

滚控发动机燃气引流方案研究

付秀文, 杨建文, 石晓波, 周立新
(西安航天动力研究所, 陕西 西安 710100)

摘 要: 依据某型滚控发动机实际结构, 设计了 3 种燃气引流方案, 方案 1 采用喷管与引射直筒留有间隙的布局形式, 方案 2 采用喷管嵌入引射筒、引射筒后部接弯管的布局形式, 方案 3 采用喷管直接排入引射筒的布局形式。采用商业软件对 3 种方案的引流效果进行了数值仿真, 仿真结果表明方案 1 结构简单、易于实施, 能够满足燃气顺利排放条件; 方案 2 能够满足燃气引流, 但会产生较大轴向力; 方案 3 也可满足燃气引流, 但引射筒与喷管间隙较难控制; 综合分析得到方案 1 适合该滚控发动机燃气引流。

关键词: 滚控发动机; 燃气引流; 数值仿真

中图分类号: V434-34 **文献标识码:** A **文章编号:** 1672-9374 (2014) 02-0049-05

Investigation of exhaust pipe schemes for rolling control engine

FU Xiu-wen, YANG Jian-wen, SHI Xiao-bo, ZHOU Li-xin
(Xi'an Aerospace Propulsion Institute, Xi'an 710100, China)

Abstract: According to the structure of the rolling control engine, three exhaust pipe schemes were designed for engine test. In scheme 1, a clearance between engine pipe and exhaust pipe is kept. In scheme 2, the end of the engine pipe is put into the entrance of exhaust pipe which is followed by an elbow bend pipe. In scheme 3, the end of the engine pipe was put into the entrance of exhaust pipe. The effect of the three exhaust pipes was numerically simulated by means of a commercial software. The results indicate that structure of exhaust pipe in scheme 1 is simpler and easier to implement than other schemes, and can meet the condition of exhaust drainage; the exhaust pipe in scheme 2 can result in large axial force though it also can meet the requirement of exhaust drainage; the exhaust pipe in scheme 3 can meet the requirement of exhaust drainage, but it is difficult to control the clearance between engine pipe and exhaust pipe. According to the analysis, the result that the exhaust pipe scheme 1 is suitable for the rolling control engine was obtained.

Keywords: rolling control engine; exhaust drainage; numerical simulation

收稿日期: 2013-10-16; 修回日期: 2013-12-07

基金项目: 国家 863 项目(2012AA705303)

作者简介: 付秀文 (1985—), 女, 工程师, 研究领域为液体火箭发动机流动与传热技术

0 引言

运载火箭一级主发动机姿态控制通常应用滚控发动机实现。地面试车时,为真实模拟发动机的滚控特性,一级主发动机和滚控发动机必须同时工作。滚控发动机喷管出口满流的条件通常在一定的海拔高度,同时燃气极度富氧(氧含量92.7%)且为超声速,试车台周围有液氧和燃料管路、阀门和电缆等。基于以上原因,必须采取合理的燃气引流方案,将滚控发动机喷管出口的高温富氧燃气引流至试车台外的安全区域再进行排放。

超声速引射器内的流动涉及到底部突扩流、再附激波和激波与混合层及附面层干扰等复杂的流场结构,且其影响因素众多,对一个新的引射器设计往往要重新进行实验才能确定其性能。若采用试验方法对燃气引流方案进行选取,不仅耗资耗时,而且试验危险性较大。此外,试验结果的应用推广也较为困难。因此,采用数值方法模拟求解引射器流场成为设计选取燃气引流方案的一种重要手段。近年来, Sankaran, Satyanarayana 和 Bartosiewicz 等的研究工作证明,数值仿真是超声速引射器分析、设计及性能优化的有效工具^[1-3]。

本文依据某型滚控发动机及试车台实际结构,选定了3种燃气引流方案。对3种不同的燃气引流方案进行了数值研究,模拟了不同引流方案下发动机及其引射筒中的流场结构,分析了不同引流方案的优缺点,为滚控发动机燃气引流方案确定和设计提供参考依据。

