

抛物线喷管型面参数对流动分离影响的数值模拟

王一白¹, 梁远舰¹, 赵宇辉¹, 李 波², 刘 宇¹

(1. 北京航空航天大学 宇航学院, 北京 100191

2. 中国航天科技集团公司 第一研究院 研发中心, 北京 100076)

摘 要: 为了研究抛物线喷管型面的 3 个参数——初始膨胀圆弧半径、入口角和出口角的变化对喷管流动分离过程的影响规律,模拟了不同参数组合下的抛物线喷管流场参数,获得了喷管流动位置、分离模态随集气室压强增加的变化过程.结果表明:这 3 个参数能够影响发动机起动过程中喷管流场的发展过程.在一定范围内分离模态转换喷管压比(NPR)与初始膨胀圆弧半径呈正相关;通过合理设定入口角和出口角,可以推迟和缩短受限激波分离过程,为解决彭冠侧向载荷问题提供了可能的方向.

关 键 词: 喷管; 参数型面; 流动分离; 分离模态; 侧向载荷

中图分类号: V431

文献标志码: A

Numerical simulation of effect of parabolic nozzle contour parameters on flow separation

WANG Yi-bai¹, LIANG Yuan-jian¹, ZHAO Yu-hui¹, LI Bo², LIU Yu¹

(1. School of Astronautics, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China;

2. Research and Development Center, First Research Institution, China Aerospace Science and Technology Corporation, Beijing 100076, China)

Abstract: To investigate how the parabolic nozzle flow separation process is affected by three contour parameters, namely initial expansion curve radius, inlet angle and exit angle, the flow field parameters under different contour parameter combinations were numerically simulated, the changing processes of the nozzle flow separation position and separation mode with the increases of gas chamber pressure were obtained. The flow separation mode variation process with chamber pressure was gained. Results show that these three parameters can influence the development of nozzle flow field during engine starting, the flow separation mode transition nozzle pressure ratio (NPR) keeps a positive relationship with the initial expansion curve radius within a certain range. Restricted shock separation can be put off and shortened by suitable design of inlet angle and exit angle. The conclusion provides a possible way to solve the side load problem.

Key words: nozzle; contour parameter; flow separation; separation mode; side load

收稿日期:2015-07-31

作者简介:王一白(1976—),男,副教授、硕士生导师,博士,主要从事火箭发动机研究.

引用格式:王一白,梁远舰,赵宇辉,等.抛物线喷管型面参数对流动分离影响的数值模拟[J].航空动力学报,2017,32(4):955-960.
WANG Yibai, LIANG Yuanjian, ZHAO Yuhui, et al. Numerical simulation of effect of parabolic nozzle contour parameters on flow separation[J]. Journal of Aerospace Power, 2017, 32(4): 955-960.

大推力火箭发动机对高性能的需求推动了高性能喷管的发展,而提高喷管出口与喉部截面的面积比能够使地面起动的主发动机在更高的海拔上获得满意的喷管效率^[1].大面积比的喷管在地面起动阶段会经历较长时间的过膨胀,期间喷管壁面上会发生严重的流动分离.在 J-2S^[2]、SSME^[3-5]、LE-7A^[6-7] 以及 Vulcain^[8] 等发动机的研发过程中都发现这种流动分离常常是不对称且不稳定的,会导致足以损伤喷管结构的巨大的侧向力,这种损伤已经成为大膨胀比发动机喷管设计的主要限制之一^[9].

目前见诸文献的侧向载荷抑制方案主要有如下几种:TiC 喷管^[6];双钟形喷管^[10];多边形喷管^[11];向喷管壁面喷射冷却膜^[12-13];在喷管壁面设置台阶^[14-15].虽然提出的设计方案也不少,但是真正实现工程应用的仅限于常规喷管型面上的改进,未见采用异型喷管或复杂构造的型号应用.

在给定燃烧室工况和环境压力时,喷管内的流场发展过程主要受几何型面影响,研究表明不同的发动机喷管型面在相同的燃烧室工况和环境压力下,内流场结构存在显著差异.不同类型的喷管,其分离流动的发展过程和分离模态区别很大.既然喷管型面能够显著影响流动分离过程,那么就有可能通过合理的型面设计来解决侧向载荷问题.为了搞清抛物线喷管型面的几个关键参数对流动分离过程的影响,针对抛物线型面喷管的分离流动规律进行了研究,探索了 3 个关键参数——初始膨胀圆弧半径、入口角和出口角对流动分离的影响规律.通过数值模拟获得了二维轴对称模型下关键参数单独变化时不同工况下的流场分布,分析了每个关键参数对流动分离的影响规律,为后续实验研究及参数优化方法的建立奠定基础.

