

某型膨胀循环发动机高空模拟试验方案研究

黄仕启, 李锦江, 孙慧娟
(北京航天动力研究所, 北京 100076)

摘要: 某型膨胀循环发动机在研制初期基于环境压力可能对膨胀循环发动机起动加速性有较大影响的考虑, 采用了全程主动引射高空模拟试验方案, 试验结果显示环境压力对发动机起动加速性的影响较小。发动机室压和喷管面积比是影响引射方式的主要参数, 该型膨胀循环发动机与采用被动引射的某型燃气发生器循环发动机参数相当, 这为该型膨胀循环发动机采用被动引射提供了可能, 并对膨胀循环发动机采用被动引射高空模拟试验方案的可行性进行仿真研究。

关键词: 膨胀循环发动机; 高空模拟; 主动引射; 被动引射

中图分类号: V433.9-34 文献标识码: A 文章编号: 1672-9374(2017)05-0039-06

Research on altitude simulation test scheme for expand cycle engine

HUANG Shiqi, LI Jinjiang, SUN Huijuan
(Beijing Aerospace Propulsion Institute, Beijing 100076, China)

Abstract: Based on the principal that the starting acceleration performance of an expand cycle engine was possibly affected by the ambient pressure in its developing beginning phase, a test scheme of the positive ejection altitude simulation was selected. The test results show that the ambient pressure affects the starting acceleration performance slightly, the chamber pressure and nozzle area ratio of the expand cycle engine are the main parameters affecting the ejection form, and the parameters of a certain gas generator cycle engine with passive ejection are quite same as that of the expand cycle engine, which provide a possible selection for the expand cycle engine to adopt the passive ejection form. Therefore, the feasibility research on the passive ejection altitude simulation test scheme for the expand cycle engine is carried out in this paper.

Keywords: expand cycle engine; altitude simulation; positive ejection; passive ejection

0 引言

上面级发动机为了提高发动机的比冲通常采

用面积比较大的喷管, 而受环境压力的影响, 大面积比喷管在地面试验时会处于不满流的工作状态, 无法获得发动机的高空性能, 所以上面级发

收稿日期: 2017-03-17; 修回日期: 2017-06-20

作者简介: 黄仕启 (1981—), 男, 高级工程师, 研究领域为液体火箭发动机系统设计

动机需要进行高空模拟试验,使发动机在模拟高度的压力环境下处于满流状态,获得发动机在高空工作时的推力、比冲等性能参数。

发动机的高空模拟试验方式有两种(如图1所示):一是被动引射,由发动机和超音速扩压器组成,是应用较为简单的高空模拟试验方式,属于自身引射装置,可靠性高,但只能用于发动机的低高空环境模拟中,我国某型燃气发生器循环发动机(喷管面积比 $\varepsilon=80$)采用该种形式的引射系统;二是主动引射,由超音速扩压器接蒸汽引射系统组成,能够模拟较低的高空环境压力,一般用于具有大面积比喷管的发动机高空模拟试验中,欧洲 VINCI 发动机(喷管面积比 $\varepsilon=243$)采用该种形式的引射系统。

