

侧置火箭对发动机尾喷管的影响研究

刘晓伟, 李永洲

(西安航天动力研究所, 陕西 西安 710100)

摘 要: 某些应用条件下, 飞行器需要 RBCC 发动机提供更大的推力, 受飞行器/发动机一体化气动外形约束, 冲压流道推力很难大幅提高, 不得不提高火箭发动机推力。当火箭推力需求过大时, 传统的在隔离段或燃烧室流道内布置火箭发动机的方法受限于狭小的空间约束, 火箭发动机设计难度增加, 性能降低。为此, 提出了一种将火箭发动机布置于冲压发动机尾喷管侧壁的方法, 并开展了火箭状态对尾喷管性能影响的初步研究。结果表明: 这种布置方式充分利用尾喷管较大的几何空间, 火箭射流可在尾喷管内继续膨胀, 不仅不会削弱尾喷管的推力性能, 甚至可以产生额外的推力增量, 且其升力会大幅增加。此外, 该方式还可实现火箭发动机大推力和高比冲的较好匹配, 其应用也可拓展至 RBCC 发动机外的相似领域。

关键词: RBCC 发动机; 冲压发动机; 尾喷管; 侧壁火箭; 数值仿真

中图分类号: V434-34 **文献标识码:** A **文章编号:** 1672-9374 (2015) 04-0043-05

Impact of sidewall rocket on engine nozzle

LIU Xiaowei, LI Yongzhou

(Xi'an Aerospace Propulsion Institute, Xi'an 710100, China)

Abstract: Sometimes spacecraft need RBCC (rocket based combined cycle) engine to provide greater thrust. For the restriction of the aircraft/engine integrative aerodynamic shape, it is difficult to increase ramjet thrust by a large margin, so the rocket thrust has to be increased. When much more thrust is need, if the rocket engine is packaged within the isolation section or combustor flow passage, the rocket engine design will be more difficult because of the narrow geometric space, and the rocket performance will be reduced. Therefore, a method to place the rocket engine on the sidewall of ramjet engine nozzle is proposed. The influence of rocket status on nozzle performance is study in this paper. The result shows that this arrangement make full use of the nozzle geometric space, the rocket jet flow can continue to expand in the nozzle, by which not only the nozzle thrust will not be weakened, but also the nozzle can attain added thrust increment and its uplift power can be greatly increased. The nozzle sidewall arrangement mode can realize a excellent matching of high thrust and high specific impulse. Its application can also be used in other domains similar to RBCC engine.

Keywords: RBCC engine; ramjet engine; nozzle; sidewall rocket; numerical simulation

收稿日期: 2015-04-26; 修回日期: 2015-06-25

作者简介: 刘晓伟 (1982—), 男, 博士, 工程师, 研究领域为吸气式组合推进

0 引言

RBCC (火箭基组合循环) 发动机将火箭发动机集成于吸气式发动机流道内, 拓展了吸气式动力的工作范围, 可应用于空天往返、临近空间飞行等领域, 可选取不同的模态适应不同的空域^[1-4]。

基于 RBCC 动力的飞行器, 低马赫数爬升或高马赫数低动压飞行时, 对发动机推力需求较大。由于飞行器/发动机一体化程度高, 一味通过增加发动机冲压流道规模实现推力增加并不可取, 经常采用的设计思路是增加 RBCC 火箭推力或配备外置助推火箭。RBCC 火箭发动机一般置于燃烧室内^[1-4], 受冲压流道几何空间和结构设计约束, 推力增加受限, 过度增加火箭推力会导致火箭比冲降低, 局部热防护难度增加, 飞行器总体和发动机设计难度也随之增加。若采用外置助推火箭发动机方案, 飞行器气动布局会受到较大影响, 带来阻力增加。

针对上述问题, 本文提出了一种将火箭布置于冲压发动机尾喷管上壁面的设计思路, 利用冲压发动机尾喷管空间大的优势, 布置大推力火箭发动机, 可以保证较高的火箭比冲, 也可避免对飞行器气动布局的影响。

1 物理模型

发动机尾喷管型面如图 1 所示 (半模)。

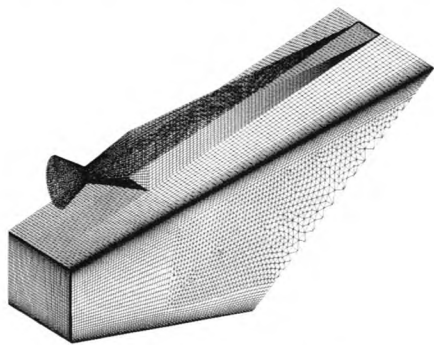


图 1 尾喷管构型及网格

Fig. 1 Nozzle configuration and grids

在方案研究初期, 选用了较为简单的型面。冲压发动机尾喷管为三面膨胀斜切尾喷管, 侧面和上壁面膨胀, 各面均为平面。在尾喷管上壁面

一定位置布置火箭发动机, 火箭发动机轴向与冲压发动机轴向平行。火箭发动机喷管采用圆转方构型, 其后通过等宽侧壁和向上扩张斜面 and 冲压发动机尾喷管实现外形对接, 即用对接面替换了原来的部分上壁面。

