

轴对称矢量喷管有效喉道调节方法

杜桂贤, 金文栋, 邵万仁, 邓洪伟

(中国航空工业集团公司 沈阳发动机设计研究所, 沈阳 110015)

摘 要: 基于三维雷诺平均 Navier-Stokes 方程对轴对称矢量喷管内流场进行了数值模拟, 分析了不同落压比下轴对称矢量喷管有效喉道及流量系数随矢量偏转角的变化规律. 研究发现: 矢量偏转角超过一定值时, 轴对称矢量喷管有效喉道位置发生倾斜, 有效喉道面积减小, 流量系数降低, 矢量偏转角越大落压比越低, 流量系数降低幅度越大. 根据研究结果提出了一种针对矢量偏转状态的轴对称矢量喷管有效喉道调节方法, 方法以落压比和矢量偏转角为输入参数, 考虑了轴对称矢量喷管几何喉道面积调节前后流量系数的变化. 该调节方法能够为发动机控制系统提供更精准的输入, 提高控制精度, 矢量偏转前后流量相差不超过 0.4%, 调节时间缩短至少 10%, 可为推力矢量发动机工作状态调节提供参考.

关 键 词: 轴对称矢量喷管; 有效喉道; 调节方法; 矢量偏转; 落压比

中图分类号: V231

文献标志码: A

Adjustment method of effective throat for axisymmetric vectoring exhaust nozzle

DU Gui-xian, JIN Wen-dong, SHAO Wan-ren, DENG Hong-wei

(Shenyang Engine Design and Research Institute,

Aviation Industry Corporation of China, Shenyang 110015, China)

Abstract: Based on three-dimensional Reynolds-averaged Navier-Stokes equations, the interior flow field of axisymmetric vectoring exhaust nozzle was investigated numerically, and variation of effective throat and flux coefficient with vectoring deflection angles was analyzed at different nozzle pressure ratios. The results show that, when the vectoring deflection angle exceeds a certain value, effective throat position of the axisymmetric vectoring nozzle inclines, effective throat area reduces, and flux coefficient decreases with the increase of vectoring deflection angle and the decrease of nozzle pressure ratio. According to the results, an adjustment method of effective throat for axisymmetric vectoring exhaust nozzle used during nozzle vectoring is proposed by taking the nozzle pressure ratio and the vectoring deflection angle as input parameters; and the variation of flux coefficient is considered before and after adjusting the axisymmetric vectoring nozzle throat area. This method can provide a more accurate input for engine control system, improve the control accuracy with the flux variety less than 0.4%, and shorten by 10% of the adjustment time at least. The method can provide a reference for state regulation of thrust-vectoring engine.

Key words: axisymmetric vectoring exhaust nozzle; effective throat; adjustment method; vectoring deflection; nozzle pressure ratio

收稿日期: 2014-01-23

基金项目: 航空基金(2011ZA06001)

作者简介: 杜桂贤(1983—), 女, 黑龙江哈尔滨人, 工程师, 硕士, 主要从事航空发动机排气系统设计与研究.

矢量喷管是实现飞机推力矢量的重要部件,不仅能为飞机提供前进的推力和飞行控制的推力矢量,还可以通过几何喉道面积的调整改变压气机和涡轮的共同工作点,实现对发动机工作状态的控制^[1-2].轴对称矢量喷管有两种偏转方案:一种是在轴对称矢量喷管入口实施偏转;另一种是在扩张段实施偏转^[3].后者由于保持收敛段结构不变,对发动机和飞机的改动量较小,在同样矢量偏转角下相对前者产生的力矩更大,且飞机的后体阻力小,因而被广泛采用,但此种偏转方式对轴对称矢量喷管有效喉道影响较大,本文即针对该型轴对称矢量喷管(以下简称矢量喷管)进行了研究.

对于矢量喷管,矢量偏转不仅改变了扩张段气流方向,而且使矢量喷管的有效喉道位置和有效喉道面积(有效喉道面积是指矢量喷管实际流动所需要s的最小面积)发生变化,发动机部件共同工作点改变^[4-5].欲保持发动机性能和稳定裕度不受影响,在矢量喷管矢量偏转的同时需要对其几何喉道面积进行适当放大调节,使得矢量喷管与发动机的流量得以匹配.基于这一原因,本文以矢量喷管为研究对象,通过对矢量偏转状态下矢量喷管内流场的三维数值模拟研究,获得矢量喷管流量系数、有效喉道位置和面积的变化规律,根据研究结果提出一种精度较高的矢量喷管有效喉道调节方法,为发动机控制系统提供更精准的输入,提高控制精度并缩短调节时间,该调节方法可为推力矢量发动机的工作状态调节提供依据和参考.

