流体喉部喷管二次流矢量控制方案

张建华 谢 侃

(北京航空航天大学 宇航学院, 北京 100191)

摘 要: 针对结合了二次流矢量控制的固体火箭发动机流体喉部喷管进行了研究. 通过数值模拟着重分析了同时存在推力大小调节和方向改变的工况,即喷管喉部和扩张段上同时存在二次流时的情况. 比较了典型的 9 种二次流喷射方案喉部控制性能和推力矢量性能,并讨论了喉部存在二次流时对下游二次流矢量控制的影响. 方案的比较结果为实际设计、方案选型提供了参考.

关 键 词: 火箭发动机; 流体喉部; 矢量控制; 数值模拟

中图分类号: V 434

文献标识码: A **文 章 编 号**: 1001-5965(2012)03-0309-05

Secondary flow thrust vector control study for fluidic throat nozzle

Zhang Jianhua Xie Kan

(School of Astronautics, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: The secondary flow vector control concept for the fluidic throat nozzle of solid rocket motor was studied. Through numerical simulation, the work condition of concurrent thrust modulation and vector control was analyzed, in which there exist secondary flow at the throat and expansion part meanwhile. The throat modulation and thrust vector control performance of nine typical secondary flow concepts were compared, and the influence on the secondary flow vector control was discussed for the existence of secondary flow at the throat. The results of concept comparison can provide references for practical design.

Key words: rocket motor; fluidic nozzle throat; thrust vector control; numerical simulation

通过改变喷管喉部面积来调节固体火箭发动机的推力是固体火箭发动机推力实时调节技术的一个研究分支[1-3]. 流体喉部(FNT, Fluidic Nozzle Throat)是一种流体喷射方法,它将二次流射入发动机喉道附近的主流中,主流和二次流相互作用从而改变喷管音速面的位置和形状. 在实际应用中,二次流喷射的 FNT 系统还可以与二次流喷射(TVC, Thrust Vector Control)系统自然的整合,使二次流喷射系统既能实现固体火箭发动机的推力大小控制,还能进行推力矢量控制. 这种整合的方案可以有效地提高系统的效能,使 FNT 更具应用价值[2-5]. 因而本文重点对二次流同时控制喉部面积和使主流偏转这一工况下,二次流喷射方案、FNT 喷管的工作特点、性能进行研究,以便为实际的总体方案设计提供参考.

1 FNT 喷管矢量控制方案

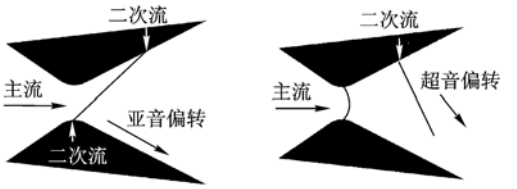
适合使 FNT 喷管主流偏转产生侧向力的二次流喷射机制有两种. 一种是通过在喉部附近引入非对称的二次流,使音速面在亚声速区产生偏转,同时实现流量控制和推力矢量控制(喉道倾斜矢量控制方式)[3],如图 1a 所示;另一种是在喷管扩张段喷入二次流产生诱导激波,从而使主流偏转进行推力矢量控制(激波诱导矢量控制方案),如图 1b 所示.

其中,激波诱导矢量控制是一种较成熟的技术,目前已用在多个固体火箭发动机型号上. 并且由于喉道倾斜模式主要用于扩张比较小的航空发

收稿日期: 2011-05-06; **网络出版时间**: 2012-03-28 15:12

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20120328.1512.003.html

作者简介: 张建华(1977 -),男,陕西蓝田人,讲师,zjh@buaa.edu.cn.



a 喉道倾斜矢量控制方案 b 激波诱导矢量控制方案

图 1 两种推力矢量控制方案的示意图

动机喷管上,因而本文讨论的与固体火箭发动机 FNT 喷管结合的矢量控制方案为激波诱导矢量控制方式. 该方式在大扩张比的固体火箭 FNT 喷管上可获得更大的矢量控制 TVC 性能.

