

基于数值模拟的轴对称矢量喷管 性能预测数学模型

常 璐, 额日其太, 杨亚雄

(北京航空航天大学 能源与动力工程学院, 北京 100191)

摘 要: 基于三维数值模拟, 对不同轴对称矢量喷管在多种工作状态下的内外流场进行了研究, 分析了扩张角及扩张段长度对喷管有效矢量角的影响。基于最小二乘曲面拟合理论, 建立了自变量包括扩张角、扩张段长度/喉道直径、落压比/设计落压比、几何偏转矢量角的多变量轴对称矢量喷管性能预测数学模型, 并根据已有实验数据, 对该模型进行了验证结果表明: 推力系数误差最大为 0.41%, 流量系数误差最大为 1.58%, 矢量角误差最大为 1.76°。建立的数学模型通用性较强, 实现了用统一的模型对不同喷管性能参数进行预测和分析, 具有一定的工程意义。

关 键 词: 轴对称矢量喷管; 性能预测; 扩张角; 扩张段长度; 数学模型; 最小二乘曲面拟合

中图分类号: V233

文献标志码: A

Mathematical model of performance prediction of axisymmetric vectoring nozzle based on numerical simulations

CHANG Lu, Eriqitai, YANG Ya-xiong

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

Abstract: A series of axisymmetric vectoring nozzles with different divergent geometrical parameters were studied based on 3D numerical simulations, and each nozzle's flow field was simulated under different working conditions. The effects of divergent angle and divergent wall length on nozzle performance were analyzed. Through the method of least square surface fitting, a mathematical model taking divergent angle, divergent length/throat height, nozzle pressure ratio/designed nozzle pressure ratio and vector angle as its independent variables was established. Through comparison of performance predictions with the experimental data, result showed that, the error of thrust coefficient was under 0.41%, the error of flow coefficient was under 1.58% and the error of vectoring angle was under 1.76°. The mathematical model was built to predict performances of nozzle with different geometrical parameters, presenting strong commonality and engineering significance.

Key words: axisymmetric vectoring nozzle; performance prediction; divergent angle; divergent length; mathematical model; least square surface fitting

矢量喷管作为矢量推进系统的重要组成部分,
通过高速气流在喷管内部的偏转来实现矢量推力。

针对轴对称矢量喷管在非矢量及矢量状态下的性
能及内流特性, 已经进行了大量实验和数值模

收稿日期: 2015-07-30

作者简介: 常璐(1990—), 女, 硕士生, 主要从事矢量喷管排气系统研究。

引用格式: 常璐, 额日其太, 杨亚雄. 基于数值模拟的轴对称矢量喷管性能预测数学模型[J]. 航空动力学报, 2017, 32(4): 909-916.
CHANG Lu, Eriqitai, YANG Yaxiong. Mathematical model of performance prediction of axisymmetric vectoring nozzle
based on numerical simulations[J]. Journal of Aerospace Power, 2017, 32(4): 909-916.

拟^[1-7], 研究结果表明喷管性能随着工作落压比、几何偏转矢量角等参数发生变化。矢量喷管数学模型通过描述矢量喷管性能、工作参数以及几何参数之间的关系, 成为了研究推力矢量技术的重要手段。

Rebolo 等研究了大矢量角条件下的喷管内部流动分离, 利用数值模拟和实验结果, 建立了矢量喷管性能与几何参数和工作参数的经验关系式^[8-10]。Wilson 等研究了摩擦损失及喷管面积变化对喷管性能的影响, 建立了轴对称矢量喷管性能预测分析模型^[11-13]。刘小勇等对矢量喷管的统一数学模型进行了研究, 得到了一种神经网络描述形式的数学模型^[14]。卢燕等基于数值模拟方法建立了轴对称矢量喷管的数学模型^[15]。马会民应用 B 样条拟合方法, 建立了轴对称矢量喷管的三自由参数四维超曲面动态数学模型^[16]。于芳芳等利用最小二乘曲面拟合技术, 建立了轴对称矢量喷管性能的数学模型^[17]。

通过建立轴对称矢量喷管性能参数数学模型, 能够实现对喷管性能进行预测, 节约了实验及计算成本。但是, 喷管的几何参数可以包含扩张段长度、扩张角、收敛角等多个变量, 文献[15]中基于同一喷管的几何参数建立的数学模型, 在喷管几何参数改变时缺乏通用性, 且同一落压比对不同面积比喷管的影响也不同。针对这些问题, 本文首先针对轴对称矢量喷管扩张段几何参数对喷管性能的影响进行了研究, 分析了将扩张角及扩张段长度分别作为数学模型自变量考虑的必要性。然后基于三维数值模拟, 建立了包含扩张角、扩张段长度/喉道直径、工作落压比/设计落压比、几何偏转矢量角的多自变量轴对称矢量喷管性能预测数学模型, 并对所有参数进行无量纲化表示, 以提高数学模型通用性。

1 数值方法及验证

1.1 数值模拟方法

数值模拟采用密度基隐式求解方法, 方程离散采用 2 阶迎风格式, 湍流模型为 RNG (re-normalization group) $k-\epsilon$ 模型, 工质为理想气体模型的空气, 黏性采用 Sutherland 公式计算。

1.2 几何模型、计算网格及边界条件

根据文献[3]的几何模型和实验数据, 对本文的数值模拟方法进行验证。喷管几何模型如图 1 所示, 喷管喉道直径 $d_t = 0.05756$ m, 扩张段长度 $L_t = 0.050784$ m, 喷管出口面积与喉道面积之比为 1.35, 完全膨胀落压比 $R_{np,d} = 5.01$ 。