1 数值模拟方法与模型

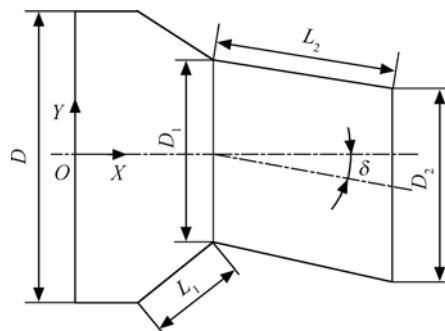
1.1 数值模拟方法

计算采用经试验验证的矢量喷管流场计算三维有黏定常程序,程序采用时间推进的有限体积法,控制方程选用基于三维雷诺平均 Navier-Stokes 方程;为克服中心差分格式在光滑区域发生奇偶关联,造成高频振荡,在激波附近产生非物理解,引入了人工黏性;同时为提高流场的求解效率,采用了当地时间步长、变系数隐式残差光顺以及混合步长 Runge-Kutta 时间推进技术^[6-10].

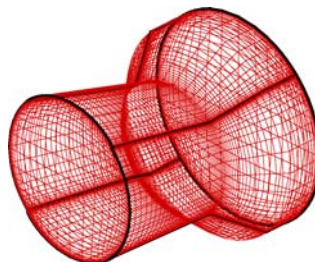
1.2 计算模型

本文根据实际发动机设计点中间状态和最大状态的主要参数分别建立了两个矢量喷管计算模型:模型1和模型2.计算模型及网格划分如图1所示,计算采用局部加密的正六面体结构网格.矢量喷管入口直径为 D ,模型1的喉道直径 $D_1 =$

$0.64D$,模型2的喉道直径 $D_1 = 0.88D$;矢量喷管出口直径 D_2 按矢量喷管控制规律给定,当矢量喷管出口直径达到最大机械限位时 D_2 取出口直径最大值.本文中矢量喷管出口面积与几何喉道面积比在 $1.05 \sim 1.8$ 范围内. $L_1 = 0.28D$, $L_2 = 0.52D$.矢量偏转方向向下,矢量偏转角为 δ .



(a) 模型中心对称面



(b) 三维模型及网格

图1 矢量喷管计算模型及网格划分

Fig. 1 Computing model and mesh of vectoring exhaust nozzle

1.3 边界条件

矢量喷管中燃气假设为理想可压缩流体,入口边界给定总压、总温及来流方向角,来流速度由内点外插得到;对于出口边界,当为超声速出流时外插给出所有流动参数,当为亚声速出流时给定出口反压,其他量通过外推给出^[11-13];壁面边界为绝热无滑移壁面条件.

对于模型1,设计落压比为3,矢量喷管入口总温为800 K;对于模型2,设计落压比为2.8,矢量喷管入口总温为2000 K.计算中,模型1和模型2的落压比(即喷管入口总压与环境压力之比) $\pi = 2 \sim 14$,涵盖了发动机整个工作包线范围.外流马赫数为0,环境压力为101325 Pa,环境温度

2 数值模拟方法验证

为验证本文数值模拟方法的有效性,选择了

NASA 某型矢量喷管进行了计算, 矢量喷管流路见图 2, 设计落压比为 3.5, 环境压力为 101 325 Pa, 入口总温为 300 K^[14-15], 得到 $\delta=10^\circ$ 时矢量喷管上下壁面压力分布如图 3 所示. 图中 p/p_0 表示壁面压力与总压之比, X/X_L 表示壁面水平坐标与扩张段水平长度的比值. 通过数值模拟结果

与试验结果的对比发现, 计算得到的矢量喷管壁面压力分布与试验值变化趋势一致, 且符合较好. 计算结果较好地反映了矢量喷管壁面压力的分布规律, 说明本文采用的数值模拟方法对矢量喷管流场具有较好的模拟能力, 适用于该型矢量喷管的性能分析.

3 计算结果与分析

3.1 流量特性分析

喷管的流通能力用流量系数 C_d 来表示, 图 4、图 5 分别示出了模型 1 和模型 2 在不同落压比下流量系数(C_d)随矢量偏转角(δ)的变化曲线. 可以看出, 对于低落压比工况($\pi \leq 4$), 流量系数随矢量偏转角的增加而降低, 且当矢量偏转角超过 5°

