

二元收扩喷管设计参数对气动性能影响的数值研究

施小娟, 吉洪湖, 斯 仁

(南京航空航天大学 能源与动力学院 江苏省航空动力系统重点实验室, 南京 210016)

摘 要: 采用正交试验设计方法进行喷管气动性能数值模拟算例的设计, 综合研究了二元收扩喷管 8 个设计参数对气动性能的影响, 研究的设计参数包括圆到矩超椭圆型面过渡段几何参数(长径比、横截面积变化率、长半轴变化率、短半轴变化率)和主喷管段几何参数(喉部宽高比、喉部型面半径比、收敛半角、扩张半角), 并且对喉部宽高比、喉部型面半径比、收敛半角、扩张半角等 4 个参数对喷管气动性能影响的灵敏度进行了分析. 结果表明: 喉部型面半径比 R_w/R_s 是二元收扩喷管气动性能影响的最主要参数, 因此在喷管设计中应尽量增大 R_w/R_s , 尤其是在收敛半角 α 较大时, 增大 R_w/R_s 可使喷管气动性能明显增大; 喉部宽高比不是二元收扩喷管气动性能影响的主要参数; 二元收扩喷管的气动性能几乎与过渡段型面无关.

关 键 词: 二元收扩喷管; 气动性能; 正交试验; 灵敏度分析; 设计参数

中图分类号: V231.1

文献标志码: A

Numerical investigation of geometric parameters' influence to aerodynamic performance of two dimensional convergent and divergent nozzle

SHI Xiao-juan, JI Hong-hu, SI Ren

(Jiangsu Province Key Laboratory of Aerospace Power System,

College of Energy and Power Engineering,

Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract: The computational cases were designed using the orthogonal experiment design method. The effect of eight geometric parameters on the aerodynamic performance of two dimensional convergent and divergent (2D-CD) nozzle was investigated. The geometric parameters studied include length to diameter ratio, cross-sectional area change rate, long half shaft rate, short half shaft rate of the super elliptic transition section, and throat width to height ratio, throat radius ratio, convergence half angle, divergent half angle of primary nozzle. The sensitivity analysis of throat aspect ratio, throat radius ratio, convergent half angle, divergent half angle on aerodynamic performance was performed. The results show that throat radius ratio is the main parameter of 2D-CD nozzle's aerodynamic performance, therefore the throat radius ratio should be increased in the 2D-CD nozzle design, especially when the convergent half angle is larger. Width to height ratio of throat is not a major parameter of 2D-CD nozzle's aerodynamic performance. The aerodynamic performance of 2D-CD nozzle is independent of transition duct.

Key words: two dimensional convergent and divergent (2D-CD) nozzle; aerodynamic performance; orthogonal experiment; sensitivity analysis;

geometric parameters

二元收扩喷管具有较低的红外特征,容易实现矢量推进,且易与飞机后机身实现一体化设计,从而可减小底部阻力达到非加力超声速巡航^[1-3],因而二元收扩喷管是先进战斗机和先进航空发动机的发展方向。

二元收扩喷管由圆转矩过渡段和主喷管段(可调收敛段和可调扩张段)组成,圆转矩过渡段不可调,实现发动机加力燃烧室出口圆形截面到二元主喷管段进口矩形截面的转变;主喷管段由两块平行的侧板和上下两块收扩调节片组成,收敛段和扩张段是可调的,实现喷管喉部面积和出口面积的变化,以适应飞机在不同工作状态下的需求,得到尽可能大的推力系数和较低的耗油率。为使喷管在某一工况下得到较大的气动性能,开展二元收扩喷管几何设计参数对气动性能影响的研究是很必要的。

二元收扩喷管过渡段和主喷管段的设计参数较多,现有文献对圆转矩过渡段的研究大多是基于二元收敛喷管开展的,对二元收扩喷管气动性能的研究多是只针对主喷管段开展的。

二元收扩喷管圆转矩过渡段实现了圆形到矩形截面的变化,其结构形式变化相对较大,流场特征得到了较多的研究与关注。Reichert 等^[4]运用乙烯追踪气体技术研究了圆转矩过渡段的流体运输和混合过程。Davis^[5]对圆转矩过渡段的稳态、不可压、自由旋转的湍流流动进行了试验研究。Poinsatte 等^[6]运用瞬态液晶传热技术对圆转矩过渡段的表面进行了局部传热测量试验。Wu 等^[7]对 15 种不同的圆转矩过渡段进行了流场的数值模拟。Burley 等^[8-9]试验研究了过渡段长度、壁面形状、横截面积沿程变化规律对大宽高比二元收扩喷管气动性能的影响,此时过渡段出口宽高比为 6.2 和 6.5,过渡段长径比在 0.5~1.0 之间选取,研究结果表明喷管的性能几乎与过渡段长度和壁面形状无关,但是过渡段内的流动分离与长度有很大关系。李娜^[10]研究了二元收敛喷管圆转矩过渡截面形式、型面控制参数、喷管出口宽高比等参数对喷管气动性能的影响。

二元收扩喷管主喷管段都是矩形截面,依靠收敛半角和扩张半角的变化实现型面变化,主喷管段设计参数对喷管气动性能影响的研究有:Mason 等^[11]试验研究了喉部圆弧半径对二元收扩喷管内特性的影响,研究结果表明除了在流动

分离的情况下,增大喉部圆弧半径,流量系数增大。Berrier 等^[12]在静态条件下,试验研究了喷管面积比、扩张角、扩张段长度、侧壁长度对二元收扩喷管内特性的影响。Bare 等^[13]试验研究了扩张副翼上部和下部的角度、扩张副翼的长度、喉部角、侧壁密封度以及喉部结构等对二元收扩喷管性能的影响,研究结果表明在不变的矢量角下,喉道下游的结构对喷管的流量系数影响很小;下部扩张副翼的喉道成圆角可以提高喷管的性能。Milton 等^[14]试验研究了二元收扩喷管在非加力和加力情况下的气动性能。Hamed 等^[15]数值模拟了二元收扩喷管的流场、表面压力分布和推力系数,并且在一系列落压比下,将计算结果与现有的试验结果进行了比较。宁怀松等^[16]计算分析了喉部宽高比、圆转矩段长度、收敛调节片长度及扩张调节片长度 4 个参数对二元收扩喷管气动性能的影响。

本文在地面静止状态,综合研究了二元收扩喷管超椭圆型面过渡段和主喷管段等 8 个设计参数(过渡段 4 个:长径比、横截面积变化率、长半轴变化率、短半轴变化率;主喷管段 4 个:喉部宽高比、喉部型面半径比、收敛半角、扩张半角)对喷管气动性能的影响。本文的研究结果表明:在本文研究参数的水平变化范围内,喉部型面半径比 R_w/R_s 是二元收扩喷管气动性能影响的最主要参数,因此在喷管设计中应尽量增大 R_w/R_s ,尤其是在收敛半角 α 较大时,增大 R_w/R_s 可使喷管气动性能明显增大;喉部宽高比不是二元收扩喷管气动性能影响的主要参数;二元收扩喷管的气动性能几乎与过渡段型面无关。