在表征 TVC 的侧向力大小和性能时通常用推力偏角 θ 表示,它定义为侧向力 F_n 与轴向力 F_a 之比的反正切值,单位:(°).

$$\theta = \cot\left(\frac{F_n}{F_a}\right) \tag{1}$$

在小的二次流/主流流量比范围内,还常使用推力矢量效率来表征侧向力性能,定义如下:

$$K_{va} = \frac{\theta}{(w_s/w_o) \times 100} \tag{2}$$

式中,w_s 为二次流流量;w_o 为主流流量. 由定义可知,推力效率的含义为每单位百分流量比的推力偏角值. FNT 喷管的推力效率定义如下:

$$\eta_2 = F_t/(F_{i,o} + F_{i,s}) \tag{3}$$

式中,F_t 是 FNT 发动机的实际合推力,计算公式见文献[6],它包括了主流和二次流两部分的推力;$F_{i,o}$,$F_{i,s}$ 分别为主流和二次流各自对应流量和反压压比 NPR(Nozzle Pressure Ratios)下的理想推力(注:主流对应的 NPR 为 P_c/P_b,二次对应的 NPR 为 P_s/P_b,其中 P_s,P_c,P_b,分别为二次流、主流总压及环境反压).

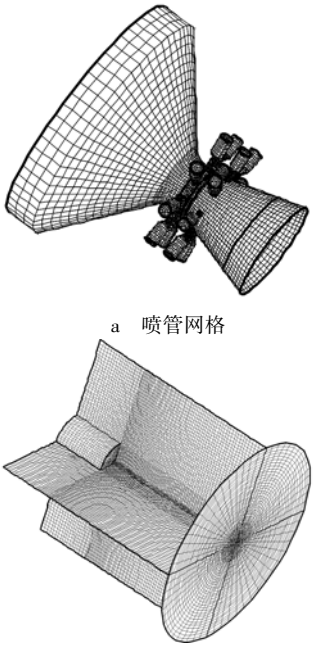
另外,喉部处二次流对喉部大小的控制能力可用 C_d/C_{do} 这一参数表征,C_d,C_{do} 分别为二次流通入前后的 FNT 喷管的流量系数,它表征了二次流通入前后喷管的有效喉部面积之比,具体定义见文献[6-7].

2 系统方案及分析方法

2.1 计算区域及网格

图 2 给出了模拟轴对称喷管模型 TVC 流场的网格. 喷管设计压比为 37.6,考查的二次喷嘴构型都为损失较小的收敛圆孔型[7-8]. 其中喉部处的喷嘴与扩张段上的喷嘴距离与喉径的比值为 0.45. 主喷管及二次流喷嘴采用的入口边界条件为压力入口边界,外流场区域采用远场边界条件.

图 2a 为喷管网格,图 2b 是整个流场网格的拓扑结构. 典型的内流场网格数为 100 × 210,外流场网格数为 220 × 330,对二次流的射流入口、壁面附近进行了局部加密. 远场边界分别位于喷管进气口前段 6 倍喷管长度处,喷管排气口后 10 倍喷管长度处,垂直于喷管轴线 6 倍喷管长度处. 计算使用冷流气体工质空气,进口总温都为 300 K,这不影响对一般规律的讨论.



a 喷管网格

b 内外流场网格的拓扑结构

图 2 计算使用的网格

2.2 算例校核

采用双缝射流模型对本文所采用的三维 N-S 方程求解数值方法进行考核,不仅因为该模型与上述二次流喷射的 TVC 流场均有同样复杂的物理现象,而且其计算域和边界条件相同. 考核算例的收敛-扩散喷管[9]选自于 NASA 兰利研究中心的二次流喷射 TVC 实验喷管,喷管长 115.57 mm,喉道半高 13.74 mm,喉道距入口处 57.785 mm,出口面积与喉道面积之比为 1.796,扩张角为 11.01°. 无射流时喷管的完全膨胀落压比为8.78. 在扩张段上壁面开双缝,第 1 道缝的起始位置记为 x_1,缝宽 1.016 mm;第 2 道缝的起始位置为 x_2,缝宽 1.016 mm. 对 NPR 为 4.60、双缝位置 $x_1/x_t = 1.4$,$x_2/x_t = 1.8$ 时的喷管流场进行了数值模拟并和实验值作对比.

