

文章编号:1000-8055(2011)09-2002-07

富氢/富氧燃气气-气多喷嘴正交优化设计与分析

陈 涛, 李 茂, 金 平, 蔡国飙
(北京航空航天大学 宇航学院, 北京 100191)

摘 要: 基于正交设计研究了各设计参数对富氢/富氧燃气气-气多喷嘴推力室燃烧位置、壁面温度及喷注面板温度的影响趋势和影响程度. 方差分析和极差分析结果表明: 燃氧速度比是影响燃烧长度和壁面温度的主要因素, 较小的氧喷嘴出口厚度有利于降低喷注面板温度, 但各因素的交互作用对不同设计目标影响程度差异较大; 多目标响应面分析表明: 低的氧喷嘴压降, 高的燃氧速度比和适当的氧喷嘴厚度能使发动机达到更好的均衡性能.

关 键 词: 燃气; 多喷嘴; 气-气燃烧; 正交设计; 多目标优化设计

中图分类号: V434

文献标志码: A

Design and analysis of GH_2/GO_2 fired gas multi-injectors orthogonal optimization

CHEN Tao, LI Mao, JIN Ping, CAI Guo-biao
(School of Astronautics,

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

Abstract: Orthogonal design methodology was applied to investigate the design parameters' impact on multi-objectives, including flame length, wall temperature and injector panel temperature of GH_2/GO_2 fired gas shear coaxial multi-injectors chamber. Variance analysis and range analysis indicate that ratio of hydrogen-rich gas velocity to oxygen-rich gas is a dominant factor for flame length and wall temperature, and small thickness of injector is beneficial for reducing injector panel temperature. The interaction effect of the design parameters varies sharply for different objectives. The result of response surface shows that low pressure drop of oxygen-rich gas, high velocity ratio and appropriate injector thickness are advantageous for balance performance.

Key words: fired gas; multi-injectors; gas-gas combustion; orthogonal design; multi-objective optimization

在氢/氧全流量补燃循环发动机中, 所有流量的推进剂均通过富氢/富氧两个预燃室燃烧, 形成的富氢/富氧燃气驱动涡轮后进入推力室补燃, 富氢/富氧燃气气-气喷注器是推力室设计的关键部件之一. 近年来国内外学者对气-气喷注器技术开

展了大量研究^[1-11].

文献[8-9]以混合比、氢氧速度比、燃烧室长度对单喷嘴常温 GH_2/GO_2 气-气喷注器燃烧效率进行了优化设计研究, 文献[11]开展了富氢/富氧燃气气-气单喷嘴的数值仿真研究. 文献[10]开

收稿日期: 2010-10-23; 修订日期: 2010-12-24

基金项目: 国家高技术研究发展计划

作者简介: 陈涛(1986—), 男, 湖北荆州人, 博士生, 主要从事火箭发动机燃烧技术研究.

展了常温大流量气-气单喷嘴的单目标优化设计,得到了不考虑各因素交互作用下各设计参数对燃烧长度的影响规律。但富氢/富氧燃气气-气喷注器与常温气-气喷注器不同,推进剂的初始温度高,体积流量大,燃气组分也有很大差异。常温气-气喷注器的规律并不能直接应用于富氢/富氧燃气气-气喷注器的设计中。此外,由于喷嘴之间存在相互作用,喷嘴设计参数变化对多喷嘴燃烧室的影响规律与对单喷嘴燃烧室的影响规律也存在差异。因此开展富氢/富氧燃气多喷嘴气-气喷注器的研究具有重要的理论意义和工程应用价值。

本文将正交设计与数值仿真相结合,分析氧喷嘴压降、燃氧速度比及氧喷嘴厚度对推力室燃烧位置、壁面温度、喷注面板温度的影响趋势及影响程度,并在此基础上进行多目标响应面分析,获得喷嘴优化设计组合参数。