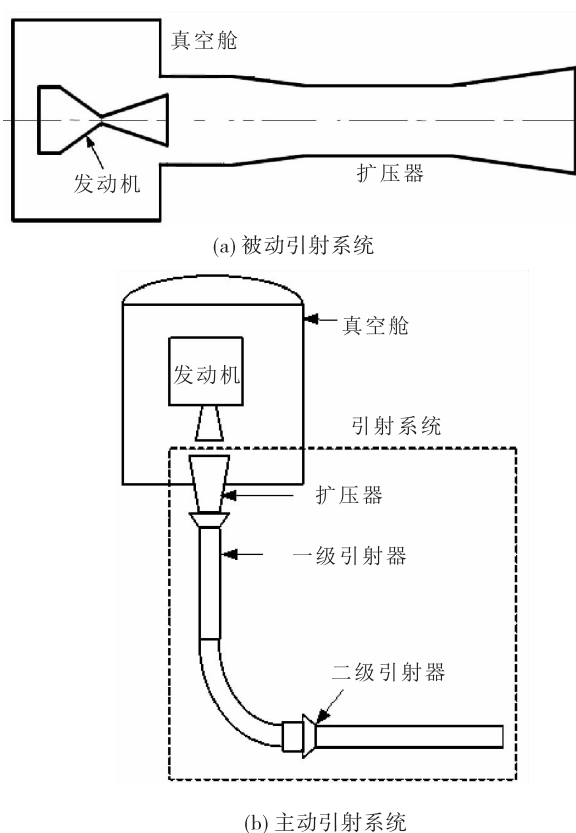


图1 两种引射形式的高空模拟试验系统示意图

Fig.1 Schematic diagram of two altitude simulation test systems with different ejection forms

某型膨胀循环发动机在研制初期基于环境压力可能对膨胀循环发动机起动加速性有较大影响的考虑采用了全程主动引射高空模拟试验方案,

试验结果显示环境压力对发动机起动加速性的影响较小。而对于影响引射方案的发动机室压和喷管面积比等参数,该膨胀循环发动机与采用被动引射方案的某型燃气发生器循环发动机基本相当,这为该膨胀循环发动机采用被动引射试验方案提供了可能。因此基于简化试验系统的考虑,本文以某型膨胀循环发动机被动引射高空模拟试验方案为研究对象,对其采用被动引射方案的可行性进行仿真研究。

1 被动引射系统的工作原理

发动机点火后,燃气从喷管排出,随着燃烧室压力的升高,燃气在喷管喉部达到音速,燃烧室压力进一步升高,喷管内的正激波会从喉部向出口移动,当正激波离开喷管出口,在引射器收缩段起始位置发出斜激波,此斜激波在二次喉道起始段附近相交并反射,形成反射斜激波,该反射斜激波打在管道壁面上,由于激波附面层干扰,引起附面层分离,形成反射激波,而后又形成一系列复杂的激波系,这些波系对超音速气流起减速增压的作用,并最终从超音速流动变为亚音速流动,而压力经扩张段作用后进一步升高,在出口接近环境压力,直至在远场达到环境压力。引射器内激波系分布示意图如图2所示。激波系在引射器内的传播会产生低压区,喷管周围的空气便与超音速气流一起被驱开,即受到超音速气流的引射而被排到大气中。因此,利用发动机和引射器的组合工作,就能在喷管周围产生并保持低压环境,使喷管处于满流工作状态。

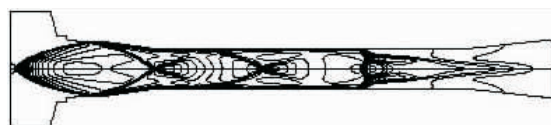


图2 被动引射系统工作原理示意图

Fig.2 Schematic diagram for operating principle of passive ejection system

2 膨胀循环发动机被动引射试验方案

2.1 某型燃气发生器循环发动机被动引射试验仿真

某型燃气发生器循环发动机被动引射试验系

统如图1(a)所示,对该试验系统进行仿真分析。图3为发动机起动过程中真空舱压力随发动机室压的变化曲线,真空舱压力可表征引射系统的抽吸速度,计算获得的引射系统的抽吸速度稍高于发动机实测值,但变化趋势基本一致,即真空舱压力随着发动机的起动会出现先上升再下降的变化过程。

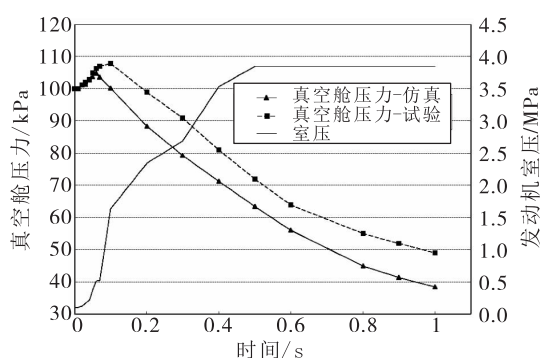


图3 发动机真空舱压力随室压变化的试验和仿真曲线

Fig. 3 Variation of pressure in engine vacuum cabin with chamber pressure for test

