

球型收敛调节片喷管静态内性能数值研究*

王宏亮, 张靖周, 单 勇

(南京航空航天大学 能源与动力学院, 江苏 南京 210016)

摘 要: 基于 CFD 数值计算软件, 针对喉部宽高比为 2.083 的球型收敛调节片喷管, 进行了矢量与非矢量状态下的内性能数值研究。考察了在不同俯仰和偏航矢量状态下, 喷管推力系数、流量系数的变化及落压比对气动矢量角的影响。结果表明: 俯仰和偏航两种矢量状态对喷管的推力系数、流量系数产生的影响都在 3% 以内。喷管的俯仰是通过同时转动上下扩张板来实现的, 其与偏航作动相比表现出对性能更大的影响; 另外发现在设计压比之前, 气动俯仰角出现了随落压比先增大后减小的趋势, 而设计压比之后渐渐趋于不变, 基本和几何俯仰角相等, 但落压比对气动偏航角却没有表现出太大的影响。

关键词: 航空航天推进系统; 球型收敛调节片喷管; 矢量推力; 内特性

中图分类号: V231.3 文献标识码: A 文章编号: 1001-4055 (2008) 04-0443-05

Numerical study on static internal performance of spherical convergent flap nozzles

WANG Hong-liang ZHANG Jing-zhou SHAN Yong

(Coll. of Energy and Power Engineering, Nanjing Univ. of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China)

Abstract Numerical simulations were conducted on the 2-D convergent-divergent vector nozzles with spherical convergent flap to evaluate the static internal performance of vectored and unvectored nozzles. It was performed to analyze the effects of the geometric pitch and yaw vector angles on the discharge coefficient and resultant gross-thrust ratio, and the relationship between pressure ratios and the resultant thrust vector angle. All the nozzles have the same throat aspect ratio of 2.083. Results of the study indicate that the effect of geometric vector angles on C_v and C_d was small (less than 3%). Because the pitch vectoring was accomplished by simultaneous deflection of the upper and lower divergent flaps, it caused lower resultant thrust ratio than the yaw vectoring did. A peak resultant vector angle which was larger than the geometric vector angle occurred at NPR below design, and the resultant vector angle was close to the geometric vector angle at NPR above design. But the resultant yaw thrust angles were nearly independent of NPR.

Key words Aerospace propulsion system; Spherical convergent flap nozzle; Vector thrust; Internal performance

1 引 言

随着未来战争对飞机机动性能的要求越来越高, 具有矢量推进能力已成为未来战斗机的基本要求和标准技术^[1]。国内外对轴对称和单边膨胀喷管已进行了大量的实验和数值方面的研究^[2~5], 而对于球型收敛调节片喷管的研究相对较少。球型收敛调节片喷管 (SCFN) 是一种可以实现俯仰/偏航/反推力/隐身功能的推力矢量喷管, 其采用万向节与下游的矩形

截面扩张段连接。既可以兼顾轴对称横截面结构矢量效率高、重量轻、压力分布均匀及矩形横截面易于与机身一体化的特点, 又大大缩短或取消“圆形转矩形”过渡段, 有利于减轻重量。

国外的 John G Taylor 针对 9 种不同的球型收敛调节片喷管进行实验研究, 在球型收敛段如何与矩形扩张段衔接能减小喷管性能损失方面得出一些设计参考结论^[6]。国内的张靖周教授对球型收敛调节片喷管的红外特性进行了实验研究, 观察到出口截面马

* 收稿日期: 2007-06-06 修订日期: 2007-12-12

作者简介: 王宏亮 (1983—), 男, 硕士生, 研究领域为传热与传质。E-mail: satisfywh@tom.com

鞍型异形总压分布及尾焰红外辐射的不对称性分布^[7]。赵一鹏通过计算的形式反映了矢量喷管内部的复杂流动状态,较好地捕获到激波,滑移面及分离现象^[8]。虽然国内外已经对 SCFN 做了一些研究,但通过计算的方法描述流场形态,并以此解释矢量作动下喷管性能变化原因的文章尚不充分。本文运用 CFD 数值计算软件,对 SCFN 矢量和非矢量作动下的一些性能进行了数值研究,并通过流场的计算来解释矢量作动给喷管性能带来影响的原因。