2 计算模型及方法

利用 FLUENT 软件求解三维 N-S 方程, 选取 SST $k-\omega$ 湍流模型, 此模型对于逆压梯度引起的流动分离, 以及超声速中的激波和膨胀波现象都具有较好的模拟准确度。采用混合网格, 规则区域和近壁面区域采用结构化网格 (图 1), 网格过渡比不超过 1.15, 壁面网格局部加密, 近壁第一层网格距壁面约 0.05 mm。数值计算选取半模区域。

选取 $Ma=6.0$, $H=26.0$ km 飞行工况, 通过发动机热力计算获得冲压发动机尾喷管入口边界条件: 燃气静压 105 201.7 Pa, 马赫数 1.55, 静温 1 796.2 K。将冲压发动机尾喷管入口燃气等效为单一组份气体, 利用燃气焓温关系获得热力属性。等效气体定压比热容 c_p 和气体温度 T 的关系多项式: $c_p=a_0+a_1\times T+a_2\times T^2+a_3\times T^3+a_4\times T^4+a_5\times T^5$, 系数见表 1。

火箭以液氧、煤油为燃料, 通过热力计算获得不同室压下火箭出口组份 (选取主要组份) 含量和总温 T^* , 结果见表 2。

数值模拟不考虑化学反应, 这种处理带来的误差有限^[7-9], 研究初期可以接受。

3 结果分析

通过数值计算, 获得基准方案 (去掉侧置火箭) 和侧置火箭方案不同火箭工况 (用 “R_ 数字” 表示, 数字代表火箭室压, MPa) 时的尾喷管性能和流场结构。

图 2 和图 3 给出了不同火箭室压时典型截面流场马赫数和静压分布。

基准方案为典型的冲压发动机尾喷管超声速加速流场结构。加入侧置火箭后, 若火箭不工作, 则在火箭流道内形成低压死腔。火箭工作时, 死腔消失, 火箭射流速度更高, 与尾喷管冲压气流接触后, 通过滑移面实现压力匹配, 滑移面两侧产生激波或膨胀波。火箭射流影响了对接

表 1 尾喷管入口等效气体比热容计算多项式系数

Tab. 1 Multinomial coefficients of equivalent gas specific heat capacity at nozzle entrance

T/K	计算比热容的多项式系数					
	a_0	a_1	a_2	a_3	a_4	a_5
200~1 000	1 037.210 5	-0.055 6	7.00 E-04	-5.59 E-07	1.63 E-10	-1.14 E-14
1 000~3 500	738.926 71	0.922 8	-5.39 E-04	1.81 E-07	-3.30 E-11	2.52 E-15

表 2 不同室压下火箭出口燃气组份质量含量和总温

Tab. 2 Combustion gas composition and total temperature at rocket exit under different combustion pressure

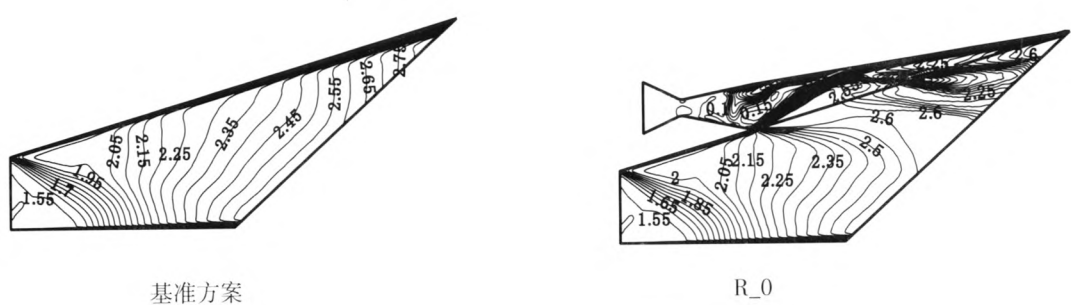
火箭室压/MPa	火箭出口燃气组份质量含量				T*/K
	CO	CO ₂	H ₂ O	O ₂	
2	0.372 8	0.289 0	0.261 2	0.077 0	3 492.8
4	0.368 4	0.295 9	0.265 7	0.070 0	3 591.9
6	0.365 6	0.300 2	0.268 3	0.065 9	3 650.2
8	0.363 6	0.303 4	0.270 2	0.062 8	3 691.6
10	0.362 0	0.305 9	0.271 7	0.060 4	3 723.6
12	0.360 6	0.308 0	0.272 9	0.058 5	3 749.8