1 喷管型面与计算方法

1.1 喷管型面参数

选取膨胀比为 25 的抛物线型喷管为研究对象,其内型面满足抛物线方程.

$$y = ax^2 + bx + c$$

为了便于比较,设定了一个型面参考基准,规定了决定喷管型面的全部参数,如表 1.每个算例仅对一个关键参数进行变化,其他值均按照表 1 给定.表中的喷管长度是随关键参数的变化而变化的,在表 1 的参数组合中 $L=100\text{ mm}$,当关键参数发生变化时,其值将在 100 附近变化. L 定义

为喷管喉部到喷管出口的距离.

表 1 参考基准型面参数
Table 1 Reference standard contour parameters

参数	取值
喉部截面直径 D_t/mm	16
喷管扩张比 ϵ	25
喷管收敛段过渡圆弧半径 r_{in}/mm	12
喷管初始膨胀圆弧半径 r_{id}/mm	4
喷管入口角 $\theta_n/(\text{^\circ})$	36
喷管出口角 $\theta_e/(\text{^\circ})$	8
喷管长度 L/mm	100

为了确定对初始膨胀圆弧半径、入口角和出口角各自对于流场的影响,采用单一变量法进行研究,在合理的范围内取了若干个点,具体如表 2,其中初始膨胀圆弧半径以喷管喉部半径 r_t 为基准进行了无量纲化.

表 2 关键参数
Table 2 Key parameters

r_{id}/r_t	$\theta_n/(\text{^\circ})$	$\theta_e/(\text{^\circ})$
0.5	25	0
1.0	30	5
1.5	36	8
2.0	40	10

1.2 流场计算数值方法

计算方法和边界条件的设置参考了文献[16],采用有限体积法,对流项为 2 阶迎风格式,黏性项中心差分,湍流模型为 Spalart-Allmaras 一方程模型,该模型对逆压梯度下的流动分离模拟结果较好.此外,该湍流模型对壁面网格节点的要求也更为严格,因此采用结构化网格,壁面网格局部加密,保证第 1 层网格的 y^+ 接近于 1,网格均匀过渡.对 N-S(Navier-Stokes)湍流时均方程,采用耦合隐式求解,对各参数的离散采用 2 阶精度的迎风格式.空气密度按理想气体处理,比定压热容及分子量取定值,热导率按动能理论给定,黏性按 3 系数的 Sutherland 定律给定.

喷管的计算区域如图 1 所示,其中 ab 为压力入口边界,流动方向与入口边界垂直,空气总温 $T_0=450\text{ K}$; bc 与 cd 为壁面,选用绝热无滑移壁面条件; de , ef 和 fg 为压力远场边界条件,取海平

面的温度和压强, 即 $T_a = 300\text{ K}$ 和 $p_a = 101\,325\text{ Pa}$; gh 为压力出口边界条件, 同样取海平面的温度和压强, 即 $T_a = 300\text{ K}$ 和 $p_a = 101\,325\text{ Pa}$; ha 为喷管轴线, 取轴线边界条件.

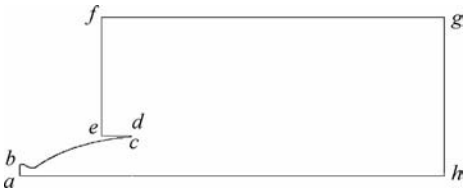


图 1 喷管计算区域简图
Fig. 1 Diagram of nozzle calculation area

2 计算结果分析

壁面压力分布可以反映流动分离的整体情况. 分离模态转变压比体现了型面对于流动结构的维持能力, 即保持一种流动分离模态的能力. 分离模态转变的早晚对于侧向载荷整体水平有重要影响, 研究^[17-19]认为分离模态转变期间侧向载荷常常达到峰值. 分离位置则决定了整个喷管的受力状态, 分离位置附近压力梯度高、压力场剧烈波动, 而且热流密度高, 往往是喷管失效的起点. 可以认为壁面压力分布、分离模态转变压比以及分离位置可以提供流动分离和侧向载荷特征的关键信息, 故主要针对上述 3 个方面分析模拟结果.

2.1 初始膨胀圆弧半径

对表 2 中每个初始膨胀圆弧半径进行了 5 个喷管压强比 (nozzle pressure ratio, NPR, 量符号记为 R_{np}) 下的流场计算, 获得了给定条件下的稳态流场参数分布.