轴对称矢量喷管在几何偏转矢量角为 20° 时

的喷管内外流场计算域如图 2 所示, 由于对称, 只取一半的计算域, 网格总数为 52 万。

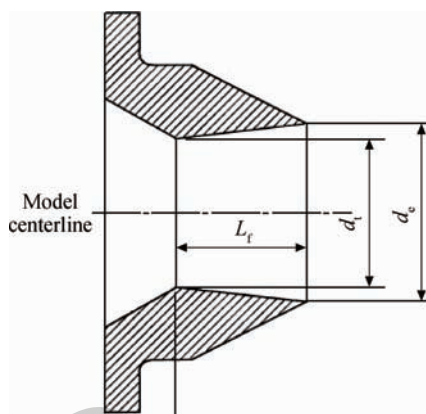


图 1 喷管几何模型

Fig. 1 Geometric model of the nozzle

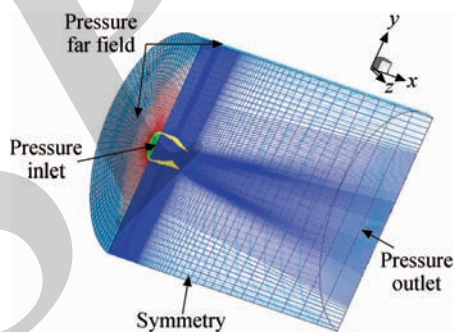


图 2 计算域网格

Fig. 2 Mesh of the computation field

喷管工作边界条件包括: 外流静压为标准大气压, 飞行马赫数为 0, 喷管进口总温为 300K, 喷管落压比分别为 $0.4R_{np,d}$, $1.4R_{np,d}$, $1.6R_{np,d}$ ($R_{np,d}$ 为完全膨胀落压比)。

1.3 喷管性能计算方法

轴对称矢量喷管性能主要包括: 流量系数 C_m , 推力系数 C_f 以及矢量角 δ 。计算公式如式(1)、式(2)。

$$C_m = \dot{m} / \dot{m}_i, \quad F = \sqrt{(F_x)^2 + (F_y)^2} \quad (1)$$

$$C_f = F / F_{ideal}, \quad \delta = \arctan(F_y / F_x) \quad (2)$$

其中 $\dot{m}$, F_x , F_y 为将数值模拟得到的喷管的流量、轴向推力、法向推力在喷管出口截面积分得到, $\dot{m}_i$ 为理想流量, F_{ideal} 为喷管完全等熵膨胀的理想推力。

1.4 验证结果

0° , 180° 方位喷管壁面压力分布的数值模拟与实验结果的对比如图 3 所示, 落压比 (NPR, 量符号记为 R_{np}) 为 $R_{np,d}$ 时的喷管性能计算结果与实验值对比如表 1 所示。从图 3 和表 1 可见, 计算值与实验值吻合良好, 说明本文所采用的数值模拟方法是可靠的。

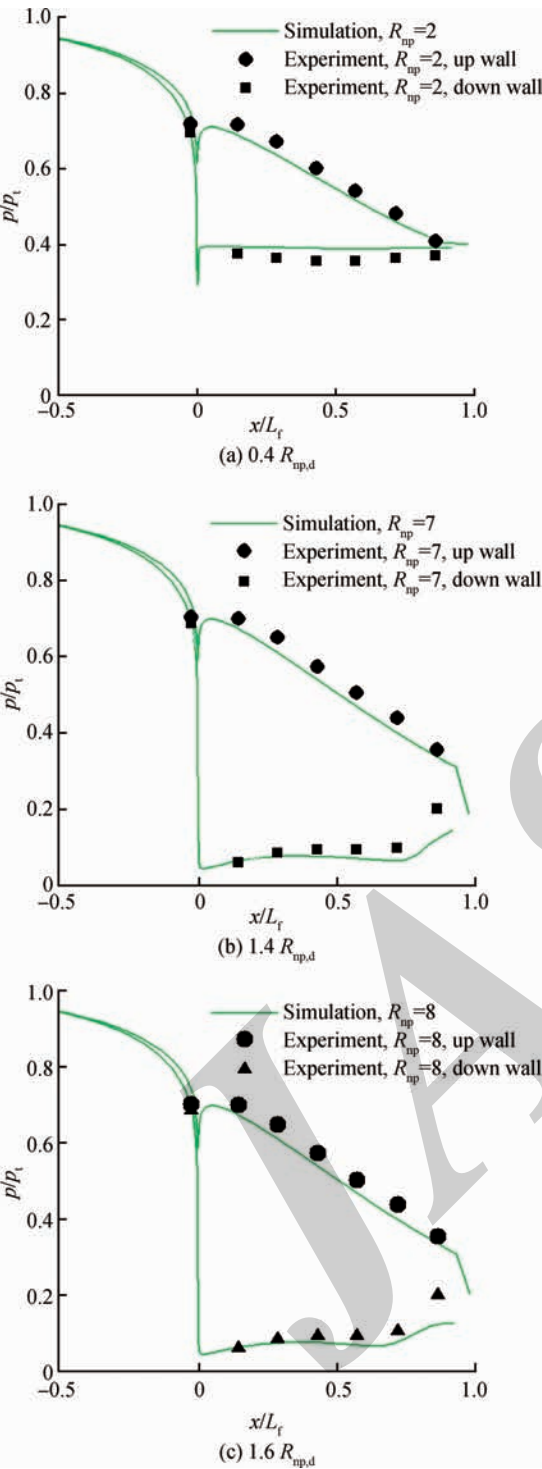


图 3 喷管壁面压力分布对比

Fig. 3 Comparison of pressure distributions of nozzle wall

表 1 喷管性能参数对比结果

参数	数值		误差
	实验结果	数值模拟结果	
C_i	0.9811	0.9746	0.0065
C_m	0.9196	0.9298	-0.0102
$\delta/(^{\circ})$	23.46	23.12	0.34

2 扩张段几何参数对喷管性能的影响

2.1 扩张段长度对喷管性能的影响

图 4(a)~图 4(c)所示为扩张角 $\beta=2^{\circ}$, 扩张段长度 L_t/d_t 分别为 0.88, 1.32 和 1.80 时, 对称面马赫数分布云图. 图 5 为不同扩张段长度喷管上下壁面压力分布, 横坐标为无量纲化后喷管轴向位置($x/d_t=0$ 为喉道), p 为壁面静压, p_a 为环境压力, $R_{np,d}$ 为喷管设计落压比. 图中所有喷管几何偏转矢量角均为 10° , 工作落压比均为 1.6 $R_{np,d}$, 因此喷管在矢量偏转前均处于欠膨胀状态.