仿真计算的引射器抽吸速度高于试验测试值,主要原因是计算模型与发动机试验状态存在以下几个方面的差异:

1) 喷管出口与扩压器内壁间隙 δ 的影响

该间隙的大小影响扩压器的极限真空度和起动速度,间隙越小,真空度越高,但起动速度会变慢。计算模型中该间隙取设计值41.5 mm,而试车中的实测值为32 mm,并且存在一定的偏心度,该差异会引起起动速度变慢。

2) 喷管冷却

额定工况下,有约200 g/s的气氢冷却大喷管后排入机舱,在扩压器的起动过程中,部分喷管冷却气氢可能会成为扩压器的负载,从而引起扩压器的起动速度变慢。

3) 燃气物性

起动过程中燃气的物性对扩压器的起动特性具有一定影响,尤其是燃气比热和绝热指数,为简化计算在仿真过程中燃气比热和绝热指数均设置为固定值。

4) 机舱泄漏

工作过程中机舱可能存在泄漏,外界空气进入机舱,引起引射负载增加,引起起动速度变慢。

5) 减压阀耗气、吹除气体

发动机起动前期会进行机舱吹氮气、推力室和发生器氧头腔高压吹氮气,并且发动机工作过程中减压阀全程耗气,该部分引射负载在计算中未考虑,也会引起起动速度变慢。

被动引射系统起动过程中温度和马赫数分布如图4所示。被动引射系统随发动机室压的快速爬升而起,起动初期0.13 s时刻温度云图显示存在燃气瞬时返入机舱的现象,在实际试车中通过机舱温度测点可监测到该现象,但燃气返舱时间短,随着发动机工况的爬升该部分燃气很快被引射,不会对发动机正常起动产生影响。

计算模型与实际试验系统存在差异的因素会引起仿真获得的起动速度稍快于试验测试值,但不会影响扩压器的最终起动,并且计算模型很好的捕捉到了起动过程中燃气返舱的过程,所以该计算模型具有较高的准确度,可用于定性研究被动引射系统的起动特性。

2.2 某型膨胀循环发动机被动引射试验仿真

利用某型燃气发生器循环发动机被动引射系统建立的计算模型进行膨胀循环发动机被动引射系统的工作过程仿真。

图5为膨胀循环发动机起动初级阶段0~0.9 s内的温度和马赫数分布,该阶段发动机室压低于0.2 MPa,流动状态的特点:

1) 该阶段发动机内燃气基本为流动能量较弱的亚音速状态,在喷管和扩压器内处于自由扩散状态,燃气引射能力较弱;

2) 高温燃气通过喷管与扩压器的间隙回流至机舱内,使机舱处于高温燃气环境中,对发动机的正常工作带来不利影响。

膨胀循环发动机起动过程中1.0~1.9 s温度和马赫数分布(图6),发动机起动0.9 s后室压快速爬升,燃气主流很快达到超音速后具有一定引射能力,机舱压力降低,扩压器进入快速起动阶段。在此过程中由于燃气流量快速增加会有