表 3 给出了 4 个初始膨胀圆弧半径在 5 个工况下的分离位置, 表中的分离位置是以分离点距喉部的轴向距离除以喷管扩张段长度 L 得到的无量纲数表示的.

表 3 r_{td} 与流动分离位置的关系
Table 3 Relations between r_{td} and flow separation position

R_{np}	x/L			
	$r_{td}/r_t = 0.5$	$r_{td}/r_t = 1.0$	$r_{td}/r_t = 1.5$	$r_{td}/r_t = 2.0$
15	0.28	0.25	0.24	0.22
18	0.53	0.36	0.32	0.24
20	0.59	0.61	0.43	0.40
25	0.73	0.75	0.77	0.78
30	0.80	0.87	0.87	0.87

从表 3 中可以看出, 喉部下游的初始膨胀圆弧半径 r_{td} 对流场具有显著的影响. 在 $R_{np} = 18$ 时, r_{td} 引起的分离位置差异最大可达 0.21, 即喷管长度的 1/5 左右, 如图 2, 图中 x/L 表示流动分离位置距口喷管入口的距离与整的喷管长度的比值, p_w/p_a 即为喷管压强比. 另一方面, 整个差异随 R_{np} 升高而变化过程呈现出先增大后减小的趋势, 这说明就喷管的实际工作承载历程而言, r_{td} 对燃烧室压力爬升的中段影响最为明显, 而这一阶段恰恰会出现侧向载荷的一个峰值. 因此, 若能通过 r_{td} 来控制流动分离位置的变化历程, 就有可能缓解侧向载荷问题.

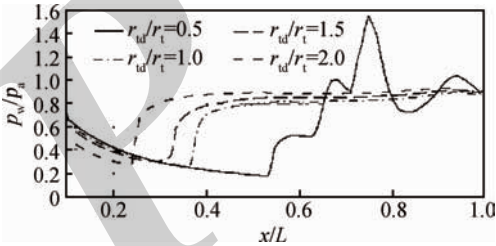


图 2 喷管壁面压力分布 ($R_{np} = 18$)
Fig. 2 Nozzle wall pressure distribution ($R_{np} = 18$)

表 4 给出了不同工况下各个型面对应的分离模态. 表中 F 代表自由激波分离 (free shock separation, FSS) 模态, R 代表受限激波分离 (restricted shock separation, RSS) 模态.

表 4 r_{td} 与流动分离模态的关系
Table 4 Relations between r_{td} and flow separation modes

R_{np}	分离模态形式			
	$r_{td}/r_t = 0.5$	$r_{td}/r_t = 1.0$	$r_{td}/r_t = 1.5$	$r_{td}/r_t = 2.0$
15	F	F	F	F
18	R	F	F	F
20	R	R	F	F
25	R	R	R	R
30	F	F	F	F

就整个室压爬升过程而言, 每个型面都依次经历了 F-R-F 的典型过程, 而 r_{td} 差异对此过程的影响体现在分离模态转换 R_{np} 上. 从表 4 中可以看出由 R 转 F 的过程对应的 R_{np} 差异不大, 主要的差异体现在 F 转 R 的过程中, 即通过改变 r_{td} 可以在一定程度上控制 R 出现的时机. 这一转变正对应着大膨胀比抛物线喷管开机阶段的一个峰值, 对 r_{td} 的控制或许提供了抑制该峰值

的途径. 就具体规律而言,从表 4 中可以看出 F 转 R 的临界 R_{np} 随着 r_{td} 的增大而增大,两者呈正相关性.

2.2 入口角

不同初始膨胀角的喷管在不同工况下的分离位置见表 5.

较之 r_{td} , θ_n 对分离位置的影响主要体现在流场发展较为充分的阶段. 由表 5 可以看出,同样的喷管压强比下,分离位置的最大值与最小值之差依次为 0.05,0.19,0.24 和 0.39 倍的喷管长度;而 r_{td} 变化引起的流动分离位置最大差值则依次为 0.06,0.29,0.21,0.05 和 0.07. 可见入口角对流场的影响力主要体现在流场发展较为充分的阶段. 这是由于当 r_{td} 相同时,气流的初始膨胀历程是相同的,即气流流过在 $\theta_n \leq 25^\circ$ 的部分时形成的初始膨胀波系是一样的. 而 4 个型面的差异在于入口角越小,气流就越早结束初始膨胀,喉部下游形成的核心区也就越小,并且结束初始膨胀后在喉部下游段圆弧与膨胀段抛物线相切的地方转折也越剧烈,从而引起膨胀气流的剧烈压缩. 这种型面差异对于流场的影响自然地需要在流场发展相对充分时才能明显地观察到.

