

文章编号:1000-8055(2013)09-2029-08

超燃冲压发动机尾喷管性能对型面参数的 回归研究

张文电, 王一白, 刘 宇, 覃粒子, 张晓源, 何淼生
(北京航空航天大学 宇航学院, 北京 100191)

摘 要: 为了研究型面参数对基于三次曲线构型的超燃冲压发动机尾喷管性能的影响规律, 采用均匀设计和回归分析的方法开展了型面参数化研究, 得到了尾喷管性能参数与构型参数间的回归模型, 研究表明下壁面高度对尾喷管的升力性能影响不显著, 其余型面参数对尾喷管性能有影响且为交互作用. 同时, 上下壁面出口高度增加能提高尾喷管推力性能, 上壁面长度增加对升力性能有益, 而上壁面出口高度和角度的增加则反之; 上壁面出口高度对俯仰力矩性能的影响与升力性能类似, 但俯仰力矩性能与上壁面入口角度呈正相关, 而出口角度在大部分情况下对俯仰力矩性能呈负相关; 下壁面在一定范围内截短对上壁面压强分布影响不显著.

关 键 词: 超燃冲压发动机; 尾喷管; 均匀设计; 回归研究; 参数化研究

中图分类号: V235.2

文献标志码: A

Regression study of scramjet nozzle performance on contour parameters

ZHANG Wen-dian, WANG Yi-bai, LIU Yu, QIN Li-zi,
ZHANG Xiao-yuan, HE Miao-sheng

(School of Astronautics,

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

Abstract: In order to study the influence rules of contour parameters on the performance of cubic curve shaped scramjet nozzle, contour parametric study was conducted by introducing methods of uniform design and regression analysis, and the regression model of scramjet nozzle performance with contour parameter was obtained. The results show that most contour parameters have interactive influence on nozzle performance, but the influence of lower wall height on nozzle lift characteristic could be neglected. Meanwhile, the thrust performance could be improved with the increase of the lower and upper wall exit height. Upper wall length has positive influence on lift performance, contrary to upper wall exit height and angle. The upper wall exit height's correlation with pitch moment performance is similar to lift. The upper wall inlet angle has positive correlation with pitch moment performance while outlet angle has negative correlation in most situations. And within certain range of lower wall's curtailment, it has no significant effect on upper wall pressure distribution.

Key words: scramjet; nozzle; uniform design; regression study; parametric study

收稿日期:2013-01-04

网络出版地址: http://www.cnki.net/kcms/detail/11.2297.V.20130926.1103.201309.2029_001.html

作者简介: 张文电(1985—), 男, 湖北武汉人, 博士生, 主要从事超燃尾喷管优化设计、气动优化设计相关研究.

在高超声速飞行器中,超燃冲压发动机尾喷管是整个推进系统产生净推力的关键部件^[1]. 在一定的飞行工况下,超燃冲压发动机尾喷管的性能取决于它的几何构型. 近些年来,国外对基于超燃的高超声速飞行器做过许多试飞试验,积累不少宝贵数据,其中影响力较大的高超声速飞行器是美国已经完成飞行试验的 X-43A^[2]和 X-51A^[3]两种飞行演示验证机,它们从外形到各自尾喷管或后体的区别明显. 两者的尾喷管都为非对称的单边膨胀形式,其中 X-43A 的尾喷管为开放形式,而 X-51A 的尾喷管为全封闭形式,从而导致轴向以外的升力及俯仰力矩存在,且不同构型参数对性能存在影响. 所以本研究关心该类非对称形式尾喷管的型面参数对尾喷管性能的影响.

在文献[4-5]中,对半开放式单边膨胀尾喷管的型面参数对尾喷管性能影响做了一定研究,但对型面参数影响的研究有局限性,仅仅是改变一个参数固定其他参数得到的结论,并未同时考虑到其他参数的交互作用. 文献[6]利用正交试验设计加上 SPSS(statistical product and service solutions)软件对型面参数灵敏度进行分析得到结果,该研究中自变量少,且忽略掉参数间交互作用,不容易捕捉到所有细节. 文献[7]中对型面参数的分析同样是未考虑到交互作用. 文献[8]利用全析因试验方法对模型进行分析,虽然能得到详细的规律,但是工作量和计算量过大,主观分析较为明显. 对于尾喷管优化设计研究中大多数采用直接优化方法^[9-10],型面参数影响规律不清的情况下需要大量流场计算,较为耗时.