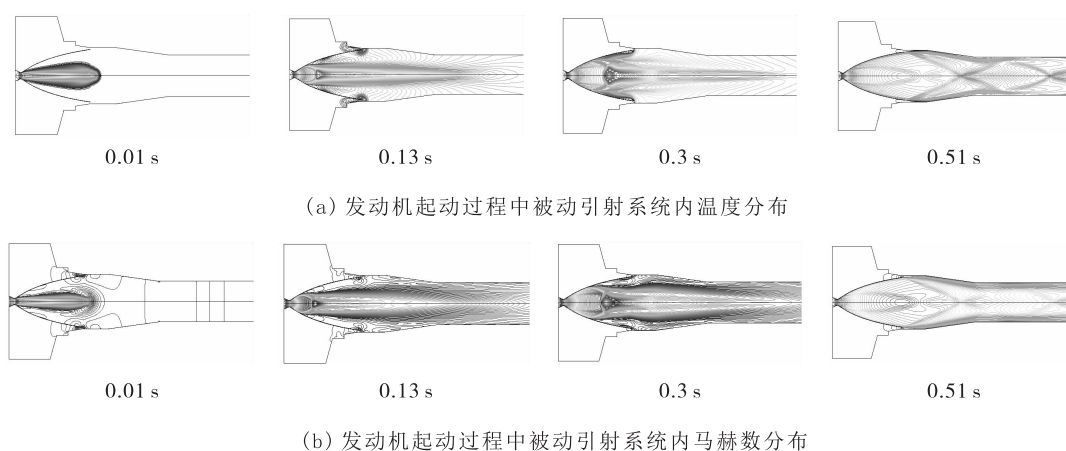


图4 发动机起动过程中被动引射系统内温度和马赫数分布

Fig. 4 Distribution of temperature and Mach number in passive ejection system in process of engine start-up

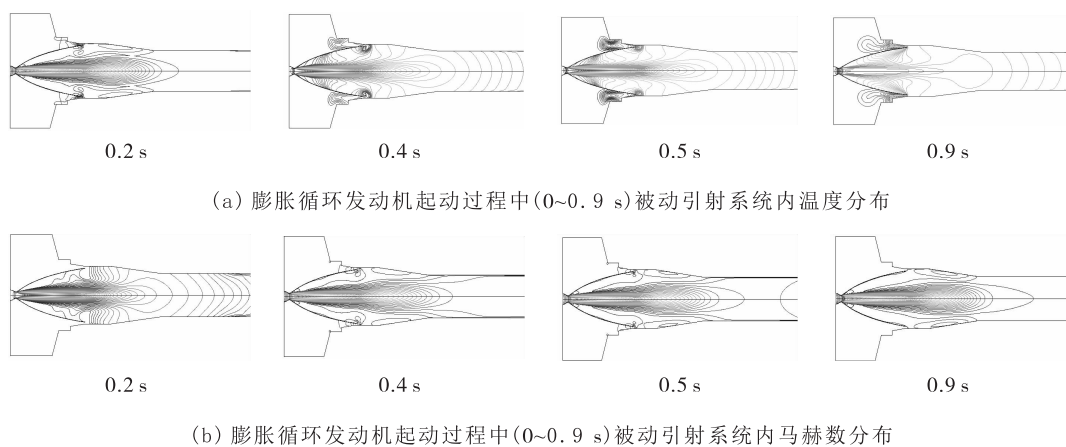


图5 膨胀循环发动机起动过程中(0~0.9 s)被动引射系统内温度和马赫数分布

Fig. 5 Distribution of temperature and Mach number in passive ejection system after expand cycle engine start-up (0 ~ 0.9 s)

燃气瞬时返入机舱,随着工况提高,燃气引射能力增强,返入机舱的燃气会被迅速引射至扩压器,该现象与燃发器循环发动机的起动过程类似,不会对发动机的正常工作产生影响。

膨胀循环发动机被动引射计算表明,依靠发动机后期工况的快速爬升扩压器可完成起动,但在发动机整个起动初期0~0.9 s内(图5)高温燃气会回流至机舱,使发动机处于较长时间的高温燃气环境中,可能会对发动机的正常工作产生不利影响,对发动机的热防护带来挑战。