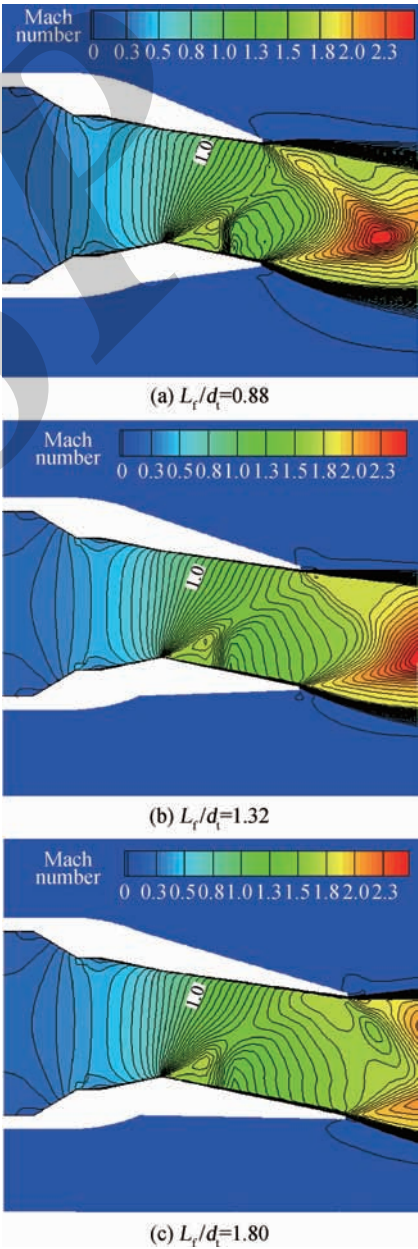


图 4 不同扩张段长度喷管对称面马赫数云图($\beta=2^{\circ}$)

Fig. 4 Contours of Mach number of nozzles symmetry plane with different divergent lengths ($\beta=2^{\circ}$)

当喷管几何偏转矢量角为 10° 时,上下壁面扩张角改变,气流在上壁面出口附近均处于欠膨胀状态,而下壁面处由于扩张角变大,气流处于过膨胀状态.图 5 中,壁面压力分布曲线在出口前陡降,同时可以看出,较大程度的陡降主要出现在壁面附近气体处于欠膨胀状态时.这是由于边界层的影响,靠近壁面的气流流动速度为亚声速,喷管出口网格点的气流静压既受到喷管内流场的影响,又受到喷管出口附近外流场的影响,导致在计算时最后一个网格点的压力值与上游一点的压力值相差较大,出现如图 5 所示的在喷管出口壁面静压陡降的情况.

由图 4、图 5 可以看出,对于不同扩张段长度 L_t/d_t 的喷管,在相同的工作参数下,上壁面附近流场相似,壁面压力分布重合;下壁面附近,由于气流过度膨胀产生激波,激波位置基本相同,波后静压迅速升高,在 $x/d_t=0.6$ 左右的位置,静压开始下降,且下降趋势相同,同时下壁面静压从该位置($x/d_t=0.6$)附近开始大于上壁面静压,且这一区域随扩张段长度的增加而变大.

图 6 所示为随扩张段长度增加,矢量角的变

化情况,横坐标为无量纲化的喷管扩张段长度 L_t/d_t ,纵坐标为矢量角/几何偏转矢量角(δ/θ).可见,随着扩张段长度的增加,矢量角减小.

这一现象的原因是,当将落压比进行无量纲化表示($n=R_{np}/R_{np,d}$),并选取相同的欠膨胀程度时,相同扩张角 β 的喷管,随着扩张段长度 L_t/d_t 的增加,面积比增加,并没有对下壁面激波产生的位置及对应位置的壁面压力分布造成影响.但是,在产生激波的情况下, L_t/d_t 越长,激波后区域越大,受压差影响, F_y 越小,因此矢量角 β 越小.

2.2 扩张角对喷管性能的影响

图 7(a)~图 7(c)所示为扩张角 $\beta=2^\circ, 5.26^\circ, 10^\circ$,扩张段长度 $L_t/d_t=1.80$ 时,对称面静压分布云图.图中所有喷管几何偏转矢量角均为 10° ,落压比均为 $1.6R_{nd,p}$,因此喷管在矢量偏转前均处于欠膨胀状态.当喷管几何偏转矢量角为 10° 时,图中所示上下壁面扩张角改变,气流在上壁面出口附近均处于欠膨胀状态,而在下壁面由于扩张角变大,出现不同程度的过膨胀状态.扩张段长度 $L_t/d_t=1.80$,扩张角 $\beta=2^\circ, 5.26^\circ$ 时,在喷管内部出现激波,且激波位置随扩张角增大后移;而在 $\beta=10^\circ$ 的喷管流场中,下壁面并未出现激波,同时流场在几何喉道位置处仍处于对称状态.