本文对尾喷管模型参数化研究采用均匀设计方法构建样本点,再利用回归分析以得到尾喷管性能参数与型面参数之间的回归模型,进而得到型面参数对其的影响规律.

1 模型描述

本研究中的超燃尾喷管所采用的造型方式是基于三次曲线的参数化造型. 尾喷管的上壁面为三次曲线型面,形式为 $y = a + bx + cx^2 + dx^3$;下壁面为直线构型,且会经过一定比例的截短. 尾喷管形式如图 1 所示,其中尾喷管入口高度为 H_4 ,上壁面的长度及其出口高度分别为 L_6 和 H_6 ,上壁面入口和出口角度分别为 θ_4 和 θ_6 ,下壁面在未截短时出口高度为 H_5 (向下为正),截短之后水平方向长度为 L_5 . 在该尾喷管模型的研究中,图 1 中各个参数取值范围如表 1 所示.

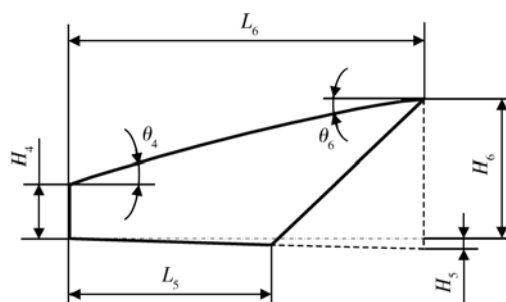


图 1 尾喷管模型示意图

Fig. 1 Schematic map of nozzle model

表 1 尾喷管模型参数取值范围

Table 1 Ranges of nozzle model parameters

参数	取值范围
入口高度 H_4/m	0.01
下、上壁面长度比 L_5/L_6	0.2~1.0
上壁面出口与入口高度比 H_6/H_4	3~4
下壁面出口与入口高度比 H_5/H_4	0~0.4
上壁面长度与入口高度比 L_6/H_4	7.5~9.5
上壁面入口角度 $\theta_4/(\circ)$	10~30
上壁面出口角度 $\theta_6/(\circ)$	0~20

2 网格无关性研究

本网格无关性研究是为了保证在一定网格密度下,尾喷管的性能参数基本不受网格数量在小范围内波动所产生的影响. 模型流场计算结果通过 CFD 软件 ANSYS FLUENT 获得,文献[11]提到计算时采用 SST(剪切应力输运) $k-\omega$ 湍流模型^[12]的计算结果与试验值更加接近,所以在研究中采用 SST $k-\omega$ 湍流模型作为 CFD 计算时所使用的湍流模型. 选用密度基求解器,空间离散采用 2 阶精度的 AUSM(advection upstream splitting method)格式.

模型的参数如下: $H_4 = 0.01 \text{ m}$, $L_5/L_6 = 1$, $H_6/H_4 = 4$, $H_5/H_4 = 0.4$, $L_6/H_4 = 9.5$, 上壁为直线形式. CFD 仿真计算时工质的比定压热容为 $1402.7 \text{ J}/(\text{kg} \cdot \text{K})$,摩尔质量为 $28.86 \text{ kg}/\text{kmol}$. 尾喷管入口总压为 493655.3 Pa ,静压为 196369 Pa ,总温为 2622.8 K . 压力远场静压为 6994.82 Pa ,静温为 216.65 K ,飞行马赫数为 4.5. 计算区域及网格划分形式如图 2 所示,其中 H_{c1} , L_{c1} , H_{c2} , L_{c2} 都为该标志所示边的网格划分段数.