2 几何和数值计算模型

2.1 几何模型

本文研究的 SCFN^[9]通过转动万向节机构来实现偏航,使得气流的偏转发生在喷管喉部前的亚声速区域,大大减小了推力损失。具体结构如图 1 所示,设计压比为 5.92,膨胀比为 1.46。喷管由三部分构件组成:进口过渡段、球型收敛调节片段、侧壁和扩张壁段。喉部之前的管截面都是圆形,而从喉部截面开始变为矩形。喉部宽为 68.58 mm,高为 32.92 mm;出口宽为 68.58 mm,高为 48 mm;扩张段的轴向长度为 85.09 mm,侧板长度为 61.47 mm。

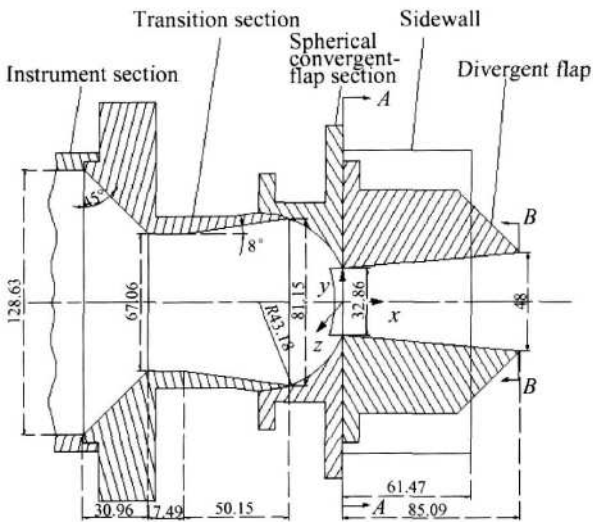


Fig 1 SCFN configuration

俯仰状态角度包括 15°, 25°(气流斜向 Y 的负方向), 偏航状态角度包括 7°, 10°(气流偏向 Z 轴正方向)。文中的坐标原点设在喉部截面的中心点上, X 方向为喷管出口的轴向, Y 方向为喷管仰角方向, Z 方向为喷管偏航方向。

2.2 数值计算模型

CFD 算法为时间推进的有限体积法,控制方程

选用三维守恒型的雷诺平均 N-S 方程,空间离散采用二阶迎风格式。通过算例验证后,湍流模型选用 Realizable 理论修正的 $k-\epsilon$ 模型。在近壁区采用非平衡的壁面函数法进行处理,并采用分离隐式求解器进行稳态计算。

计算域包括喷管内外流场,外流场轴向长度取喉部高度的 20 倍,外流上下边界与喷管外壁面的距离取喉部高度的 5 倍。喉部之后均为结构化的网格,并在喷管壁面处对网格进行加密。图 2 为 XOY 对称面内的网格分布图。边界条件如下:喷管内流进口为亚声速,热力学参数由滞止状态确定,即给定总压、总温及速度方向。气流入口温度为 300 K,落压比范围为 2.011~11.827。外流进口和外流上下边界均定为压力远场边界条件。假定喷管壁面为无滑移、非穿透、绝热壁面。

