

# 内膨胀式推力矢量喷管及其性能研究

张凯,李琦,汪明生

(南京航空航天大学 能源与动力学院,江苏 南京 210016)

**摘要:**探索了一种新型推力矢量实现方案——内膨胀式推力矢量(IETV)喷管。IETV通过喷管扩张段的单侧向内作动,利用非对称的内流膨胀产生了喷管内的横向压力梯度,受迫的膨胀在出口处卷吸了外部气流产生了横向动量,由此实现了推力矢量。采用数值模拟方法对IETV喷管的可行性进行验证,并分析了其流动特征。结果表明:IETV方案可以实现较大的推力矢量角和良好的内流性能。在4~12的落压比范围内推力矢量角最大可达 $18.5^\circ$ ,推力系数损失不超过2%。

**关键词:**喷管;内膨胀;推力矢量角;推力系数

**中图分类号:**V211.3 **文献标志码:**A **文章编号:**1671-5276(2019)04-0039-03

## Study of Internal Expansion Thrust Vector Nozzle and Its Performance

ZHANG Kai, LI Qi, WANG Mingsheng

(College of Energy and Power, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

**Abstract:** A new thrust vector implementation scheme for the internal expansion thrust vector (IETV) nozzle is explored in this paper. Through the one-sided inward movement, a transverse pressure gradient is generated in the IETV nozzle by an asymmetric expansion, and a transverse momentum coming from the suction of the external airflow caused by the forced expansion at the nozzle exit is produced, thus implementing the thrust vector. The feasibility of the IETV nozzle is verified by numerical simulation method. The flow characteristics are analyzed. The results show that the IETV scheme can be used to achieve a large thrust vector angle and good internal flow performance. In the pressure ratio range 4~12, thrust vector angle can reach up to  $18.5^\circ$ , the loss of thrust coefficient is less than 2%.

**Keywords:** nozzle; internal expansion; thrust vector angle; thrust coefficient

## 0 引言

为了适应日趋复杂的现代空战环境,推力矢量是新一代飞机与导弹所希望具有的一项性能<sup>[1]</sup>。推力矢量技术有多种实现途径(如涵道风扇和偏转燃气舵等),但主要是通过喷管形成排气流的偏转而实现的,因此,矢量喷管成为推力矢量技术发展的主要途径。

目前,进入工程实用阶段的矢量喷管是传统液压作动的机械式推力矢量喷管<sup>[2-3]</sup>,如普惠公司和GE公司均设计并试验过的轴对称推力矢量喷管(AVEN)。这种轴对称矢量喷管已应用于俄罗斯的AL-31Φ飞机喷管上。美国的先进战斗机F22则采用了二元机械式推力矢量喷管。这种推力矢量喷管的主要缺陷是:喷管气动性能损失较大,需要额外的高压作动源;结构复杂,故障率高;与飞机的一体化困难等,难以满足未来战斗机和导弹对高隐身、高机动性、高速度等的要求<sup>[4]</sup>。

基于流动控制的推力矢量喷管<sup>[5-8]</sup>也得到了广泛关注,但是现有方案由于流体工作条件的不稳定和发动机推力损失较大等缺陷,尚难以进入工程实用阶段。

针对推力矢量喷管作动时气动性能损失较大的不足,

本文提出了利用喷管内的气流在不同侧的膨胀实现发动机推力矢量控制的新思路,称为内膨胀式推力矢量(IETV)。这种方案能够实现足够大的推力矢量角,同时也克服了矢量作动下喷管气动性能即发动机性能损失较大、不利于飞机、发动机一体化等优点。

## 1 推力矢量原理与方法

如图1所示,以一个二元收扩喷管为例进行讨论。为实现IETV喷管功能,将扩张段分为两部分,2-3称为第一扩张段,3-4称为第二扩张段。其中收敛段与第一扩张段

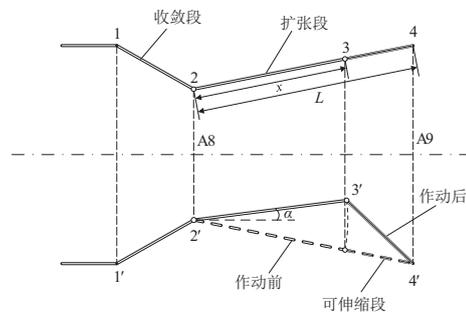


图1 推力矢量原理图与主要设计参数

均为固定长度段。第二扩张段采用滑移伸缩式结构,由多块壁板组成,其长度可以变化。喷管收敛段与第一扩张段之间采用固定铰接,第一扩张段与第二扩张段之间采用可动铰接。在铰链 3 和 3' 处加装液压作动筒,作动筒作动时,第一扩张段绕 2 和 2' 旋转,第二扩张段自动伸缩。可根据实际需要,实现喷管上下某一侧的变形。