为保证壁面区域 y^+ 值小于 5,下壁面的第 1

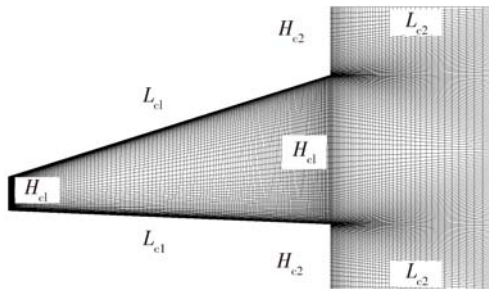


图2 网格无关性研究中网格划分示意图

Fig. 2 Meshing schematics of grid independence study

层网格高度在图2中 L_{c1} 左侧设定在0.01 mm,右侧为0.05 mm.另外,划分网格时 L_{c1} 线段左侧第1层网格厚度为0.02 mm,右侧为0.2 mm, L_{c2} 线段左侧第1层网格也为0.2 mm. H_{c2} 线段靠近壁面处第1层网格高度为0.05 mm.通过改变 H_{c1} 和 L_{c1} 进行内场的网格无关性研究,改变 H_{c2} 和 L_{c2} 进行外场部分研究,下面分别进行介绍.

2.1 内场网格无关性研究

内场网格无关性研究中 H_{c1} 从20取到200,间隔为20, L_{c1} 从50取到500,间隔为50.而 H_{c2} 和 L_{c2} 取值分别为40和50.以尾喷管推力 T 及升力 L 作为考察指标.如图3所示为尾喷管性能参数与尾喷管内场网格数量关系.当内场网格数量从2.5万增到3.6万时,推力和升力的变化率仅有0.29%和0.1%,继续增加到4.9万时仅有0.2%和0.08%.另外,图4为在不同网格密度下的尾喷管壁面压强分布,得到3.6万与10万的密度下的压强分布基本一致.从而使用3.6万的内场网格已经可以满足网格无关性要求.

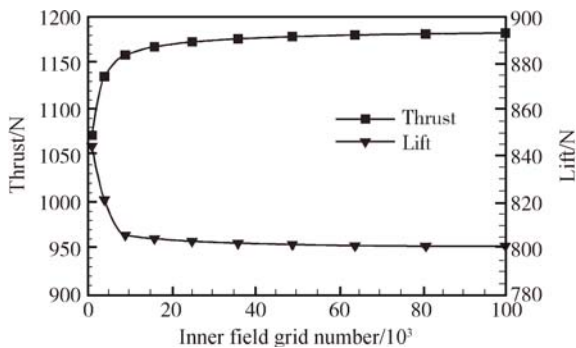


图3 性能参数与内场网格数量关系

Fig. 3 Relation of performance parameters and inner field grid number

2.2 外场网格无关性研究

外场网格无关性研究结果如表2所示.结果

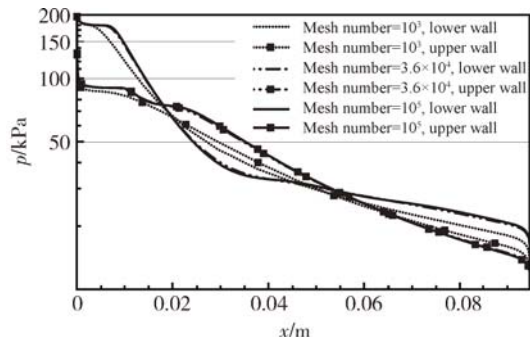


图4 不同网格密度下壁面压强分布

Fig. 4 Wall pressure distribution of different grid resolutions

表明在 $(H_{c2}, L_{c2}) = (40, 50)$ 的基础上再增加网格密度已经对结果基本不能产生影响.

综上所述,在内场网格数为3.6万(总数约为4.6万)时,计算精度和成本之间能有一个较好的平衡,且网格的数量小范围波动基本不对结果产生影响.

表2 外场网格无关性研究结果

Table 2 Grid independence study of outer field

H_{c1}	L_{c1}	H_{c2}	L_{c2}	T/N	L/N
120	300	40	50	1176.8	-802.4
120	300	40	100	1176.8	-802.4
120	300	80	50	1176.6	-802.8
120	300	80	100	1176.6	-802.8
160	400	40	50	1181.0	-801.3
160	400	40	100	1181.0	-801.3
160	400	80	50	1180.7	-801.8
160	400	80	100	1180.7	-801.8

3 尾喷管型面参数化研究

3.1 研究方法

对尾喷管模型的参数化研究采用试验设计和回归分析以得到不同参数对尾喷管性能的影响规律.这里试验设计采用均匀设计方法对试验样本点进行构建.均匀设计是部分因子设计的主要方法之一,与正交设计相比,均匀设计给试验者更多的选择,从而可用较少的试验次数获得期望结果,而且该方法也是电脑仿真试验设计的重要方法之一,同时也是一种稳健试验设计.其最大特点是在试验空间能最大限度地使各个试验点均匀地分散,且试验次数很少^[13-14].