面的受力情况，火箭射流的影响还会向横向发展，影响到侧壁面和上壁面的压力分布。

表 3 为计算获得的推力和升力。随着火箭室压的增加，侧置火箭方案尾喷管壁面所受推力和升力增加，升力增加更加明显。和基准方案相比，采用侧置火箭后，当火箭室压较大时（增加到 6 MPa），可以在火箭和基准尾喷管推力之和的基础上带来推力增益（表中的“推力增加”数据），即“1+1>2”的效果；火箭室压较低时，反而会产生推力损失。火箭室压越高，推力增益越明显；当火箭室压达到 12 MPa 时，推力增益相

对于基准方案尾喷管推力达到 10.35%。和基准方案对比，采用侧置火箭后，均带来升力增益，升力增益在火箭室压 12 MPa 时达到了基准方案的 7 倍。

加入侧置火箭后，冲压发动机尾喷管受力面及壁面压力发生了改变，导致尾喷管推力和升力发生改变（见表 4）。火箭室压较高时，高压射流带来上壁面（包括对接面）压力的整体上升，壁面所受推力和升力增加；火箭室压较低时，火箭射流压力较低，且存在死腔、激波反射等复杂流场结构，壁面推力和升力变化趋势会出现差异。



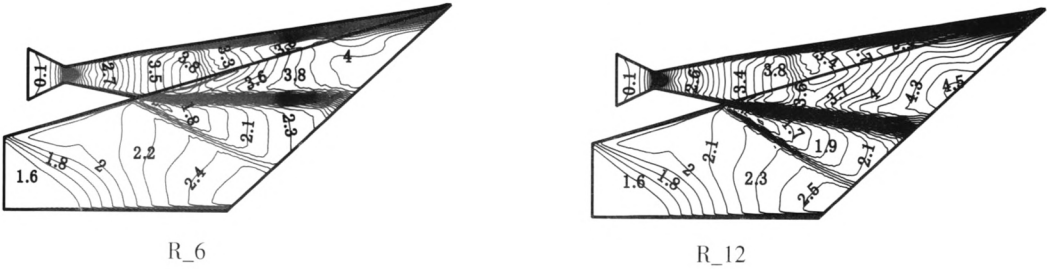


图 2 火箭轴线纵截面马赫数分布

Fig. 2 Mach number distribution of fore-and-aft section through rocket axis

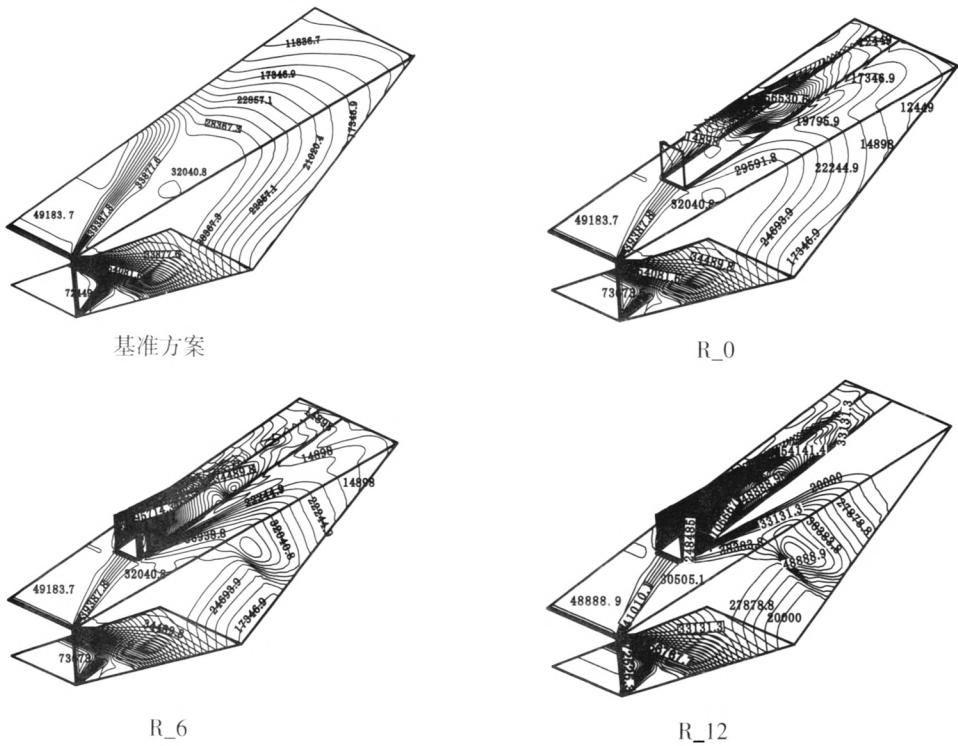


图 3 壁面压力分布(单位:Pa)