可以看出,当将落压比 R_{np} 进行无量纲化表示($n=R_{np}/R_{np,d}$)并选取相同的欠膨胀程度,固定扩张段长度 L_t/d_t 不变,随着扩张角的增大,喷管的面积比增大,但是并未出现随面积比增大更易出现分离的趋势,相反,随扩张角增大,激波位置向喷管出口移动,甚至消失.

形成这一现象的原因是,当具有不同扩张角 β 的几何偏转矢量角均为 10° 时,下壁面(扩张角较大的壁面)扩张角的变化量不同, 9.9° 的喷管下壁面向下折转 9.9° , $\beta=5.26^\circ$ 的喷管下壁面向下折转 9.76° , $\beta=10^\circ$ 的喷管下壁面向下折转 9.3° ,即扩张角 β 越大,几何偏转后,扩张角的变化越小,造成下壁面附近气体过膨胀程度越小.

图 8 所示为喷管的矢量角 δ 随扩张角 β 变化的情况.横坐标为喷管的扩张角 β ,纵坐标为矢量角/几何偏转矢量角(β/θ).可见,随着扩张角增大, β/θ 逐渐增大.这是因为:相同扩张段长度,激波位置越靠近喉道,则上下壁面压差对 F_y 产生的作用越大,矢量角越小.

上述分析中,将喷管工作落压比进行无量纲化($n=R_{np}/R_{np,d}$),在流场及性能分析中能够更好地将不同喷管的工作状态进行对比.从以上分析

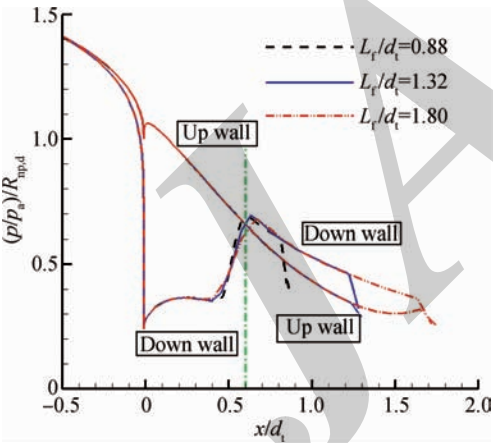


图 5 不同扩张段长度喷管的壁面压力分布

Fig. 5 Wall pressure distributions of nozzles with different divergent lengths

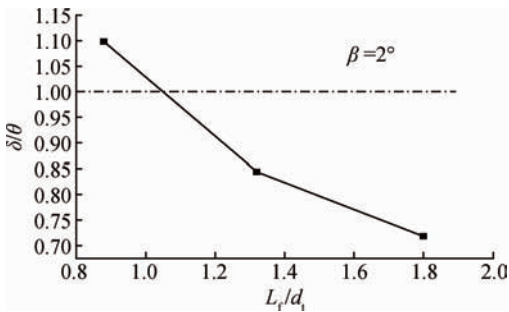


图 6 矢量角随扩张段长度变化情况

Fig. 6 Variation of vector angle with divergent length

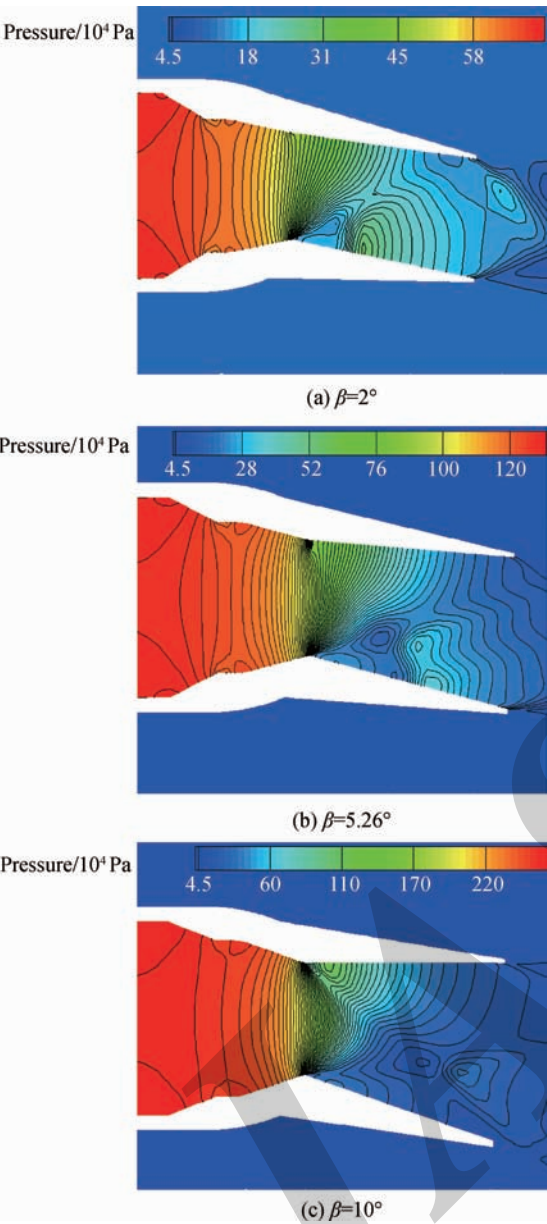


图 7 不同扩张角喷管对称面静压云图 ($L_t/d_t=1.80$)
Fig 7 Contours of static pressure of nozzles with different divergent angles ($L_t/d_t=1.80$)