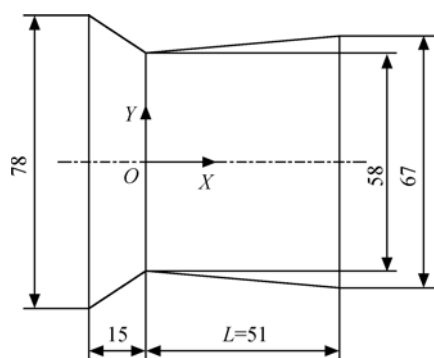
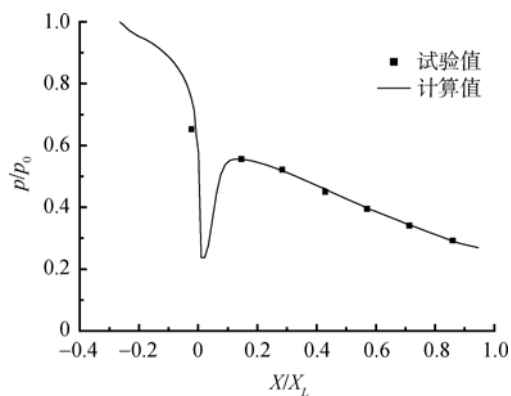
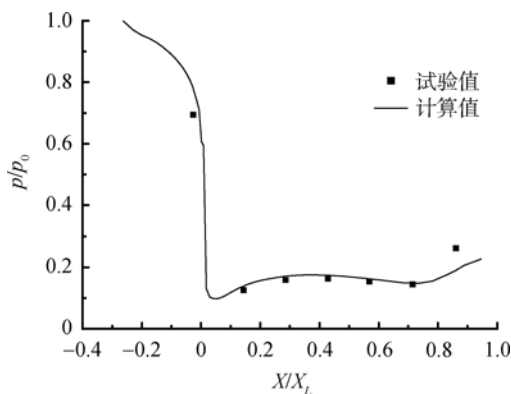


图 2 NASA 矢量喷管流路图(单位:mm)
Fig. 2 Flow path of NASA vectoring nozzle
(unit:mm)



(a) 上壁面



(b) 下壁面

图 3 $\delta=10^\circ$ 时矢量喷管壁面压力分布

Fig. 3 Pressure distribution on vectoring exhaust nozzle walls at $\delta=10^\circ$

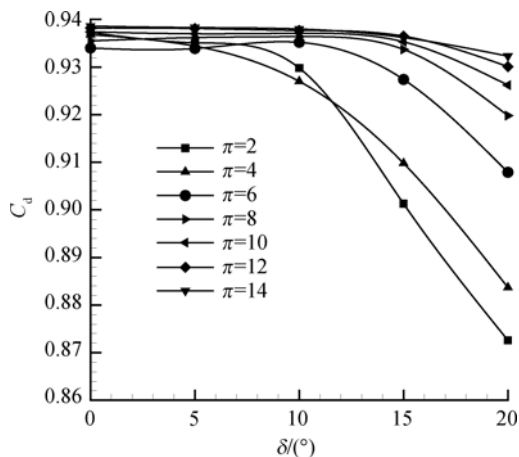


图 4 模型 1 流量系数随矢量偏转角的变化
Fig. 4 Variation of flux coefficients with vectoring deflection angle for model 1

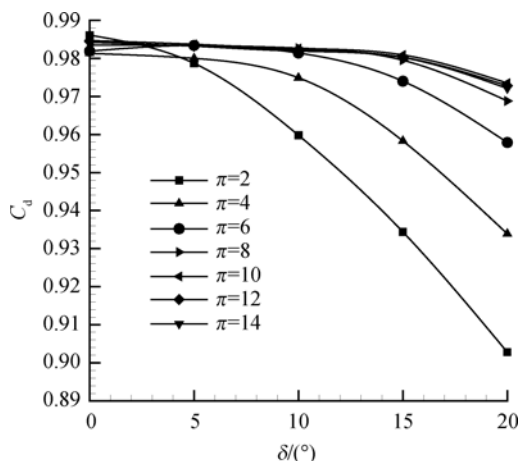


图 5 模型 2 流量系数随矢量偏转角的变化

Fig. 5 Variation of flux coefficient with vectoring deflection angle for model 2

后流量系数降低幅度较大,模型1最大降幅达6.9%,模型2最大降幅达8.5%;对于中等落压比和高落压比工况($\pi > 4$),直至矢量偏转角超过 10° 后流量系数降低才趋于明显,模型1降低幅度为0.67%~2.8%,模型2降低幅度为1.1%~2.4%,显然流量系数降低幅度与低落压比工况相比更为平缓.总地来看,矢量喷管流量系数随矢量偏转角的增加而降低,落压比越低降低幅度越大,这说明矢量偏转后,矢量喷管有效喉道面积减小,其减小幅度随着落压比的降低而增大,由此导致矢量喷管流通能力下降,流量系数降低.