1 研究模型及计算方法

1.1 几何模型和主要设计参数

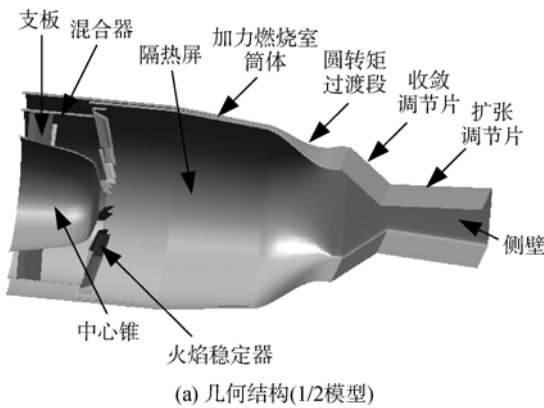
本文研究的是带加力的二元收扩喷管在非加力情况下的型面设计,在地面静止状态研究其几何设计参数对喷管气动性能的影响。二元收扩喷管的几何结构如图 1(a)所示,包括支板、中心锥、混合器、火焰稳定器、加力燃烧室筒体、隔热屏、圆转矩过渡段、收敛调节片、扩张调节片、侧壁等结构。在研究过程中,保持支板、中心锥、混合器、火焰稳定器等结构不变,主喷管进口面积、喉部面积和出口面积不变,只改变圆转矩过渡段、收敛段和扩张段的结构,综合研究过渡段和主喷管段设计

参数对喷管气动性能的影响. 因而为了提高计算效率, 减少计算工作量, 简化了二元收扩喷管的几何结构, 喷管进口从火焰稳定器下游某截面开始, 其简化的模型如图 1(b)~图 1(d)所示. 简化后的喷管模型进口分为内进口和冷却气进口; 冷却气流道为加力燃烧室筒体与隔热屏之间的通道, 一直延伸到主喷管收敛段进口处, 在圆转矩过渡段位置, 也将隔热屏设计成与加力燃烧室筒体相似的圆转矩型面. 图中 H_7 , H_8 , H_9 分别为主喷管进

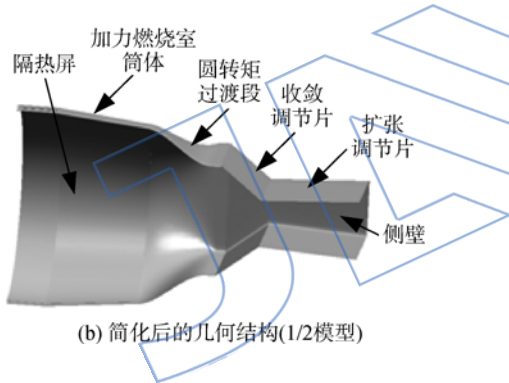
口、喉部和出口的高度; W 为侧壁的宽度; α 为收敛半角; β 为扩张半角; R_w 为喉部型面圆弧半径; L_g 表示过渡段长度.

对于二元收扩喷管的主喷管段, 由于两块侧壁是平行的, 通过调节收敛调节片和扩张调节片实现喷口面积的可调, 因而主喷管段几何设计参数(参见图 1)有 4 个: 喉部宽高比 AR (记为 R_a , $R_a = W/H_8$)、喉部型面半径比 R_w/R_8 (R_8 为喉部当量半径)、收敛半角 α 、扩张半角 β .

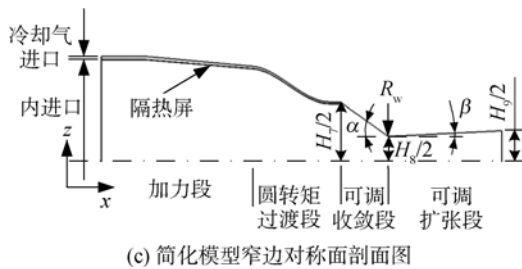
文中采用超椭圆方法^[10]设计二元收扩喷管圆转矩过渡段, 其过渡段示意图如图 2 所示^[8], 其设计参数有: 长径比、横截面积变化率、长半轴变化率、短半轴变化率、过渡段出口宽高比. 在喷管面积一定的情况下, 二元收扩喷管过渡段出口宽高比和主喷管段喉部宽高比是可以相互确定的, 因而只需选择其一作为设计变量即可. 因此本文中选定过渡段几何设计参数也有 4 个: 长径比 L_g/D_7 (D_7 为主喷管进口当量直径)、横截面积 A 变化率、长半轴 a 变化率、短半轴 b 变化率.



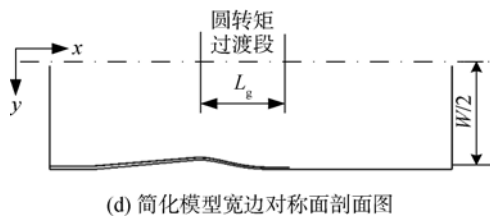
(a) 几何结构(1/2模型)



(b) 简化后的几何结构(1/2模型)



(c) 简化模型窄边对称面剖面图



(d) 简化模型宽边对称面剖面图

图 1 二元收扩喷管几何模型示意图

Fig. 1 Geometric model of 2D-CD nozzle

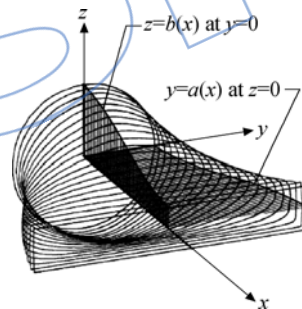


图 2 二元收扩喷管过渡段示意图

Fig. 2 Sketch of transition duct of 2D-CD nozzle

文献[17]中指出, 对于小宽高比的二元喷管, 过渡段长度可设计成加力燃烧室直径的 30% 左右, 这样不至于引起明显的推力损失; 本文中选定过渡段长径比 L_g/D_7 为 3 水平: 0.3, 0.4, 0.5 (此水平对应过渡段长度与加力燃烧室直径之比分别为 0.25, 0.34, 0.42). 选取过渡段横截面积 A 、长半轴 a 和短半轴 b 的沿程变化函数形式为 3 水平: 3 次曲线 $f(x) = 3x^2 - 2x^3$ (下文中简记为 $f(x3)$, 曲线变化前后缓急相当)、4 次曲线 $f(x) = 4x^3 - 3x^4$ (下文中简记为 $f(x4-1)$, 曲线变化前缓后急) 和 $f(x) = 6x^2 - 8x^3 + 3x^4$ (下文中简记为 $f(x4-2)$, 曲线变化前急后缓).

本文选取二元收扩喷管喉部宽高比 R_a 为 4 水平: 3.49, 4.24, 5.6. 在收敛半角一定的情况下, 喉部型面半径比 R_w/R_8 越大, 则喷管长度越长,

质量越大.文献[2]建议喉部型面半径比为0.2~0.4,文献[11]二元收扩喷管试验模型中喉部型面圆弧段在轴向上的长度占收敛段长度的百分比最高为18%;对于本文中的喷管模型, R_w/R_s 为0.1,0.2,0.3,0.4时,喉部圆弧段在轴向上的长度占收敛段长度的百分比分别为8.5%,17.5%,27.2%,37.7%.综合考虑后,舍弃了喉部型面半径比为0.4的情形,选取喉部型面半径比 R_w/R_s 为4水平:0,0.1,0.2,0.3.另外,本文中选取收敛半角 α 为4水平:15°,25°,38.42°,45°.扩张半径 β 为4水平:2°,3.24°,9°,15°.