当一个试验有 s 个因素, 每个因素有 q 个水平, 利用方差分析模型时考虑到因素的主效应、两两因素间的交互效应, 同时忽略高阶交互效应的条件下, 试验次数 n 必须大于等于 $s(q-1)+0.5s \cdot (s-1)(q-1)^2$, 而采用回归分析模型, 不用文献[6]中使用的方差分析模型时, 可以大大降低试验次数, 提高连续变量下模型的精度. 如利用式(1)中二次模型时, 试验次数一般大于未知系数个数 $2+s+0.5s(s+1)$ 即可(考虑误差项 ϵ 系数). 若采用回归分析中的变量筛选方法, 试验次数还能进一步降低.

$$y = \beta_0 + \sum_{i=1}^s \beta_i x_i + \sum_{i=1}^s \sum_{j=i}^s \beta_{ij} x_i x_j + \epsilon \quad (1)$$

其中 y 为试验响应, $x_1, \dots, x_s$ 为试验中的 s 个因素, β 为模型中的待定系数. 所以本研究采用均匀设计和回归分析的方法对尾喷管型面进行参数化

研究.

3.2 结果与讨论

对于表1所给出的参数取值范围, 现将6个型面参数都均匀取为5水平. 则试验次数至少为 $0.5(6+1)(6+2)+1=29$ 次, 考虑到需要检验模型的预测能力, 这里试验次数取值为1.5倍最小次数, 且由于为5水平, 需要为5的倍数, 即45次. 采用中心化 L_2 -偏差度量均匀性的方式优化出均匀设计表^[15], 具体试验因素安排及计算结果如表3所示. 其中试验结果均以无量纲化的尾喷管性能参数示出, 推力系数、升力系数、俯仰力矩系数分别为: $C_T = T/(qS)$, $C_L = L/(qS)$, $C_M = M/(qSL_r)$, 这里 S 为进气道捕获面积, 假设 $S=3H_4 \times 1$, L_r 为力矩参考长度, 这里取为 $15H_4$, 这里 M 为尾喷管产生的俯仰力矩. 仿真参数与网格无关性研究中一致. 则飞行动压 $q_f = 0.5\rho v^2 = 99.152 \text{ kPa}$.

表3 均匀设计及结果
Table 3 Uniform design and results

L_6/L_0	H_6/H_4	H_5/H_4	L_6/H_4	$\theta_4/(\circ)$	$\theta_5/(\circ)$	C_T	C_L	C_M
0.8	3	0	8.5	30	15	0.33588	0.17373	0.22501
0.6	3.25	0.2	7.5	10	15	0.35292	-0.05879	0.10412
0.6	3.5	0	9	20	0	0.38184	0.07653	0.24364
1.0	3.75	0	9	10	20	0.35022	-0.41322	-0.03437
0.8	4	0.1	8	10	10	0.36708	-0.33385	0.05872
0.2	3.75	0.1	7.5	15	0	0.36108	0.21789	0.19975
0.4	3.25	0	7.5	20	20	0.35352	0.20561	0.19286
1.0	3.25	0.4	9	25	20	0.37221	-0.10019	0.06181
0.8	3.75	0.4	9.5	20	0	0.40214	-0.05055	0.19119
0.2	3	0	8	10	5	0.32096	0.50951	0.21464
0.6	3.75	0.4	8	15	20	0.37548	-0.10507	0.09818
0.4	3.25	0.4	8	30	0	0.37133	0.18648	0.27221
0.2	3.75	0.2	9	30	5	0.38740	0.29489	0.29456
0.6	3	0.1	9.5	15	20	0.33350	0.15808	0.18033
1.0	3	0.3	9	15	10	0.36389	-0.19519	0.02246
0.4	3	0.1	9.5	25	5	0.35945	0.40450	0.33275
1.0	4	0.2	8	25	0	0.38554	-0.21140	0.16824
0.2	4	0.4	7.5	20	15	0.36585	0.13733	0.16055
1.0	3.5	0.1	8	20	15	0.37523	-0.23329	0.06480
0.8	3.5	0.3	7.5	30	20	0.37961	-0.06847	0.15518
0.4	4	0.1	8.5	25	20	0.39135	0.03204	0.19770