3.2 有效喉道位置及面积分析

不同落压比下模型1和模型2的有效喉道位置随矢量偏转角变化情况如图6和图7所示,图中曲线为马赫数为1的等马赫线.在矢量偏转状态下,当矢量偏转角超过某一角度后,矢量喷管流场在扩张段呈现不对称分布,有效喉道位置发生倾斜,由几何喉道位置偏移至几何喉道和扩张段射流之间,同一落压比下其倾斜程度随矢量偏转角的增加而增大.同时,从图中可以看出,当矢量喷管下偏时,有效喉道的倾斜程度由上壁面至下壁面逐渐减弱,下壁面附近有效喉道位置与几何喉道基本一致.出现上述现象的原因主要是:矢量喷管下偏后,下壁面附近气流速度高于上壁面,使得气流在扩张段发生偏转,马赫数为1的等马赫线偏离几何喉道,即有效喉道位置发生倾斜,这也正是在扩张段实施偏转的矢量喷管的特征.

图6和图7也给出了落压比对矢量喷管有效喉道位置的影响.当矢量偏转角超过某一角度矢量喷管有效喉道位置偏离几何喉道后,同一矢量偏转角下矢量喷管有效喉道位置的倾斜程度随落

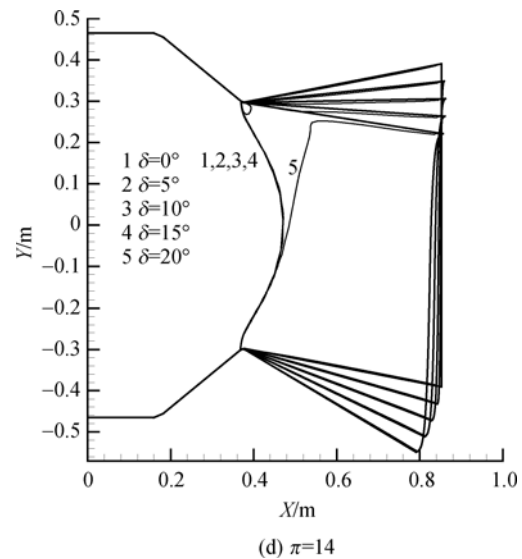
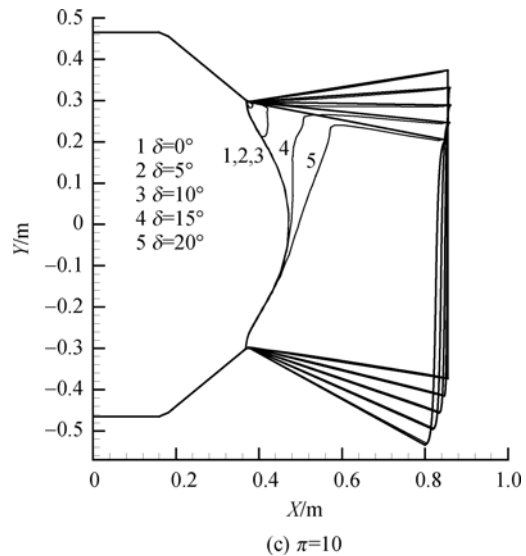
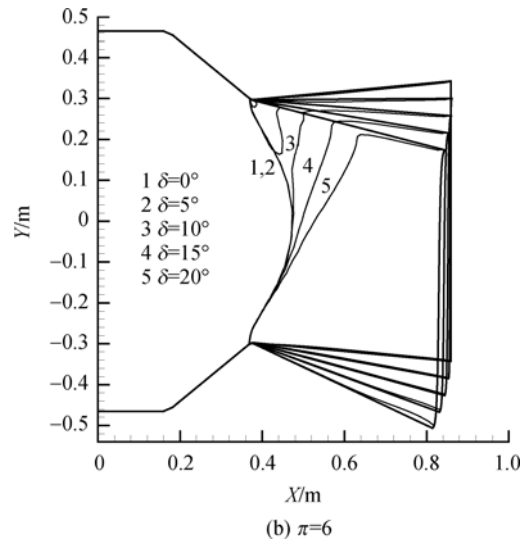
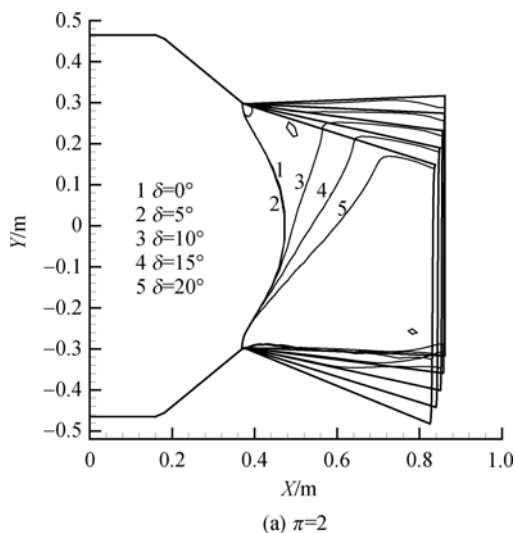