1 物理模型和计算方法

1.1 燃烧室几何模型

多喷嘴燃烧室设计参数如表1所示,表中 $\dot{m}$ 为质量流量, O/F 为燃烧室混合比, p_c 为燃烧室设计压力, L 为燃烧室总长(其中圆柱段长度为 250 mm), D_c 为燃烧室直径, D_t 为燃烧室喉径。多喷嘴燃烧室包含 7 个结构尺寸相同的同轴剪切喷注单元,中心 1 个,周围 6 个均布在直径为 46 mm 的圆周上,每个喷注单元中心为富氧燃气,外围为富氢燃气。由于仅研究设计参数对燃烧过程及燃烧性能的影响,不考虑对推力的影响,因此喷管无扩张段。燃烧室几何模型如图1所示。

表1 燃烧室设计参数
Table 1 Chamber design parameter

$\dot{m}/(\text{g} \cdot \text{s}^{-1})$	O/F	p_c/MPa	L/mm	D_c/mm	D_t/mm
1582	6	3	318	68.8	39.2

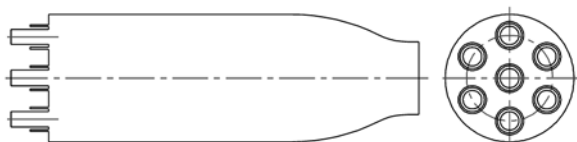


图1 燃烧室结构方案示意图
Fig. 1 Schematic of chamber structure

1.2 设计参数及算例安排

在同轴剪切喷嘴中,掺混与燃烧主要受燃料

与氧化剂之间的剪切作用控制。剪切作用一方面与氧化剂喷注速度相关;另一方面受燃料与氧化剂喷注速度之差的影响。而氧化剂喷注速度与氧压降比相关(氧化剂绝对压降值与燃烧室压力值的比值,本文表征为 Δp),速度差与燃氧速度比相关(燃料绝对速度与氧化剂绝对速度之间的比值,本文表征为 R_v),因此选择氧压降比 Δp 和燃氧速度比 R_v 为设计参数。另外,在气-气燃烧中,燃烧起始位置在氧化剂与燃料的接触面上,即氧喷嘴出口壁面处,氧喷嘴出口壁厚(本文表征为 W)对气-气燃烧火焰的稳定有重要的影响,但过厚的喷嘴厚度可能会加大喷嘴出口端面的热防护,因此将氧喷嘴出口端面厚度 W 选择为设计参数之一。考虑到喷嘴设计参数之间的相互影响有可能对气-气燃烧性能产生影响,因此有必要对喷嘴设计参数交互作用进行研究。

参数取值水平如表2所示,采用 $L_3^{13}(27)$ 正交试验表安排喷嘴设计参数及算例,正交设计表表头见表3。表中空白列为误差列,用于数据处理中的误差分析。正交表具体使用方法见参考文献[12]。

表2 参数水平
Table 2 Parameter level

水平	$\Delta p/\%$	R_v	W/mm
K1	4	4	0.5
K2	6	6	1.0
K3	8	8	1.5

表3 正交表表头设计
Table 3 Orthogonal tablet head design

列号	参数	列号	参数
1	Δp	8	$(R_v \times W)_1$
2	R_v	9	
3	$(\Delta p \times R_v)_1$	10	
4	$(\Delta p \times R_v)_2$	11	$(R_v \times W)_1$
5	W	12	
6	$(\Delta p \times W)_1$	13	
7	$(\Delta p \times W)_2$		

1.3 数值计算方法及边界条件

本文采用商业软件,通过求解使用标准 $k-\epsilon$

湍流模型的 Navier-Stokes(N-S)方程组,对不同喷注器进行数值模拟,采用有限速率模型考虑化学反应对湍流的影响^[11].

计算区域取燃烧室圆周 1/12 区域,边界包括质量入口、压力出口、对称边界及固壁.质量入口给定入口燃气质量、温度、水力直径和湍流密度,压力出口给定出口水力直径和湍流密度,固壁绝热无滑移.