续表								
L_5/L_6	H_6/H_4	H_5/H_4	L_6/H_4	$\theta_4/(^{\circ})$	$\theta_6/(^{\circ})$	C_T	C_L	C_M
0.2	3.25	0.4	9.5	20	10	0.35998	0.47190	0.26316
0.4	3.75	0.3	8	25	10	0.39481	0.01762	0.20102
1.0	4	0.2	8.5	15	15	0.38200	-0.34572	0.02783
0.8	3	0.3	7.5	20	5	0.37260	0.00871	0.15634
0.4	3.5	0.2	8	15	10	0.37567	0.11251	0.18409
0.4	4	0	9.5	15	10	0.38620	0.10202	0.21520
0.6	4	0.3	9.5	30	15	0.40370	0.01586	0.23364
0.8	3.75	0.2	9	20	15	0.38836	-0.12573	0.11742
0.2	3.5	0.3	8.5	15	5	0.36495	0.35031	0.21849
0.6	4	0	7.5	30	5	0.37978	-0.18363	0.19510
0.8	3.25	0.2	9.5	10	5	0.36931	-0.10684	0.11074
1.0	3.5	0.1	9.5	30	0	0.37851	0.08992	0.28477
0.6	3	0.3	8.5	25	0	0.36758	0.21705	0.27024
1.0	3.25	0.1	7.5	25	10	0.37329	-0.09483	0.13987
0.8	3.25	0	8.5	15	0	0.36257	-0.08135	0.15005
0.4	4	0.3	9	10	0	0.37949	0.03741	0.19617
0.4	3	0.4	8.5	10	15	0.34108	0.31748	0.19335
0.8	3.75	0.4	8.5	30	10	0.39944	-0.05684	0.19987
0.2	3	0.2	8	30	20	0.32198	0.51321	0.25796
0.2	3.5	0.3	9.5	10	20	0.30027	0.53183	0.19731
0.6	3.25	0.2	9	25	10	0.37590	0.18882	0.24900
0.6	3.75	0.1	8.5	20	5	0.39105	-0.03902	0.19382
1.0	3.5	0.4	7.5	10	5	0.37751	-0.29640	0.04276
0.2	3.5	0	9	25	15	0.36650	0.40429	0.26457

利用多元 2 阶多项式逐步回归分析^[16]方法分别将 C_T 、 C_L 和 C_M 对型面参数进行回归处理,得到的性能参数回归模型如表 4 所示.这里选入模型的置信水平 $\alpha=0.075$ (推力模型), $\alpha=0.05$ (升力和俯仰力矩模型),模型中剔除的置信水平皆为 $\alpha=0.1$.性能参数回归模型的 F 检验都是显

著的,其 p 值都小于 0.000 1.相应的复相关系数 R^2 及调整的 R^2 值(R^2_{adj})列于表 5,该值越趋于 1 代表性能参数回归模型对样本数据的逼近程度越好.可见性能参数回归模型能够反映尾喷管型面参数对性能的影响规律.

表 4 性能参数回归模型中的系数
Table 4 Coefficients of performance parameters regression model

C_T	C_L	C_M	系数对应的乘积项
-1.2624×10^{-2}	1.2750	1.3722×10^{-1}	1
1.0122×10^{-1}	-1.7873	-3.1594×10^{-2}	L_5/L_6
1.2903×10^{-1}	-2.9196×10^{-1}	-7.4283×10^{-2}	H_6/H_4