IETV 的基本原理是保持喷管一侧的正常膨胀。通过作动,相对一侧喷管扩张段绝大部分区域不膨胀,仅仅在喷管出口附近急剧膨胀,导致喷管内产生横向压差,从而推动排气流的偏转。同时出口附近气流的急剧膨胀形成低压区,卷吸外部气流,产生了横向的动量,进一步强化了排气流的偏转。这个过程中,由于通过管内气流不同侧的膨胀实现气流偏转,因此除了粘性,理论上不存在熵增过程;同时喷管喉道与出口面积在作动期间没有变化,因此基本维持了喷管的通流能力与膨胀程度;最后,作动过程是内部进行的,出口面积与喷管轴向长度没有变化,因此推力矢量作动不会破坏非推下的飞机、发动机一体化。

IETV 喷管与现有的机械式推力矢量方案主要的差异在于:现有机械式方案同时作动扩张段上下两侧,迫使形成弯曲流道,实现推力矢量。这个过程中,喉道彻底被扭曲且出口面积完全被改变,导致喷管完全处在不匹配的膨胀条件下,更容易在喷管内产生强压缩波,因此气动损失更严重;同时喷管两侧作动结构更复杂;喷管出口面积和位置的更改则破坏了后机身的一体化。

## 2 数值计算验证

为了初步验证 IETV 的思路,详细考察了流动特征和工作性能,采用数值模拟的方法对 IETV 流场进行计算和分析。

### 2.1 喷管模型设计

采用的基准研究模型是二元式收扩喷管,基准喷管设计收敛半角为  $40^\circ$ ,扩张半角为  $20^\circ$ ,喷管进口面积为  $0.32 \text{ m}^2$ ,喉道面积  $0.157 \text{ m}^2$ ,出口面积为  $0.3 \text{ m}^2$ ,设计状态下设有的落压比 ( $NPR$ ) 为 10.6。由于喷管的扩张段分为两段,因此重要的设计参数(图 1)是第一扩张段长度  $x$  与喷管扩张段总长度  $L$  之比 ( $x/L$ ) 以及第一扩张段与喷管轴线之间的夹角  $\alpha$ 。选择  $x/L=3/4$  时,轴向偏角  $\alpha$  分别取值为  $5^\circ$ 、 $10^\circ$ 、 $15^\circ$ 、 $20^\circ$  的不同喷管模型,对其性能进行研究。

### 2.2 数值计算方法

计算模型网格如图 2 所示,采用结构化网格,对上下壁面网格以及卷吸段、出口区域附近采用局部加密,喷管壁面网格  $y^+ < 5$ ,符合一般计算模型要求。

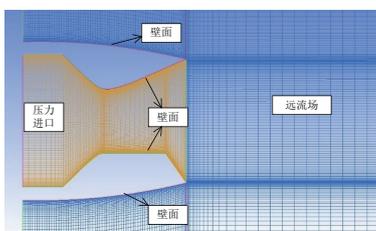


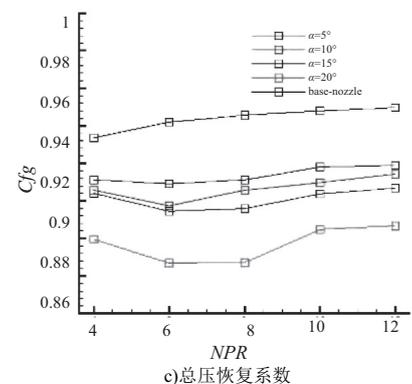
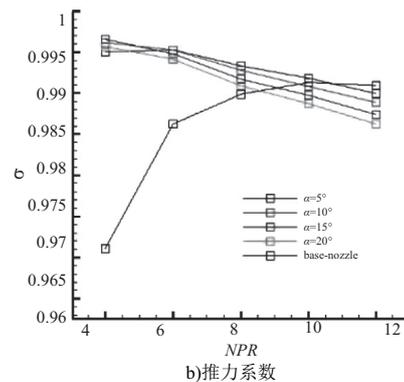
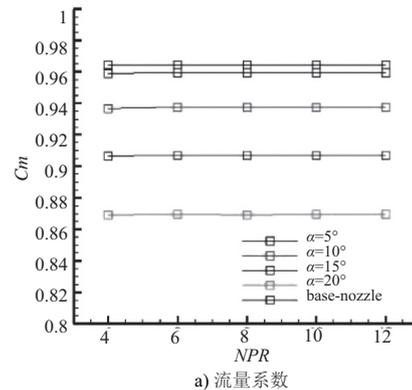
图 2 喷管网格