1 燃气引流方案

参照文献中引射器的设计理念和方法,在保证引流方案结构简单^[3-6]、安装方便、结构参数符合试验台的空间布局的基础上确定了3种引流方案,下文详述。

1.1 方案1

该方案是在喷管出口留有一定的距离,然后接直筒引射器引流排出,燃气在引射器出口减速至亚音速。结构示意图如图1所示,尺寸见表1。

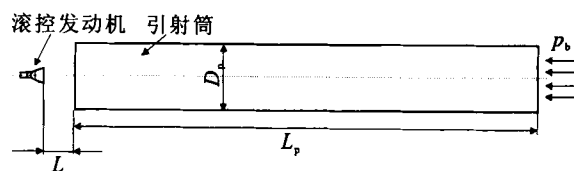


图1 方案1结构示意图

Fig. 1 Structure diagram of exhaust pipe in scheme 1

表1 方案1结构尺寸

Tab. 1 Structural dimension of scheme 1

方案代号	L/mm	D_p/mm	L_p/mm	p_0/MPa
1-1	200	200	1 500	0.1
1-2	300	200	1 500	0.1
1-3	500	200	1 500	0.1
1-4	200	300	1 500	0.1
1-5	300	300	1 500	0.1
1-6	500	300	1 500	0.1
1-7	200	200	3 000	0.1
1-8	300	200	3 000	0.1
1-9	200	300	3 000	0.1
1-10	300	300	3 000	0.1

1.2 方案2

该方案首先将高温富氧燃气通过直筒引射器引射,然后在直筒引射器后面接更大直径的弯管,富氧燃气通过弯管引流排出,结构示意图如图2所示。引射器直径60 mm,长度600 mm,与喷管外壁间隙5 mm;二次弯管直径100 mm,直段长度100 mm,弯曲半径200 mm,弯曲长度200 mm。另外,出口背压为0.1 MPa。

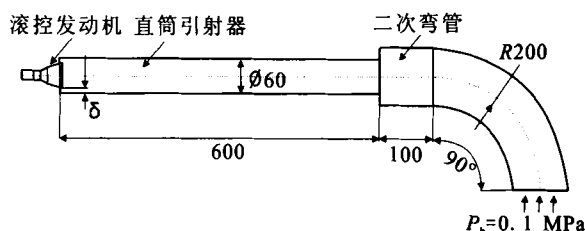


图2 方案2结构示意图

Fig. 2 Structure diagram of exhaust pipe in scheme 2

1.3 方案3

该方案是将高温富氧燃气直接通过直筒引射器引流排出,要求燃气在引射器出口减速至亚音

速。结构示意图如图 3 所示, 结构尺寸见表 2。

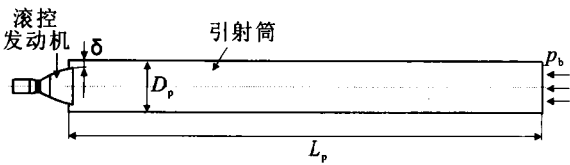


图 3 方案 3 结构示意图

Fig. 3 Structure diagram of exhaust pipe in scheme 3

表 2 方案 3 结构尺寸

Tab. 2 Structural dimension of scheme 3

方案代号	D_p/mm	L_p/mm	δ/mm	p_b/MPa
3-1	50	600	0	0.1~0.5
3-2	50	600	4	0.1~0.5
3-3	57	600	0	0.1~0.5
3-4	57	600	3	0.1~0.5
3-5	57	600	7	0.1~0.5
3-6	60	700	3	0.1~0.5
3-7	60	700	5	0.1~0.5
3-8	60	700	9	0.1~0.5
3-9	80	1 000	5	0.1~0.5
3-10	80	1 000	10	0.1~0.5
3-11	100	1 100	0	0.1~0.5
3-12	100	1 100	5	0.1~0.5
3-13	100	1 100	10	0.1~0.5

2 计算模型

引射器结构比较简单, 但它的流场结构却非常复杂, 引射器内存在底部突扩流、逆压梯度分离流、再附激波和复杂的激波附面层干扰流场。因此, 为了结果的准确性必须选择合适的数值方法和湍流模型。

2.1 计算方法

数值求解时, 空间离散采用二阶精度的 Roe FDS 方法, 避免高阶精度格式下解在间断附近出现的非物理振荡; 应用了 Min-Mod 限制器, 避免出现非物理解和高马赫数下 Carbuncle 现象。

并进行了熵修正; 时间上采用隐式方法进行迭代。

2.2 湍流模型

SST $k-\varepsilon$ 剪切应力输运模型在近壁处采用 Wilcox $k-\varepsilon$ 模型, 在边界层边缘和自由剪切层采用 $k-\varepsilon$ 模型, 其间通过一个混合函数来过渡, 属于积分到壁面的不可压缩/可压缩湍流的两方程涡粘性模型。SST $k-\varepsilon$ 湍流模型对于逆压梯度引起的流动分离, 以及超音速中的激波和膨胀波现象都具有较好的模拟准确度。

