

文章编号:1674-8190(2013)03-376-05

S形进气道中心线方程构造及其影响的研究

屠秋野, 胡伟瀚, 陈劼

(西北工业大学 动力与能源学院, 西安 710072)

摘要: 为了拓展S形进气道中心线的选择范围,根据S形进气道的几何边界条件,提出一种基于多项式形式的中心线造型方法。依据不同的中心线拐点位置,采用该方法构造九条有代表性的中心线方程,并建立相应的S形进气道的几何造型。通过对不同几何造型进气道的三维N-S方程数值计算,得到S形进气道的总压恢复和 DC_{50} 等性能指标,并通过分析发现S形进气道中心线拐点位置对这些性能指标的影响。结果表明:随着中心线拐点位置向后移动,总压恢复系数得到提高,但出口不均匀程度变坏。

关键词: S形进气道;中心线方程构造;拐点

中图分类号: V231.3

文献标识码: A

S-shaped Intake Central Line Equation Construction and Study of Its Implications

Tu Qiuye, Hu Weihan, Chen jie

(School of Power and Energy, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: Based on the geometric boundary conditions of central line of the S-shaped intake, a polynomial construction method is put forward in order to extend the selection of central line. Depending on the different position of inflection point, 9 typical central lines are given, and the respective S-shaped intake geometric models are built up. The total pressure recovery, outlet dynamic pressure and DC_{50} index are calculated by solving the 3-D Navier-Stokes equations, through analysis the relationships between the position of S-shaped intake central line inflection point and the performance parameters are found. The results showed that the total pressure recovery will be improved and the DC_{50} index will become worse while the inflection point of the central line move from the inlet to the outlet.

Key words: S-shaped intake; central line equation construction; inflection point

0 引言

在飞行器尤其是巡航导弹上,由于结构布局的需要,进气道轴向尺寸有一定限制,进气道常设计为大偏距、短扩压结构。在实际应用中,以S形进气道为主,其结构形式如图1所示。由于S形进气道其进气口突出于弹体外且与来流方向平行,能充分利用高能来流冲压,可获得较高的气动性能。

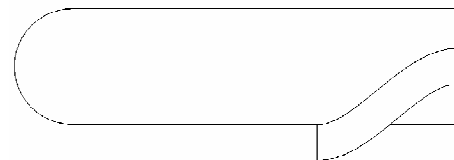


图1 S形进气道结构布局示意图

Fig. 1 S-shaped intake structure layout diagram

国外对S形进气道的研究较深入,C. C. Lee等^[1]提出了S形进气道三条中心线的构造方法;Ezgi S Taskinoglu等^[2]、W. Tsay等^[3]对埋入式进气道进行了相关的数值模拟并优化了整个设计过

程;Vasilije J Jouanovic 等^[4]对带扰流片的埋入式进气道进行实验分析,总结了扰流片安装位置对埋入式进气道的影响。

目前,国内已有不少院校及科研院所开展了对S形进气道的相关研究。李岳峰等^[5]将形状指数 n 和 S 形进气道的截面面积变化规律联系起来,为提高指数的准确性和效率,提出了一种改进的超椭圆 S 形进气道设计方法。杨爱玲等^[6]的研究则指向由 S 形进气道改进得到的埋入式进气道,总结归纳了其在不同攻角及不同侧滑角下总压恢复系数和出口畸变指数的变化规律。郭荣伟等^[7]概括性总结了对埋入式进气道设计的各个环节。孙妹等^[8]、余安远等^[9]在理论研究的基础上对不同的埋入式进气道的性能进行了地面实验分析。

文献[1]给出的三条中心线被国内 S 形进气道设计广泛采用^[5-18]。但在实际进气道设计中,这三条中心线方程远远不能满足进气道几何构型的需求。本文针对这个问题开展相关的研究工作,构造新的多项式来拓展中心线方程并完成进气道的几何造型,结合 CFD 计算完成进气道数值计算,评估进气道的总压恢复和出口气流均匀度两个主要性能指标。以期找到一种通用的中心线构型方法,进一步拓展进气道中心线的选择范围。