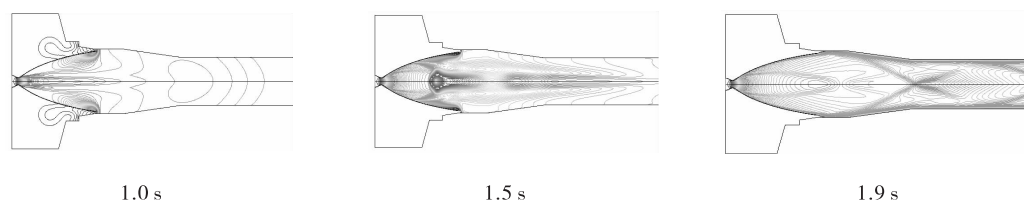
2.3 膨胀循环发动机被动引射试验

针对膨胀循环发动机起动初期机舱会处于高

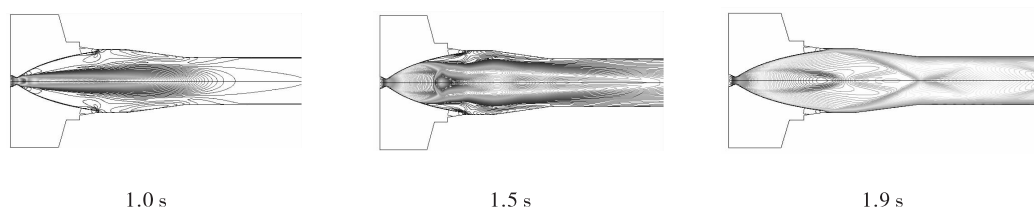
温燃气状态的问题,拟采取在起动初期机舱吹氮的方式在机舱内部建立正压环境,防止处于自由扩散状态的高温燃气进入机舱对发动机造成影响。

计算表明,机舱吹氮气后在机舱内形成一定的正压,高温燃气无法进入机舱,为发动机提供了很好的工作环境。在发动机起动0.9 s后关闭机舱吹氮,被动引射系统依靠发动机工况的快速爬升而起动。

图7为被动引射系统主级工作段马赫数分布,可以看到引射系统主级段激波系的第一波阵面位于二次喉道扩压器的中后部,表明扩压器工作正常,并且具有较高的工作稳定裕度。



(a) 膨胀循环发动机起动过程中(1.0~1.9 s)被动引射系统内温度分布



(b) 膨胀循环发动机起动过程中(1.0~1.9 s)引射系统内马赫数分布

图6 膨胀循环发动机起动过程中(1.0~1.9 s)被动引射系统内温度和马赫数分布

Fig. 6 Distribution of temperature and Mach number in passive ejection system after expand cycle engine start-up (1.0 ~ 1.9 s)

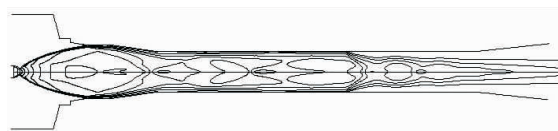


图7 主级工作段被动引射系统内Ma数分布

Fig. 7 Distribution of Mach number in passive ejection system in main working section

3 结论

本文借助经过试验验证的高空模拟试验系统数值仿真模型对膨胀循环发动机被动引射高空模拟试验方案进行仿真研究。

1) 膨胀循环发动机由于其自身起动方式的特殊性,起动过程中存在较长时间的低工况工作阶段,该工况下燃气基本不具备引射能力,并且高温燃气回流至机舱对发动机高空模拟试验的正常工作产生不利影响,所以在被动引射系统中采用机舱吹氮措施,可避免发动机受回流高温燃气的影响。

2) 膨胀循环发动机历经起动初级工况后进入快速起动阶段,依靠发动机起动后期的快速起动能力,膨胀循环发动机可以实现被动引射高空模拟试验。

参考文献:

- [1] 周德兴,孟庆富. 固体火箭发动机测试与试验技术 [M]. 北京:宇航出版社,1994.
- [2] SCHÄFER Klaus. Altitude simulation bench for VINCI engine [C]// proceedings of 39th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit. Huntsville, Alabama, 2003: 20-23.
- [3] 徐万武,谭建国,王振国. 高空模拟试车台超声速引射器数值研究[J]. 固体火箭技术,2003,26(2):71-74
- [4] ASHOKKUMAR R, SANKARAN S. Investigation on the performance of second throat supersonic exhaust diffuser for starting higher area ratio nozzles; AIAA 2012-3294 [R]. USA: AIAA, 2012.
- [5] 朱子勇,李培昌,瞿骞. 某型号火箭发动机高空模拟试验中扩压器的数值计算与试验比较[J]. 航天器环境工程. 2010,27(4):231-237
- [6] 陈健,吴继平,王振国,徐万武. 高空模拟试验台主被动引射方案数值研究[J]. 固体火箭技术. 2011,34(1):126-129.
- [7] 张忠利. 超音速二次喉道扩压器气动特性研究[J]. 火箭推进. 2001,27(3):14-22.
ZHANG Zhongli. Research on aerodynamic characteristics of supersonic second-throat diffuser [J]. Journal of rocket propulsion, 2001, 27(3): 14-22.