1.2 流量系数和推力系数定义

本文采用流量系数和推力系数作为二元收扩喷管气动性能衡量的参数,其定义如下.

流量系数 C_d 定义为流过喷管的实际流量 $\dot{m}_{\text{actual}}$ 与理想流量 $\dot{m}_{\text{ideal}}$ 之比; $\dot{m}_{\text{actual}}$ 由对喷管流场的数值模拟中获得, $\dot{m}_{\text{ideal}}$ 如下式计算:

$$\dot{m}_{\text{ideal}} = p_0^* A_s \frac{\kappa \sqrt{\left(\frac{2}{\kappa+1}\right)^{\frac{\kappa-1}{\kappa}}}}{\sqrt{\kappa R T_0^*}} \quad (1)$$

式中 p_0^* , T_0^* 分别为气流的总压、总温; A_s 为喷管的喉部面积; κ , R 分别表示等熵指数、通用气体常数.

推力系数 C_f 定义为实际推力 F_{actual} 与理想推力 F_{ideal} 之比,其中 F_{actual} 和 F_{ideal} 分别如下式所示:

$$F_{\text{actual}} = \dot{m}_{\text{actual}} U_x + (p_9 - p_a) A_9 \quad (2)$$

$$F_{\text{ideal}} = \dot{m}_{\text{ideal}} U_{\text{ideal}} \quad (3)$$

F_{actual} 由数值模拟获得.式中 A_9 , p_9 , U_x 分别为喷管出口截面的面积、静压和轴向速度; p_a 表示环境压力.本文在二元收扩喷管的型面设计中,保持喷管收敛段进口面积、喉部面积和出口面积不变,因而在 F_{ideal} 定义式中采用理想流量 $\dot{m}_{\text{ideal}}$, U_{ideal} 为气流等熵完全膨胀时的喷管出口速度,其表达式如下式所示:

$$U_{\text{ideal}} = \sqrt{2 \frac{\kappa R T_0^*}{\kappa-1} \left[1 - \left(\frac{p_a}{p_0^*} \right)^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} \right]} \quad (4)$$

1.3 计算条件

本文是在地面静止状态,保持喷管圆形加力筒体和隔热屏部分不变,主喷管进口面积、喉部面积和出口面积不变,研究二元收扩喷管的几何设计参数对喷管气动性能的影响.

喷管的进口气流条件:喷管内进口总压为411220 Pa,总温为923.6 K;冷却气进口总压为411350.3 Pa,总温为467.1 K;外界大气压力为

101325 Pa,温度为300 K.

1.4 计算方法及验证

本文采用FLUENT软件进行二元收扩喷管气动性能的数值模拟,运用耦合显式求解器进行求解,湍流模拟采用剪切应力输运SST $k-\omega$ 两方程模型.由于二元收扩喷管在宽度方向和高度方向都具有对称性,因而在数值模拟过程中选取1/4喷管模型,外流场计算域为1/4圆柱体,其半径为 $6D_9$,高为 $30D_9$, D_9 为喷管出口当量直径.

为了验证本文的计算方法,选取文献[3]中的二元收扩喷管试验模型(如图3所示),数值模拟得到喷管壁面温度的计算值,将其与试验测量值进行对比,如图4所示,由图可见:喷管壁面温度

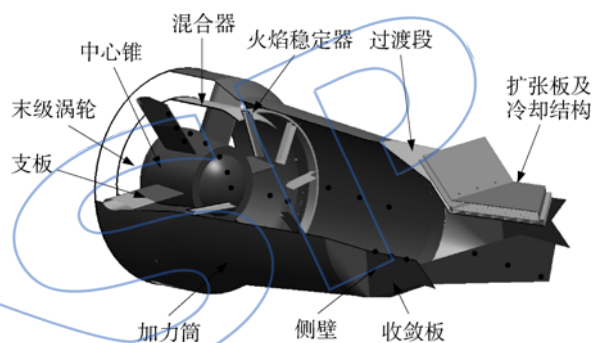


图3 文献[3]中二元收扩喷管试验模型

Fig. 3 Experimental model of 2D-CD nozzle in literature [3]

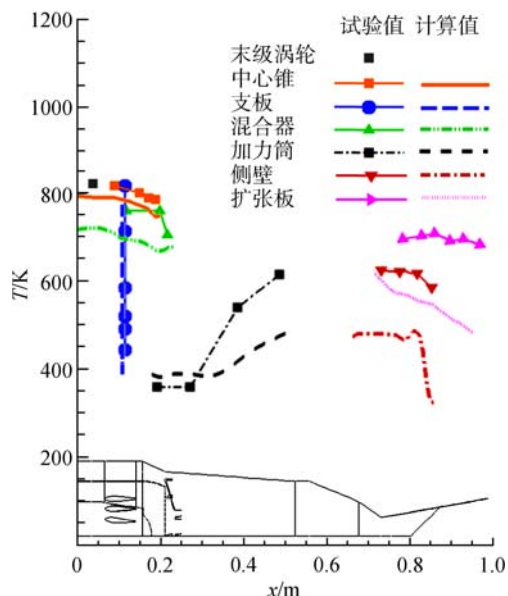


图4 喷管壁面温度计算值与测量值的对比

Fig. 4 Comparison of nozzle walls' temperature of computational value and measured value

计算值与测量值的沿程分布趋势基本一致,计算值大体上均低于测量值;扩张段温度的计算值与试验测量值的误差较大,约为 28%,主要原因可能是在数值模拟过程中没有考虑二元收扩喷管试验模型扩张段上复杂的冷却结构,而只将其简化为单层壁面结构;另外也与圆转矩过渡段流场比较复杂有关系。

2 研究思路

本文综合研究二元收扩喷管超椭圆型面过渡段和主喷管段等 8 个设计参数对喷管气动性能的影响,如对 8 个设计变量在不同的水平组合下进行喷管气动性能的数值模拟,则工作量很大。

正交试验设计是安排多因素试验、寻求最优水平组合的一种高效率试验设计方法,它从大量的试验点中挑选有代表性和典型性的试验点,应用“正交表”科学合理地安排试验^[18]。因而本文采用正交试验设计方法进行喷管气动性能数值模拟算例的设计,可大大减小数值模拟的工作量。

由于二元收扩喷管过渡段设计参数和主喷管段设计参数的水平不一致,为了方便正交表的选择,尽量减小数值模拟的工作量,文中采用两次正交试验进行算例的设计,即:①第一轮正交试验算例设计:先研究过渡段设计参数对二元收扩喷管气动性能的影响,此时喷管喉部宽高比为 4.24;②第二轮正交试验算例设计:由第一轮正交试验算例设计结果分析选取过渡段设计参数中对喷管气动性能影响的主要因素,结合主喷管段的设计参数,综合研究过渡段和主喷管段设计参数对二元收扩喷管气动性能的影响。