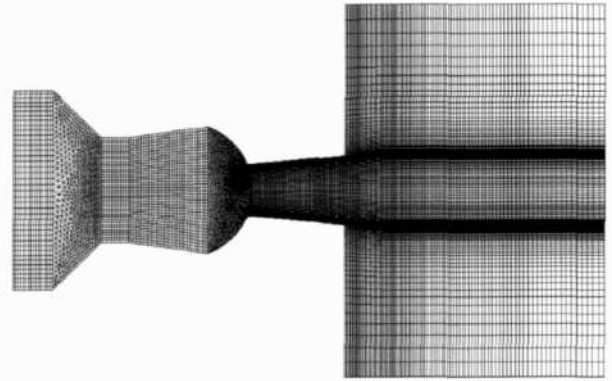


Fig 2 SCFN computational grid

3 喷管性能参数

喷管的性能一般用流量系数和推力系数来描述。对矢量喷管而言,则需增加另一个基本性能参数,即气动矢量角,目的是用它来表示矢量喷管实际产生的矢量推力的方向。

$$\text{流量系数 } C_d = (w_p / w_i) \quad (1)$$

$$\text{总推力系数 } C_v = (F_r / F_i)$$

$$F_r = \sqrt{F_x^2 + F_y^2 + F_z^2} \quad (2)$$

式中 w_i , F_i 分别是通过一维等熵公式计算出的理论流量和推力,而 w_p , F_r 分别为实际流量和推力,是通过数值计算得出。

$$\text{气动俯仰角 } \xi_p = \arctan(F_y / F_x) \quad (3)$$

$$\text{气动偏航角 } \xi_s = \arctan(F_z / F_x)$$

而几何俯仰角和几何偏航角则分别由 ξ_{p_g} , ξ_{s_g} 表示。

4 计算结果分析

4.1 算例验证

为了验证所采用的计算方法并选择合适的湍流模型, 针对文献 [10] 中的喷管选用标准 $k-\epsilon$ Realizable $k-\epsilon$ 和 RNG $k-\epsilon$ 三种湍流模型进行计算。图 3 (a), (b) 纵坐标为无量纲压力 (壁面静压与进口总压的比值), 横坐标为喷管轴线方向的无量纲位置 (轴向位置 x 与 L 的比值, 其中 L 为喷管扩张段长度), $x/L=0$ 为喷管的喉部。图 3 (a), (b) 和 (c) 分别表示侧壁、扩张壁中心线位置的无量纲压力和推力系数。通过图 (b) 和 (c) 可以看出 Realizable $k-\epsilon$ 表现出优于其它湍流模型的模拟效果。故以下的计算采用 Realizable $k-\epsilon$ 湍流模型。

4.2 流场分析

流动分离程度的大小直接影响到喷管的内特性, 故矢量作动下的流动情况成为评价喷管好坏的重要环节。在本文的矢量作动角度范围内, 偏航作动时并没有出现分离状况, 只是在下俯作动的过膨胀状态下出现流动分离, 15° 时是微弱的分离, 而 25° 时则出现较严重的分离。

图 4 以下俯 25° 的喷管为例, 分析具有矢量作动的喷管在过膨胀和欠膨胀状态下的流动特性。从 XY 截面内的马赫数等值线图来看, NPR 为 2.011 时, 由

于进口压力不大, 超声速流主要集中在喷管的扩张段内, 并且在下壁的拐角处有一道斜激波产生, 波后出现了严重的流动分离, 造成了很大的推力损失和流量下降。 NPR 为 4.992 时, 流场的高速区被推出了管外。由于膨胀波和激波的反射作用, 产生了一系列由激波和膨胀波构成的膨胀节。随 NPR 进一步的增大, 波系不断加强, 使得膨胀节变大, 波节的核心相距变远。 NPR 为 11.827 时, 第三个波节已经延伸到计算域外。图 4 (d) 是 NPR 为 2.011 时, 流动分离区的流线图。

4.3 性能分析

4.3.1 喷管偏航情况下的性能分析

本文计算的喷管是通过转动万向节机构来实现偏航, 再加上球型收敛段具有光滑的过渡形面, 故大大减少了流体偏转过程中的损失。此处将喷管置于 ($2.011 \sim 11.827$) 七个不同工况下, 以此来研究流量和推力系数随矢量角变化的规律。

图 5 图 6 分别为几何偏航矢量角对流量和推力系数的影响图线, 总体上来看, 随偏航角的加大喷管的两个性能参数没有产生很大的下降, 这说明通过旋转万向节机构来实现喷管偏航的做法还是很高效的。喷管由无矢量作动到偏航 7° 的状态, 流量系数的变化在 1% 左右, 而偏航角进一步由 7° 变为 10° 时, 流量的变化则非常小。由于流量系数主要受喷管喉部面