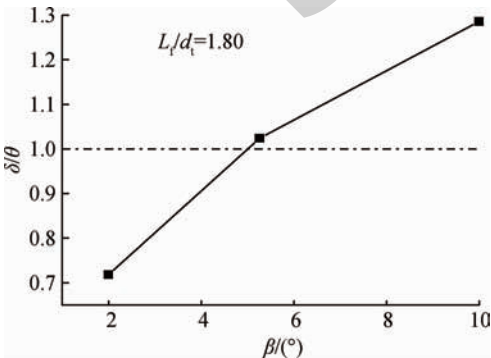


图 8 矢量角随扩张角变化情况
Fig. 8 Variation of vector angle with divergent angle

可以看出,虽然增大扩张角 β ,或者增大扩张段长度 L_t/d_t 均会造成喷管面积比的增大,但是这两

个变量对矢量角的变化趋势作用相反,原理不同,因此有必要作为矢量喷管性能预测数学模型的不同变量进行分析。

3 轴对称矢量喷管性能预测数学模型及验证

3.1 轴对称矢量喷管数学模型建立方法

根据已有数据建立数学模型的方法有很多,如神经网络建模、回归分析等统计方法及多项式模型^[17],本文选用基于 Matlab 软件的多项式拟合方法来建立轴对称矢量喷管性能预测数学模型。

经上述分析,轴对称矢量喷管的扩张角 β 及扩张段长度 L_t/d_t 对喷管性能均有影响. 对于固定几何参数喷管,将无量纲后的落压比 $n(n=R_{np}/R_{np,d})$ 和几何偏转矢量角 θ 作为变量,通过最小二乘曲面拟合理论^[18],建立求解性能参数的多项式方程

$$f(n,\theta)=\sum_{j=1}^{3-i}\sum_{i=1}^3a_{ij}\varphi_r(n)\varphi_s(\theta) \tag{3}$$

对于每一个几何参数下的喷管,可以得到一组 a_{ij} ,对于不同几何参数的喷管, a_{ij} 由几何参数决定,即 $a_{ij}=F(L_t/d_t,\beta)$,其中 L_t 为扩张段长度, d_t 为喉道直径, β 为扩张角. 同样通过最小二乘曲面拟合理论,建立多项式方程

$$F(L_t/d_t,\beta)=\sum_{m=1}^{3-n}\sum_{n=1}^2b_{mn}\varphi_m(\beta)\varphi_n(L_t/d_t) \tag{4}$$

得到的是关于 $f(n,\theta)$ 中每个系数 a_{ij} 的拟合曲面. 因此,对于其他几何参数的喷管进行性能预测,可以先根据几何参数由 $F(L_t/d_t,\beta)$ 得到 $f(n,\theta)$ 式中的每个系数,然后根据工作落压比及几何偏转矢量角,由 $f(n,\theta)$ 得到喷管性能参数的预测值.

自变量变化范围为: $n\in[0.7,1,1.4,1.6]$,
 $\theta\in[0^\circ,10^\circ,20^\circ,30^\circ]$, $L_t/d_t\in[0.88,1.32,1.80]$, $\beta\in[2^\circ,3.5^\circ,5.26^\circ,10^\circ]$,
共计算 192 个算例。

3.2 轴对称矢量喷管数学模型

根据前述方法建立的轴对称矢量喷管性能预测数学模型表示为

$$P=a\cdot A\cdot b \tag{5}$$

其中 P 表示喷管的性能参数:流量系数 C_m 、推力系数 C_f 及矢量角 β , a,b,A 如下:

$$a=[1\quad \beta\quad (L_t/d_t)\quad \beta^2\quad \beta\cdot(L_t/d_t)\quad (L_t/d_t)^2\quad \beta^3\quad \beta^2\cdot(L_t/d_t)\quad \beta\cdot(L_t/d_t)^2] \tag{6}$$

$$b=[1\quad n\quad \delta\quad n^2\quad n\cdot\delta\quad \delta^2\quad n^3\quad n^2\cdot\delta\quad n\cdot\delta^2\quad \delta^3]^T \tag{7}$$

$$\mathbf{A}_{\mathbf{c}_i} = \begin{bmatrix} 1.254 & -0.06322 & -0.02974 & -0.1539 & 0.03807 & -3.773 \times 10^{-4} & 0.08715 & -0.0135 & -1.07 \times 10^{-4} & 4.712 \times 10^{-6} \\ -0.03591 & -0.0623 & 5.395 \times 10^{-3} & 0.0776 & -6.199 \times 10^{-3} & 5.133 \times 10^{-5} & -0.02669 & 2.276 \times 10^{-3} & 6.916 \times 10^{-6} & 3.894 \times 10^{-6} \\ -0.5299 & 0.4467 & 0.04661 & -0.07493 & -0.05132 & -3.286 \times 10^{-4} & -0.04542 & 0.01729 & 2.416 \times 10^{-4} & 1.863 \times 10^{-7} \\ -9.279 \times 10^{-4} & 0.01095 & -3.331 \times 10^{-4} & -8.923 \times 10^{-3} & 2.808 \times 10^{-3} & 9.585 \times 10^{-6} & 2.39 \times 10^{-3} & -1.18 \times 10^{-4} & 1.359 \times 10^{-6} & -4.956 \times 10^{-7} \\ 0.0772 & -0.03723 & -6.441 \times 10^{-3} & -7.314 \times 10^{-3} & 6.785 \times 10^{-3} & 1.224 \times 10^{-5} & 0.01035 & -2.268 \times 10^{-3} & -3.176 \times 10^{-5} & 2.281 \times 10^{-7} \\ 0.1954 & -0.2189 & -0.01512 & 0.08763 & 0.01607 & 1.304 \times 10^{-4} & -3.014 \times 10^{-3} & -5.14 \times 10^{-3} & -1.04 \times 10^{-4} & 6.286 \times 10^{-7} \\ 4.114 \times 10^{-7} & -7.489 \times 10^{-5} & 1.092 \times 10^{-5} & -3.535 \times 10^{-5} & -2.31 \times 10^{-6} & -1.074 \times 10^{-6} & 3.08 \times 10^{-5} & 5.626 \times 10^{-8} & 7.382 \times 10^{-8} & 3.146 \times 10^{-8} \\ -1.814 \times 10^{-4} & -5.185 \times 10^{-3} & 1.588 \times 10^{-4} & 5.389 \times 10^{-3} & -1.768 \times 10^{-4} & -6.436 \times 10^{-8} & -1.706 \times 10^{-3} & 8.106 \times 10^{-5} & -1.442 \times 10^{-6} & 9.705 \times 10^{-8} \\ -0.02706 & 0.03639 & 1.597 \times 10^{-3} & -0.02112 & -1.611 \times 10^{-3} & -4.413 \times 10^{-6} & 3.773 \times 10^{-3} & 4.442 \times 10^{-4} & 1.736 \times 10^{-5} & -4.955 \times 10^{-7} \end{bmatrix}$$