续表

C_T	C_L	C_M	系数对应的乘积项
-1.3839×10^{-2}		5.6124×10^{-1}	H_5 / H_4
	5.9655×10^{-2}	4.2106×10^{-2}	L_6 / H_4
2.9901×10^{-3}	-1.0178×10^{-2}	-1.0609×10^{-2}	θ_4
6.3484×10^{-3}		7.4092×10^{-3}	θ_6
	1.9010×10^{-1}	6.6767×10^{-2}	$L_5 / L_6 \times H_6 / H_4$
7.5401×10^{-2}			$L_5 / L_6 \times H_5 / H_4$
	-6.3927×10^{-2}	-3.8659×10^{-2}	$L_5 / L_6 \times L_6 / H_4$
-1.5229×10^{-3}	2.4632×10^{-2}	8.4347×10^{-3}	$L_5 / L_6 \times \theta_4$
1.6583×10^{-3}	-2.7897×10^{-3}	-4.2273×10^{-3}	$L_5 / L_6 \times \theta_6$
2.7464×10^{-3}			$H_6 / H_4 \times L_6 / H_4$
1.1459×10^{-3}	-4.6102×10^{-3}		$H_6 / H_4 \times \theta_4$
		-6.6267×10^{-2}	$H_5 / H_4 \times L_6 / H_4$
		-4.4947×10^{-3}	$H_5 / H_4 \times \theta_6$
	2.0809×10^{-3}	1.3432×10^{-3}	$L_6 / H_4 \times \theta_4$
-7.7043×10^{-4}		-8.6897×10^{-4}	$L_6 / H_4 \times \theta_6$
-6.7824×10^{-2}	4.3309×10^{-1}	-1.4971×10^{-1}	L_5 / L_6^2
-2.0098×10^{-2}			H_6 / H_4^2
-1.2870×10^{-4}			θ_4^2
-8.0212×10^{-5}			θ_6^2

表5 性能参数回归模型的评价
Table 5 Evaluation of performance parameters regression model

评价指标	C_T	C_L	C_M
R^2	0.9497	0.9914	0.9866
R_{adj}^2	0.9236	0.9886	0.9797

通过性能参数回归模型可以知道模型中是存在交互项的,且在性能参数回归模型中是显著的,型面参数的影响规律不能单单观测单因素的变化来决定,这点与文献[6]中的单因素结果有些区别,另外使用方差分析可能需要的试验次数会很多,对于问题的分析往往会增加负担。

表6所示为上述各项性能参数回归模型及其对不同型面参数的偏导数的最大值及最小值。根据其中参数可知推力性能与 H_6 和 H_5 呈正相关,这主要由于高度的增大会增大尾喷管膨胀程度从而提高排气速度,得到更大推力,这与文献[8]的结论一致; H_6 对升力性能影响较为显著,对 L_6 呈正相关,而 H_5 对升力性能基本无贡献,

在回归方程中没有体现,升力性能与 H_6 和 θ_6 呈负相关,增大上壁面的高度势必会使上壁面膨胀过于充分,使得上壁面压力更低于下壁面,使得总升力性能下降,而增大出口角度会使上壁面后部的膨胀过于迅速导致压力在竖直方向合力降低;俯仰力矩性能与 H_6 呈负相关,而且与 θ_6 在绝大多数情况呈负相关,原因与升力性能类似。但是俯仰力矩性能与 θ_4 呈正相关。

其余的型面参数与性能关系不能直接简单地给出正负相关关系,主要是由于存在因素间交互而导致的。

另外,通过性能参数对下壁面长度的偏导数可以知道,虽然该数值存在正、负号两个方向,但性能参数在局部区域对该参数敏感度极高,该参数是一个能够调节性能的关键因素。特别是对于升力及俯仰力矩性能,下壁面长度在多数情况下与之呈负相关。一些验证算例如表7所示。通过CFD结果可以知道回归模型结果能够满足一定精度要求。

表 6 性能回归模型及其偏导数的最值

Table 6 Maxima and minima of performance regression model and its partial derivatives