3 过渡段设计参数对气动性能的影响

3.1 算例设计

在第一轮正交试验算例设计中,先研究过渡

段设计参数对二元收扩喷管气动性能的影响,此时主喷管段结构不变,喉部宽高比为 $R_a=4.24$ (此时过渡段出口宽高比为 1.77),喉部型面半径比 $R_w/R_s=0$,收敛半角 $\alpha=38.42^\circ$,扩张半角 $\beta=3.24^\circ$ 。

二元收扩喷管过渡段设计参数的因素水平表如表 1 所示,4 因素 3 水平可选择正交表 $L_9(3^4)$ (为节省篇幅,不单独列出正交表,可参见表 2),把各因素各水平按照正交表的要求安排在正交表的各行各列上。

表 1 过渡段设计参数的因素水平表

Table 1 Factors and levels of transition duct's geometric parameters

因素 水平	设计参数			
	长径比	A 变化率	a 变化率	b 变化率
1	0.3	$f(x_3)$	$f(x_3)$	$f(x_3)$
2	0.4	$f(x_4-1)$	$f(x_4-1)$	$f(x_4-1)$
3	0.5	$f(x_4-2)$	$f(x_4-2)$	$f(x_4-2)$

3.2 气动性能的直观分析

按照 $L_9(3^4)$ 正交表中喷管模型 1~9 (参考表 2) 的设计参数水平组合对二元收扩喷管进行建模、网格划分、气动性能数值模拟 (为节省篇幅,部分内容不具体阐述),确定各个喷管的流量系数和推力系数。对于超椭圆截面要求参数满足 $4ab>A$,在表 2 中,由于喷管模型 4 和模型 8 在生成超椭圆截面过程中,参数 A, a 和 b 在其水平组合下不满足 $4ab>A$ 的条件,无法生成超椭圆型面,模型 4 和模型 8 不存在,因此过渡段设计参数对喷管气动性能影响研究的样本点有 7 个。图 5 给出了表 2 中各个喷管模型过渡段型面在窄边对称面和宽边对称面上的剖面图,图中 1, 2, 3, 5, 6, 7, 9 分别表示表 2 中各个喷管的型面。

表 2 过渡段设计参数对气动性能影响的直观分析

Table 2 Direct analysis of influence of transition duct's geometric parameters to aerodynamic performance

喷管模型	设计参数				气动性能参数	
	长径比	A 变化率	a 变化率	b 变化率	C_d	C_t
1	0.3	$f(x_3)$	$f(x_3)$	$f(x_3)$	0.94067	0.92599
2	0.3	$f(x_4-1)$	$f(x_4-1)$	$f(x_4-1)$	0.94092	0.92575
3	0.3	$f(x_4-2)$	$f(x_4-2)$	$f(x_4-2)$	0.94101	0.92618
4	0.4	$f(x_3)$	$f(x_4-1)$	$f(x_4-2)$		

续表

喷管模型	设计参数				气动性能参数	
	长径比	A 变化率	a 变化率	b 变化率	C_d	C_f
5	0.4	$f(x_4-1)$	$f(x_4-2)$	$f(x_3)$	0.94139	0.92680
6	0.4	$f(x_4-2)$	$f(x_3)$	$f(x_4-1)$	0.94016	0.92544
7	0.5	$f(x_3)$	$f(x_4-2)$	$f(x_4-1)$	0.94074	0.92627
8	0.5	$f(x_4-1)$	$f(x_3)$	$f(x_4-2)$		
9	0.5	$f(x_4-2)$	$f(x_4-1)$	$f(x_3)$	0.94089	0.92657
C_d	K_1	2.8226	1.88141	1.88083	2.82295	
	K_2	1.88155	1.88231	1.88181	2.82182	
	K_3	1.88163	2.82206	2.82314	0.94101	
	k_1	0.94087	0.94071	0.94042	0.94098	
	k_2	0.94078	0.94116	0.94091	0.94061	
	k_3	0.94082	0.94069	0.94105	0.94101	
	R	0.00009	0.00047	0.00063	0.0004	
C_f	K_1	2.77792	1.85226	1.85143	2.77936	
	K_2	1.85224	1.85255	1.85232	2.77746	
	K_3	1.85284	2.77819	2.77925	0.92618	
	k_1	0.92597	0.92613	0.92571	0.92645	
	k_2	0.92612	0.92627	0.92616	0.92582	
	k_3	0.92642	0.92606	0.92642	0.92618	
	R	0.00045	0.00021	0.00071	0.00063	

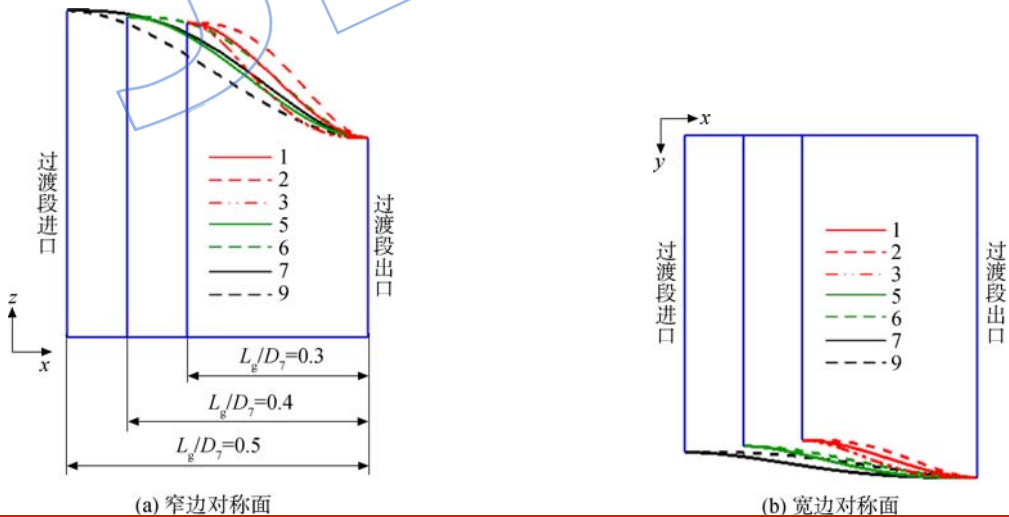


图 5 过渡段型面剖面图
Fig. 5 Profile sketch of transition duct

表 2 给出了过渡段设计参数对喷管气动性能影响的直观分析,表中 K_i 表示任一列上水平号为 $i(i=1,2,3)$ 时所对应的气动性能之和; k_i 表示

任一列上因素取水平 i 时所得气动性能之和的算术平均值. R 为极差,在任一列上, R 定义为 $R = \max\{k_1, k_2, k_3\} - \min\{k_1, k_2, k_3\}$,极差 R 越大表