Fig. 3 Pressure distribution on wall surface(Unit:Pa)

表 3 尾喷管推力和升力计算结果

Tab. 3 Calculated results of nozzle thrust and lifting power

方案及工况	推力/N	推力增益	增益百分比/%	升力/N	升力增益	增益百分比/%
基准方案	925.25	—	—	149.30	—	—
R_0	863.16	-62.09	-6.71	188.16	38.86	26.03
R_2	889.94	-35.31	-3.82	267.26	17.97	79.016
R_4	906.54	-18.71	-2.02	365.78	216.48	145.00
R_6	631.44	6.19	0.67	544.54	395.25	264.74
R_8	959.13	33.88	3.66	750.70	601.40	402.83
R_10	989.21	63.96	6.91	971.85	822.55	550.95
R_12	1 021.02	95.77	10.35	1 201.10	1 051.813	704.51

表 4 尾喷管各壁面推力和升力计算结果

Tab. 4 Calculated esults of thrust and lifting power on each wall surface of nozzle						
方案及工况	推力/N			升力/N		
	下壁面	侧壁面	上壁面	下壁面	侧壁面	上壁面
基准方案	-24.67	208.85	741.06	-2 540.50	3.25	2 686.55
R_0	-24.67	204.72	683.08	-2 540.50	3.33	2 725.33
R_2	-24.67	213.53	701.08	-2 540.50	3.18	2 804.58
R_4	-24.67	218.72	712.48	-2 540.50	3.15	2 903.12
R_6	-24.67	222.85	733.25	-2 540.50	3.15	3 081.89
R_8	-24.67	226.58	757.22	-2 540.50	3.15	3 288.05
R_10	-24.67	230.10	783.78	-2 540.50	3.13	3 508.21
R_12	-24.67	233.49	812.19	-2 540.50	3.11	3 738.49

4 结论

采用本文提出的火箭布置方法，火箭发动机经常会在大推力状态工作，此时室压较高，火箭发动机燃气射流在冲压发动机尾喷管内继续膨胀，可以获得额外的推力增量，还可显著提高升力，随着火箭室压的增加，推力增量和升力增加。若进一步对火箭喷管型面和冲压发动机尾喷管型面进行精细设计，上述效果可能更加明显。

参考文献:

[1] SIEBENHAAR A, BULMAN M J, BONNAR D K. The role of the strutjet engine in new global and space markets, IAF- 98-S.5.04[R]. Paris: IAF, 1998.

[2] TREFNY C J. An air-breathing launch vehicle concept for single-stage-to-orbit, AIAA 1999-2730[R]. Reston: AIAA, 1999.

[3] HANK J M. Air force research laboratory hypersonic propulsion research programs, AIAA 2007-5371 [R].

Reston: AIAA, 2007.

[4] KOTHARI A P, LIVINGSTON J W, TARPLEY C, et al. A reusable, rocket and airbreathing combined cycle hypersonic vehicle design for access-to-space, AIAA 2010- 8905[R]. Reston: AIAA, 2010.

[5] KANDA T, TOMIOKA S, UEDA S, et al. Design of sub-scale rocket-ramjet combined cycle engine model, IAC-05-C4.5.03[R]. Paris: IAF, 2005.

[6] MACK G, BEAUDRY C, KETCHUM A. Integrated system test of an airbreathing rocket (ISTAR), AAAF 2002-258[R]. Versailles: AAAF, 2002.

[7] 王玉峰, 吴宝元, 王东东. 变比热对超燃冲压发动机尾喷管设计的影响研究[J]. 火箭推进, 2010, 36(2): 43-47.

WANG Yufeng, WU Baoyuan, WANG Dongdong. Scramjit engine nozzle design with variable specific heat[J]. Journal of Rocket Propulsion, 2010, 36(2): 43-47.

[8] 黄伟, 罗世彬, 王振国. 超燃冲压发动机参数灵敏度分析[J]. 推进技术, 2009, 30(6): 691-695.

[9] 葛建辉, 徐惊雷, 庞丽娜, 等. Scramjet 尾喷管几何调节方案的计算和试验研究[J]. 推进技术, 2013, 34(9): 1158-1164.

(编辑：陈红霞)