

基于正交试验的超燃燃烧室小肋片数值优化

黄桂彬, 吴 达, 王应洋, 夏雪峰

(空军工程大学防空反导学院, 西安, 710051)

摘要 为研究超燃燃烧室中小肋片长、宽、高对流动特性的影响及参数择优问题, 采取正交试验设计方法对其进行了数值模拟。对比分析 25 种不同小肋片参数组合情况下其燃料与空气的混合效率、总压损失、穿透深度之间的差异。研究表明, 小肋片高度对燃料和空气的混合效率影响程度最显著, 其次是宽度和长度; 长宽高对超燃燃烧室中总压损失、穿透深度影响程度不显著。经过优化后的小肋片燃料和空气的混合效率(0.712 439)高于正交试验里的所有结果, 其总压损失(0.130 3)通过损失 2% 的总压换取了燃料与空气的混合效率 37% 的增强, 其穿透深度(10.023)通过损失 1% 的穿透深度换取了燃料与空气的混合效率 9% 的增强, 为小肋片的设计和改进了提供了方法借鉴和参考依据。

关键词 超燃燃烧室; 小肋片; 尺寸参数; 数值优化; 正交试验

DOI 10.3969/j.issn.1009-3516.2017.05.003

中图分类号 V235.11 **文献标志码** A **文章编号** 1009-3516(2017)05-0013-06

Numerical Optimization of Pylon Size in Supersonic Combustor Based on Orthogonal Experiment

HUANG Guibin, WU Da, WANG Yingyang, XIA Xuefeng

(Air and Missile Defense college, Air Force Engineering University, Xi'an, 710051, China)

Abstract: In order to analyze the influence of pylon's length, width, height to flow characteristics in the supersonic combustion, orthogonal experimental design method has been carried out to design different combinations of pylon size. By numerical simulation, the differences between different examples' mixing efficiency, total pressure loss ratio, penetration depth has been contrastive analyzed. By intuitive method and ANOVA, it shows that height is the greatest influence on mixing efficiency, then the width, length is the worst. The size of pylon dose not have significant association with total pressure loss and penetration depth. The mixing efficiency of The optimized case(0.712439) is higher than any cases of this paper, and its total pressure loss(0.1303) lose 2% for improving 37% mixing, and penetration depth(10.023) lose 1% for improving 9% mixing. This paper provides a method reference for the designing and improvement of pylon.

Key words: supersonic combustor; pylon; 3D size; numerical optimization; orthogonal experimental design method

收稿日期: 2017-02-18

作者简介: 黄桂彬(1992—), 男, 四川成都人, 硕士生, 主要从事飞行器设计与论证. E-mail: 393112519@qq.com

引用格式: 黄桂彬, 吴达, 王应洋, 等. 基于正交试验的超燃燃烧室小肋片数值优化[J]. 空军工程大学学报(自然科学版), 2017, 18(5): 13-18. HUANG Guibin, WU Da, WANG Yingyang, et al. Numerical Optimization of Pylon Size in Supersonic Combustor Based on Orthogonal Experiment[J]. Journal of Air Force Engineering University (Natural Science Edition), 2017, 18(5): 13-18.

超燃冲压发动机要实现超声速来流和喷注燃料充分混合是一个非常关键的技术。超声速空气流速度快,在燃烧室停留时间短,给燃料有效混合带来难度且火焰难以稳定。改善来流与燃料的混合特性成为重要课题,关乎超燃冲压发动机性能。为保证燃料的充分混合,必须采用强化混合措施^[1-3]。常见的增强混合形式分主动式和被动式,本文小肋片属于被动式。当空气流流过小肋片时在其底部产生稳定的回流区,燃料和空气被卷入回流区中实现低速混合,将有助于提高燃料与空气的混合效率,小肋片已应用于燃烧室中改善流场特性和稳定火焰。

国外对小肋片进行了广泛的研究。Capt^[4-5]等人对小肋片后不同动压比、不同尺寸的小肋片进行了数值研究;文献[6]等人对燃料喷孔至小肋片的距离对燃料与空气的混合效率、总压损失系数的影响进行了数值研究;文献[7~10]对燃料喷孔的角度对燃料与空气的混合效率、总压损失系数的影响进行了数值研究。在国内,王应洋^[11]、李旭昌^[12]等对肋片对射流作用进行了数值分析。