模拟得到的喷管上下壁面的静压分布与试验数据进行了对比,见图 3. 喷管上壁面的压力跃升点有两处,这是双射缝二次流在喷管内形成的两道斜激波引起的. 从压力突升的幅度可以看到,第 1 道斜激波要稍强一些,第 2 道斜激波要稍弱一

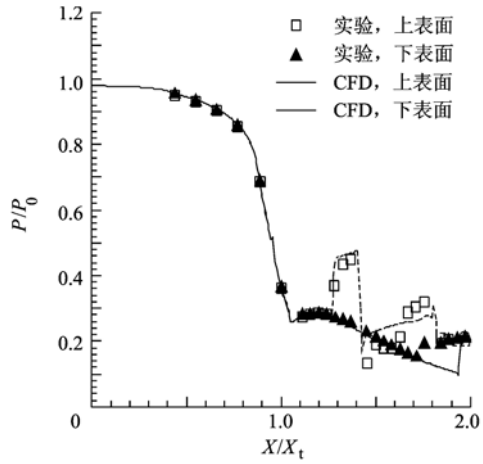
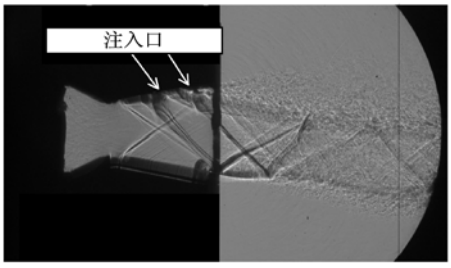
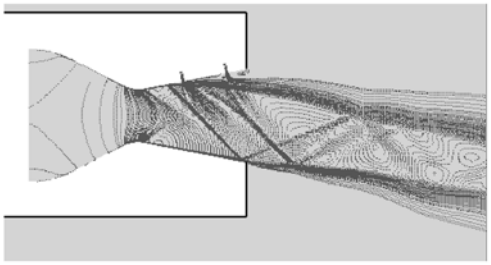


图 3　计算得到的上下壁面压强与实验结果对比

些. 计算得到的压力变化规律与实验值吻合,只是 CFD(Computational Fluid Dynamics) 预测的下表面压力跃升点的位置要稍靠后些,下壁面的压力跃升是由于第 1 处射流引起的斜激波打在下表面引起的. 图 4 给出了该计算条件下的实验纹影图和 CFD 模拟结果. 从该图可以看出计算捕捉到的激波系结构和实验纹影图显示的基本一致. 这些结果显示,本数值方法成功地模拟了横流的复杂物理现象,表明本文所建立数值模型具有足够的精度.



a　实验纹影图



b　CFD 结果

图 4　模拟得到的流场图与实验纹影图对比

3　仿真结果及方案分析

表 1 以产生俯仰力矩为例给出了 9 种典型的喷嘴组合方案在小流量比时的推力矢量效率、推力效率和有效喉部面积变化值. 表中组合模式所列图中的黑点代表注入二次流,喉部和扩张段上的二次流总压相等($P_{s1} = P_{s2}$). 表中的 K_{va} 值是以总二次流流量 w_s 为参考得到的,部分括号内的值是以扩张段上的二次流量 w_{s1} 为参考的(相当于认为喉部处的二次流流量对推力矢量的贡献不大). 与以往的纯粹激波诱导矢量控制(SVC, Support Vector Clustering) 系统不同,由于 FNT 喷管喉部也存在喷嘴,当喉部和扩张段上使用的喷嘴个数相同时,前后两组喷嘴存在相位差的问题. 图中 A1 方案的前后喷嘴没有相位差,B1 方案的两组喷嘴相位差为 22.5°. 首先比较了两种喷嘴方案在不对称射流工况下的推力矢量性能,表中的推力效率 η_2 和推力矢量效率 K_{va} 结果说明 B1 方案稍优于 A1 方案.

表 1　9 种喷射方案

序　号	组合模式	K_{va}	η_2	C_d/C_{d0}	w_s/w_o
A1		0.261	0.970	0.940	0.0815
B1		0.281	0.975	0.942	0.0702
B2		0.425 (0.677)	0.976	0.9631	0.0548
B4		0.471 (1.02)	0.981	0.9625	0.0378
B5		0.601	0.983	0.997	0.0340
B6		0.870	0.983	0.999	0.0170
B7		0.207 (0.8148)	0.976	0.909	0.0757
B8		0.224 (0.556)	0.973	0.909	0.0948
B9		0.246 (0.699)	0.978	0.940	0.0534

注:NPR 为 40,$P_s/P_c = 1:1$.