表 5 θ_n 与流动分离位置的关系
Table 5 Relations between θ_n and flow separation position

R_{np}	x/L			
	$\theta_n = 25^\circ$	$\theta_n = 30^\circ$	$\theta_n = 36^\circ$	$\theta_n = 40^\circ$
12	0.23	0.21	0.19	0.18
15	0.28	0.26	0.28	0.45
20	0.35	0.36	0.59	0.58
30	0.48	0.60	0.80	0.87

不同初始膨胀角的喷管内分离模态随室压的变化见表 6.

计算发现在其他参数按照表 1 给定而入口角为 25° 和 30° 时,并未出现受限激波分离模态. 对比表 5 和表 6 可以发现在 $R_{np} = 15$ 时, 40° 入口角的喷管内即已发生流动模态转变,但直到 $R_{np} = 30$ 时, 25° 和 30° 入口角的喷管均未发生模态转变,而其分离位置依然在喷管中部附近. 此时的 40° 入口角的喷管已经近乎发生第 2 次模态转变,由 R 转向 F. 这说明即便 25° 和 30° 入口角的喷管在 R_{np} 更大的情况下出现了 R,其分离位置也将比

较接近喷管出口,这意味着 R 能够持续的 R_{np} 区间(或者说对应的时间范围)将远比 40° 入口角的喷管狭窄,因 F 转 R 造成的损伤也可能相应减轻. 这一现象给出了降低侧向载荷水平的一条潜在途径,即通过合理地匹配喷管型面参数,可以使受限激波分离的出现推迟,缩短其持续时间,从而保证喷管启动过程中的承载历程更为稳定,降低振动引起的结构损伤,延长喷管寿命或减小结构质量.

表 6 θ_n 与流动分离模态的关系
Table 6 Relations between θ_n and flow separation modes

R_{np}	分离模态形式			
	$\theta_n = 25^\circ$	$\theta_n = 30^\circ$	$\theta_n = 36^\circ$	$\theta_n = 40^\circ$
12	F	F	F	F
15	F	F	F	R
20	F	F	R	R
30	F	F	R	F

2.3 出口角

出口角对流动分离位置的影响见表 7,与分离流动模态的对应关系见表 8.

表 7 θ_e 与流动分离位置的关系
Table 7 Relations between θ_e and flow separation position

R_{np}	x/L			
	$\theta_e = 25^\circ$	$\theta_e = 30^\circ$	$\theta_e = 36^\circ$	$\theta_e = 40^\circ$
15	0.22	0.28	0.29	0.31
18	0.32	0.53	0.38	0.38
20	0.53	0.58	0.62	0.43
30	0.74	0.80	0.78	0.60

表 8 θ_e 与流动分离模态的关系
Table 8 Relations between θ_e and flow separation modes

R_{np}	分离模态形式			
	$\theta_e = 25^\circ$	$\theta_e = 30^\circ$	$\theta_e = 36^\circ$	$\theta_e = 40^\circ$
15	F	F	F	F
18	F	R	F	F
20	R	R	R	F
30	R	F	F	F

与入口角的情况类似,出口角在某些范围内也能够一定程度上推迟或抑制受限激波分离的出现,例如表 8 中 $\theta_e = 10^\circ$ 的型面中就并未出现 R, 经过对该型面的更多 R_{np} 的计算,发现该型面只在 $R_{np} = 23 \pm 1$ 附近存在受限激波分离模态,而且该模态形成时分离泡的位置已经很接近喷管出口,这就导致 R_{np} 稍一升高分离泡即与外界环境连通,分离模态随即切换回自由激波分离. 这种情况是由于 10° 出口角的喷管长度已经比较短,不足以在很大的 R_{np} 范围内保持住受限激波分离模态.

这一发现的意义在于证实了通过型面参数合理设置来缩短甚至抑制受限激波分离模态出现的可能性,为侧向载荷问题的解决提供了可能的方向. 需要指出的是,虽然可以通过增大出口角来缩短甚至抑制受限激波分离的出现,但同时也要付出动能损失的代价,因为喷管出口角越大,喷管射流动量的径向分量越大,损失也就越大. 后续研究中有必要对这一矛盾展开探讨,寻求最优.