计算网格进行了网格无关性验证,结果显示网格总量超过 80 万后,喷管进出口气动参数无明显变化,因此后续计算网格量均选为 80 万。

利用商用 CFD 数值计算软件 Fluent 对喷管流场进行仿真,在数值模拟中,采用二维定常雷诺平均 N-S 方程,湍流模型采用标准  $k-\epsilon$  模型、壁面附近使用标准壁面条件,流动方程及湍流对流项均采用二阶迎风格式。计算边界条件如图 2 所示,其中,远场采用压力远场边界条件,静压为 1 atm,总温为 300 K,外流场自由来流的马赫数为 0;喷管进口为压力进口边界条件,给定喷管进口气流的总压、总温 ( $1200 \text{ K}$ );壁面为无滑移绝热固壁边界。

### 2.3 气动性能分析

通过数值模拟,得到了第一扩张段不同轴向偏角时喷管的流量系数 ( $C_m$ )、推力系数 ( $C_{fg}$ )、总压恢复系数 ( $\sigma$ )、推力矢量角 ( $\delta$ ) 的变化规律,如图 3 所示,图中自变量为落压比 ( $NPR$ ),参变量为轴向偏角(因本刊为黑白印刷,有需要可咨询作者)。



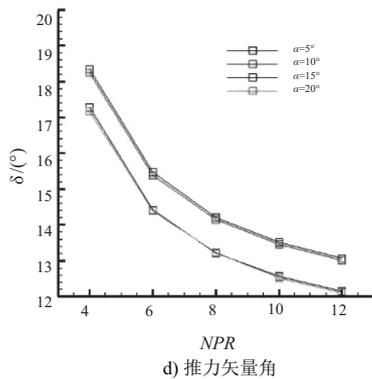


图3 不同偏角下 IETV 喷管内流性能

图 3a) 显示喷管流量系数随轴向偏角  $\alpha$  增大而减少, 主要原因是  $\alpha$  越大, 喷管音速线扭曲得越严重, 等效喉道面积越小, 降低了喷管的通流能力。

图 3b) 和图 3c) 表明轴向偏角  $\alpha$  对推力系数和总压恢复系数的影响与落压比 (NPR) 有关, 由图可知相同落压比下, 不同轴向偏角时喷管推力系数损失  $\leq 2\%$ 。在小 NPR 时喷管处于过膨胀状态,  $\alpha$  越大气流膨胀面积越小, 过膨胀程度变轻, 因此喷管推力系数增加。而在大 NPR 下, 喷管推力损失主要来自于欠膨胀损失, 此时  $\alpha$  增大加剧了这种欠膨胀程度, 因此推力系数减少。另一方面,  $\alpha$  的增大也导致了扩张段内尽管没有强烈的熵增过程, 但弱压缩波强度以及卷吸能力加大, 流动损失加大, 因此推力系数和总压恢复系数减少, 但是图中结果也表明, 两者的减少均很有限。

图 3d) 表明轴向偏角  $\alpha$  明显增加了 IETV 喷管的矢量角, 最大矢量角可达  $18.5^\circ$ 。随着  $\alpha$  的增大, 喷管气流中心线偏转导致的气流偏转增大; 同时内膨胀段横向压力梯度以及卷吸流范围与强度均增大, 导致矢量角增大。当  $\alpha$  进一步增大, 上部分气流膨胀受到抑制, 导致喷管向上速度分量减小, 推力矢量角减小。因此, 喷管推力矢量调节时, 存在一个对应于最大推力矢量角的最佳角度值, 在本文研究的  $x/L=3/4$  条件下, 最佳轴向偏角为  $10^\circ \sim 15^\circ$ 。

## 2.4 流场分析

对轴向偏角  $\alpha$  分别为  $5^\circ$ 、 $10^\circ$  和  $20^\circ$  时的喷管模型进行流场分析, 如图 4 所示。