但是,前人大多以控制变量法只对单个因素进行研究,并没有综合分析,单一考虑问题有局限性。为弥补以上缺点,本文采取正交设计法对小肋片长、宽、高综合起来作进一步研究,在较少试验次数下得出影响规律和最优尺寸组合,探讨小肋片尺寸参数多因素对流场特性综合影响。

1 理论基础

超燃燃烧室流动和燃烧过程极其复杂。质量守恒方程(连续性方程)和动量守恒方程(N-S方程)在理论上能描述所有的流动现象,但边界条件的处理极其困难,以及方程的非线性使得目前无法通过解析法和数值法解 N-S 方程。

为解决上述问题,采用逐渐降低模拟精度,使得对计算机资源要求下降直至可以满足工程实际运用,目前普遍采用雷诺时均湍流模型。该模型分为雷诺应力模型和涡粘模型,前者稳定性较差,工程应用较少;后者根据引入湍动粘度微分方程数的数量又可分为零方程模型、一方程模型、两方程模型。涡粘模型中 $k-\epsilon$ 和 $k-\omega$ 系列模型应用最为广泛。

本文中气体湍流流动及燃烧控制采用带组分输运、含化学反应源项的雷诺时均守恒 N-S 方程。

以下给出可压缩 N-S 方程矢量形式:

$$\frac{\partial \mathbf{Q}}{\partial t} + \frac{\partial (\mathbf{E} - \mathbf{E}_v)}{\partial x} + \frac{\partial (\mathbf{F} - \mathbf{F}_v)}{\partial y} + \frac{\partial (\mathbf{G} - \mathbf{G}_v)}{\partial z} = \mathbf{H} \quad (1)$$

式中: \mathbf{Q} 为对流项矢量; \mathbf{E} 、 \mathbf{F} 、 \mathbf{G} 为扩散项矢量; \mathbf{E}_v 、 \mathbf{F}_v 、 \mathbf{G}_v 为黏性项矢量; \mathbf{H} 为化学反应源项。

对于 SST $k-\omega$ 双方程模型,给出以下湍动能输运方程:

$$\frac{\partial(\rho k)}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\rho k u_j - (\mu + \sigma_k \mu_t) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] = \tau_{ij} S_{ij} - \beta^* \rho \omega k \quad (2)$$

式(2)中雷诺应力涡粘模型为:

$$\tau_{ij} = 2\mu_t (S_{ij} - S_{m} \delta_{ij} / 3) - 2\rho k \delta_{ij} / 3 \quad (3)$$

式中: μ_t 为涡粘模量; S_{ij} 为平均速度应变张量; δ_{ij} 为克罗内算子。

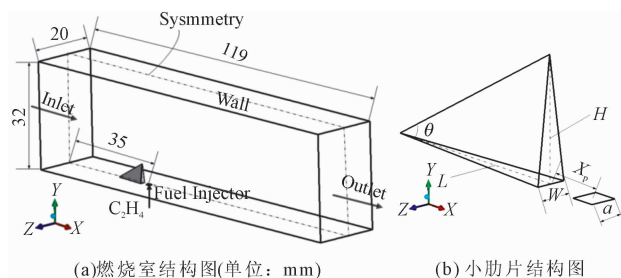
与以往方法相比,本文采用 SST $k-\omega$ 湍流模型,其综合了 $k-\epsilon$ 和 $k-\omega$ 的优势,在提高各种压强梯度下解的精确程度与粘性底层数值稳定性的同时,又保留了求解自由剪切流的精确性。

2 模型建立与正交设计

2.1 模型

如图 1(a) 所示,超燃燃烧室是流道总长 119 mm,进口截面为 20 mm×32 mm 的矩形自由通道。燃料喷孔距离燃烧室入口 35 mm,燃料喷孔为正方形,边长 $a=1.24$ mm(燃料喷孔面积和直径 $d=1.4$ mm 的圆孔相等)。小肋片与燃料喷孔的距离 $X_p=2d$,喷射角度取 90° 。图 1(b) 为小肋片尺寸,长 $L=2d$ 、 $6d$ 、 $7d$ 、 $8d$ 、 $9d$,宽 $W=0.5d$ 、 $1d$ 、 $1.5d$ 、 $2d$ 、 $2.5d$,高 $H=1d$ 、 $2d$ 、 $3d$ 、 $4d$ 、 $5d$ 。