1.4 评价指标及结果处理方法

1.4.1 评价指标

燃烧和传热是关系发动机性能和寿命的关键因素之一,本文分别从燃烧和传热两个角度考虑.选择以燃烧长度 L_c 作为发动机燃烧性能的评价指标,燃烧长度在本文中定义如下:燃烧室内水组分百分比含量达到热力计算平衡水组分的 70% 的燃烧室截面距离喷注面板的长度,若燃烧距离超过燃烧室长度,通过线性插值处理.对于热载荷,分别从燃烧室喷注面板和燃烧室壁考虑.在喷注面板上,喷嘴出口端面位置为氢氧接触开始燃烧位置,燃气温度最高,是热防护需要关注的关键位置之一,因此选择以喷嘴出口端面最高温度 T_i 作为喷注面板热载评价指标.在燃烧室壁上,多喷嘴燃烧室与单喷嘴燃烧室不同,温度分布不是轴对称分布,温度最高区域为周围喷嘴正对的燃烧室壁处.在发动机设计中,均存在冷却结构,除了室壁最高燃气温度外,往冷却通道的传热是考虑的关键因素之一,因此选择以中心喷嘴轴线与周围喷嘴轴线的连线与燃烧室壁的交线处的燃烧室壁燃气温度的平均值 T_w 为燃烧室壁的热载的平均指标.

1.4.2 极差分析法

极差 R 的大小反映的是试验中各因素作用的大小,极差大,表明该因素对指标的影响大,通常为主要因素,反之则是次要因素.

1.4.3 方差分析法

方差分析是指把试验观测数据总的波动分解成反映因素水平变化引起的波动和反映试验误差引起的波动两个部分,然后将它们的平均波动进行比较,作出因素对指标作用是否显著的结论,以找出对试验观测数据起决定性影响的因素,从而弥补极差分析法的不足.

2 计算结果与分析

计算算例及计算结果如表 4 所示.

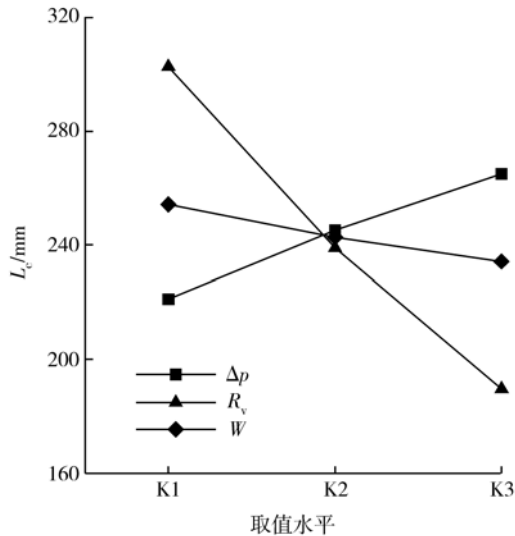
表 4 计算算例及结果

Table 4 Case and related results

序号	$\Delta p/\%$	R_e	W/mm	L_c/mm	T_w/K	T_i/K
1	4	4	0.5	277.3	1361.5	957.6
2	4	4	1.0	268.8	1583.3	1509.8
3	4	4	1.5	258.6	1503.2	1905.8
4	4	6	0.5	221.5	1641.6	1110.7
5	4	6	1.0	208.9	1733.4	1441.3
6	4	6	1.5	208.4	1780.2	1906.9
7	4	8	0.5	189.6	1812.5	1315.5
8	4	8	1.0	180.3	1884.1	1432.3
9	4	8	1.5	176.7	1929.9	1693.2
10	6	4	0.5	317.8	1277.3	1028.9
11	6	4	1.0	313.0	1287.5	1455.6
12	6	4	1.5	299.9	1332.0	1902.4
13	6	6	0.5	247.6	1678.2	1250.6
14	6	6	1.0	233.1	1781.3	1470.8
15	6	6	1.5	229.2	1701.2	1917.6
16	6	8	0.5	199.0	2104.8	1414.2
17	6	8	1.0	187.3	2128.9	1457.9
18	6	8	1.5	180.2	2080.5	1752.4
19	8	4	0.5	332.5	1365.6	1098.6
20	8	4	1.0	329.6	1313.5	1471.2
21	8	4	1.5	327.2	1327.9	2075.9
22	8	6	0.5	285.8	1888.2	1278.5
23	8	6	1.0	264.8	1784.9	1496.4
24	8	6	1.5	251.9	1766.6	1936.7
25	8	8	0.5	217.8	2322.1	1430.3
26	8	8	1.0	198.8	2137.6	1524.1
27	8	8	1.5	176.5	2215.7	1729.4