2.3 网格及边界条件

为了保证计算结果, 采用结构化网格, 壁面网格进行加密, 保证第一层网格的 y^+ 值接近于 1, 网格均匀过渡。

滚控喷管入口采用压力入口条件, 保证入口的总压和总温不变; 引射器出口采用压力出口条件, 给定出口背压; 二次流入口采用基于特征线的远场边界条件; 所有壁面均采用无滑移绝热壁条件。具体数值见表 3。

表 3 入口和出口边界值

Tab. 3 Parameters of boundary at inlet and outlet

	总压/MPa	总温/K
喷管入口	10.5	612.4
二次流入口	0.1	300
引射器出口	-	300

3 结果分析

3.1 方案 1 计算结果

图 4 为滚控发动机在方案 1 不同尺寸下的流场马赫数分布云图, 图 5 为方案 1 不同尺寸下引射筒出口截面上的静温分布曲线, 图 6 为方案 1 不同尺寸下引射筒出口截面上的马赫数分布曲线。

由图 4 可见, 滚控发动机的喷管均处于满流状态, 能够正常工作, 引射筒内是斜激波串, 激波串的长度小于引射筒的长度, 引射筒出口气流是亚音速。

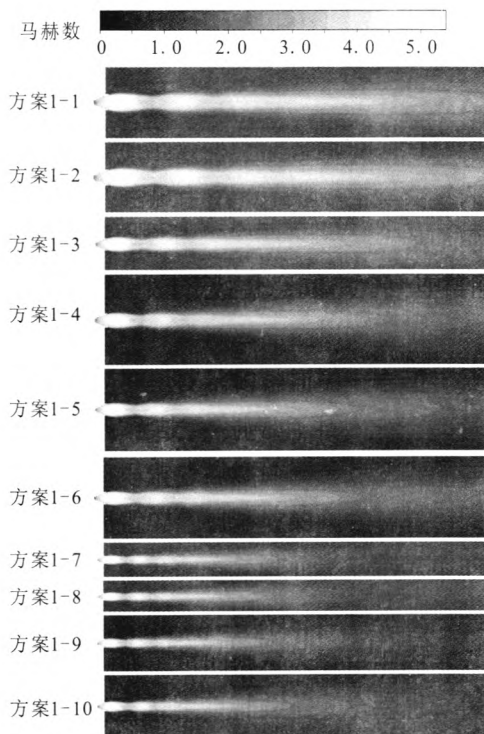


图4 方案1马赫数分布云图

Fig. 4 Mach number contours of scheme 1

由图5和图6可以看出,当引射筒的直径增大时,引射筒出口的静温和马赫数会变小。当引射筒的长度是1 500 mm时,随着喷管和引射筒的间距增大,引射筒出口静温、马赫数变化幅度减小。当直筒段的长度是3 000 mm时,由于引射筒长度增大,引射筒出口的静温和马赫数几乎不随喷管与引射筒的间距变化而变化,而且静温和马赫数分布比较均匀。