来流马赫数 $Ma=2$,总压 $p_t=850$ kPa,静压 $p_s=108$ kPa,总温 $T_t=300$ K,空气流成分的质量分数 $\alpha_{O_2}=23.2\%$, $\alpha_{N_2}=76.8\%$ 。燃料喷孔处乙烯喷射总压 $p_t=2$ MPa,静压 $p_s=1.4$ MPa,总温 $T_t=300$ K。



(a) 燃烧室结构图(单位: mm)

(b) 小肋片结构图

图 1 燃烧室结构图和小肋片结构图

Fig. 1 Sketch of the combustor and the pylon

采用 ICEM 软件进行建模与网格划分,所有计算域采用结构化划分,在壁面和小肋片附近处进行网格加密,壁面第 1 层网格达到 1×10^{-6} m,每个算例的网格数量 150 万以上。部分网格示意图 2。

用 FLUENT 求解,对流项、湍流项和扩散项计算格式采用二阶迎风,湍流模型采用 SST $k-\omega$ 模型。

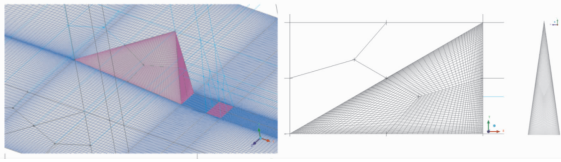


图 2 部分网格示意图

Fig. 2 Local grids of combustor model

2.2 可行性验证

下面验证所选湍流模型的可行性,以文献[13]的超燃燃烧室试验模型进行算例验证,燃烧室结构见图 3,超声速燃烧室进口截面为 $50\text{ mm} \times 25\text{ mm}$,在燃料喷孔后方的台阶高 12.5 mm ,其余具体尺寸见文献[6]。来流马赫数 $Ma=1.6$,总压 $p_t=486\text{ kPa}$,静压 $p_s=114\text{ kPa}$,总温 $T_t=300\text{ K}$,空气流成分的质量分数 $\alpha_{O_2}=23.2\%$, $\alpha_{N_2}=76.8\%$ 。燃料喷孔处氩气喷射总压 $p_t=516\text{ kPa}$,静压 $p_s=243\text{ kPa}$,总温 $T_t=300\text{ K}$ 。数值模拟的马赫数和纹影云图对比见图 4,壁面压强曲线和和试验值的对比如图 5。

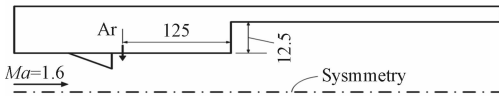


图 3 燃烧室与小支板结构图(单位:mm)

Fig. 3 Sketch of the combustor and the pylon(unit:mm)

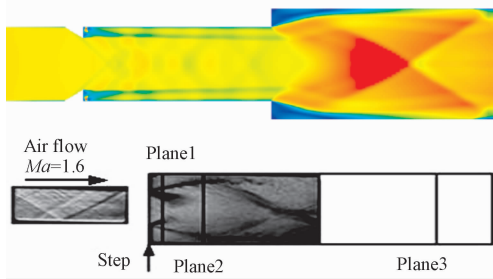


图 4 纹影与马赫数云图对比

Fig. 4 Schlieren photograph and mach number nephogram

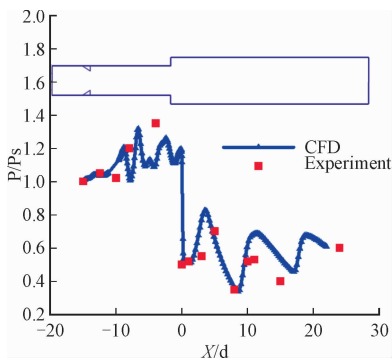


图 5 试验段壁面压强比较

Fig. 5 Wall pressure comparison between experiment and numerical simulation

马赫数云图显示,在隔离段中其交错波系、台阶处膨胀波和试验纹影图一致。从图 5 发现数值模拟壁面压强曲线和试验值吻合良好,只有出口附近模拟值比试验值稍高。其原因是数值模拟考虑燃烧室壁面的摩擦阻力不够完全。总体而言,本文所选取的湍流模型是可行的。