示该参数的水平变化对目标函数的影响越大。

将各个因素的水平作为横坐标,以流量系数和推力系数在各个水平下的平均值 k_i 作为纵坐标,画出因素与指标的趋势图,如图 6 所示,反映各个因素水平变化对流量系数和推力系数的影响。由图可见,过渡段长径比、横截面积 A 变化率、长半轴 a 变化率、短半轴 b 变化率等 4 个因素的水平变化对二元收扩喷管的流量系数和推力系数的影响很小,因此不具体分析各个因素的极差结果。在上述算例中,过渡段出口宽高比为 1.77,此宽高比较小,长径比在水平 0.3,0.4 和 0.5 的情况下,过渡段均没有发生流动分离,喷管的气动性能几乎不变。

如上文所述,过渡段设计参数除了表 1 中的长径比、横截面积变化率、长半轴变化率、短半轴变化率以外,还有过渡段出口宽高比;在喷管面积一定时,由于过渡段出口宽高比可由喉部宽高比确定,因而宽高比对喷管气动性能的影响是在第二轮正交试验算例设计中考虑的,在本节中为了

进一步验证上述结论,考虑在上述算例结果的基础上,增加算例以考虑宽高比的影响。即选取表 2 中气动性能最高的喷管模型 5 和气动性能最低的喷管模型 6,保持长径比、横截面积变化率、长半轴变化率、短半轴变化率的水平不变,分别设计成喉部 R_a 为 6(此时过渡段出口 R_a 为 2.5)的喷管模型,分别记为模型 5-AR6、模型 6-AR6,其具体设计参数和气动性能如表 3 所示。比较喷管模型 5-AR6、模型 6-AR6 的气动性能,两者的流量系数误差为 0.09%,推力系数误差为 0.03%,可见在喉部 R_a 为 6 时,过渡段型面对二元收扩喷管气动性能的影响也很小。

因此在本文的喷管模型和设计参数变化水平范围内,二元收扩喷管的流量系数和推力系数几乎与过渡段型面无关,这可能是由于过渡段后主喷管段的存在,使得过渡段设计参数对二元收扩喷管气动性能的影响很小,这与文献[8-9]的结论是一致的,但过渡段型面设计对二元收敛喷管的气动性能影响是较大的^[10]。

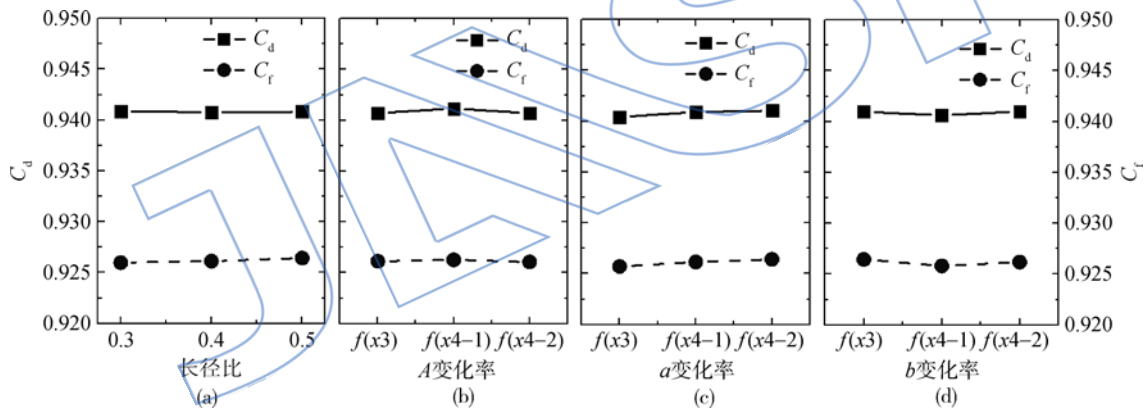


图 6 过渡段设计参数对喷管气动性能的影响

Fig. 6 Influence of transition geometric parameters to nozzles' aerodynamic performance

表 3 喉部宽高比为 6 时过渡段型面对气动性能的影响

Table 3 Influence of transition duct's profile to aerodynamic performance while R_a is 6

喷管模型	设计参数					气动性能参数	
	长径比	A 变化率	a 变化率	b 变化率	喉部宽高比 R_a	C_d	C_f
5-AR6	0.4	$f(x4-1)$	$f(x4-2)$	$f(x3)$	6	0.94011	0.92526
6-AR6	0.4	$f(x4-2)$	$f(x3)$	$f(x4-1)$	6	0.94092	0.92557

4 喷管设计参数对气动性能的影响

由于过渡段设计参数对二元收扩喷管气动性能的影响很小,因此在第二轮正交试验算例设计中,可保持过渡段设计参数水平不变(选择表 2 中

气动性能最高的喷管模型 5 的过渡段设计参数水平:长径比为 0.4, A 变化率为 $f(x4-1)$, a 变化率为 $f(x4-2)$, b 变化率为 $f(x3)$),研究喉部宽高比 R_a 、喉部型面半径比 R_w/R_8 、收敛半角 α 、扩张半角 β 等 4 个参数对喷管气动性能的影响。

4.1 算例设计

喉部宽高比 R_a 、喉部型面半径比 R_w/R_s 、收敛半角 α 、扩张半角 β 等 4 个参数的因素水平表如表 4 所示, 4 因素 4 水平可选择正交表 $L_{16}(4^5)$ (为节省篇幅, 不单独列出正交表, 可参见表 5), 把各因素各水平按照正交表的要求安排在正交表的各行各列上。

表 4 喷管设计参数的因素水平表
Table 4 Factors and levels of nozzle's geometric parameters

水平	因素			
	R_a	R_w/R_s	$\alpha/(^{\circ})$	$\beta/(^{\circ})$
1	4.24	0	38.42	3.24
2	3.49	0.2	45	9
3	5	0.1	25	15
4	6	0.3	15	2

4.2 气动性能的直观分析

按照 $L_{16}(4^5)$ 正交表中喷管模型 1~模型 16 (参考表 5) 的设计参数水平组合对二元收扩喷管进行建模、网格划分、气动性能数值模拟 (为节省篇幅, 此部分内容不具体阐述), 确定各个喷管的流量系数和推力系数。

表 5 给出了主喷管段型面设计的正交试验结果, 以及流量系数和推力系数的直观分析, 表中存在一列空白列 (即不安排因素或交互作用的列), 在直观分析时为了对所做的试验有足够的认识, 将空白列的极差一并算出, 从中可得到一些有用的信息。由于空白列无水平, 在表中以水平 1、水平 2、水平 3、水平 4 作为水平的标记。

由表 5 中各设计参数的极差 R 可见: ①对流量系数的直观分析中, 各因素的极差由大到小排序为 R_w/R_s , α , 空白列, R_a , β , 因而各参数对流量系数影响的主次排序为 R_w/R_s , α , R_a , β ; 空白列的极差大于 R_a 和 β 的极差, 说明对于流量系数的影响除了 R_w/R_s , α , R_a , β 等 4 个参数外, 可能存在某些参数的交互作用对流量系数的影响也较大。②对推力系数的直观分析中, 各因素的极差由大到小排序为 R_w/R_s , α , β , 空白列, R_a , 因而各参数对推力系数影响的主次排序为 R_w/R_s , α , β , R_a ; 空白列的极差大于 R_a 的极差, 说明对于推力系数的影响除了 R_w/R_s , α , β , R_a 等 4 个参数外, 可能存在某些参数的交互作用对推力系数的影响也较大。