算子	C_T		C_L		C_M	
	最大值	最小值	最大值	最小值	最大值	最小值
	0.42188	0.29289	0.63890	-0.45832	0.38381	-0.10029
$\partial_-/\partial(L_5/L_6)$	0.12219	-0.08011	0.09872	-1.46063	0.13844	-0.49847
$\partial_-/\partial(H_6/H_4)$	0.06891	0.00031	-0.14795	-0.39221	-0.00751	-0.06092
$\partial_-/\partial(H_5/H_4)$	0.06156	0.00124	0	0	0.06419	-0.15848
$\partial_-/\partial(L_6/H_4)$	0.01099	-0.00716	0.10930	0.01654	0.07472	-0.02710
$\partial_-/\partial\theta_4$	0.00471	-0.00276	0.02040	-0.00808	0.01060	0.00114
$\partial_-/\partial\theta_6$	0.00223	-0.00386	-0.00056	-0.00279	0.00004	-0.00693

表 7 验证算例及结果

Table 7 Validation cases and results

No.	L_6/L_6	H_6/H_4	H_5/H_4	L_6/H_4	$\theta_4/$ (°)	$\theta_6/$ (°)	C_T		C_L		C_M	
							CFD	本文模型	CFD	本文模型	CFD	本文模型
1	0.6	4	0	9.5	30	10	0.4005	0.3988	0.0258	0.0104	0.2666	0.2897
2	0.6	4	0.4	9.5	30	10	0.4087	0.4114	-0.0006	0.0104	0.2409	0.2444
3	0.6	4	0.4	7.5	30	10	0.3910	0.4048	-0.2044	-0.1571	0.1547	0.1964
4	0.6	4	0.4	9.5	10	10	0.3869	0.3811	-0.1264	-0.1082	0.1130	0.1001
5	0.2	4	0.4	9.5	30	10	0.3960	0.3922	0.2538	0.2411	0.2789	0.2607
6	1.0	4	0.4	9.5	30	10	0.4084	0.4089	-0.0488	-0.0817	0.2179	0.1801

通过算例 1 和算例 2 的 CFD 计算结果可知 H_5 对升力性能贡献较小,与模型的估计一致,另外算例 2 与算例 3、算例 2 与算例 4 分别证明模型估计的升力性能与 L_6 关系及俯仰力矩性能与 θ_4 关系正确.而算例 5、算例 2 和算例 6 表明下壁面长度对升力及俯仰力矩性能呈负相关关系.如图 5 所示,为算例 5、算例 2 和算例 6 数值仿真结果壁面压强分布对比.可见,下壁面在一定范围内截短时对壁面的压强分布基本没有影响,所以 L_5 对升力及俯仰力矩性能影响较为明显.

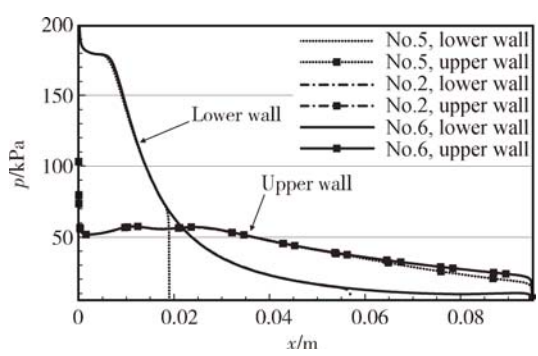


图 5 下壁面长度对壁面压强分布影响

Fig. 5 Influence of lower wall length on wall pressure distribution

4 结 论

为了得到超燃冲压发动机尾喷管型面参数变化对性能影响的规律,本文采用均匀设计和回归分析的方法得到性能参数与型面参数之间的回归模型,进而得到型面参数对其的影响规律.

1) 通过性能参数回归模型可以分析出尾喷管性能对型面参数敏感程度,在后续优化设计及地面试验前给出较为合理的构型布局,能够提高优化效率,降低试验投入.

2) 根据性能参数回归模型的敏感性分析得到除了 H_5 对升力性能基本没有影响以外,其余参数对尾喷管性能的影响大都是交互的,不能一概而言某个型面参数是否会对性能参数产生显著影响.

3) 对于推力性能而言, H_6 和 H_5 与其呈正相关;对于升力性能, L_6 与其呈正相关,而 H_6 和 θ_6 则反之;俯仰力矩性能对 H_6 的关系与升力性能类似,呈负相关,但是对 θ_4 呈正相关, θ_6 在大部分情况下对俯仰力矩性能呈负相关关系.