2.3 正交试验设计

小肋片长、宽、高 3 个因素,每个因素设置 5 个水平,若对每一种组合都进行试验需要试验 $5^3=125$ 次,工作量巨大且耗时耗材。对此用正交试验设计方法^[14],采用 $L_{25}(5^6)$ 的正交表进行试验,共 25 个算例,减少了试验次数。

3 结果与分析

燃料与空气的混合效率(η)、总压损失(ω)、穿透深度(h_z)的计算公式参考文献[11]。我们取出口截面上的流场特性,将试验的 25 个算例结果列于表 1。

表 1 仿真结果

Tab. 1 Result of numerical simulation

试验号	1 (L)	2 (W)	3 (H)	η	ω	h_z
1	1	1	1	0.558 070	0.129 3	8.817 9
2	1	2	2	0.576 566	0.130 6	8.929 4
3	1	3	3	0.595 524	0.135 2	8.879 9
4	1	4	4	0.626 123	0.146 1	8.890 8
5	1	5	5	0.676 019	0.165 3	6.458 4
6	2	1	2	0.603 497	0.129 4	8.755 0
7	2	2	3	0.612 763	0.129 3	9.422 7
8	2	3	4	0.627 206	0.130 2	9.469 3
9	2	4	5	0.603 497	0.134 3	9.575 2
10	2	5	1	0.517 631	0.127 7	7.981 2
11	3	1	3	0.653 810	0.129 8	8.901 9
12	3	2	4	0.633 505	0.129 3	9.767 9
13	3	3	5	0.646 957	0.130 6	9.941 9
14	3	4	1	0.505 526	0.127 6	8.069 8
15	3	5	2	0.580 831	0.129 3	8.694 4
16	4	1	4	0.683 989	0.130 0	9.134 4
17	4	2	5	0.655 502	0.129 5	10.163 5
18	4	3	1	0.561 614	0.128 2	8.621 5
19	4	4	2	0.597 075	0.129 5	8.690 3
20	4	5	3	0.633 413	0.131 5	8.634 8
21	5	1	5	0.712 439	0.130 3	10.023 0
22	5	2	1	0.556 283	0.128 6	8.623 9
23	5	3	2	0.598 330	0.128 7	8.865 3
24	5	4	3	0.622 776	0.130 0	8.920 2
25	5	5	4	0.644 238	0.132 3	8.924 2

3.1 燃料与空气的混合效率

3.1.1 直观分析法

对试验数据进行处理,根据表1计算第一列因子 L 每一种水平上的实验值的平均数。记:

$$\left. \begin{aligned} K_1^L &= \eta_1 + \eta_2 + \eta_3 + \eta_4 + \eta_5 \\ K_2^L &= \eta_6 + \eta_7 + \eta_8 + \eta_9 + \eta_{10} \\ K_3^L &= \eta_{11} + \eta_{12} + \eta_{13} + \eta_{14} + \eta_{15} \\ K_4^L &= \eta_{16} + \eta_{17} + \eta_{18} + \eta_{19} + \eta_{20} \\ K_5^L &= \eta_{21} + \eta_{22} + \eta_{23} + \eta_{24} + \eta_{25} \end{aligned} \right\} \quad (4)$$

$$k_1^L = \frac{1}{5}K_1^L, k_2^L = \frac{1}{5}K_2^L, k_3^L = \frac{1}{5}K_3^L, k_4^L = \frac{1}{5}K_4^L, k_5^L = \frac{1}{5}K_5^L \quad (5)$$

小写的 $k_1^L, k_2^L, k_3^L, k_4^L, k_5^L$ 分别表示因素 L 在1, 2, 3, 4, 5水平上试验值的平均数。同理可计算出 W, H 在水平1, 2, 3, 4, 5上试验值的平均数。最后计算得平均数:

$$k_1^L = 0.606\ 460, k_2^L = 0.592\ 919, k_3^L = 0.604\ 126, k_4^L = 0.626\ 319, k_5^L = 0.626\ 813; k_1^H = 0.539\ 825, k_2^H = 0.591\ 260, k_3^H = 0.623\ 657, k_4^H = 0.643\ 012, k_5^H = 0.658\ 883$$