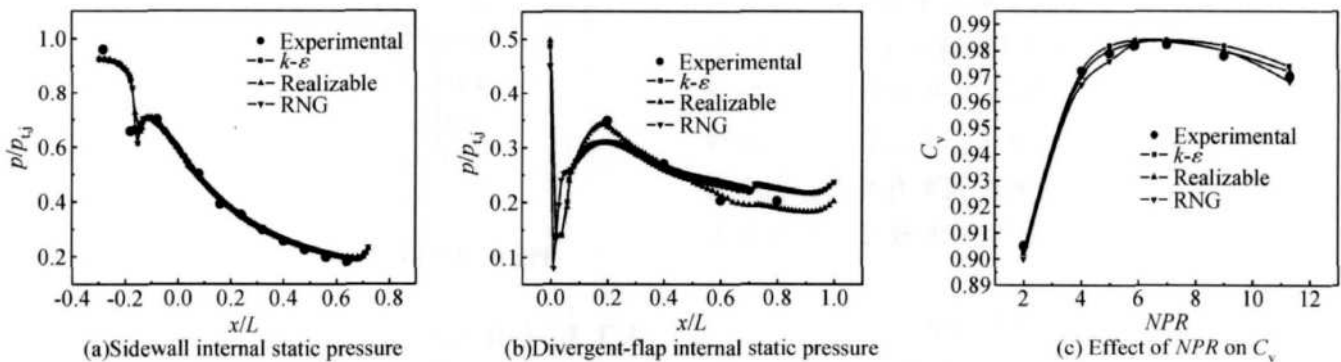


Fig. 3 Comparison of numerical and experimental data

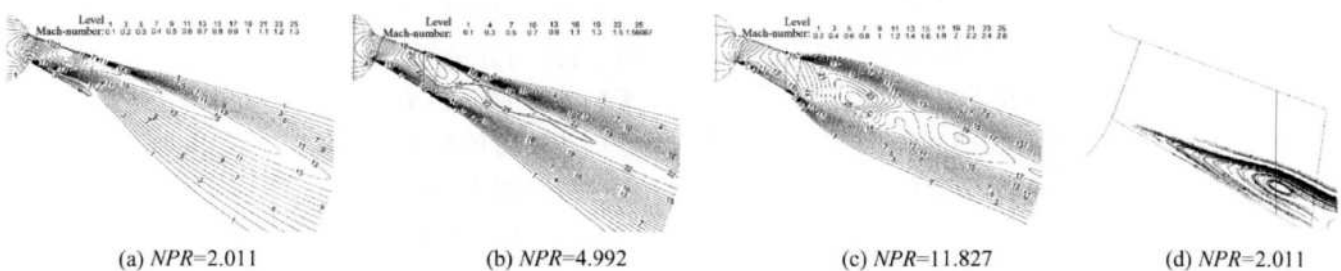


Fig. 4 Effect of NPR on Mach number contours

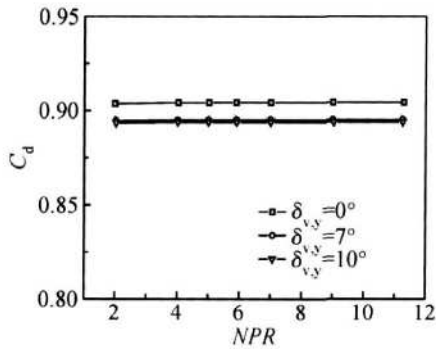


Fig. 5 Effect of geometric yaw angle on C_d

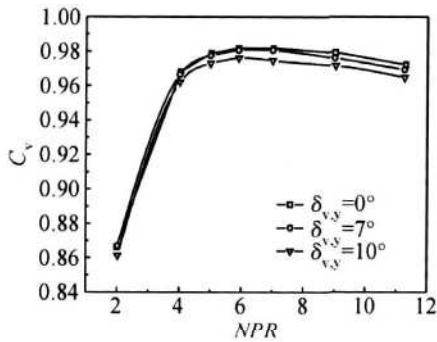


Fig. 6 Effect of geometric yaw angle on C_p

积的影响,而本文通过旋转万向节的形式来实现偏航,不会引发喉部面积的很大改变,所以呈现出偏航作动对流量影响很小的特性。在推力系数随偏航角变化方面,欠膨胀和过膨胀工况表现出的现象稍有不同。在过膨胀的状态下,矢量喷管的损失主要受管内激波和分离的影响,由于本文的球型收敛段很好地对气流的偏转起到了过渡作用,减小了流动分离,故在落压比小于6的工况下推力损失受偏航的影响很小。而当喷管达到欠膨胀的状态时,管内的流态稳定,这时推力损失受偏航角的影响稍有增大。图5还表明,流量系数 C_d 不随落压比 NPR 改变而发生很大变化,基本上保持恒定。

4.3.2 喷管下俯情况下的性能分析

由于下俯作动是通过将上下扩张壁向同一方向偏转相同角度来完成的,与偏航作动的实现形式不同,故对喷管性能的影响程度也有差异。图7,图8则是喷管产生 15° , 25° 下俯角的情况下,相应的流量和推力系数的变化图线。从流量系数图线可以看出,下俯带来的流量下降规律与偏航状态下的不同。偏航状态下喷管喉部的几何面积改变很小,只是由于小量回流的存在影响了流量。而喷管在实现下俯作动的过程中,引发了喉部有效面积的改变,直接导致了流量的下降。其实际面积随下俯角的改变为 $A_{8, \text{eff}} =$