1 S形进气道中心线方程的边界条件

本文研究的 S 形进气道中心线方程为多项式结构,假定其一般形式为

$$Y = \Delta Y [a(X/L)^n + b(X/L)^{n-1} + \dots + k(X/L)^0] \quad (1)$$

式中: Y 为进气道中心线纵坐标; ΔY 为进气道偏心率; X 为进气道中心线横坐标; L 为进气道长度。

设: $y = \Delta Y/Y, x = \Delta X/L$

则上式可表示为

$$y = f(x) = ax^n + b(x)^{n-1} + \dots + kx^0 \quad (2)$$

中心线方程满足

$$x, y \in (0, 1), f(0) = 0, f(1) = 1,$$

$$f'(0) = 0, f'(1) = 0$$

中心线在 $x \in (0, 1)$ 区间内有且仅有一个拐

点,即在 $x \in (0, 1)$ 内只有一个 x_0 点使 $f''(x_0) = 0$ 。

2 中心线的构造

鉴于多项式的多样性,先从一些简单有规律的方程入手,给定一些简单的条件:两项式,幂次分别为 n 和 $2n$ 。通过待定系数可以确定方程 $y = -x^4 + 2x^2$ 满足上述边界条件。通过二阶导数计算得到方程拐点位于 $x_0 = \sqrt{3}/3$,该中心线方程确定的进气道属于入口缓、出口急的类型。如需找出入口急、出口缓的进气道,如何确定中心线方程仍需进一步研究。

$f'(0) = 0, f'(1) = 0$ 只要满足上述规律的方程绕 $(0.5, 0.5)$ 旋转 180° 后的曲线方程依旧满足条件,且新的方程拐点落在 $x_0 = 1 - \sqrt{3}/3$,得到曲线。旋转后的曲线方程为: $y = (1-x)^4 - 2(1-x)^2 + 1$,其在 $x \in (0, 1)$ 的拐点为 $x_0 = 1 - \sqrt{3}/3$ 。

拓展 $y = -x^4 + 2x^2$ 到 $y = -x^2n + 2x^n$ (n 为常数)这种形式,得到旋转后的方程为: $y = [(1-x)^n - 1]^2$ 满足条件,且有该两方程拐点满足:

$$x_{0(1)} + x_{0(2)} = 1 \quad (3)$$

式中: $x_{0(1)} = \sqrt[3]{\frac{n-1}{2n-1}}, x_{0(2)} = 1 - \sqrt[3]{\frac{n-1}{2n-1}}$ 。 n 的值越大,旋转前方程的拐点 $x_{0(1)}$ 越接近 1,旋转后方程的拐点 $x_{0(2)}$ 越接近于 0,应视情况取 n 值。

鉴于上述方程形式的特殊性,再考虑以下两种情况。

(1) 当中心线方程为 $n, n+1$ 时,同上代入 $f(0) = 0, f(1) = 1, f'(0) = 0, f'(1) = 0$,可得该类方程的基本形式: $y = -nx^{n+1} + (n+1)x^n$ 其在 $x \in (0, 1)$ 内的拐点落在 $x = 1 - 1/n$ 上,旋转后方方程拐点落在 $x = 1/n$ 上。

(2) 当中心线方程为 $y = ax^n + bx^{n+1} + cx^{n+2}$ 时,同理,代入 $f(0) = 0, f(1) = 1, f'(0) = 0, f'(1) = 0$,解得: $b + 2c = -n, a - c = n + 1$,且 $a + bx + cx^2$ 在 $x \in (0, 1)$ 恒大于零。只要参数满足此种形式,再加之旋转,则又是两条符合普适规律的曲线。

运用上述方法,创建九条曲线方程,如表 1 所示,编号为 C、D1、D2 的中心线方程是文献[1-8]中常见的三条曲线。

表 1 不同的中心线方程及参数
Table 1 Different central line equation and parameter

编号	方程	拐点
A1	$y = -x^4 \mid 2x^2$	0.577 350
A2	$y = [(1-x)^2 - 1]^2$	0.422 650
B1	$y = -5x^6 \mid 6x^5$	0.800 000
B2	$y = 1 \mid 5(1-x)^6 - 6(1-x)^5$	0.200 000
C	$y = -2x^3 + 3x^2$	0.500 000
D1	$y = -3x^4 + 4x^3$	0.666 667
D2	$y = 3x^4 - 8x^3 \mid 6x^2$	0.333 333
E1	$y = 6x^4 - 6x^5 \mid x^6$	0.735 089
E2	$y = 1 - 6(1-x)^4 + 6(1-x)^5 - (1-x)^6$	0.264 911