- [8] YEN J C, SAUNDERS G P. Startup and shutdown simulations of a supersonic ejector-diffuser system using CESE method; AIAA 2007-5817 [R]. USA: AIAA, 2007.
- [9] 王永忠. 液体火箭发动机高空模拟试验及环境治理[J]. 火箭推进. 2000, 26(6): 8-20.
- WANG Yongzhong. Altitude simulation test and environmental governance of liquid rocket engine [J]. Journal of rocket propulsion, 2000, 26(6): 8-20.
- [10] ASHOKKUMAR R, SANKARAN S. Investigation on the performance of second throat supersonic exhaust diffuser for starting higher area ratio nozzles; AIAA 2012-3294 [R]. USA: AIAA, 2012.

(编辑:马 杰)

(上接第 27 页)

- [5] JONES J U, MOORE K C, PIKE J, et al. A method for designing lifting configurations for high supersonic speeds using axisymmetric flow field [J]. Archive of applied mechanics, 1968, 37(1): 56-72.
- [6] SOBIECZKY H, ZORES B, WANG Z. High speed flow design using the theory of osculating cones and axisymmetric flows [J]. Chinese journal of aeronautics, 1999, 12(1): 1-8.
- [7] GOONKO Y P, MAZHUL I I, MARKELOV G N. Convergent flow derived waveriders [J]. Journal of aircraft, 2000, 37(4): 647-654.
- [8] 李永洲, 张堃元. 基于马赫数分布可控曲面外/内锥形基准流场的前体/进气道一体化设计[J]. 航空学报, 2015, 36(1): 289-301.
- [9] RASMUSSEN M P. Waverider configurations derived from inclined circular and elliptic cones [J]. Journal of spacecraft and rockets, 1980, 17(5): 537-545.
- [10] TAKASHIMA N, LEWIS M J. Waverider configurations based on non-axisymmetric flow fields for engine-airframe integration; AIAA 1994-0380 [R]. USA: AIAA, 1994.
- [11] 刘传振, 白鹏, 陈冰雁, 等. 三维流场乘波体快速设计方法及多目标优化[J]. 宇航学报, 2016, 37(5): 535-543.
- [12] LOBBIA M A, SUZUKI K. Multidisciplinary design optimization of hypersonic transport Configurations using waveriders; AIAA 2014-2359 [R]. USA: AIAA, 2014.
- [13] OLSEN P E, NELSON R C. Vortex interaction over double delta wing at high angles of attack; AIAA 1989-2191 [R]. USA: AIAA, 1989.
- [14] RODI P E. The osculating flowfield method of waverider geometry generation; AIAA 2005-0511 [R]. USA: AIAA, 2005.
- [15] 段焰辉, 范召林, 吴文华. 定后掠角密切锥乘波体的生成和设计方法研究[J]. 航空学报, 2016, 37(10): 3023-3034.
- [16] 刘传振, 白鹏, 陈冰雁. 双后掠乘波体设计及性能优势分析[J]. 航空学报, 2017, 38(6): 120808.
- [17] DRAYNA T W, NOMPELIS I, CANDLER G V. Hypersonic inward turning inlets; design and optimization; AIAA 2006-297 [R]. USA: AIAA, 2006.
- [18] 李永洲, 张堃元, 孙迪. 马赫数可控的方转圆高超声速内收缩进气道实验研究[J]. 航空学报, 2016, 37(10): 2970-2979.

(编辑:陈红霞)