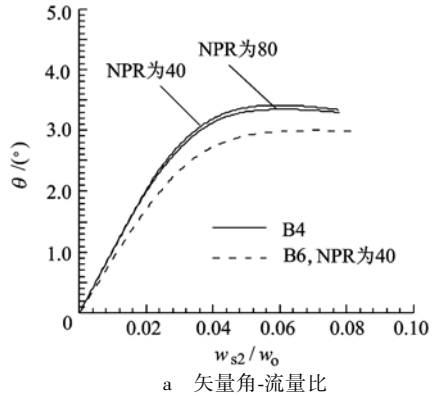
比较表中方案 A1,B1,B2,B5,B8 和方案 B4,B6,B7,B9 可知,增加扩张段上靠近水平分界线处的喷入点只会使喷管的推力矢量效率降低. 因而一般在扩张段上只使用两个位置的喷入单元

(这和针对纯粹的 SVC 研究时得到的定性结论相同[9]). 注意本文的喷入单元在相应位置上可再拆分成并列紧靠一起的多喷嘴结构以获得更好的矢量性能[9],为了简化讨论每个喷入位置都只是单喷嘴形式. 对推力矢量效率较好的 4 种方案进行了详细计算,并以方案 B6 为基准(传统的 SVC 方式)进行了对比.

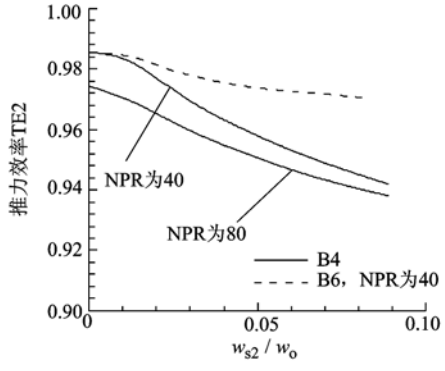
3.1 B4 方案

图 5a 的结果说明对于 B4 方案中的喷射模式,喉部的二次流喷射对下游的 SVC 性能影响是有利的. 在相同的扩张段喷嘴二次流量比条件下,B4 方案的最大推力矢量角和关于 w_{s2}/w_o 的推力矢量效率都要优于 B6 方案(即纯粹的 SVC 控制方案,喉部无控制推力大小的喷流). 这与二元喷管模型的结果不同,二元喷管模型中喉部喷流对 SVC 的影响是负面的,除了由于两种喷管的流场不同之外,两个重要的因素是本文的喷嘴存在相位差,另外这里扩张段上的喷嘴位置较上述的二元模型靠近喉部一些.

图 5b 给出了两种方案的推力效率随扩张段上二次流流量比的变化曲线. 图中在相同的 w_{s2}/w_o 条件下,喉部存在喷流时的推力效率 TE2 比喉部无喷流时的低. 因为在相同的 w_{s2}/w_o 条件下,B4 和 B6 的总流量比是不相同的,B4 的总流量因为存在喉部的二次喷流 w_{s1},因而总流量比要比



a 矢量角-流量比



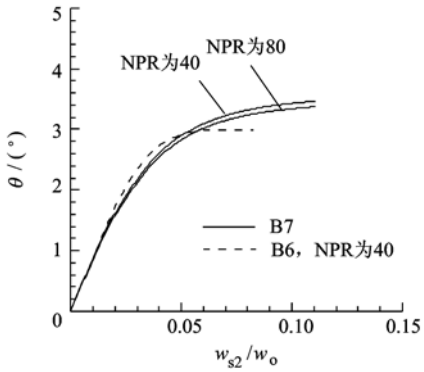
b TE2-流量比

图 5 B4 方案的计算结果

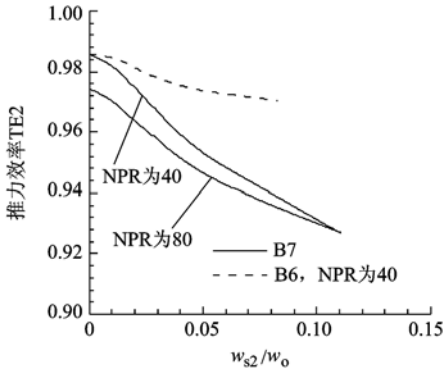
B6 中的大;也正是这个原因,在相同的 w_{s2}/w_o 下,B4 中还存在额外的喉部喷流与主流的相互作用,因而推力损失较 B6 方案的大.