九条中心线方程的曲线形式如图 2 所示。从左至右中心线方程拐点的 x 坐标逐渐增加。

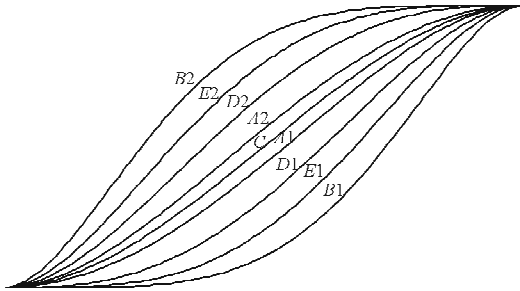


图 2 中心线线型
Fig. 2 Central line diagram

3 S 形进气道性能模拟及其结果分析

3.1 几何建模及计算条件设定

用上述九条曲线方程建立模型。本文只研究中心线选取对 S 形进气道的影响,所以此处模型面积变化规律为均匀变化。

进气道基本尺寸如下:长高比 1.8,入口为竖向跑道形,出口为直径 75.55 mm 的圆形,进出口面积比 0.75;外流场为高 3 000 mm,半径 600 mm 的圆柱体。进气道部分附面层网格划分如图 3 所示。

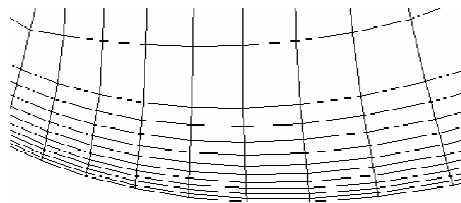


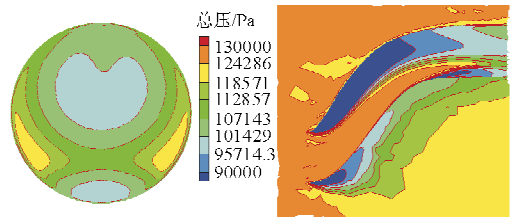
图 3 附面层网格分布
Fig. 3 Mesh of boundary layer

外部流场使用非结构化网格,进气道内部使用结构化网格,边界添加附面层网格(进气道部分不涉及唇口修形),内部边界到外边界使用非结构化网格,使用网格尺寸递增比为 1.2,最大网格尺寸为 80 mm 的尺寸函数,网格总数量 150 万左右。

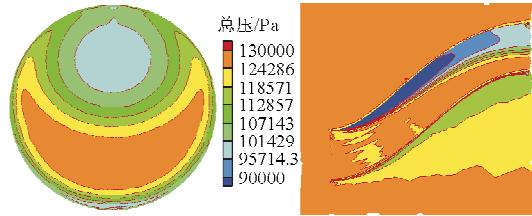
三个外表面设置为压力远场条件, $Ma = 0.6$,初始静压 97 700 Pa,攻角为 0° 。本文着重研究进气道性能参数随中心线的变化情况,所以湍流模型选用收敛性较好的 S-A 模型。

3.2 计算结果及其分析

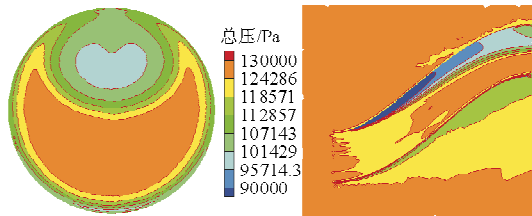
对九条中心线构造的进气道进行数值模拟,给出轴向切面和出口周向切面的总压云图如图 4 所示。



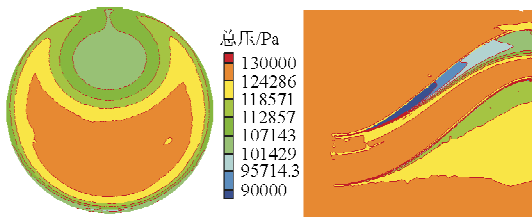
(a) B2



(b) A2



(c) C



(d) A1

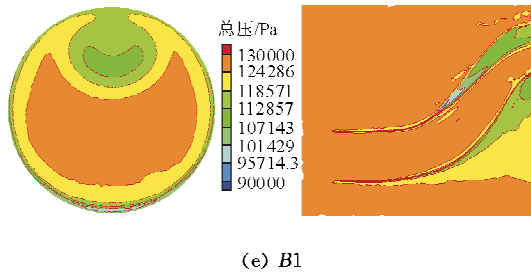


图 4 出口截面及进气道部分竖向切面总压云图(部分)