图6 不同落压比下模型1的有效喉道位置
Fig. 6 Effective throat positions of model 1 at different nozzle pressure ratios

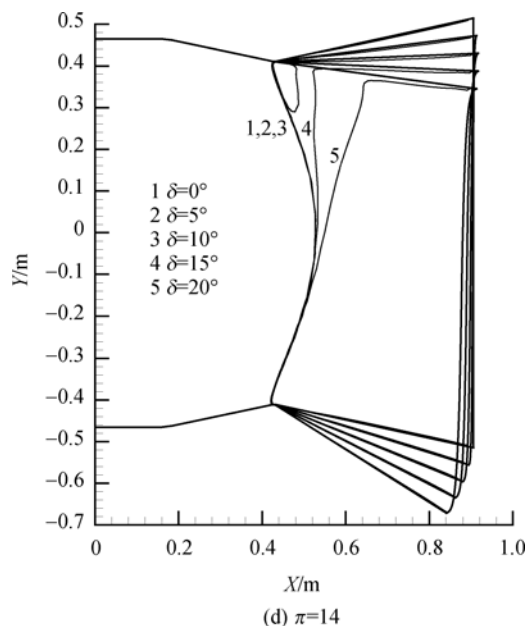
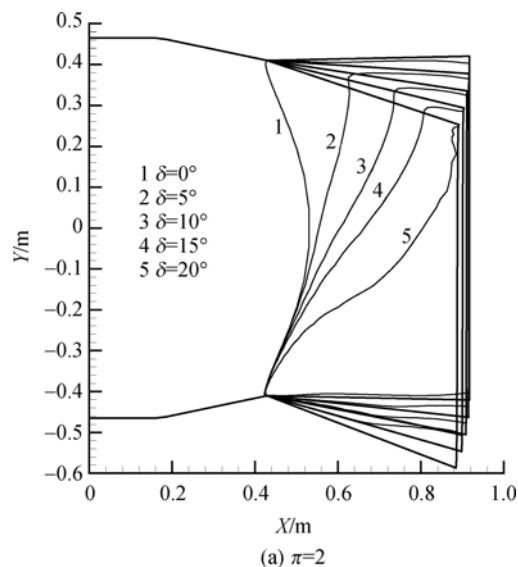
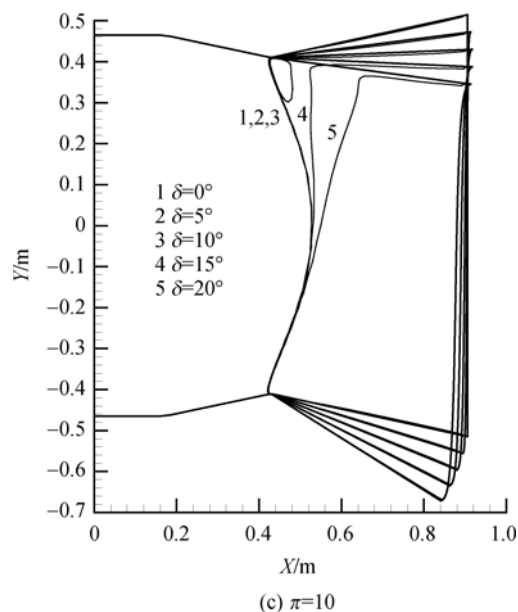
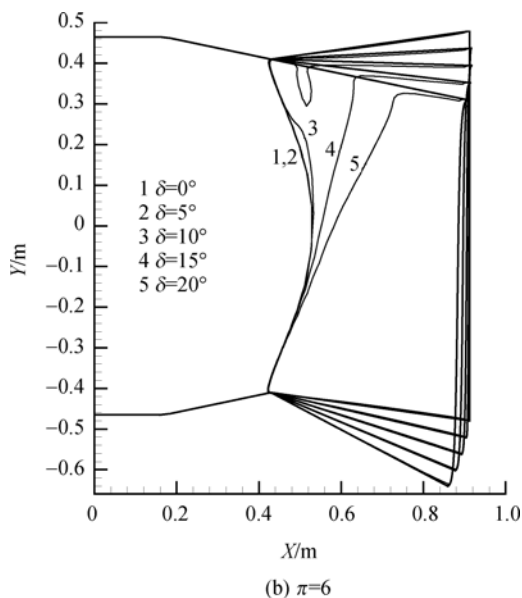


图7 不同落压比下模型2有效喉道位置

Fig. 7 Effective throat positions of model 2 at different nozzle pressure ratios



压比的升高而减小. 这是因为, 落压比的变化改变了矢量喷管壁面压力分布, 当矢量喷管下偏时, 产生气流偏转的上下壁面压力差随着落压比的升高而减小, 由此导致气流偏转角度随之减小, 矢量喷管有效喉道偏移程度越趋不明显.