图 7 给出了主喷管段各个因素水平变化对流量系数和推力系数的影响。由图可见: ①随着喉部宽高比 R_a 的增大, 二元收扩喷管的流量系数和推力系数增大; 这主要是因为对于二元收扩喷管, 在喷管收敛段进口面积、喉部面积和出口面积不变的情况下, 随着喉部宽高比 R_a 的增大, 虽然喷管收敛段进口高度 H_7 和喉部高度 H_8 均减小, 但是 H_8/H_7 是增大的, 即喷管的收敛半角减小, 这使得喷管流量增大, 推力增大, 因而流量系数和推力系数增大, 这与文献[16]中二元收扩喷管流量系数随喉部宽高比增大而增大的结论是一致的。这样的结论与二元收敛喷管的结论是不一致的^[10]。但是喉部宽高比较大时, 会造成圆转矩过渡段的流动分离, 如对喷管模型 16 (参考表 5) 来说, 此时由于过渡段窄边扩张幅度较大, 在窄边壁面附近产生了流动分离, 可从图 8 的宽边对称面上喷管内不同 x 位置处的速度矢量图上可见。②随着喉部型面半径比 R_w/R_s 的增大, 二元收扩喷管的流量系数和推力系数增大。为了便于说明, 在喷管模型 13 (此时 $R_w/R_s=0$, 参考表 5) 的基础上, 保持其他设计参数不变, 改变 R_w/R_s 为 0.3, 建立喷管模型 17, 数值模拟得到其流量系数为 0.9878, 推力系数为 0.97571, 相比喷管模型 13, 其流量系数增大了 0.6%, 推力系数增大了 0.9%。从流量公式 $\dot{m}=\rho U_x A$ (U_x 表示 x 方向的速度) 来看, 图 9 给出了窄边对称面上两个喷管模型在喉部位置上的 ρU_x 沿喉部高度方向 z 向的分布, 图中横坐标 Z 表示 z 向的无量纲长度, $Z=2z/H_8$, 由图可见, 当 $R_w/R_s=0.3$ 时, 喷管模型 17 在喉部中心及其附近大部分区域内, ρU_x 值较大; 并且喉部导圆弧也改善了壁面处的流动, 其 ρU_x 值也较大, 从而增加了喷管的流量和推力。③随着收敛半角 α 的增大, 二元收扩喷管的流量系数和推力系数减小。④随着扩张半角 β 的增大, 二元收扩喷管的流量系数和推力系数均先增大后减小, 在 $\beta=9^{\circ}$ 时, 流量系数和推力系数达到最大值; 在 $\beta=9^{\circ}\sim 15^{\circ}$ 范围内, β 对推力系数的影响较流量系数大, 随着 β 的增大, 推力系数迅速减小。

通过对上述 16 个喷管模型正交试验结果的直观分析可见, 二元收扩喷管的流量系数和推力系数最优结构的水平组合均为: $R_a=6$, $R_w/R_s=0.3$, $\alpha=15^{\circ}$, $\beta=9^{\circ}$, 对该最优结构建模, 数值模拟得到其流量系数和推力系数分别为 0.9878 和 0.97571, 通过与表 4 中 16 个喷管模型气动性能的对比, 其气动性能确实是最高的。

表 5 喷管设计参数对气动性能影响的直观分析

Table 5 Direct analysis of influence of nozzle's geometric parameters to aerodynamic performance

喷管模型	设计参数					气动性能参数	
	R_a	R_w/R_8	$\alpha/(^{\circ})$	$\beta/(^{\circ})$	空白列	C_d	C_f
1	4.24	0	38.42	3.24	水平 1	0.94139	0.92680
2	4.24	0.2	45	9	水平 2	0.97039	0.95930
3	4.24	0.1	25	15	水平 3	0.96963	0.93875
4	4.24	0.3	15	2	水平 4	0.98777	0.97475
5	3.49	0	45	15	水平 4	0.93212	0.90223
6	3.49	0.2	38.42	2	水平 3	0.97013	0.95808
7	3.49	0.1	15	3.24	水平 2	0.98241	0.97068
8	3.49	0.3	25	9	水平 1	0.98205	0.97076
9	5	0	25	2	水平 2	0.96439	0.95072
10	5	0.2	15	15	水平 1	0.98533	0.95831
11	5	0.1	38.42	9	水平 4	0.95840	0.94381
12	5	0.3	45	3.24	水平 3	0.98043	0.97225
13	6	0	15	9	水平 3	0.98225	0.96683
14	6	0.2	25	3.24	水平 4	0.97868	0.96933
15	6	0.1	45	2	水平 1	0.95445	0.94156
16	6	0.3	38.42	15	水平 2	0.98197	0.95779
C_d	K_1	3.86918	3.82015	3.85189	3.88291	3.86322	
	K_2	3.86671	3.90453	3.83739	3.89309	3.89916	
	K_3	3.88855	3.86489	3.89475	3.86905	3.90244	
	K_4	3.89735	3.93222	3.93776	3.87674	3.85697	
	k_1	0.96730	0.95504	0.96297	0.97073	0.96581	
	k_2	0.96668	0.97613	0.95935	0.97327	0.97479	
	k_3	0.97214	0.96622	0.97369	0.96726	0.97561	
	k_4	0.97434	0.98306	0.98444	0.96919	0.96424	
	R	0.00766	0.02802	0.02509	0.00601	0.01137	
C_f	K_1	3.79960	3.74658	3.78648	3.83906	3.79743	
	K_2	3.80175	3.84502	3.77534	3.84070	3.83849	
	K_3	3.82509	3.79480	3.82956	3.75708	3.83591	
	K_4	3.83551	3.87555	3.87057	3.82511	3.79012	
	k_1	0.94990	0.93665	0.94662	0.95977	0.94936	
	k_2	0.95044	0.96126	0.94384	0.96018	0.95962	
	k_3	0.95627	0.94870	0.95739	0.93927	0.95898	
	k_4	0.95888	0.96889	0.96764	0.95628	0.94753	
	R	0.00898	0.03224	0.02380	0.02091	0.01209	