以尺寸(水平)为横坐标,燃料与空气的平均混合效率为纵坐标作图,因素 L, W, H 的燃料与空气的平均混合效率见图6。

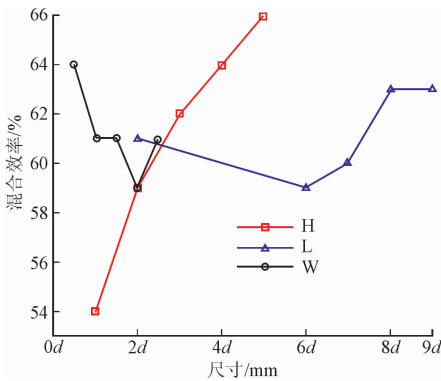


图6 燃料与空气的平均混合效率图

Fig. 6 Average mixing efficiency

根据图6,高度 H 因素的燃料与空气的平均混合效率极差为12,长度 L 因素的燃料与空气的平均混合效率极差为4,宽度 W 因素的燃料与空气的平均混合效率极差为5。由此可以说明,高度 H 因素对燃料与空气的混合效率的影响最大,宽度 W 因素的影响第2,长度 L 因素的影响最小。从图中可观测得,燃料与空气的混合效率随高度增加而增加。其原因如下:当超声速空气流流经小肋片时,在小肋片的前缘产生一道斜激波,并顺来流向下游传播,斜激波的反压作用将在底部形成回流区,能够增强燃料

与来流的混合效率。在小肋片长、宽不变的情况下,前缘引导边倾角随高度增加而增加,高的小肋片在超声速来流作用下产生的斜激波强度较大,形成的回流区也较大,使得提高了燃料与来流的混合程度。

从图6比较,对于长度来说,燃料与空气的平均混合效率大小关系为: $8d=9d>2d>7d>6d$ 。故知长度在 $8d$ 或 $9d$ 时燃料与空气的混合效率最高,为最优水平。

对于宽度来说,燃料与空气平均混合效率大小关系为: $0.5d>1d=1.5d=2.5d>2d$ 。故知宽度在 $0.5d$ 时燃料与空气混合效率最高,为最优水平。

对于高度来说,燃料与空气的平均混合效率大小关系为: $5d>4d>3d>2d>1d$ 。故知高度在 $5d$ 时燃料与空气的混合效率最高,为最优水平。

3.1.2 方差分析法

用表2方差分析法对上节结果进行验证。

表2 方差分析表

Tab. 2 Analysis of variance

来源	离差	自由度	均方离差	F 值
L	Q_L	4	$S_L^2 = Q_L/4$	$F_L = S_L^2/S_E^2$
W	Q_W	4	$S_W^2 = Q_W/4$	$F_W = S_W^2/S_E^2$
H	Q_H	4	$S_H^2 = Q_H/4$	$F_H = S_H^2/S_E^2$
误差	Q_E	12	$S_E^2 = Q_E/4$	
总和	Q_T	24		

根据公式^[15]和表2将计算的 F_L, F_W, F_H 值的方差分析表列于表3中。

表3 方差分析表

Tab. 3 Analysis of variance

来源	离差	自由度	均方离差	F 值
L	44	4	11	1.83
W	71	4	17.75	2.96
H	447	4	111.75	18.63
误差	24	12	6	
总和	586	24		

给定 $\alpha=5\%$,查表得 $F_\alpha(4, 4)=6.39$ 。可见,这就表明高度因素 H 对燃料与空气的混合效率有显著影响;又 $F_L < 6.39, F_W < 6.39$,表明长度和宽度因素对燃料与空气的混合效率无显著影响。故燃料与空气的混合效率最优组合为 $L8dW0.5dH5d$ 或 $L9dW0.5dH5d$ 。注意到, $L9dW0.5dH5d$ 为正交设计中第21组,其燃料与空气的混合效率达到0.712 439为最高值,说明最优组合确实可行,在理论层面验证在超燃燃烧室中使用该组合的小肋片的燃料与空气的混合效率具有较高值。