在矢量偏转状态下, 矢量喷管扩张段偏转后, 有效喉道位置倾斜, 由此导致矢量喷管有效喉道面积发生变化, 表1给出了不同落压比和矢量偏转角下矢量喷管相对喉道面积 A' 值 (A' 定义为矢量偏转状态下矢量喷管有效喉道面积与非矢量偏转状态矢量喷管有效喉道面积之比, 即 $\delta=0^\circ$ 时, $A'=1$). 由表中数据可以看出, 矢量喷管矢量偏

表1 不同落压比和矢量偏转角下的 A' 值Table 1 A' at different nozzle pressure ratios and vectoring deflection angles

π	模型1 A' 值		模型2 A' 值	
	$\delta=5^\circ$	$\delta=20^\circ$	$\delta=5^\circ$	$\delta=20^\circ$
2	0.9977	0.9310	0.9925	0.9155
4	0.9974	0.9433	0.9986	0.9517
6	0.9999	0.9720	0.9987	0.9755
8	0.9999	0.9832	0.9989	0.9850
10	0.9996	0.9880	0.9989	0.9886
12	0.9998	0.9914	0.9988	0.9882
14	0.9997	0.9933	0.9990	0.9877

转后,有效喉道面积减小,相对喉道面积 A' 随落压比和矢量偏转角的变化情况与图4和图5中给出的流量系数曲线规律一致,即矢量偏转角越大,落压比越低有效喉道面积越小,有效喉道面积的减小导致矢量喷管流量系数下降。

3.3 有效喉道调节方法

根据3.2节分析,在矢量偏转状态下,矢量喷管有效喉道位置偏移,有效喉道面积减小,矢量喷管流量系数降低,即矢量偏转前后发动机流量改变,发动机工作状态发生变化。此时,欲保持发动机部件的共同工作不受影响,则需在矢量偏转的同时对矢量喷管的几何喉道面积进行适当放大,以调节矢量喷管有效喉道面积,使其在矢量偏转前后保持不变,从而使得矢量喷管与发动机的流量得以匹配,保证发动机性能和稳定裕度不发生改变。

目前工程上对矢量偏转状态下矢量喷管有效喉道的调节主要采用3种方法:第1种是根据发动机的某个状态参数来调节矢量喷管几何喉道面积;第2种是按经验对矢量喷管几何喉道面积进行放大调节;第3种是根据非矢量偏转状态喷管几何喉道面积与矢量偏转角之间的关系式(1)进行调节^[16-17]。第1种调节方法,由于给定的控制系统输入值精度有限,故调节时间较长;第2种调节方法,更多的依赖于人为经验,调节精度一般偏低;第3种方法,由于仅考虑了单一因素的影响,调节精度有限。

$$A_{s,\delta} = \frac{A_s}{\cos \delta} \quad (1)$$

式中 A_s 为非矢量偏转状态矢量喷管几何喉道面积; $A_{s,\delta}$ 为矢量偏转状态矢量喷管几何喉道面积。

鉴于上述3种矢量喷管有效喉道调节方法的局限性,本文采用数值模拟方法,对矢量喷管在不同落压比和矢量偏转角下的几何喉道面积进行逐一调节,直至矢量偏转前后矢量喷管有效喉道面积相等,流量保持不变,对获得的几何喉道面积计算值集合拟合,最终获得几何喉道面积与落压比和矢量偏转角的关系式来进行矢量偏转状态下矢量喷管有效喉道的调节。

以模型1和模型2为例,对不同落压比和矢量偏转角下的矢量喷管几何喉道面积进行逐一调节,得到几何喉道面积计算值集合如图8和图9所示,对这些计算值采用最小二乘法进行指数拟合,得到 $A_{s,\delta} = f(\pi, \delta)$ 的函数关系式。模型1对应式(2),模型2对应式(3),拟合曲线见图8和图

9,拟合值与计算值的相对误差在0.002%~0.35%范围内。

$$A_{s,\delta} = A_s [0.94835 \exp(-0.00081\pi - 0.00162\delta) + 0.048234 \exp(0.019767\pi + 0.019679\delta) + 0.006822 \exp(-0.27196\pi + 0.164701\delta)] \quad (2)$$

$$A_{s,\delta} = A_s [0.020441 \exp(-0.43136\pi + 0.122625\delta) + 0.974713 \exp(0.000621\pi - 0.00127\delta) + 0.018212 \exp(0.002469\pi + 0.051438\delta)] \quad (3)$$