3.2 B7 方案

图 6a 的曲线说明当喉部的喷射单元都注入二次流时,SVC 的推力矢量效率较 B6 方案的要低,但是 B7 方案的最大矢量角仍比 B6 的要大. 图 6b 的推力效率表明在相同的 w_{s2}/w_o 条件下,B7 方案的推力效率下降更多. 这是由于 B7 中喉部存在更多的二次喷流,推力损失会更大.



a 矢量角-流量比



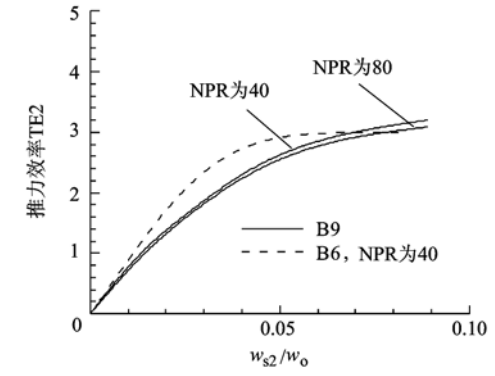
b TE2-流量比

图 6 B7 方案的计算结果

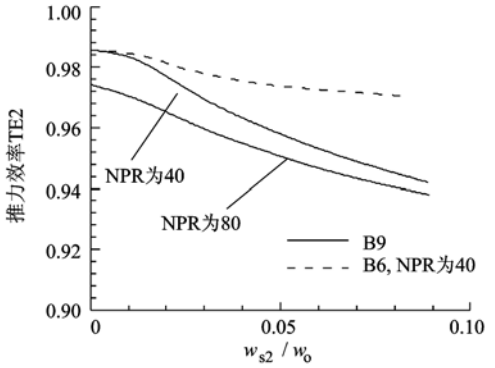
3.3 B9 方案

图 7a 说明当喉部处的二次流和扩张段上的同侧注入时,SVC 的最大矢量角虽然比 B6 方案的稍大一些,但关于 w_{s2}/w_o 的推力矢量效率则下降较大. 说明喉部这种模式的喷流对下游的 SVC 是消极的. 图 7b 的推力效率曲线说明 B9 方案的推力损失与 B4 的相当,这是因为两者在喉部及扩张段的喷流与主流的作用程度相当.

图 8a 给出了上述轴对称喷管模型通过不同的喷射方案所能达到的喉部面积变化范围(图中的 $1-C_d/C_{do}$)及同时能达到的推力矢量角;特殊的当只有喉部存在喷流时(相当只需进行喉部调节的工况),各种方案下的 θ 都为 0°,当喉部无喷流而只有扩张段存在喷流时(相当只需进行矢量

