煤油系统等效惯性系数为 $997.6/\text{m}$ 。

对(7)和(8)式建立差分方程,采用 MATLAB 编程方法进行该型号发动机四机并联启动计算。本文中发动机通过火药启动器点火驱动启动涡轮起旋,发动机启动速率较快,在 1.0 s 左右即完成了产品启动。可以认为,发动机启动过程完全依靠启

动容器进行启动,推进剂供应管路系统建模由启动容器至发动机。

3 计算结果

3.1 四机并联分流管稳态流动特性

采用流体仿真软件对四机并联分流管路稳态流动特性进行分析,并采用后处理软件对分析结果

进行处理与试验数据进行对比。

图 1(a)和图 1(c)为煤油分流管煤油在额定工况下流动特性仿真计算结果,分流管内煤油压力场变化均匀,分流效果理想,其中较高压力位于煤油总管路拐角处、较高速度分布位于分流管分叉处,最高压力为 0.34 MPa、最高速度为 3.2 m/s,均满足试车要求。

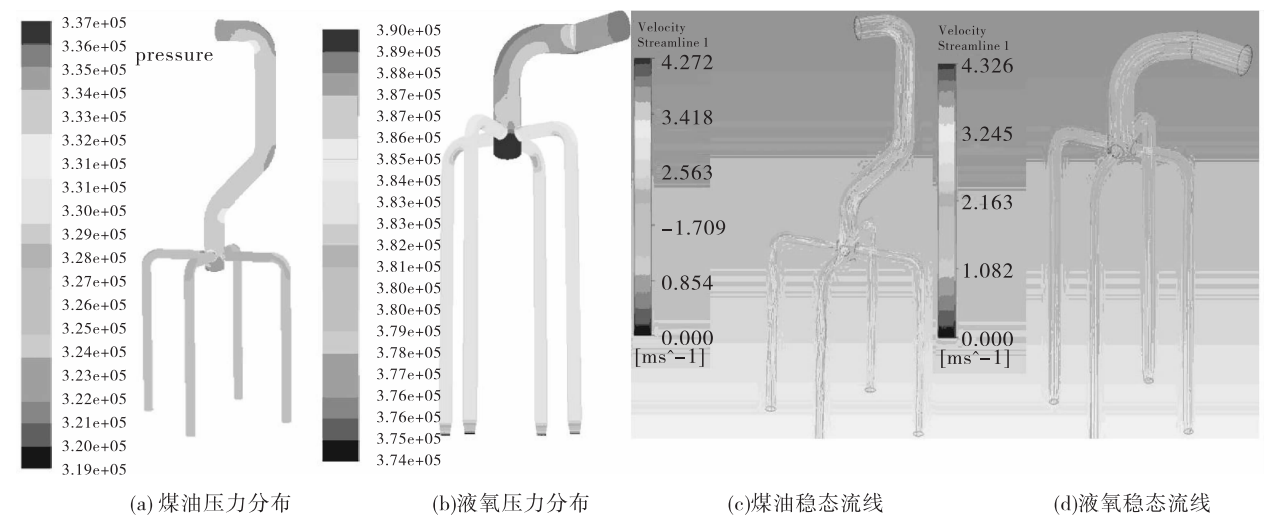


图 1 煤油、液氧分流管稳态压力分布及流线图

Fig. 1 Steady-state pressure distribution and streamline diagrams of kerosene and LOX manifolds

图 1(b)和图 1(d)为液氧分流管在额定工况下流动特性计算结果,由图可见,分流管内液氧压力场变化均匀,分流效果理想,其中较高压力位于分流管盲腔处,最高压力为 0.39 MPa、最高速度为

4.3 m/s,满足试车要求。

根据式(3)~(6)对仿真结果进行统计分析,分别得出液氧分流管出口平均压力及压力不均匀系数,如表 1 所示。

表 1 液氧分流管出口稳态流动特性

Tab. 1 Steady-state flow characteristic at outlet of LOX manifold

参数	符号及单位	数值			
		1#液氧 分流管	2#液氧 分流管	3#液氧 分流管	4#液氧 分流管
平均压力	\bar{p} /MPa	0.338 563	0.340 642	0.344 202	0.344 268
与平均压力偏差比例	$C\%$	7.760 164	3.679 4	-6.733	-6.93
压力不均匀系数	σ_p /MPa	0.001 18	0.001 21	0.001 24	0.001 33
压力不均匀波动率	$A\%$	3.485 319	3.552 116	3.602 536	3.863 269
分流管出口总平均压力	p_e /MPa	0.341 9			
入口压力	p_i	0.348 3			
压力差	Δp /MPa	0.005 406 25			
分流管局部阻力系数	ζ	2.900 972 82			