式(2)和式(3)的适用范围是 $\pi = 2 \sim 14$, $\delta = 0 \sim 20^\circ$ 。

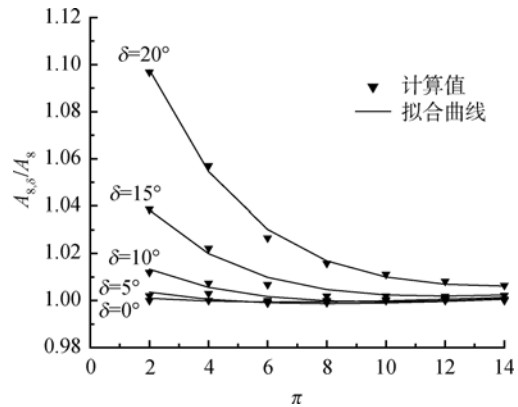


图8 式(2)得出的拟合曲线与计算值对比

Fig. 8 Comparison between calculation results and fit curves based on Eq. (2)

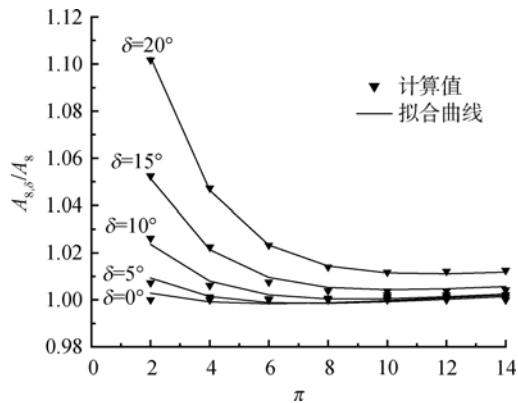


图9 式(3)得出的拟合曲线与计算值对比

Fig. 9 Comparison between calculation results and fit curves based on Eq. (3)

采用本文提出的矢量喷管有效喉道调节方法,对 $\delta = 20^\circ$ 时模型1和模型2的几何喉道面积进行调节,得到调节前后喷管流量随落压比的变化曲线如图10和图11所示,图中 $\dot{m}_\delta/\dot{m}$ 是指矢量偏转状态下矢量喷管流量与非矢量偏转状态下

矢量喷管流量之比,当 $\dot{m}_\delta/\dot{m}=1$ 时,矢量偏转前后矢量喷管流量不变,即对应理论调节值,图中简称理论值。对比图 10 和图 11 中矢量喷管几何喉道面积调节前后的流量值可以看出,采用文中的矢量喷管有效喉道调节方法可以较准确地调节矢量偏转状态下的喷管流量,该方法具有较高的调节精度,矢量偏转前后流量相差不超过 0.4%,可以满足矢量偏转状态下发动机状态不变的工程应用需求。

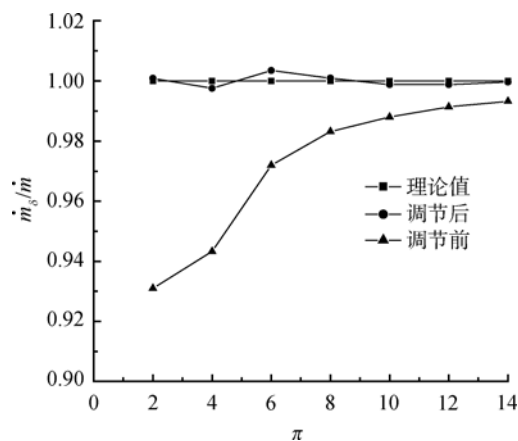


图 10 $\delta=20^\circ$ 时模型 1 流量随落压比的变化

Fig. 10 Variation of flux with nozzle pressure ratios for model 1 at $\delta=20^\circ$

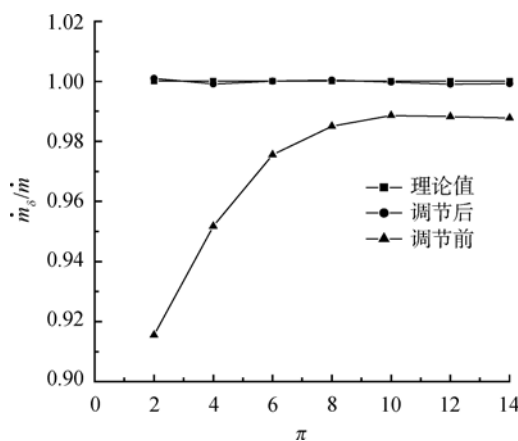


图 11 $\delta=20^\circ$ 时模型 2 流量随落压比的变化

Fig. 11 Variation of flux with nozzle pressure ratios for model 2 at $\delta=20^\circ$

综上所述可以看出,本文的调节方法是一种精度较高的矢量喷管有效喉道调节方法,综合考虑了落压比和矢量偏转角对矢量喷管有效喉道的影响,以及矢量偏转前后矢量喷管流量系数的变化。该方法能够为发动机控制系统提供更精准的输入,提高控制精度,缩短调节时间。