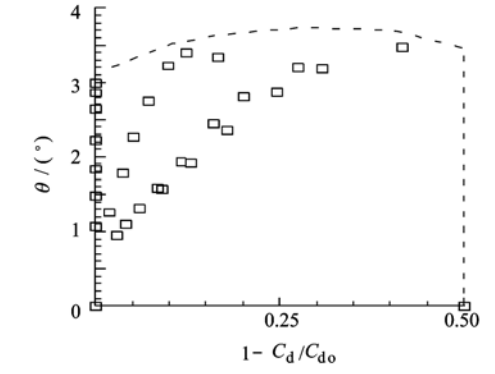


a　矢量角-流量比

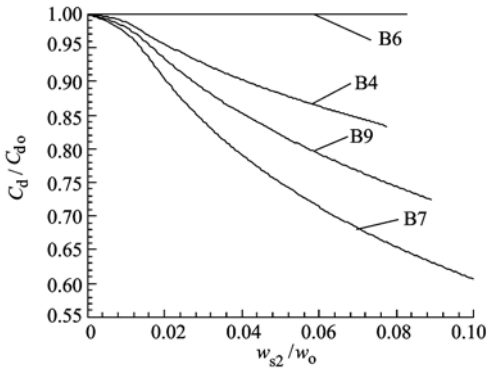


b　TE2-流量比

图 7　B9 方案的计算结果



a　矢量角-喉部面积变化



b　TE2-流量比

图 8　4 种方案的结果及比较

控制的工况),$1-C_d/C_{do}=0$. 当 FNT 喷管在进行喉部调节同时要进行矢量控制时,可以实现的喉部变化范围和矢量角对应了图 8a 的中间部分. 图 8b 给出了上述考察的 4 种方案中流量系数比随扩张段二次流流量比的变化曲线. 可以看到 B6 的喉部无变化,流量系数比为 1,B7 方案的喉部变化范围最大,而 B4,B9 的扼流性能居于中间.

综合上述分析,喉部喷流对扩张段上 SVC 性能的影响是复杂的,它与扩张段上的喷嘴位置、喷嘴的组合方案、喉部的喷流模式都有关. 在实际设计中,可以先按照喉部无喷流时的工况,根据总体需要确定所需的最大矢量角,由最大矢量角确定扩张段上喷嘴的位置(因为每个位置对应一个最大矢量角),然后在飞行器的所有工况包络内再仔细考察喉部喷流对 SVC 性能的影响,以确定合理的喷嘴布置方案和喉部喷射模式.

4　结　论

1) 对于圆孔喷嘴 FNT 喷管的不对称喷射工况,当前后两组喷嘴存在相位差时,所能得到的推力矢量效率和 θ_{max} 都要优于无相位差的布置方案,而两者的推力效率则相当. 另外扩张段上的喷入单元过多时 SVC 的推力矢量效率降低,因而采用 1 ~ 2 个位置的喷入单元为宜.

2) 考察了喉部和扩张段喷嘴存在相位差时,不同喷流组合对 SVC 的影响:其中不对称射流方案(B4 方案)的 θ_{max} 和关于 w_{s2}/w_o 的推力矢量效率都要优于无喉部扰流的 SVC 工况(B6 方案);喉部喷嘴全开时(B7 方案),SVC 的推力矢量效率较 B6 方案的要低,但最大矢量角 θ_{max} 仍比 B6 的要大;对于同侧射流方案(B9 方案),SVC 的最大矢量角虽然比 B6 方案的稍大一些,但推力矢量效率则下降较大,说明喉部这种模式的喷流对下游的 SVC 影响是消极的. 另外,B4,B9 方案的推力效率相当,而 B7 方案的推力效率最低;但 B7 的喉部变化范围最大,B9 次之,B4 则较小,B6 无喉部变化.

3) 喉部喷流对扩张段上 SVC 性能的影响是复杂的,它与扩张段上的喷嘴位置、喷嘴的组合方案、喉部的喷流模式都有关. 不同的联合喷射模式可以得到不同要求的喉部面积变化和推力矢量角,特殊的当喉部无喷流而只有扩张段上存在喷流时,喉部面积变化为 0,而推力矢量角不为 0;当扩张段无喷流而只有喉部存在喷流时,则喉部面积变化不为 0,推力矢量角始终为 0.

(下转第 318 页)

移量分别为 $\Delta x = -0.5$ m, $\Delta y = 0.1$ m 和 $\Delta z = 0.1$ m,与仿真 1 结果类似,系统在 70% 重心估计误差条件下,各通道均具有较好的控制效果,优于无自适应补偿的逆动力学方法,系统具有一定的鲁棒性.

5 结 论

本文提出了一种面向重心变化的非线性自适应飞行控制系统设计方法,能有效综合逆动力学理论、滑模控制及自适应控制的优点. 逆动力学方法物理概念清晰、应用简便,不涉及复杂的气动特性;自适应滑模控制律中的自适应单元能对建模误差、重心估计误差等不确定因素进行估计和补偿,减小甚至消除未知不确定性对系统的影响,从而在一定程度上提高了控制的适应性和控制性能. 仿真结果表明:该方法在系统存在未知不确定性时仍具有良好的控制效果,鲁棒性强.

该方法设计时需调节的参数较多,且在不同重心位置时的参数调节缺乏一定的规律性,如何从理论上找到一种适应性的参数整定方法还有待于进一步深入研究.