2.1 设计参数对 L_c 的影响

图 2 为不考虑喷嘴交互作用下各喷嘴设计参数对 L_c 的影响.从图中可以看到,随速度比和氧喷嘴出口壁厚增加,燃烧长度减小,也意味着燃烧性能提升;随氧压降比增加,燃烧长度增加,这说明燃烧性能随氧压降比增加而下降.从影响趋势上可以看到,速度比影响最为明显,是 3 个设计参数中最主要的影响因素.对于同轴剪切喷嘴,掺混燃烧主要依靠燃料与氧化剂之间的剪切作用,速

图2 设计参数对 L_c 的影响趋势图Fig. 2 Trend map of design parameter's impact on L_c

度比越大,剪切作用越强,因此掺混燃烧越好,燃烧长度越小。氧压降比增加,氧喷注速度和喷注动量增加,不利于喷嘴中心的氧化剂与周围燃料的掺混,因此燃烧距离加长。而氧喷嘴厚度增加,喷嘴出口火焰易稳定,也稍微增加了氧化剂和燃料的接触面积,因此燃烧长度随氧喷嘴出口壁厚增加略有缩小。分析结果表明,对于同轴剪切喷注单元,喷嘴设计参数变化对多喷嘴燃烧室的影响规律与对单喷嘴燃烧室的影响规律相似,喷嘴之间相互作用并不明显。在同轴剪切喷注单元中,每个喷注单元的中心均为氧化剂,外围均为燃料,因此喷注单元与喷注单元之间均为燃料接触,氧化剂始终在喷注单元中心,因此喷嘴之间相互作用不明显。

表5为各个设计参数及喷嘴之间交互作用对 L_c 影响,表中 S 为因素的离差平方和; f 为自由

度; V 是均方差; F 是统计检验量,用来评估该因素对目标影响的显著性;“**”表示某因素对指标特别重要,其影响高度显著;不作记号表明该因素对指标无显著影响(以下表同)。从 S 可以看到, $\Delta p \times W$ 和 $R_v \times W$ 的 S 值小于误差的 S 值,说明对燃烧长度的影响非常小,因此将其归为误差,新误差的 S 由原误差 S 和 $\Delta p \times W$, $R_v \times W$ 的 S 值之和,新误差的自由度为它们之和。从方差分析结果可知, Δp , R_v , W , $p \times R_v$ 的 F 值均大于 $F_{0.01}$, 说明对燃烧长度均有显著性影响,这说明在同轴剪切喷注单元的多喷嘴燃烧室中, Δp 和 R_v 交互作用对燃烧性能的影响在优化设计中是必须考虑的。

2.2 设计参数对 T_w 的影响

图3为不考虑交互作用下各设计参数对 T_w 的影响。随 Δp , R_v , W 水平增加, T_w 均呈上升趋势,其中 R_v 的影响最为明显。由于速度比对燃烧性能影响明显,速度比越大,燃烧长度越短,因此,在燃烧室长度一定的条件下,在高温燃气中的燃烧室壁面越多,燃烧室壁面的平均燃气温度增加。对于氧压降比,虽然燃烧性能随氧压降比增加而下降,但是氧压降比增加,富氧燃气喷注速度增加,在速度比一定的条件下,富氢燃气喷注速度增加,喷嘴之间的回流加强,回流使燃烧室前段的燃气温度增加,如图3所示,因此 T_w 随氧压降比增加而增加。氧喷嘴厚度增加燃烧性能略有提升,因此 T_w 略有提升,但变化幅度很小。