4 结 论

1) 在矢量偏转状态下,当矢量偏转角超过某一角度后,矢量喷管有效喉道位置发生倾斜,偏离几何喉道位置,同一落压比下其倾斜程度随矢量偏转角的增加而增大,同一矢量偏转角下其倾斜程度则随落压比的升高而减小。

2) 矢量喷管有效喉道位置倾斜后,有效喉道面积减小,矢量喷管流量系数降低,矢量偏转角越大、落压比越低其降低幅度越大。

3) 本文提出了一种以落压比和矢量偏转角为输入参数的矢量喷管有效喉道调节方法,对矢量偏转状态下矢量喷管几何喉道面积进行调节,该方法考虑了矢量喷管几何喉道面积调节前后流量系数的变化,具有较高的调节精度。该方法能够为发动机控制系统提供更精准的输入,提高控制精度,缩短调节时间,可以满足矢量偏转状态下发动机状态不变的工程应用需求。

参考文献:

- [1] 王玉新. 喷气发动机轴对称推力矢量喷管[M]. 北京: 国防工业出版社, 2006.
- [2] 贾东兵, 陈锐. 轴对称矢量喷管设计与试验技术研究[J]. 航空发动机, 2002(1): 1-3.
JIA Dongbing, CHEN Rui. The investigation on axisymmetric vectoring nozzle[J]. Aeroengine, 2002(1): 1-3. (in Chinese)
- [3] 李晓明, 伏宇. 轴对称矢量喷管机构优化设计[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2006, 19(3): 1-3.
LI Xiaoming, FU Yu. Optimum design of AVEN mechanism[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2006, 19(3): 1-3. (in Chinese)
- [4] 丁凯峰, 樊思齐. 矢量喷管与发动机的共同工作研究[J]. 航空动力学报, 2000, 15(1): 96-98.
DING Kaifeng, FAN Siqi. A study on co-operating between thrust vectoring nozzle and aeroengine[J]. Journal of Aerospace Power, 2000, 15(1): 96-98. (in Chinese)
- [5] 蒋达福. 带矢量喷管发动机建模与短距起飞控制研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2009.
JIANG Dafu. Research on aeroengine model with vectoring nozzle and short take-off control[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2009. (in Chinese)
- [6] Hunter C A. An approximate theoretical method for modeling the static thrust performance of non-axisymmetric two-dimensional convergent-divergent nozzles[R]. NASA CR-195050, 1995.
- [7] 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 Siqi, 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)
- [8] Matesanz A, Velazquez A, Rodriguez M. Numerical study on some fluid dynamics aspects of axisymmetric thrust vectoring nozzles[R]. AIAA 94-3365, 1994.
- [9] 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 exhaust nozzle using numerical simulation[J]. Journal of Aerospace Power, 2008, 23(5): 822-829. (in Chinese)
- [10] 陈小龙, 詹浩, 左英桃, 等. 半隐式龙格-库塔方法在可压缩流动中的应用[J]. 计算机仿真, 2014, 31(5): 35-38.
- CHEN Xiaolong, ZHAN Hao, ZUO Yingtao, et al. Application of semi-implicit Runge-Kutta method for compressible flow[J]. Computer Simulation, 2014, 31(5): 35-38. (in Chinese)
- [11] Milton L. Internal performance characteristics of vectored axisymmetric ejector nozzles[R]. AIAA 93-2432, 1993.
- [12] Matesanz A, Velazquez A, Rodriguez M. Performance analysis of an axisymmetric thrust-vectoring nozzle by using the FUNSIF 3D code[R]. AIAA 95-2743, 1995.
- [13] Teryn D, Nicholas G, Dennis Y, et al. Computations of internal and external axisymmetric nozzles aerodynamics at transonic speeds[R]. NASA/TM 2003-212731, 2003.
- [14] 马会民, 樊思齐, 卢燕. 分离流动对矢量喷管性能的影响[J]. 推进技术, 2003, 24(5): 421-424.
- MA Huimin, FAN Siqi, LU Yan. Effects of flow separation on the performance of thrust-vectoring nozzle[J]. Journal of Propulsion Technology, 2003, 24(5): 421-424. (in Chinese)
- [15] George T C, Jr, Francis J C. Static internal performance of an axisymmetric nozzle with multi axis thrust-vectoring capability[R]. NASA-TM-4237, 1991.
- [16] 廉筱纯, 吴虎. 航空发动机原理[M]. 西安: 西北工业大学出版社, 2005.
- [17] 屈裕安, 谢寿生, 宋志平. 矢量喷管控制对发动机性能的影响[J]. 航空动力学报, 2004, 19(3): 300-304.
- QU Yu'an, XIE Shousheng, SONG Zhiping. The effect of thrust vector control on the performance of turbofan engine[J]. Journal of Aerospace Power, 2004, 19(3): 300-304. (in Chinese)

(编辑: 陈 越)