$A_8 \cos \delta_p$,故在下俯作动中流量系数随下俯角的增大呈规律性下降。与偏航状态下相同的是,流量系数在下俯情况中也不随 NPR 改变而发生很大的变化。在同一下俯角度中,只是当 NPR 在2与3之间变化时流量有小量的变化,这可能是由于流动分离影响到喉部的有效面积所导致的。

由图8可以看出在喷管设计压比5.92左右,推力系数达到了峰值,即此工况下喷管处于完全膨胀的低损状态。在下俯 25° 的过膨胀状态下,由于很强的流动分离导致了推力系数的剧烈下降。对比无矢量和下俯 25° 角的推力在 NPR 为2.011工况的差值,大约在3%左右。

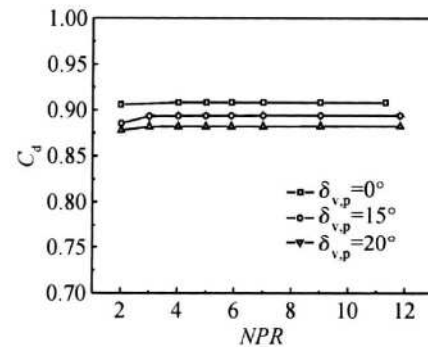


Fig. 7 Effect of geometric pitch angle on C_d

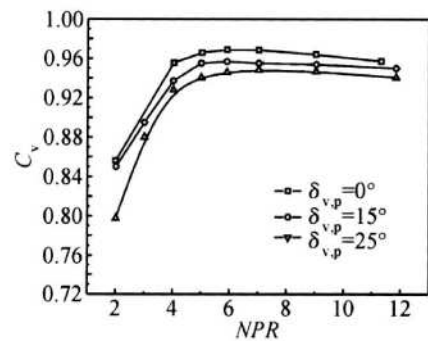


Fig. 8 Effect of geometric pitch angle on C_p

4.3.3 落压比对气动矢量角的影响

图9可以看出 NPR 的变化对气动偏航角 δ 的影响很小,其值基本与几何偏航角相等。这是由于气流在喉部前的亚声速流域内完成偏转,当其流到喉部时,气流的方向与扩张段的轴向平行,此情况相当于无矢量状态下的管内扩张段流动,故气动偏航角 δ 就等于喷管的偏航作动角度。在图10中几何矢量角不变的情况下,随着 NPR 的升高,气动下俯角逐渐增大,并达到一个峰值,然后开始下降。最大的气动角度可比几何角度大 6° 。在 NPR 达到设计压比后,随 NPR 的增加,气动矢量角逐渐接近几何矢量角。