表6为各个喷嘴设计参数及喷嘴之间交互作用对 T_w 的影响。从 S 值可以看到, W , $R_v \times W$ 的 S 值小于误差 e 的 S 值,因此将其归为误差。从方差分析结果可知, Δp , R_v , $\Delta p \times R_v$, $\Delta p \times W$ 的 F 值均小于 $F_{0.01}$, 说明对 T_w 的影响均有显著作用。

表5 设计参数对 L_c 的方差分析结果Table 5 Analysis of variance of design parameters' impact on L_c

	Δp	R_v	W	$\Delta p \times R_v$	$\Delta p \times W$	$R_v \times W$	e	e'
S	8694.9	57937.7	1823.7	2095.5	117.6	132.7	299.0	549.3
f	2	2	2	4	4	4	8	16
V	4347.5	28968.8	911.9	523.9				34.3
F	126.6	843.8	26.6	15.3				
显著性	**	**	**	**				

2.3 设计参数对 T_f 的影响

图4为不考虑设计参数之间交互作用下各喷嘴设计参数对 T_f 的影响.从图中可以看到,氧喷嘴出口壁厚变化对 T_f 影响最为明显.氧喷嘴出口壁厚增加,喷嘴出口处燃气回流面积增加,火焰在出口处稳定,导致喷嘴出口端面处温度增加.而速

度比和氧压降比两者影响小.

从表7中S值可以看到, R_v , $\Delta p \times R_v$, $\Delta p \times W$ 的S值小于 e 的S值,归为误差.从方差分析结果可知, Δp , W , $R_v \times W$ 对 T_f 均有显著性影响,虽然 Δp 和 W 对 T_f 有显著性影响,但两者之间的交互作用对 T_f 影响不明显,虽然 R_v 对 T_f 的影