由表 1 可以看出,四个液氧分流管至发动机泵前入口处压力偏差比例不超过 8‰。分流管出口处压力稳定,压力不均匀系数很小,压力不均匀波动率不到 4‰。

表 2 为煤油分流管出口稳态流动特性。由表 2 可以看出,四个煤油分流管至发动机泵前入口处压力偏差比例不超过 3‰。分流管出口处压力稳定,压力不均匀系数很小,压力不均匀波动率不到 2‰。

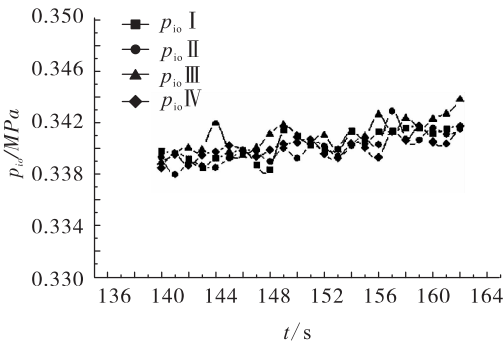
引用发动机稳态工况下实测泵前压力数据,如

图 2 所示,其中, $p_{io}I \sim p_{io}IV$ 为液氧分流管各支管进入发动机入口压力; $p_{if}I \sim p_{if}IV$ 为煤油分流管各支管进入发动机入口压力。通过比较可见,数值仿真结果与煤油、液氧泵前压力实测数据基本吻合,煤油及液氧四机分流泵前管压力变化稳定。由表 1、表 2 及图 2 数据可见,四机分流管路液氧泵前压力波动较煤油泵前压力波动大,是由于液氧汽化后引起较大的压力波动。

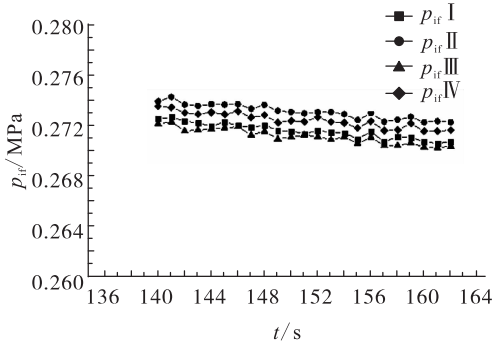
表 2 煤油分流管出口稳态流动特性

Tab. 2 Steady-state flow characteristic at outlet of kerosene manifold

参数	符号及单位	数值			
		1#煤油 分流管	2#煤油 分流管	3#煤油 分流管	4#煤油 分流管
平均压力	\bar{p} /MPa	0.272 7	0.272 1	0.271 7	0.271 5
压力偏差比例	$C\%$	2.574	0.368	-1.1	-1.8
压力不均匀系数	σ_p /MPa	0.000 535	0.000 512	0.000 513	0.000 487
压力不均匀波动率	$A\%$	1.962	1.882	1.888	1.794
分流管出口总平均压力	p_e /MPa	0.272			
入口压力	p_i	0.280 3			
压力差	Δp /MPa	0.008 331			
分流管局部阻力系数	ζ	4.225 220 59			