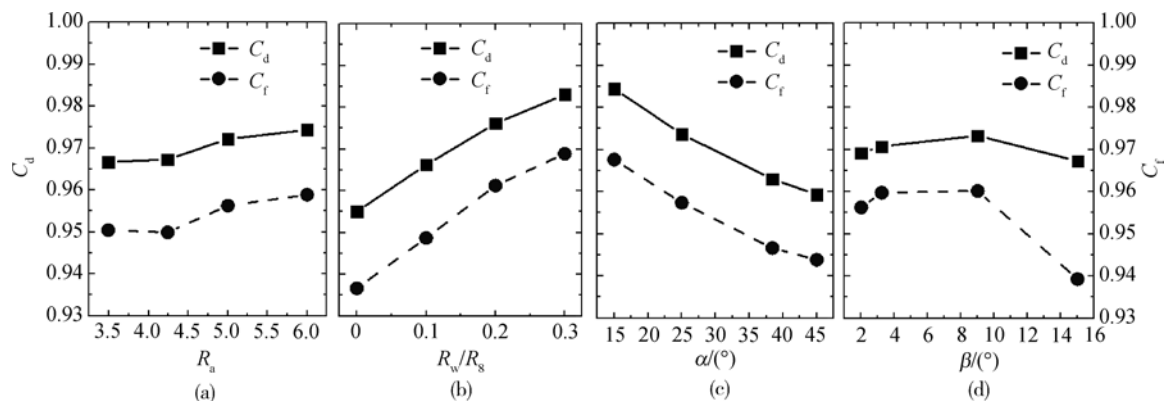


图7 喷管设计参数对气动性能的影响

Fig. 7 Influence of nozzle's geometric parameters to aerodynamic performance

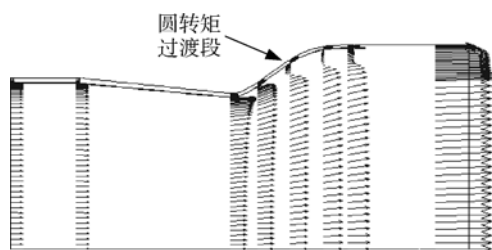
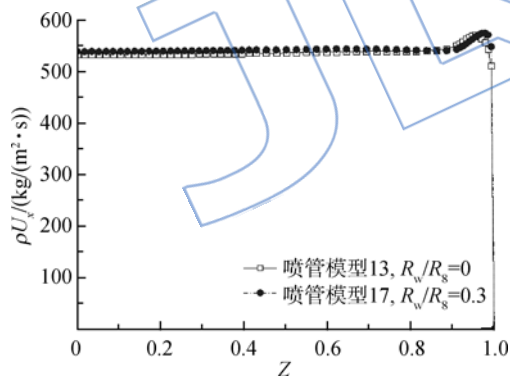
图8 宽边对称面上喷管模型16内不同 x 位置处的速度矢量图

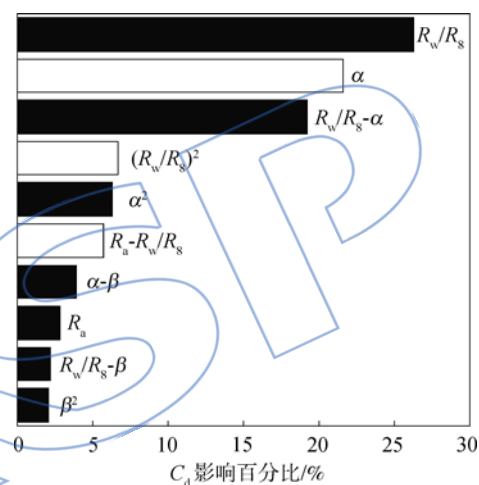
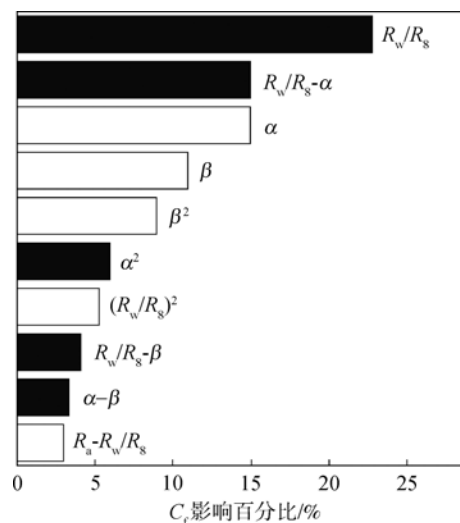
Fig. 8 Velocity vector of wide symmetry of nozzle 16

图9 窄边对称面上喷管模型13和17喉部位置上 ρU_x 沿 z 向的分布Fig. 9 ρU_x distribution of throat at narrow symmetry on z orientation of nozzle 13 and 17

4.3 参数的灵敏度分析

本节利用 Isight 软件,采用第 4.2 节中表 5 的 16 组样本点及其响应数据,对 $R_a, R_w/R_s, \alpha, \beta$ 等 4 个设计参数对二元收扩喷管气动性能影响的灵敏度进行了分析。

图 10 和图 11 分别给出了 $R_a, R_w/R_s, \alpha$ 和 β 等 4 个参数对喷管流量系数和推力系数影响的

图10 喷管设计参数对 C_d 影响的 Pareto 图Fig. 10 Pareto chart of influence of nozzle's geometric parameters to C_d 图11 喷管设计参数对 C_f 影响的 Pareto 图Fig. 11 Pareto chart of influence of nozzle's geometric parameters to C_f

Pareto 图。图中,横坐标表示各参数对气动性能影响程度的百分比;填充图代表正效应,即设计参数增大时,气动性能也增大;未填充图代表负效应; $R_w/R_8-\alpha$ 代表参数 R_w/R_8 和 α 的交互作用; α^2 代表 α 对气动性能的影响具有非线性。由图可见:

- ①二元收扩喷管流量系数主要影响参数的排序是: R_w/R_8 , α , $R_w/R_8-\alpha$, R_w/R_8 和 α 对于流量系数影响的交互作用解释了表 4 中对于流量系数,空白列的极差大于 R_a 和 β 的极差的原因。
- ②二元收扩喷管推力系数主要影响参数的排序是: R_w/R_8 , $R_w/R_8-\alpha$, α , β , R_w/R_8 和 α 对于推力系数影响的交互作用解释了表 4 中对于推力系数,空白列的极差较大的原因。
- ③在本文的参数变化水平范围内,喉部型面半径比 R_w/R_8 是二元收扩喷管气动性能影响的最主要参数。
- ④二元收扩喷管扩张段结构对喷管流量系数的影响很小,扩张半角 β 主要影响喷管的推力系数。
- ⑤在表 4 中气动性能结果的直观分析中知,二元收扩喷管的流量系数和推力系数随着喉部宽高比 R_a 的增大而增大,通过参数的灵敏度分析得知,喉部宽高比 R_a 并不是二元收扩喷管气动性能影响的主要参数。

图 12 和图 13 分别给出了 R_w/R_8 和 α 对流量系数和推力系数影响的交互作用,由图可见,在不同的 α 水平下,增大 R_w/R_8 ,二元收扩喷管的流量系数和推力系数均增大;但是当 α 较大时, R_w/R_8 对流量系数和推力系数的影响较大,此时增大 R_w/R_8 ,喷管的流量系数和推力系数均明显增大。