(8)

$$\mathbf{A}_{\mathbf{c}_i} = \begin{bmatrix} 0.7862 & 0.564 & 0.0199 & -0.3552 & -0.02993 & -2.741 \times 10^{-4} & 0.05652 & 0.01036 & 1.629 \times 10^{-4} & -2.221 \times 10^{-6} \\ 0.07657 & -0.2367 & -3.838 \times 10^{-3} & 0.1858 & 4.767 \times 10^{-3} & 1.164 \times 10^{-4} & -0.04385 & -2.163 \times 10^{-5} & 6.916 \times 10^{-6} & -1.01 \times 10^{-6} \\ -0.1841 & 0.3338 & -0.02312 & 0.3422 & 0.03442 & 2.979 \times 10^{-4} & 0.1205 & -0.01174 & -1.903 \times 10^{-4} & 2.546 \times 10^{-6} \\ -0.01959 & 0.05204 & 3.728 \times 10^{-3} & -0.04142 & 3.863 \times 10^{-3} & 1.577 \times 10^{-5} & 0.01046 & 1.481 \times 10^{-4} & 3.387 \times 10^{-7} & 2.295 \times 10^{-7} \\ 0.04601 & -0.07224 & 3.002 \times 10^{-3} & 0.05764 & -3.759 \times 10^{-3} & -7.374 \times 10^{-4} & -0.01787 & 1.247 \times 10^{-3} & 2.603 \times 10^{-5} & 3.032 \times 10^{-7} \\ 0.05288 & -0.09045 & 6.612 \times 10^{-3} & 0.09559 & -9.847 \times 10^{-3} & -9.688 \times 10^{-5} & -0.03441 & 3.339 \times 10^{-3} & 5.92 \times 10^{-5} & -6.547 \times 10^{-5} \\ 1.192 \times 10^{-3} & -3.046 \times 10^{-3} & -1.577 \times 10^{-5} & 2.426 \times 10^{-3} & 1.208 \times 10^{-6} & 7.544 \times 10^{-7} & -6.25 \times 10^{-4} & 4.185 \times 10^{-6} & -4.61 \times 10^{-8} & -1.035 \times 10^{-8} \\ -1.417 \times 10^{-3} & 2.207 \times 10^{-3} & -8.264 \times 10^{-5} & -1.592 \times 10^{-3} & 1.097 \times 10^{-4} & 2.573 \times 10^{-6} & 4.962 \times 10^{-4} & -4.492 \times 10^{-5} & 2.061 \times 10^{-7} & -4.494 \times 10^{-8} \\ -9.024 \times 10^{-3} & 0.01321 & -6.514 \times 10^{-4} & -0.01132 & 7.832 \times 10^{-4} & 1.741 \times 10^{-5} & 3.653 \times 10^{-3} & -2.321 \times 10^{-4} & -8.792 \times 10^{-6} & -5.539 \times 10^{-9} \end{bmatrix}$$

(9)

$$\mathbf{A}_b = \begin{bmatrix} -80.83 & 249.4 & -2.292 & -238.5 & 8.506 & -0.1454 & 70.98 & -3.028 & -0.02972 & 3.417 \times 10^{-3} \\ -2.351 & 5.121 & 0.1228 & -2.172 & -0.09865 & -0.01769 & -0.03595 & 0.122 & -4.161 \times 10^{-3} & 4.795 \times 10^{-4} \\ 126.7 & -381.1 & 5.657 & 355.1 & -12.92 & 0.2198 & -103.3 & 4.188 & 0.06467 & -5.938 \times 10^{-3} \\ 0.1868 & -0.5987 & -4.477 \times 10^{-3} & 0.3106 & 0.04642 & 5.299 \times 10^{-3} & 5.88 \times 10^{-3} & -9.464 \times 10^{-3} & 1.905 \times 10^{-3} & -1.603 \times 10^{-4} \\ -0.3141 & 2.681 & -0.1093 & -3.502 & 0.5717 & -0.01688 & 1.097 & -0.1259 & -8.144 \times 10^{-3} & 5.03 \times 10^{-4} \\ 47.99 & 140.9 & -2.104 & -128.9 & 4.07 & -0.05179 & 37.04 & -1.293 & 0.02352 & 1.765 \times 10^{-3} \\ 0.04363 & -0.1104 & 1.316 \times 10^3 & 0.1033 & 2.196 \times 10^{-3} & 2.101 \times 10^{-3} & -0.03299 & 6.221 \times 10^{-4} & -9.592 \times 10^{-5} & 7.283 \times 10^{-6} \\ -0.6318 & 1.683 & 0.01363 & -1.414 & -1.866 \times 10^{-3} & -5.278 \times 10^{-4} & 0.3828 & 7.385 \times 10^{-4} & -1.119 \times 10^{-4} & 1.457 \times 10^{-5} \\ 2.767 & -7.855 & 0.02005 & 6.919 & -0.1611 & 4.762 \times 10^{-3} & -1.904 & 0.03032 & 3.214 \times 10^{-3} & -1.847 \times 10^{-4} \end{bmatrix}$$