参考文献 (References)

[1] 张晶,申功璋,杨凌宇. 基于逆动力学和重心估计的飞行控制系统设计[J]. 北京航空航天大学学报,2009,35(11):1315 - 1319
Zhang Jing, Shen Gongzhang, Yang Lingyu. Design of flight control system based on inverse dynamics and center of gravity estimation[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2009, 35(11): 1315 - 1319 (in Chinese)

[2] Nguyen N, Krishnakumar K, Kaneshige J, et al. Dynamics and adaptive control for stability recovery 1of damaged asymmetric aircraft[R]. AIAA-2006-6049, 2006

[3] Zhang J, Yang L Y, Shen G Z. Modeling and attitude control of aircraft with center of gravity variations[C]//Proceedings of the 2009 IEEE Aerospace Conference. Piscataway, NJ: IEEE Inc, 2009

[4] 吴森堂,费玉华. 飞行控制系统[M]. 北京:北京航空航天大学出版社,2005:8 - 11
Wu Sentang, Fei Yuhua. Flight control system[M]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics Press, 2005: 8 - 11 (in Chinese)

[5] Bacon B J, Gregory I M. General equations of motion for a damaged asymmetric aircraft[R]. AIAA-2007-6306, 2007

[6] Hall C E, Shtessel Y B. Sliding mode disturbance observer-based control for a reusable launch vehicle [R]. AIAA-2005-6145, 2005

[7] 刘春生,姜斌. 含有输入动特性不确定飞控系统的自适应滑模控制[J]. 应用科学学报,2009,27(4):419 - 424
Liu Chunsheng, Jiang Bin. Adaptive sliding-mode control for uncertain flight system with actuator dynamics[J]. Journal of Applied Sciences, 2009, 27(4): 419 - 424 (in Chinese)

(编 辑:刘登敏)

(上接第 313 页)

参考文献 (References)

[1] 李娟,李江,王毅林,等. 喉栓式变推力发动机性能研究[J]. 固体火箭技术,2007,30(6):505 - 509
Li Juan, Li Jiang, Wang Yilin, et al. Study on performance of pintle controlled thrust solid rocket motor[J]. Tech of Solid Rocket Motors, 2007, 30(6): 505 - 509 (in Chinese)

[2] 谢侃,刘宇,王一白. 固体火箭发动机气动喉部的两相流数值模拟[J]. 推进技术,2010,31(1):56 - 60
Xie Kan, Liu Yu, Wang Yibai. Simulation for the two-phase flow aerodynamic throat of solid rocket motors[J]. Journal of Propulsion Power, 2010, 31(1): 56 - 60 (in Chinese)

[3] McArdle J G. Internal characteristics and performance of an aerodynamically controlled, variable discharge convergent Nozzle [R]. NACA TN4312, 1958

[4] McAulay J E. Cold-air investigation of three variable-throat-area convergent-divergent Nozzles[R]. NASA TMX-42, 1958

[5] Catt J A, Miller D N, Giuliano V J. A static investigation of fixed-geometry nozzle using fluidic injection for throat-area control [R]. AIAA 95-2604

[6] 谢侃,王一白,刘宇. 固体火箭发动机气动喉部非定常过程[J]. 推进技术,2011,32(1):103 - 108
Xie Kan, Wang Yibai, Liu Yu. Unsteady process of aerodynamic throat for solid rocket motor[J]. Journal of Propulsion Power, 2011, 32(1): 103 - 108 (in Chinese)

[7] 谢侃. 随控流体喉部的数值和实验研究[D]. 北京:北京航空航天大学宇航学院,2010
Xie Kan. Numerical and experimental study for the fluidic nozzle throat[D]. Beijing: School of Astronautics, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2010 (in Chinese)

[8] 王峥,胡永强. 固体火箭发动机[M]. 北京:宇航出版社,1993
Wang Zheng, Hu Yongqiang. Solid rocket motors[M]. Beijing: Astronautics Press, 1993 (in Chinese)

[9] Waithe K A, Deere K A. Experimental and computational investigation of multiple injection ports in a convergent-divergent nozzle for fluidic thrust vectoring[R]. AIAA 2003-3802, 2003

(编 辑:张 嵘)