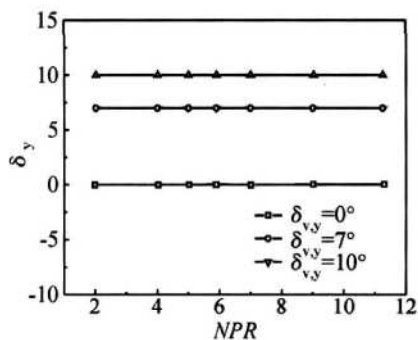


Fig. 9 Effect of NPR on resultant yaw angle

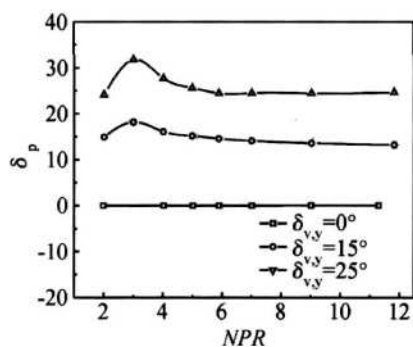


Fig. 10 Effect of NPR on resultant pitch angle

5 结 论

由于偏航和下俯的实现形式不同,偏航时喉部有效面积基本不变,而下俯时喉部有效面积随下俯角的增大而变小,所以偏航角度的变化对流量系数影响很小,而下俯角度和流量系数的变化呈现一定的规律性。流量系数受落压比的影响很小,其值基本不变。

在获得矢量推力的同时并没有引发很大的推力损失,说明 SCFN 是一种高性能的矢量喷管,但与偏航的状态相比下俯作动所引发的推力下降稍大。喷管的工况从过膨胀状态到欠膨胀状态,其推力系数最大值出现在设计压比附近,这与理论分析的结论一致。

落压比对气动偏航和下俯角产生不同的影响:气动偏航角基本与几何偏航角相等,不受落压比的影响,而气动下俯角随落压比由 2.011~11.827 的变化,呈现出先增加再减小的趋势,峰值出现在落压比

为 3 左右。

参考文献:

- [1] Weber Y S, Bowers D L. Advancements in exhaust system technology for the 21 st century[R]. AAA 89-2816
- [2] John S Ome, Ross Hathaway, Michael D Ferguson. Initial flight test evaluation of the F-15 ACTIVE axisymmetric vectoring nozzle performance[R]. NASA TM 1998-206558
- [3] 金捷,王强. 轴对称矢量喷管内流特性的数值模拟研究[J]. 航空动力学报, 2001, 16(4).
- [4] 金捷,赵景芸,张明恒,等. 轴对称矢量喷管内流特性的模型实验[J]. 推进技术, 2005, 26(2). (JIN Jie ZHAO Jing-yun, ZHANG Ming-heng et al Experimental investigation of static internal performance for an axisymmetric vectoring thrust nozzle[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2005, 26(2).)
- [5] 汪维娜,王占学,乔渭阳. 单斜面膨胀喷管几何参数对流场和性能的影响[J]. 航空动力学报, 2006, 21(2).
- [6] John G Taylor. Internal performance of a hybrid axisymmetric/nonaxisymmetric convergent divergent nozzle[R]. NASA TM -423Q 1991
- [7] 张靖周,谢志荣,郑礼宝. 球面收敛二元扩张矢量喷管热射流特征的实验研究[J]. 燃气涡轮实验与研究, 2004, 17(3).
- [8] 赵一鹏,余少志. 复杂几何形状喷管内外三维流场的数值模拟[J]. 推进技术, 2000, 21(3). (ZHAO Yi-peng, YU Shao-zhi Numerical simulation on internal and external flow fields of nozzle with complex geometry[J]. *Journal of Propulsion Technology*, 2000, 21(3).)
- [9] Bobby L Berrier, John G Taylor. Internal performance of two nozzles utilizing gimbal concepts for thrust vectoring[R]. NASA TP-2991, 1990
- [10] Lai H, Nelson E. Comparison of 3D computation and experiment for non-axisymmetric nozzles[R]. AAA 89-0007.

(编辑: 朱立影)