(a)液氧泵前压力特性



(b)煤油泵前压力特性

图 2 液氧/煤油四机泵前压力特性

Fig. 2 Pressure characteristics before pumps of four LOX/Kerosene engines

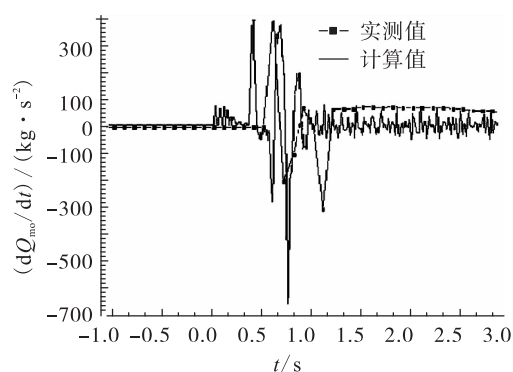
3.2 四机并联发动机启动过程管路流动特性

通过对历次试车数据进行整理归纳,建立发动

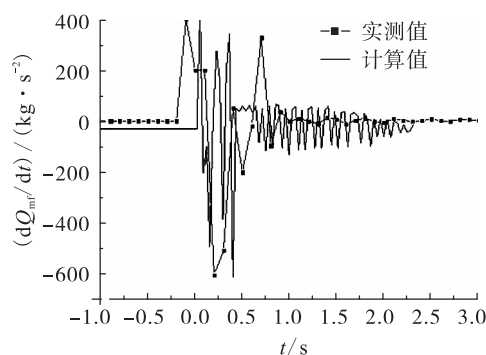
机启动过程流量变化率模型。图 3 为发动机启动至 3 s 时,液氧及煤油主管路流量变化率建模结果,并

与液氧主管路、煤油主管路 3[#] 流量计所测得的流量 Q_{m3} 和 Q_{m03} 变化率相比较,其中 dQ_{mf}/dt 为燃料流量的变化率, dQ_{mo}/dt 为液氧流量的变化率。由图可见,随着发动机启动,推进剂主管路内液氧及煤油

流速迅速增大,并出现剧烈波动,其液氧、煤油最大流量变化率均维持在 $-700 \sim 400 \text{ kg/s}^2$ 范围内,且峰值持续时间不超过 0.2 s。



(a)液氧主管路流量变化率



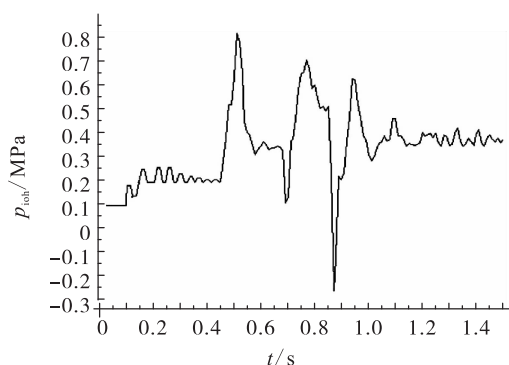
(b)煤油主管路流量变化率

图 3 四机并联发动机启动液氧/煤油主管路流量变化率

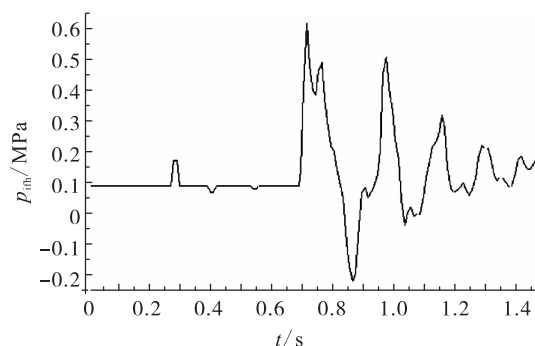
Fig. 3 Flow rate changes in main pipeline of LOX/kerosene during startup of four parallel engines

通过数值仿真,计算了推进剂管路系统在发动机入口无压力时的水击压力的情况,如图 4 所示,其中 p_{ioh} 为液氧管路水击压力, p_{ifh} 为燃料管路水击压力。在发动机入口压力为 0 的情况下,液氧分流管出现水击压力凹坑,最大值为 0.3 MPa、煤油水击压

力凹坑,最大值为 0.26 MPa。为保证发动机启动过程不产生汽蚀,应保证液氧主管路至少 0.3 MPa、煤油泵前管路至少 0.26 MPa 压力下启动,加上稳态流阻,初步确定液氧泵前入口压力为 0.4 MPa、煤油泵前为 0.3 MPa 下启动。



(a)液氧分流管路



(b)煤油分流管路

图 4 液氧/煤油分流管路零压情况下瞬变流动特性

Fig. 4 Transient flow characteristic of LOX /kerosene manifold under zero pressure condition

重新定义边界条件,设定液氧入口压力为 0.4 MPa、煤油入口为 0.3 MPa,进行数值计算。液氧及煤油分流管水击压力如图 5 所示,其中 p_{ioh} 为液氧管路水击压力, p_{ifh} 为燃料管路水击压力,与试验数据相比较可见,液氧入口压力为 0.4 MPa、煤油入