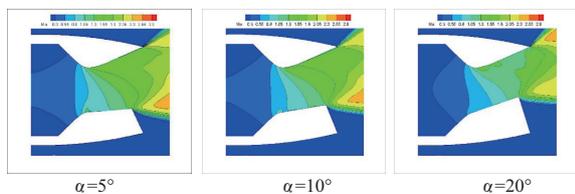


图4 偏角  $\alpha$  分别为  $5^\circ$ 、 $10^\circ$  和  $20^\circ$  时喷管马赫数云图

图 4 显示了 IETV 喷管推力矢量调节的流场特点: 收敛段内流动特征基本不变; 扩张段内, 上部分 (未作动侧) 气流基本保持常规喷管膨胀特征, 而第一扩张段内, 下部分气流膨胀受到抑制, 音速线向扩张段内移动; 第二扩张

段内, 气流膨胀过度, 没有适应转折壁面, 因此形成了极低静压区, 导致外部气流将被卷吸进入喷管扩张段。

图中显示随着轴向偏角增大, 第一扩张段气流实际膨胀面积减小。下部分气流加速受到的抑制增强, 欠膨胀程度增大 ( $\alpha > 0$  时, 甚至略有压缩), 音速线扭向喷管出口; 到第二扩张段处, 由于下侧壁面外转, 在第一扩张段受到抑制的气流在该外钝角处突然膨胀加速的程度也加剧, 静压显著下降, 气流流动方向下偏。当偏角  $\alpha$  较大时由于壁面转折角过大, 气流难以适应下壁面的偏转, 导致下侧第二扩张段下游的回流。与此同时, 上侧气流正常膨胀, 因此在扩张段内形成了净作用力向上的横向压差。偏角  $\alpha$  越大, 这种横向压差也越大, 但是存在一个限度: 不能致使喷管内存在较强的激波。外部卷吸的气流同时产生了一个向上的横向动量。二者共同作用下, 喷流将被向上推动, 形成推力矢量效果。

## 3 结语

本文探索研究了一种新型内膨胀式推力矢量 (IETV) 喷管, 并通过不同轴向偏角下的数值模拟和流场分析, 得到以下结论:

- 1) IETV 喷管利用了喷管内气流的等熵膨胀实现推力矢量作动, 减少了作动时喷管的性能损失; 由于在喷管作动时出口面积维持不变, 显著减少了对飞行器的影响。
- 2) IETV 喷管的推力矢量角随第一扩张段轴向偏角  $\alpha$  的增大先增大后减小, 喷管内流性能随着  $\alpha$  增大而略微减小, 能保持良好的喷管内流性能。
- 3) 对所研究的二元 IETV, 通过轴向偏角的变化 ( $10^\circ \sim 15^\circ$ ), 可以实现  $18.5^\circ$  左右的推力矢量角 (扩张段长度比  $x/L=3/4$ ), 且在低、中落压比时推力系数损失在  $1\%$  以内, 高落压比时不超过  $2\%$ ; 总压损失在  $0.5\% \sim 2\%$  内。

### 参考文献:

- [1] Tamrat B. Fighter aircraft agility assessment concepts and their implication on future agile fighter design [C]. Atlanta, GA, U.S.A: Aircraft Design, Systems and Operations Conference, 2006.
- [2] 梁春华, 靳宝林, 李雨桐. 球形收敛调节片推力矢量喷管的发展 [J]. 航空发动机, 2002(3): 55-58.
- [3] Shao W R. Computation of effect of different nozzle parameters on internal performance of convergent-divergent axisymmetric nozzle [J]. Journal of Aerospace Power, 2012, 27(10): 2356-2363.
- [4] Walker S H. Lessons Learned in the Development of a National Cooperative Program [R]. Seattle, WA, U.S.A: AIAA, 1997: 97-118.
- [5] 杨建军. 逆流控制的推力矢量喷管气动特性研究 [D]. 南京: 南京航空航天大学, 2007.
- [6] 曹永飞. 射流推力矢量控制 [D]. 南京: 南京航空航天大学, 2011.
- [7] Asbury S C, Hunter C A. Effects of Convolution Divergent Flap Contouring on the Performance of a Fixed-Geometry Nonaxisymmetric Exhaust Nozzle [M]. Hampton: Langley Research Center, 1999.
- [8] 夏雪峰, 高峰, 黄桂彬, 等. 双喉道推力矢量喷管研究进展 [J]. 航空工程进展, 2017(3): 249-255.

收稿日期: 2018-01-31