4) 下壁面在一定范围内截短时对上壁面的静压分布影响不显著,所以 L_5 在一定情况下可以调节尾喷管的升力系数及俯仰力矩系数.

参考文献:

- [1] Edwards C L W, Small W J, Weidner J P, et al. Studies of scramjet/airframe integration techniques for hypersonic aircraft[R]. AIAA 75-58, 1975.
- [2] Parikh P, Englund W, Armand S, et al. Evaluation of a CFD method for aerodynamic database development using the Hyper-X stack configuration[R]. AIAA-2004-5385, 2004.
- [3] Thomas A J. USA applied hypersonics[EB/OL]. [2012-12-26]. Http: // zh. scribd. com/doc/29595022/USA-Applied-Hypersonics-T-Jackson.
- [4] LI Jianping, SONG Wenyan, XING Ying, et al. Influences of geometric parameters upon nozzle performances in scramjets[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2008, 21(6): 506-511.
- [5] 李建平, 宋文艳, 陈亮. 超燃冲压发动机尾喷管性能研究[J]. 机械设计与制造, 2008(2): 95-97.
LI Jianping, SONG Wenyan, CHEN Liang. Research on characteristic of nozzle in scramjet[J]. Machinery Design & Manufacture, 2008(2): 95-97. (in Chinese)
- [6] 黄伟, 罗世彬, 王振国. 超燃冲压发动机尾喷管构型参数灵敏度分析[J]. 推进技术, 2009, 30(6): 691-695.
HUANG Wei, LUO Shibin, WANG Zhenguo. Parametric sensitivity analysis of scramjet nozzle configuration[J]. Journal of Propulsion Technology, 2009, 30(6): 691-695. (in Chinese)
- [7] GAO Taiyuan, CUI Kai, WANG Xiuping, et al. Aerodynamic optimization and evaluation for the three-dimensional afterbody/nozzle integrated configuration of hypersonic vehicles [J]. Chinese Science Bulletin, 2012, 57(8): 849-857.
- [8] 张文电, 李欣, 覃粒子, 等. 超燃冲压发动机尾喷管型面参数敏感性分析[C]//高超声速冲压发动机内外流耦合流动研讨会论文集. 四川 绵阳: 中国航天科工集团公司 31 研究所, 2011: 52-56.
- [9] 陈兵. 空间推进算法及超燃冲压发动机部件优化设计研究[D]. 北京: 北京航空航天大学, 2006.
CHEN Bing. A space-marching algorithm with application to scramjet components optimization design[D]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2006. (in Chinese)
- [10] 贺旭照, 倪鸿礼, 周正, 等. 吸气式高超声速飞行器三维后体/尾喷管优化设计[J]. 推进技术, 2009, 30(6): 687-690.
HE Xuzhao, NI Hongli, ZHOU Zheng, et al. 3D afterbody nozzle optimization of air-breathing hypersonic vehicle[J]. Journal of Propulsion Technology, 2009, 30(6): 687-690. (in Chinese)
- [11] 李念, 张堃元, 徐惊雷. 二维非对称喷管数值模拟与验证[J]. 航空动力学报, 2004, 19(6): 802-805.
LI Nian, ZHANG Kunyuan, XU Jinglei. Simulation and experiment validation of a two dimensional asymmetric ramp nozzle[J]. Journal of Aerospace Power, 2004, 19(6): 802-805. (in Chinese)
- [12] ANSYS Inc. ANSYS FLUENT User's Guide[M]. [S. l]: ANSYS Inc, 2011: 685-689.
- [13] 方开泰. 均匀设计与均匀设计表[M]. 北京: 科学出版社, 1994.
- [14] 方开泰, 马长兴. 正交与均匀试验设计[M]. 北京: 科学出版社, 2001.
- [15] FANG Kaitai, MA Changxing, Winker P. Centered L2-discrepancy of random sampling and Latin hypercube design, and construction of uniform designs[J]. Mathematics of Computation, 2000, 71(237): 275-296.
- [16] 任若恩, 王惠文. 多元统计数据分析: 理论、方法、实例[M]. 北京: 国防工业出版社, 1997: 53-55.