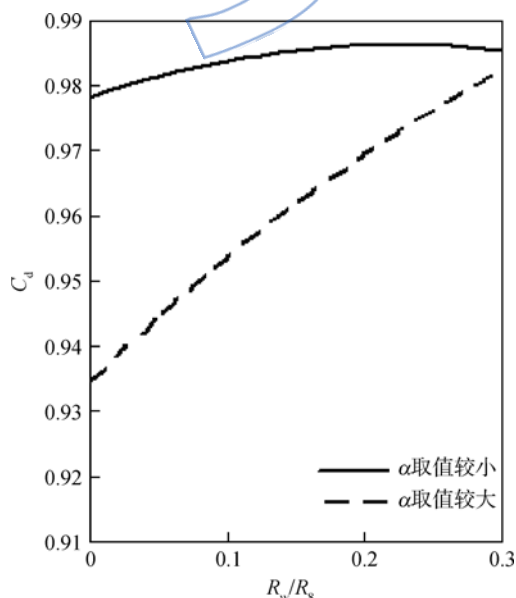


图 12 R_w/R_8 和 α 对 C_d 影响的交互作用

Fig. 12 Interaction effect of R_w/R_8 and α to C_d

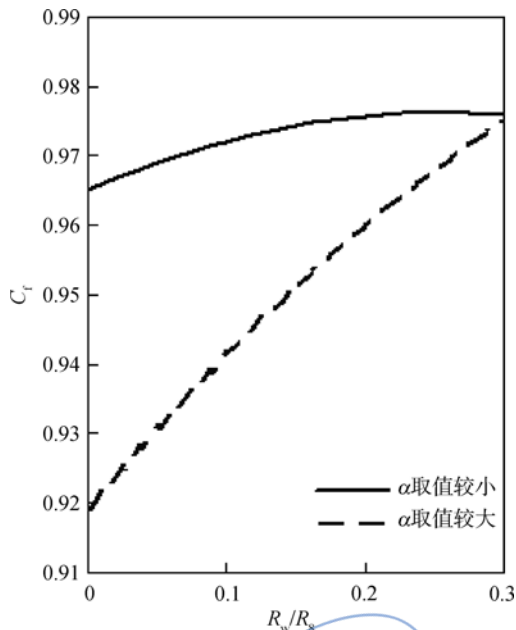


图 13 R_w/R_8 和 α 对 C_t 影响的交互作用

Fig. 13 Interaction effect of R_w/R_8 and α to C_t

5 结 论

本文在地面静止状态,主喷管进口面积、喉部面积和出口面积保持不变,采用正交试验设计方法进行喷管气动性能数值模拟算例的设计,综合研究了喷管 8 个几何设计参数对二元收扩喷管气动性能的影响。结果表明:

1) 在本文的参数变化水平范围内,二元收扩喷管流量系数的主要影响参数是 R_w/R_8 , α , $R_w/R_8-\alpha$, 推力系数的主要影响参数是 R_w/R_8 , $R_w/R_8-\alpha$, α , β ; 喉部型面半径比 R_w/R_8 是二元收扩喷管气动性能影响的最主要参数,因此在二元收扩喷管的设计中应尽量增大 R_w/R_8 ,尤其是在收敛半角 α 较大时,增大 R_w/R_8 可使喷管气动性能明显增大。

2) 二元收扩喷管扩张段结构对流量系数的影响很小,扩张半角 β 主要影响喷管的推力系数。

3) 喉部宽高比 R_a 不是二元收扩喷管气动性能影响的主要参数,增大喉部宽高比 R_a 可使喷管气动性能略微增大,这对发动机排气系统的红外隐身性能是有利的。

4) 在本文的喷管模型和参数变化水平范围内,二元收扩喷管的流量系数和推力系数几乎与过渡段型面无关。

参考文献:

- [1] Capone F J. The nonaxisymmetric nozzle: it is for real[R].

- AIAA 79-1810, 1979.
- [2] 季鹤鸣, 雷雨冰, 邵万仁. 二元收扩喷管的方案设计与试验研究[J]. 航空发动机, 1995, 21(4): 8-13.
- JI Heming, LEI Yubing, SHAO Wanren. Concept design and experimental study of the 2D-CD nozzle[J]. Aero-engine, 1995, 21(4): 8-13. (in Chinese)
- [3] 斯仁, 吉洪湖, 刘常春, 等. 冷却抑制二元收扩喷管红外特征模型实验与数值研究[J]. 推进技术, 2014, 35(4): 463-469.
- SI Ren, JI Honghu, LIU Changchun, et al. Model experiment and numerical analysis on infrared character and infrared suppression by cooling of two-dimensional convergent-divergent nozzle[J]. Journal of Propulsion Technology, 2014, 35(4): 463-469. (in Chinese)
- [4] Reichert B A, Hingst W R, Okiishi T H. An experimental trace gas investigation of fluid transport and mixing in a circular-to-rectangular transition duct[R]. AIAA 91-2370, 1991.
- [5] Davis D O. Experimental investigation of turbulent flow through a circular-to-rectangular transition duct [R]. NASA TM 105210, 1991.
- [6] Poinatte P, Thurman D, Hippensteele S. Heat transfer in a superelliptic transition duct [R]. NASA TP 214943, 2008.
- [7] Wu C, Farokhi S, Taghavi R. A computational study of advanced exhaust system transition ducts with experimental validation[R]. AIAA 92-3794, 1992.
- [8] Burley J R, Carlson J R. Circular-to-rectangular transition ducts for high-aspect ratio nonaxisymmetric nozzles[R]. AIAA 85-1346, 1985.
- [9] Burley J R, Bangert L S, Carlson J R. Static investigation of circular- to-rectangular transition ducts for high-aspect-ratio nonaxisymmetric nozzles[R]. NASA TP 2534, 1986.
- [10] 李娜. 混合排气二元收敛喷管气动与红外隐身综合设计方法研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2010.
- LI Na. Aerodynamic and infrared stealth comprehensive design of 2D convergent nozzle of mixed flow[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2010. (in Chinese)
- [11] Mason M L, Putnam L E, Bangert L S. The effect of throat contouring on two-dimensional converging-diverging nozzles at static conditions[R]. NASA TP 1704, 1980.
- [12] Berrier B L, Re R J. Effect of several geometric parameters on the static internal performance of three nonaxisymmetric nozzle concepts[R]. NASA TP 1468, 1979.
- [13] Bare E A, Reubush D E. Static internal performance of a two-dimensional convergent-divergent nozzle with thrust vectoring[R]. NASA TP 2721, 1987.
- [14] Milton L, Taylor J G, Frassinelli M C. Static internal performance of a two-dimensional convergent-divergent nozzle with external shelf[R]. NASA TM 4719, 1996.
- [15] Hamed A, Vogiatzis C. Overexpanded two-dimensional convergent-divergent nozzle performance, effects of three-dimensional flow interactions[J]. Journal of Propulsion and Power, 1998, 14(2): 234-240.
- [16] 宁怀松, 张志学, 邵万仁, 等. 二元收扩喷管气动方案优化设计[J]. 航空发动机, 2014, 40(3): 52-55.
- NING Huaisong, ZHANG Zhixue, SHAO Wanren, et. Internal performance optimization of 2D-CD nozzle[J]. Aero-engine, 2014, 40(3): 52-55. (in Chinese)
- [17] 《航空发动机设计手册》总编委会. 航空发动机设计手册: 第7册 进排气装置[M]. 北京: 航空工业出版社, 2000.
- [18] 邱铁兵, 张文利, 闵凡飞, 等. 试验设计与数据处理[M]. 合肥: 中国科学技术大学出版社, 2008.

(编辑: 秦理曼、叶 青)