口压力为 0.3 MPa 时,四机并联发动机可正常启动。其最大水击压力液氧约为 1.2 MPa、煤油约为 0.9 MPa,水击压力变化规律与实际试验结果基本吻合。说明通过数值计算四机分流管路启动水击压力,以确定四机并联发动机启动泵前压力的方法基本可行。

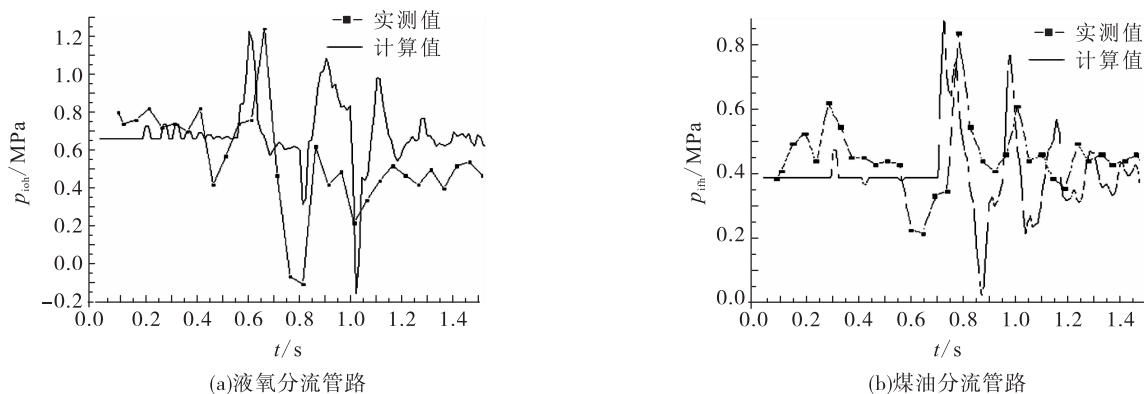


图5 调整后液氧/煤油分流管路瞬变流动特性

Fig. 5 Transient flow characteristic of regulated LOX/kerosene manifold

4 结论

1) 四机分流管方案在发动机正常稳态工作时,可以保证发动机入口推进剂压力不均匀波动率液氧小于4‰、煤油小于2‰,很好地保证了四机并联推进剂的稳定供应。

2) 通过仿真计算与试验验证,当煤油泵前压力为0.3 MPa、液氧泵前压力为0.4 MPa时,四机并联发动机启动正常,启动过程平稳。

3) 采用计算机辅助计算的方法对四机并联发动机推进剂供应瞬变特性及稳态特性进行仿真,可以有效指导发动机试验入口压力的确定。另外,对未来发动机虚拟试验具有一定参考意义。

参考文献:

- [1] 李福昌. 运载火箭工程[M]. 北京:中国宇航出版社,2002.
- [2] 修泽尔 D K. 液体火箭发动机现代工程设计[M]. 朱宁昌译. 北京:中国宇航出版社,2004.
- [3] 张铭远. 高等流体力学[M]. 西安:西安交通大学出版

社,2006.

- [4] 龙天渝. 计算流体力学[M]. 重庆:重庆大学出版社,2007.
- [5] 陶文铨. 数值传热学[M]. 西安:西安交通大学出版社,1998.
- [6] 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.
- [7] 张国忠. 管道瞬变流动分析[M]. 北京:石油大学出版社,1994.
- [8] 张韵华. 数值计算方法与算法[M]. 北京:科学出版社,2006.
- [9] 杨永强,刘红军,徐浩海,等. 补燃循环发动机强迫启动研究[J]. 火箭推进,2011,37(2):14-18.
YANG Yongqiang, LIU Hongjun, XU Haohai, et al. Research on forced start-up of staged combustion engine [J]. Journal of rocket propulsion, 2011, 37(2): 14-18.
- [10] 陈宏玉,刘红军. 补燃循环发动机推力调节过程建模与仿真研究[J]. 火箭推进,2014,40(1):18-24.
CHEN Hongyu, LIU Hongjun. Modeling and simulations on the thrust regulation process of staged combustion cycle rocket engine[J]. Journal of rocket propulsion, 2014, 40(1): 18-24.

(编辑:陈红霞)