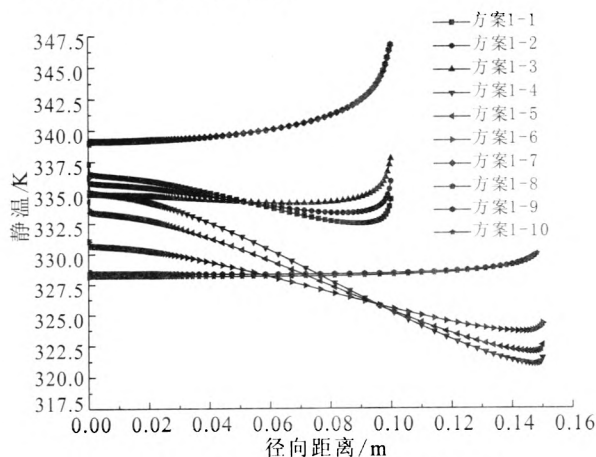


图5 方案1引射筒出口静温曲线

Fig. 5 Curves of static temperature at exit of each exhaust pipe in scheme 1

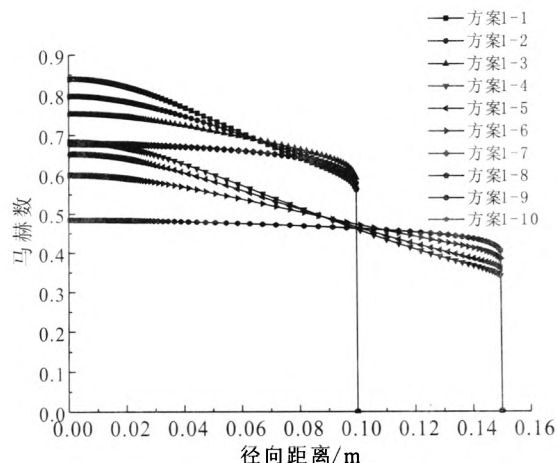


图6 方案1引射筒出口马赫数曲线

Fig. 6 Curves of Mach number at exit of each exhaust pipe in scheme 1

综上所述,引射筒的直径越大、长度越长,引射筒出口燃气的静温和马赫数越低,越容易使得高温富氧燃气引流排放,而引射筒与喷管之间的间距影响比较小。

通过上面分析可以看出,这种方案结构简单,实施起来方便,满足燃气顺利排放的条件,适合进行燃气引流。

3.2 方案2 计算结果

图7和图8分别为方案2中滚控发动机的马赫数和静温分布云图。

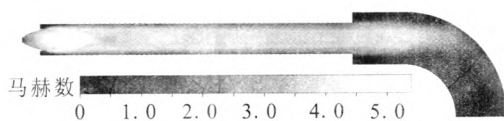


图7 方案2马赫数分布云图

Fig. 7 Mach number contours of scheme 2

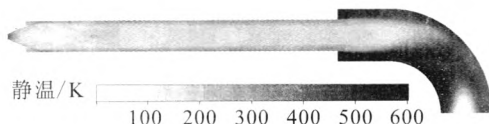


图8 方案2静温分布云图

Fig. 8 Static temperature distribution of scheme 2

从图7可以看出,滚控喷管处于满流状态,能够正常工作,直筒段内全是斜激波串,直筒段

出口燃气是超音速, 富氧燃气通过这种方式可以引流排出, 但是弯管拐弯处的燃气温度比较高, 因此, 要顺利引流须保证弯管材料能够耐高温抗氧化。其次, 发动机在试车过程中, 弯管处气流速度比较高, 会产生较大的轴向力, 从而对引射管的固定有一定的要求。综合比较, 这种方案不适合进行燃气引流。

3.3 方案 3 计算结果

图 9 给出了方案 3 中 3-4 和 3-5 结构的流场马赫数分布云图。图 10 给出了方案 3 中 3-13 结构的马赫数随背压变化分布云图。

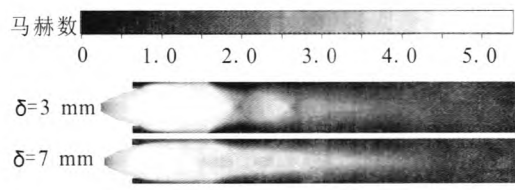


图 9 3-4 和 3-5 结构马赫数分布云图
Fig. 9 Mach number distribution of structure 3-4 and 3-5 in scheme 3

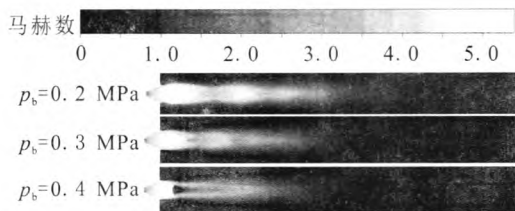


图 10 3-13 结构马赫数随背压变化分布云图
Fig. 10 Variation of Mach number distribution of structure 3-13 in scheme 3 with different back pressures

引射筒出口背压不变, 随着引射筒与喷管外壁间隙的增加, 引射筒出口马赫数增加, 间隙增加到一定程度以后, 二次流入口气体速度就有正有负, 引射筒不能完全引射。可以看出, 随着间隙增加, 存在一个临界间隙, 超过临界间隙后引射筒就不能正常工作, 即随着间隙的增加, 引射筒的引射能力减弱。

引射筒与喷管外壁的间隙不变, 引射筒出口背压由高往低变化时, 引射筒里面的激波依次经历正激波、分叉激波和激波串这几种激波形态, 激波串长度越来越长, 出口马赫数也越来越大。

通过数值计算, 对于方案 3, 引射筒能够正常引射, 引射筒出口时亚音速气流的工况如表 4 所示。

表 4 引射筒正常引射且出口是亚音速的工况

Tab. 4 Working condition of exhaust pipes in scheme 3 when exit is subsonic outflow

方案代号	D_p/mm	L_p/mm	δ/mm	p_t/MPa
3-4	57	600	3	0.5
3-6	60	700	3	0.5
3-9	80	1 000	5	0.3
3-10	80	1 000	10	0.3
3-12	100	1 100	5	0.2
3-13	100	1 100	10	0.2

由表 4 可以看出, 方案 3 要能够满足富氧燃气引流排放, 则对引射器的结构要求比较苛刻, 引射筒与喷管外壁的间隙变化对引射器的性能影响比较大。因此, 该方案不适合进行燃气引流。