(10)

扩张角为 2° , 扩张段长度为 1.32 倍喉道直径的喷管性能参数拟合结果如图 9(a)~图 9(c)所示。

称矢量喷管性能预测数学模型进行验证。喷管几何参数及性能参数对比如表 2 所示。

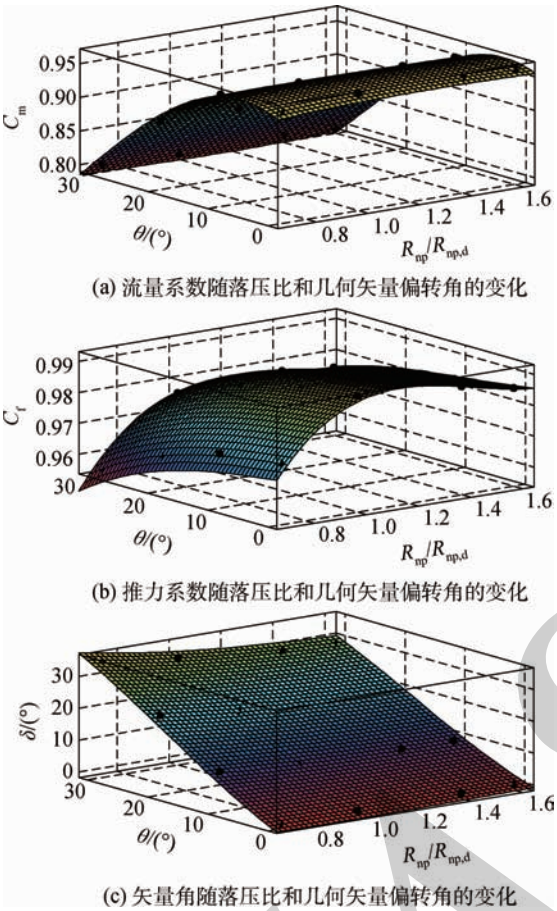


图 9 固定几何喷管性能参数随工作参数变化

Fig. 9 Variation of fixed geometry nozzle performance with working parameter

性能预测数学模型系数 a_{21} 的拟合结果如图 10(a)~图 10(c)所示。

3.3 轴对称矢量喷管数学模型验证

根据文献[3]的实验数据,对本文建立的轴对

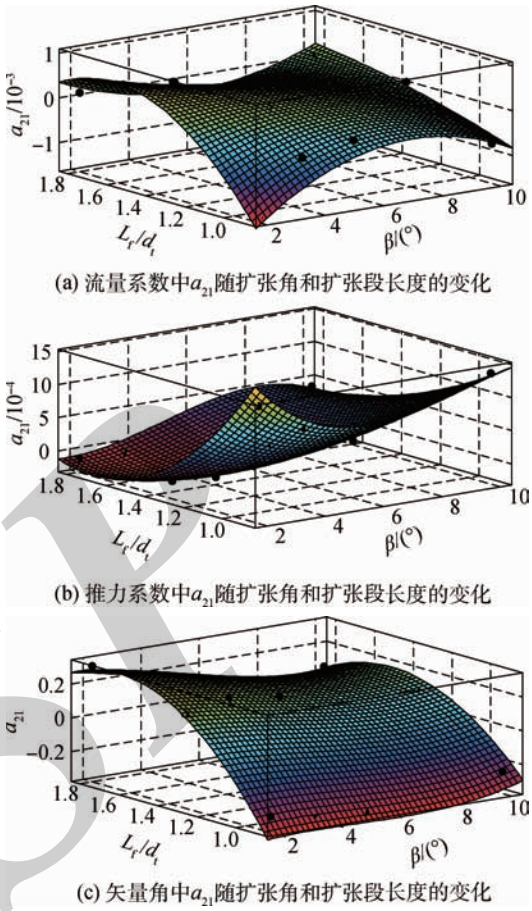


图 10 系数 a_{21} 随几何参数变化情况

Fig. 10 Variation of coefficient a_{21} with geometry parameter

从表 2 验证结果可见,由性能预测数学模型得到的喷管的性能参数与实验得到的性能参数对比,推力系数误差最大为 0.41%,流量系数误差最大为 1.58%,矢量角误差最大为 1.76° 。

表 2 性能预测数学模型验证

Table 2 Verifications of mathematical model of performance prediction

$\beta/(^\circ)$	L_t/d_t	$\theta/(^\circ)$	$R_{np}/R_{np,d}$	C_m		C_f		$\delta/(^\circ)$	
				实验值	预测值	实验值	预测值	实验值	预测值
3.5	1.32	20	0.8	0.9095	0.9065	0.9783	0.9782	22.9	22.78
			1.2	0.9097	0.9048	0.9871	0.9869	20.98	20.78
3.5	1.32	30	0.8	0.8370	0.8267	0.9769	0.9735	32.69	33.00
			1.2	0.8367	0.8251	0.9881	0.9840	29.15	29.91
5.26	0.88	0	0.8	0.9445	0.9550	0.9767	0.9773	0.13	0.48
			1.2	0.9438	0.9533	0.9858	0.9877	0.12	0.01
5.26	0.88	10	0.8	0.9461	0.9524	0.9758	0.9786	13.98	13.86
			1.2	0.9458	0.9514	0.9839	0.9858	13.11	13.81

4 结 论

基于三维数值模拟方法,通过对不同工作状态下、不同扩张段几何参数的轴对称矢量喷管内外流场的数值模拟,建立了包括工作参数和喷管几何参数在内的轴对称矢量喷管性能预测数学模型,并进行了验证,得到以下结论:

1) 扩张角及扩张段长度对喷管性能均有较大影响,建立轴对称矢量喷管性能预测模型时,需同时考虑这两个因素。喷管扩张角及扩张段长度对喷管矢量角产生影响的原因不同,效果相反,扩张角越大,相同工作条件下喷管内部越不易产生激波,矢量角越大,扩张段长度越长,激波后上下壁面压差作用使得法向力越小,矢量角越小。

2) 建立了包括几何参数和工作参数(扩张角,扩张段长度/喉道直径,工作落压比/设计落压比,几何偏转矢量角)在内的多变量轴对称矢量喷管性能预测数学模型,且对扩张段长度及落压比进行了无量纲化,实现了用统一的数学模型对不同喷管进行分析,得到的矢量喷管性能预测数学模型可以在矢量喷管初步设计及性能研究过程中提供參考。

3) 经实验数据验证,由矢量喷管性能预测模型得到的喷管的性能参数与实验得到的性能参数对比,推力系数误差最大为 0.41%,流量系数误差最大为 1.58%,矢量角误差最大为 1.76°。

参考文献:

- [1] Orme J S, Way R H, Ferguson D M. Initial flight test evaluation of the F-15 active axisymmetric vectoring nozzle performance[R]. AIAA 98-3871, 1998.
- [2] Wilson E A, Adler D, Bal-Or B Z, et al. Optimizing subcritical-flow thrust-vectoring of converging-diverging nozzles[J]. Journal of Propulsion and Power, 2000, 16(3): 202-206.
- [3] Carson G T, Jr., Capone F J. Static internal performance of an axisymmetric nozzle with multiaxis thrust-vectoring capability[J]. NASA TM-4237, 1991.
- [4] Matesanz A, Velazquez A, Rodriguez M. Performance analysis of an axisymmetric thrust-vectoring nozzle by using the FUNSIF3D code[J]. AIAA 95-2743, 1995.
- [5] Orme J S, Sims R L. Selected performance measurement of the F-15 active axisymmetric thrust-vectoring nozzle[R]. AIAA 99-2743, 1999.
- [6] 邵万仁. 基于数值模拟的轴对称矢量喷管内流特性研究[J]. 航空动力学报, 2008, 23(5): 822-829.
SHAO Wanren. Study of internal performance for an axisymmetric vectoring nozzle using numerical simulation[J].

Journal of Aerospace Power, 2008, 23(5): 822-829. (in Chinese)

- [7] 金捷, 赵景芸, 张明恒, 等. 轴对称矢量喷管壁面静压分布的试验研究[J]. 航空动力学报, 2000, 15(3): 314-316.
JIN Jie, ZHAO Jingyun, ZHANG Mingheng, et al. Experimental investigation on AVEN wall static pressure distributions[J]. Journal of Aerospace Power, 2000, 15(3): 314-316. (in Chinese)
- [8] Rebolo R, Arredondo P, Matesanz A, et al. Aerodynamics design of convergent-divergent nozzles[R]. Monterey, CA: 29th Joint Propulsion Conference and Exhibit, 1993.
- [9] Matesanz A, Velazquez A, Rodriguez M. Numerical study on some fluid dynamics aspects of axisymmetric thrust vectoring nozzles [R]. Indianapolis, IN: 30th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference, 1994.
- [10] Matesanz A, Velazquez A, Rodriguez M. Aerodynamics performance prediction of thrust-vectoring nozzles [J]. Journal of Propulsion and Power, 1998, 14(2): 241-246.
- [11] Wilson E A, Adler D, Bar-Yoseph P Z. Geometric evaluation of axisymmetric thrust-vectoring nozzles for aerodynamic performance predictions[J]. Journal of Propulsion and Power, 2002, 18(3): 712-716.
- [12] Wilson E A, Adler D, Bar-Yoseph P Z. Nozzle performance modeling[J]. AIAA Journal, 2002, 40(7): 1331-1338.
- [13] Wilson E A, Adler D, Bar-Yoseph P Z. Thrust-vectoring nozzle performance modeling[J]. Journal of Propulsion and Power, 2003, 19(1): 39-47.
- [14] 刘小勇, 樊思齐, 陈辅群. 矢量喷管数学模型研究[J]. 航空动力学报, 1998, 13(1): 49-52.
LIU Xiaoyong, FAN Siqu, CHEN Fuqun. A thrust-vectoring nozzle math model[J]. Journal of Aerospace Power, 1998, 13(1): 49-52. (in Chinese)
- [15] 卢燕, 樊思齐, 马会民. 轴对称矢量喷管数值模拟及数学模型研究[J]. 西北工业大学学报, 2002, 20(3): 383-386.
LU Yan, FAN Siqu, MA Huimin. On establishing the mathematical model for axisymmetric thrust-vectoring nozzle[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2002, 20(3): 383-386. (in Chinese)
- [16] 马会民. 矢量喷管非定常流场计算与动态数学模型研究[D]. 西安: 西北工业大学, 2003.
MA Huimin. Study on the unsteady flow calculation and transient mathematical model of vectoring nozzle [D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2003. (in Chinese)
- [17] 于芳芳, 邓小宝, 马争胜, 等. 矢量偏转对轴对称喷管性能的影响[J]. 航空计算技术, 2008, 38(3): 52-55.
YU Fangfang, DENG Xiaobao, MA Zhengsheng, et al. Effect of vectoring deflection on performance of axisymmetric nozzle [J]. Aeronautical Computing Technique, 2008, 38(3): 52-55. (in Chinese)
- [18] 姜健飞, 胡良剑, 唐俭. 数值分析机器 MATLAB 实验[M]. 北京: 科学出版社, 2004.

(编辑: 王碧琚)