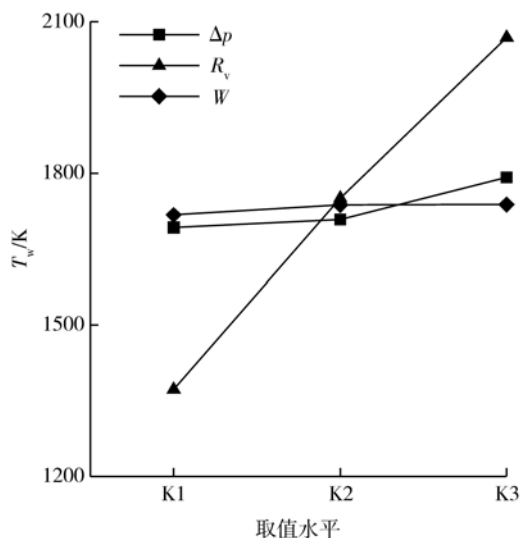


图3 设计参数对 T_w 的影响趋势图

Fig. 3 Trend map of design parameter's impact on T_w

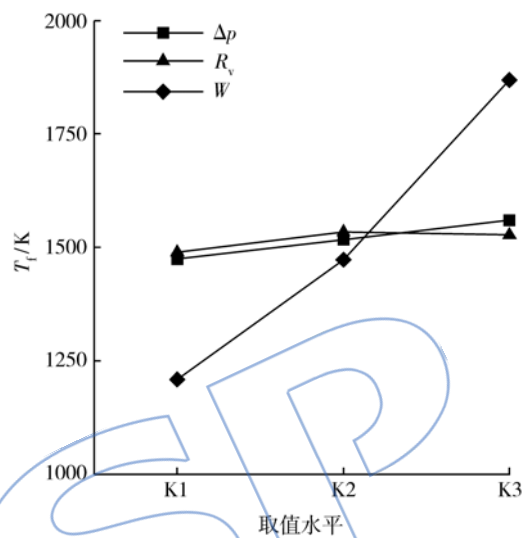


图4 设计参数对 T_f 的影响趋势图

Fig. 4 Trend map of design parameter's impact on T_f

表6 设计参数对 T_w 的方差分析结果

Table 6 Analysis of variance of design parameters' impact on T_w

	Δp	R_v	W	$\Delta p \times R_v$	$\Delta p \times W$	$R_v \times W$	e	e'
S	51 097.8	2 185 547.0	2 509.6	21 2551.7	56 059.4	6 869.8	12 656.4	22 035.8
f	2	2	2	4	4	4	8	14
V	25 548.9	1 092 773.5		53 137.9	14 014.8			1 574.0
F	16.2	694.3		33.8	8.9			
显著性	**	**		**	**			

表7 设计参数对 T_f 的方差分析结果

Table 7 Analysis of variance of design parameters' impact on T_f

	Δp	R_v	W	$\Delta p \times R_v$	$\Delta p \times W$	$R_v \times W$	e	e'
S	32 771.3	10 540.4	1 983 230.8	4 909.3	11 739.4	277 969.4	13 902.2	41 091.3
f	2	2	2	4	4	4	8	18
V	16 385.7		991 615.4			69 492.4		2 282.9
F	7.2		434.4			30.4		
显著性	**		**			**		

响不明显,但其和 W 的交互作用对 T_f 的影响非常明显。

2.4 基于响应面的正交优化设计

基于最小二乘法的二次响应面模型可表示为

$$y^p = c_0 + \sum_{1 \leq i \leq n_v} c_i x_i + \sum_{1 \leq i \leq j \leq n_v} c_{ij} x_i x_j$$

$$(p = 1, \dots, n_e)$$

其中 n_v 为设计变量个数, n_e 为试验次数^[12]。

以 L_c , T_w , T_f 为设计目标来构造响应面。根

据数值计算的结果,得到各变量归一化之后的响应面方程各项拟合系数如表8所示。表中 c_0 表示常数项, x_1, x_2, x_3 分别代表归一化的多喷嘴设计变量 $\Delta p, R_v, W$, 取值范围为 $[0, 1]$, 其他对应其交互作用项。通过对比各拟合系数的大小和正负,验证了方差分析得到的各参数对设计目标的影响趋势和极差分析得到的各因素显著情况。拟合系数小,说明该项所代表的设计变量影响相对较小,设计时可以不考虑,反之是重要因素。

表8 响应面方程拟合系数

Table 8 Response surface fitting coefficient

	c_0	x_1	x_2	x_3	$x_1 x_1$	$x_1 x_2$	$x_1 x_3$	$x_2 x_2$	$x_2 x_3$	$x_3 x_3$
L_c	273.54	81.56	-113.52	-15.17	-8.71	-46.03	-11.93	28.56	-10.37	6.29
T_w	1375.0	-173.8	597.1	199.8	135.2	496.6	-221.1	-120.7	-57.3	-40
T_f	972.57	118.56	443.54	724.43	2.98	-9.9	-62.5	103.09	-594.67	263.64

对设计变量进行多目标分析旨在提高某个主要参数性能的同时保证其他参数性能均衡。本文采用基于无量纲和线性加权的函数

$$F = \omega_1 \frac{L_c}{L_0} + \omega_2 \frac{T_w}{T_0} + \omega_3 \frac{T_f}{T_1}$$

来评价各因素对喷嘴性能的影响,式中无量纲因子 L_0, T_0 和 T_1 分别为试验结果中燃烧长度、壁面温度和面板温度的最大值。由于 L_c 直接影响到发动机的质量及燃烧性能,是多目标优化考虑的首要因素, T_w 与 T_f 的大小与发动机热防护系统设计直接相关,综合考虑,权系数 ω_i 分别取为 0.5, 0.3, 0.2。对加权函数求极小值,得到设计变量的最优值为 $[4\%, 8, 0.6262]$, 对应的 $L_c = 185.454 \text{ mm}$, $T_w = 1868.744 \text{ K}$, $T_f = 1333.595 \text{ K}$ 。需要指出的是,仿真研究得到的壁面温度和面板温度都偏高,这跟所采用的仿真模型有关,但本文进行优化设计时,采用的是无量纲温度,反映了温度的相对大小和变化趋势,为进一步开展试验研究提供重要参考。定量的研究将在下一步的试验研究中开展。