4 结论

- 1) 方案 1 结构简单、易于实施, 能够满足燃气顺利排放条件, 适合进行燃气引流。
- 2) 方案 2 能够满足富氧燃气引流排放, 但是对圆管材料要求较高, 增加成本。同时, 由于圆管拐弯处气流速度比较高, 会产生较大的轴向力, 不利于固定。
- 3) 方案 3 要能够满足富氧燃气引流排放, 则对引射筒的结构要求比较苛刻, 引射筒与喷管间隙较难控制。

参考文献:

[1] SANKARAN S, SATYANARAYANA T V V, ANNA-MALAIK, et al. CFD analysis for simulated altitude testing of rocket motors[J]. Canadian Aeronautics and Space Journal, 2002, 48(2): 153-162.

[2] BARTOSIEWICZ Y, AIDOUN Z, DESEVAUX P, et al. Numerical and experimental investigations on supersonic ejectors[J]. International Journal of Heat and Fluid Flow, 2005, 26(1): 56-70.

(下转第 66 页)

参考文献:

- [1] ARKHIPOV B A. Development and research of heaterless cathode-neutralizer for linear hall thrusters (LHD) and plasma ion thrusters (PIT), IEPC-1997-175[R]. USA: IEPC, 1997.
- [2] MURASHKO V M, KORYAKIN A I. Russian Flight Hall Thrusters SPT-70 & SPT-100 after cathode change start during 20~25 ms, IEPC-2007-62[R]. USA: IEPC, 2007.
- [3] GORSHKOV O A, ARKHIPOV B A, ANFIMOV N A, et al. Overview of Russian activities in electric propulsion, AIAA-2001-3229[R]. USA: NASA, 2001.
- [4] BILAN M V, BILOKON V I, KOSHELEV M M, et al. Electric propulsion systems with fast non-incandescent start, IEPC-2003-319 [R]. USA: IEPC, 2003.
- [5] LOYAN A, KOSHELEV N. The Results of researching of low-current selfheated hollow cathodes on electric current range from 0.3 up to 0.5 A, IEPC-2001-272[R]. USA: IEPC, 2001.
- [6] LOYAN A, KOSHELEV N, RIBALOV O. Results of tests of high-current cathode for high-power Hall thruster, IEPC-2011-197[R]. USA: IEPC, 2011.
- [7] LOYAN A, ORANSRIY A, ICHENKO E. High-current self-heated hollow cathodes with operation current more than 25 A: state and development, IEPC-2001-273 [R]. USA: IEPC, 2001.
- [8] KOROTEEV A S, PELROSOV V A, BARANOV V I. Development of 4 kW HALL-type electric thruster, IEPC-1993-225[R]. USA: IEPC, 1993.
- [9] SCHATZ M F. Heaterless Ignition of Inert Gas Ion Thruster Hollow Cathodes, A86-17833[R]. USA: NASA, 1986.
- [10] RUBIN B, WILLIAMS J D. Hollow cathode discharge initiation and fast starting cathode, IEPC-2009-026 [R]. USA: IEPC, 2009.

(编辑: 王建喜)

(上接第 53 页)

- [3] 吴继平. 高增压比多喷管超声速引射器设计理论、方法与实验研究[D]. 长沙: 国防科技大学, 2007.
- [4] 吕辉强. 二维超声速空气引射器理论与实验研究[D]. 长沙: 国防科技大学, 2008.
- [5] 张忠利. 液体火箭发动机自引射工作过程气动传热研究[D]. 西安: 西北工业大学, 2010.
- [6] 王成鹏. 非对称来流条件下超燃冲压发动机隔离段气动特性研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2005.
- [7] 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.
- [8] 潘锦珊. 气体动力学基础[M]. 西安: 西北工业大学出版社, 1986.
- [9] 贺军科, 吴雄. 被动式引射器内流场数值研究[J]. 固体火箭技术, 2005, 28(2): 116-119.
- [10] 陈健, 吴继平, 王振国, 等. 高空模拟试车台主被动引射方案数值研究[J]. 固体火箭技术, 2011, 34(1): 126-130.
- [11] 徐万武, 王振国. 环型超声速空气引射器二次流流场数值研究[J]. 推进技术, 2003, 24(1): 36-39.
- [12] 吴继平, 陈健, 王振国. 带二次流的多喷管超声速引射器性能实验研究[J]. 强激光与粒子束, 2007, 19(9): 1439-1443.
- [13] 吴继平, 王振国. 第二喉道超声速引射器启动性能理论研究[J]. 航空动力学报, 2008, 23(5): 803-809.
- [14] 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.

(编辑: 陈红霞)