3 结 论

计算了初始膨胀圆弧半径、入口角和出口角单独变化时对应的喷管内流场,获得了分离位置、分离模态随上述 3 个参数的变化情况,发现这 3 个参数确实能够影响发动机起动过程中喷管流场的发展过程,结论如下:

- 1) 在一定范围内, F 转 R 的临界 R_{np} 随着 r_{td} 的增大而增大;
- 2) θ_e 与 θ_n 均可显著影响流动分离模态转变出现的时机,合理地选择型面参数可以缩短或推迟 R 的出现,是解决侧向载荷问题的一条潜在途径.

参考文献:

[1] Östlund J. Flow processes in rocket engine nozzles with focus on flow separation and side-loads[D]. Stockholm, Sweden; Royal Institute of Technology, 2002.

[2] Nave L H, Coffey G A. Sea level side loads in high-area-ratio rocket engines[C]// Proceedings of the 9th AIAA/SAE Propulsion Conference. New York; AIAA, 1973; 1-11.

[3] Baars W J, Tinney C E, Ruf J H, et al. Wall pressure unsteadiness and side loads in overexpanded rocket nozzles[J]. AIAA Journal, 2012, 50(1): 61-73.

[4] Smalley K B, Brown A M, Ruf J H, et al. Flow separation side loads excitation of rocket nozzle FEM[R]. Honolulu, Hawaii, USA; The 48th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC

Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference, 2007.

[5] Shi J J. Rocket engine nozzle side load transient analysis methodology: a practical approach[C]// Proceedings of the 46th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics and Materials Conference. Austin, Texas; AIAA, 2005; 1-11.

[6] Watanabe Y, Sakazume N, Tsuboi M. LE-7A engine nozzle problems during the transient operations[C]// Proceedings of the 38th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit. Indianapolis, Indiana; AIAA, 2002; 1-6.

[7] Tomita T, Sakamoto H, Takahashi M, et al. Sub-scale nozzle combustion tests of the LE-7A engine for clarification of large side-loads: II influence of a step in nozzle contour on side-load[C]// Proceedings of the 38th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit. Indianapolis, Indiana; AIAA, 2002; 1-7.

[8] Terhardt M, Hagemann G, Frey M. Flow separation and side-load behavior of the Vulcain engine[C]// Proceedings of the 35th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint ProptiMon Conference and Exhibit. Los Angeles, California; AIAA, 1999; 1-12.

[9] 李波. 液体火箭发动机喷管分离流动的数值仿真及实验研究[D]. 北京: 北京航空航天大学, 2013.

LI Bo. Numerical simulation and experiment research of flow separation in LRE nozzle[D]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2013. (in Chinese)

[10] Tstlund J, Bigert M. A subscale investigation on side-loads in sea level rocket nozzles[R]. AIAA 99-2759, 1999.

[11] Tornngren L. Flow separation tests on several different nozzles suspended in a universal joint[R]. FFA Project AU-4911, AE-4931, 1999.

[12] Reijasse P, Morzenski L, Blacodon D, et al. Flow separation experimental analysis in overexpanded subscale rocket-nozzles[R]. AIAA-2001-3556, 2001.

[13] Boccaletto L, Reijasse P, Dussauge J. Influence of film cooling injection on transient side loads[R]. Cincinnati, OH; The 43rd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, 2007.

[14] Watanabe Y, Sakazume N, Yonezawa K, et al. LE-7A engine nozzle flow separation phenomenon and the possibility of RSS suppression by the step inside the nozzle[R]. Fort Lauderdale, Florida; The 40th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, 2004.

[15] Yonezawa K, Watanabe Y, Morimoto T, et al. A suppression method of restricted shock separation in overexpanded rocket nozzle[R]. Sacramento, CA; The 42nd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit, 2006.

[16] 胡海峰, 鲍福延, 蔡强, 等. 大膨胀比火箭发动机喷管流动分离与气动弹性分析[J]. 固体火箭技术, 2011, 34(6): 711-716.

HU Haifeng, BAO Futing, CAI Qiang, et al. Flow separa-

tion and aeroelastic coupling analysis in overexpanded rocket nozzles[J]. Journal of Solid Rocket Technology, 2011,34(6):711-716. (in Chinese)

[17] Mattsson J,Högman U,Torngren L. A sub scale test programme on investigation of flow separation and side loads in rocket nozzles[R]. Noordwijk, Netherlands: European Symposium on Aerothermodynamics for Space Vehicles, 1998.

[18] Östlund J,Bigert M. A sub scale investigation on side loads in sea level rocket nozzles[R]. Munich, Germany: The 35th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit,1999.

[19] Frey M,Hagemann G. Flow separation and side-loads in rocket nozzles[R]. Munich, Germany: The 35th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit,1999.

(编辑:王碧琚)