3.2 总压损失

3.2.1 直观分析法

作平均总压损失图 7。

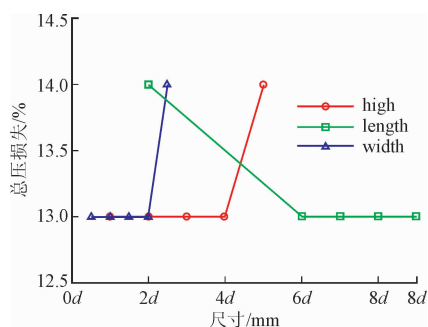


图 7 平均总压损失图

Fig. 7 Average pitot loss

根据图 7,长、宽、高的平均总压损失极差都为 1 且极差都较小。由此可看出长、宽、高对总压损失影响不显著。由图发现长度越长,总压损失在一定范围内有降低的趋势,其原因可能是:小肋片长度增长会降低斜激波强度,总压损失因此有所减少,且小肋片长度过于短而产生的强激波可能再和燃料燃烧所产生的压力波相互作用导致总压进一步损失。

3.2.2 方差分析法

方差分析见表 4。

表 4 方差分析表

Tab. 4 Analysis of variance

来源	离差	自由度	均方离差	F 值
L	4	4	1	1.2
W	4	4	1	1.2
H	4	4	1	1.2
误差	10	12	0.83	
总和	22	24		

给定 $\alpha=5\%$,查表得 $F_{\alpha}(4,4)=6.39$ 。可见长宽高 F 值均小于 6.39,所以长宽高对总压损失无显著影响。观察表 1 的第 14 组数据,此时的总压损失最低为 0.127 6。将第 21 组(最优的燃料与空气的混合效率)的总压损失系数和第 14 组的总压损失系数相比,可发现第 14 组的总压损失系数比第 21 组的总压损失系数低了 2%,但同时燃料与空气的混合效率却低了 37%。也就是说,我们可认为第 21 组通过损失 2%的总压达到了增加 37%燃料与空气的混合效率的作用。因此第 21 组组合在燃料与空气的混合效率、总压损失两方面都达到了最优。

3.3 穿透深度

3.3.1 直观分析法

图 8 为平均穿透深度。

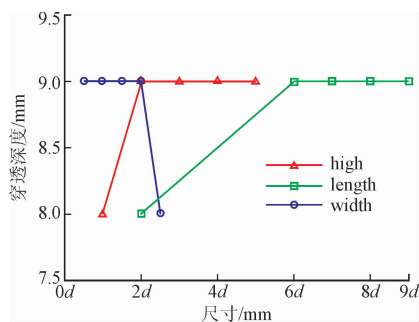


图 8 平均穿透深度图

Fig. 8 Average penetration depth

根据图 8,长、宽、高的平均穿透深度极差都为 1d 且极差都较小。由此可看出长、宽、高对穿透深度影响不显著。

3.3.2 方差分析法

方差分析见表 5。

表 5 方差分析表

Tab. 5 Analysis of variance

来源	离差	自由度	均方离差	F 值
L	2	4	0.5	0.9
W	2	4	0.5	0.9
H	2	4	0.5	0.9
误差	7	12	0.583	
总和	13	24		

给定 $\alpha=5\%$,查表得 $F_{\alpha}(4,4)=6.39$ 。可见长宽高 F 值均小于 6.39,所以长宽高对穿透深度无显著影响。观察表 1 第 17 组数据,其穿透深度最深为 10.163 5。比较第 17 组和第 21 组(燃料与空气的混合效率最优),发现第 17 组穿透深度比第 21 组高 1%,但是燃料与空气的混合效率却低了 9%。也就是说,第 21 组通过损失 1%的穿透深度换取了燃料与空气的混合效率 9%的增强。因此,我们可认为第 21 组综合来看,属于最优组合。

4 结语

通过正交试验设计不同组合进行数值模拟,揭示小肋片尺寸参数多因素对燃料与空气的混合效率的综合影响规律,弥补了小肋片尺寸单因素研究的不足,对小肋片尺寸参数的影响规律有更为全面的认识。根据可行性验证的结果,本文的数值模拟比较可靠。

1) 本文通过正交试验设计研究了小肋片长、宽、高对燃烧室燃料与空气的混合效率、总压损失、穿透深度的影响规律。通过直观分析法得出高度是影响燃料与空气的混合效率的主要因素,其次是宽度和