3 结 论

本文对富氢/富氧燃气气-气多喷嘴进行了基于正交试验的多目标优化设计,结果表明:

1) 燃氧速度比对燃烧长度的影响最大,燃氧速度比提升、氧压降低、氧喷嘴出口壁厚增加都有利于燃烧长度缩短。

2) 燃氧速度比是壁面平均燃气温度主要影响因素,较低氧压降、较低速度比和较厚的氧喷嘴壁厚有利于降低壁面平均燃气温度。

3) 速度比对喷嘴出口端面温度影响微弱,氧压降对氧喷嘴出口端面温度影响较小,氧喷嘴出口端面厚度影响显著较薄的氧喷嘴壁厚有利于降低喷嘴出口端面最高温度。

通过构造设计参数和燃烧长度、壁面平均温度及喷嘴出口最高温度之间的响应面,得到了富氢/富氧燃气气-气多喷嘴设计的多目标优化组合参数。

参考文献:

- [1] Davis J A, Campbell R L. Advantages of a full flow staged combustion cycle engine system[R]. AIAA-97-318, 1997.
- [2] Farhangi S, Yu T, Rojas L, et al. Gas-gas injector technology for full flow stage combustion cycle application[R]. AIAA-99-2757, 1999.
- [3] Hueter U, Hutt J J. NASA's next generation launch technology program-next generation space access roadmap[R]. AIAA-2003-6941, 2003.
- [4] Vaidyanathan A, Gustavsson J, Segal C. Oxygen/hydrogen-planar-laser-induced fluorescence measurements and accuracy investigation in high-pressure combustion[J]. Journal of Propulsion and Power, 2009, 25(4): 864-874.
- [5] Lian C Z, Merkle C L. Contrast between steady and time-averaged unsteady combustion simulation[R]. AIAA-2010-371, 2010.
- [6] Cai G B, Wang X W, Jin P, et al. Experimental and numerical investigation of large mass flow rate gas-gas injectors

- [R]. AIAA-2008-4562, 2008.
- [7] Shyy W, Papila N, Vaidyanathan R, et al. Global design optimization for aerodynamics and rocket propulsion components[R]. Progress in Aerospace Sciences, 2001, 37(1): 59-118.
- [8] Shyy W, Tucker P K, Vaidyanathan R. Response surface and neural network techniques for rocket engine injector optimization[J]. Journal of Propulsion and Power, 2001, 7(2): 391-401.
- [9] Vaidyanathan R, Tucker P K, Papila N, et al. Computational fluid dynamics based design optimization for single element rocket injector[J]. Journal of Propulsion and Power, 2004, 20(4): 705-717.
- [10] 杜正刚, 李茂, 金平, 等. 大流量气-气喷嘴响应面法优化设计[J]. 北京航空航天大学学报, 2010, 36(4): 395-398.
- DU Zhenggang, LI Mao, JIN Ping, et al. Large mass flow-rate gas-gas injector optimization design with response surface methodology[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2010, 36(4): 395-398. (in Chinese)
- [11] 李茂, 杜正刚, 金平, 等. 富氢/富氧燃气同轴直流喷嘴燃烧过程数值模拟[J]. 北京航空航天大学学报, 2010, 36(4): 469-473.
- LI Mao, DU Zhenggang, JIN Ping, et al. Numerical simulation of combustion for GH_2/GO_2 gas-fired shear coaxial injector[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2010, 36(4): 469-473. (in Chinese)
- [12] 潘丽军, 陈锦权. 试验设计与数据处理[M]. 南京: 东南大学出版社, 2008.