长度,并由此得出最优燃料与空气的混合效率组合 $L9dW0.5dH5d$ 。通过方差分析法验证了高度对燃料与空气的混合效率的影响有显著性意义。而发现长宽高对总压损失和穿透深度的影响并不明显,发现虽然第 21 组总压损失和穿透深度不是最优,但可理解为其通过损失 2% 的总压换取了燃料与空气的混合效率 37% 的增强;其通过损失 1% 的穿透深度换取了燃料与空气的混合效率 9% 的增强。因此,从燃料与空气的混合效率、总压损失、穿透深度 3 方面综合考虑,本文试验中第 21 组组合 $L9dW0.5dH5d$ 为最优组合。

2) 本文得出了最优小肋片参数组合 $L9dW0.5dH5d$, 所用研究方法为最优小肋片参数的选择提供了参考依据、为将来进一步研究小肋片对燃料与空气的混合效率、总压损失、穿透深度的影响探出了可行的研究方法。最优参数组合也为将来超燃燃烧室小肋片的设计提供了理论指导。

参考文献(References):

- [1] CORIN S. The Scramjet Engine Processes and Characteristics [M]. Cambridge, England, U K: Cambridge University Press, 2009: 85-86.
- [2] AGUILERA C, PANG B, WINKELMANN A, et al. Supersonic Mixing Enhancement and Optimization Using Fin-guided Fuel Injection [R]. AIAA 2010-1526.
- [3] MATTHEW C, BAGG G, GREENDYKE R. Computational Analysis of Strut Induced Mixing in a Scramjet [R]. AIAA 2009-1253.
- [4] BAGG M, GREENDYKE R. Computational Analysis of Strut Induced Mixing in a Scramjet [R]. AIAA 2009-1253.
- [5] POHLMAN M, GREENDYKE R. Critical Design Parameters for Pylon-Aided Gaseous Fuel Injection [R]. AIAA 2009-14229.
- [6] MONTES D, KING P, GRUBER M, et al. Mixing Effects of pylon-Aided Fuel Injection Located Upstream of a Flame Holding Cavity in Supersonic Flow [R]. AIAA 2005-3913.
- [7] BALAR R A, GUPTA A K, YU K H. Pylon-Aided

Fuel Injection into Supersonic Flow [R]. AIAA 2007-834.

- [8] HSU K Y, CARTER C D, GRUBER M R. Experimental Study of Cavity-Strut Combustion in Supersonic Flow [R]. AIAA 2007-5394.
- [9] CRAFTON J. Optical Measurements of Pressure and Shear on a Strut in Supersonic Flow (Postprint) [R]. AIAA 2009-5033.
- [10] AGUILERA C, PANG B, GHOSH A, et al. Scramjet Mixing Control Using Fin-Guided Fuel Injection [R]. AIAA 2009-5415.
- [11] 王应洋, 李旭昌. 超声速燃烧室肋片对射流作用的数值分析 [J]. 航空动力学报, 2016, 30(1): 211-218.
- WANG Y Y, LI X C. Numerical Analysis on Effect on Injection for Supersonic Combustor Pylon [J]. Journal of Aerospace Power, 2016, 30(1): 211-218. (in Chinese)
- [12] 李旭昌, 王应洋, 张成涛. 小支板后不同喷孔形状射流的气动特性 [J]. 空军工程大学学报(自然科学版), 2016, 17(2): 5-9.
- LI X C, WANG Y Y, ZHANG C T. Aerodynamic Characteristics of Pylon-Aided Fuel Injection with Various Port Shapes in a Supersonic Flow Field [J]. Journal of Air Force Engineering University(Natural Science Edition), 2016, 17(2): 5-9. (in Chinese)
- [13] 苏义, 李大鹏, 刘卫东. 超燃冲压发动机混合增强技术 [J]. 飞航导弹, 2014(11): 63-68.
- SU Y, LI D P, LIU D W. Mixing Enhancement Technique of Scramjet Engine [J]. Aerodynamic Missile Journal, 2014(11): 63-68. (in Chinese)
- [14] 程文强. 基于正交试验设计超燃燃烧室数值模拟 [D]. 南昌: 南昌航空大学, 2014.
- CHENG W Q. Numerical simulation of Scramjet Combustor Based on the Orthogonal Experimental Design [D]. Nanchang: Nanchang Hangkong University, 2014. (in Chinese)
- [15] 汪荣鑫. 数理统计 [M]. 西安: 西安交通大学出版社, 2013.
- WANG R X. Mathematical Statistics [M]. Xi'an: Xi'an Jiaotong University Press, 2013. (in Chinese)

(编辑: 姚树峰)