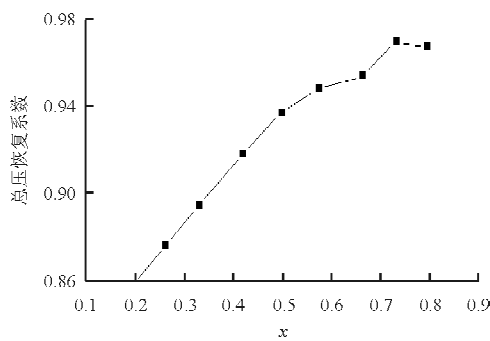
Fig. 4 Total pressure contour of outlet and inlet vertical section(part)

本文选择切取 60°扇形面来衡量整个进气道出口截面气流的均匀性,求出该面上的总压畸变指数 DC_{60} , 其值越小均匀性越好。 DC_{60} 的计算公式为

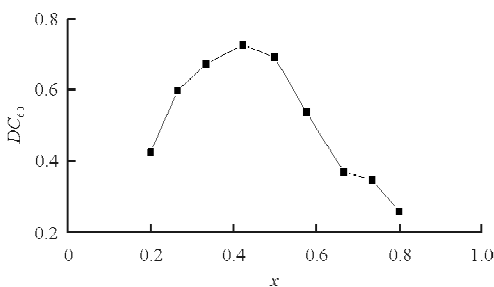
$$DC_{60} = \frac{p_{out}^* - p_{60}^*}{p_{out,动压}} \quad (4)$$

式中: p_{out}^* 为进气道出口总压; p_{in}^* 为进气道入口总压; p_{60}^* 为 60°低压扇区内的平均总压; $p_{out,动压}$ 为进气道出口的动压。

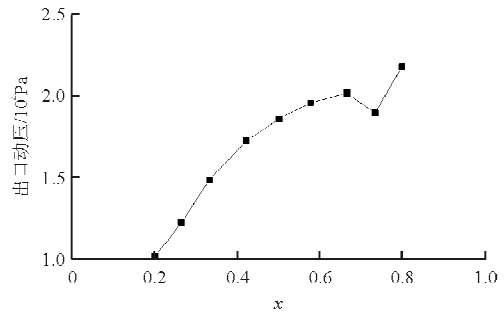
进气道性能参数与拐点 x 坐标图,如图 5 所示。



(a) σ 与中心线方程拐点位置的关系



(b) DC_{60} 与中心线方程拐点位置的关系



(c) 出口动压与拐点位置的关系

图 5 进气道性能参数与拐点 x 坐标图

Fig. 5 Relationships between different performance parameters and inflection points

从图 4 和图 5 可以看出:当中心线拐点距离进气道进口最近时,进气道的中心线属典型的前急后缓型,进口气流未经充分扩压会产生较大的速度损失,所以总压恢复最低;而出口前平直段较长,所以气流掺混充分,出口总压变化梯度小,但是较大的速度损失导致出口动压偏低,因此出口 DC_{60} 指数偏高。随着中心线拐点向进气道出口移动,进口流道曲率变化趋缓,速度损失减小,总压恢复提高;另一方面,进气道出口流道曲率变化转急,出口截面总压变化梯度逐渐增大,对 DC_{60} 指数产生不利影响,而速度损失减小带来的出口动压升高对降低 DC_{60} 则是有利的,综合出口总压分布均匀性的变差和出口动压改善, DC_{60} 指数的变化是先增加后减小。当中心线拐点距离进气道出口最近时,进气道中心线属典型的前缓后急型,进口气流经充分扩压后速度损失最小,总压恢复最高;而出口前平直段很短,所以气流掺混不充分,出口总压变化梯度最大,但是最小的速度损失带来了最高的出口动压,因此出口 DC_{60} 指数最小。

4 结 论

(1) S 形中心线造型方法可以根据方程的拐点位置,构造出不同缓急变化程度的进气道中心线。

(2) 针对不同的中心线方程,建立进气道的几何模型,并采用三维 N-S 方程进行了数值模拟。随着中心线拐点位置从进气道进口到出口方向的移动,进气道的总压恢复和出口动压逐渐增加,

DC_{60} 指数先增加后减小。当拐点位置位于进气道进出口中间区域时, DC_{60} 指数达到最大。

(3) 本研究仅考虑了中心线变化对进气道的性能影响, 中心线与面积比同时变化对进气道性能的综合影响将在后续工作中进行研究。

参考文献

- [1] Lee C C, Boedicker C. Subsonic diffuser design and performance for advanced fighter aircraft [J]. AIAA-85-3073, 1985.
- [2] Ezgi S Taskinoglu, Doyle Knight. Numerical analysis of submerged inlets[J]. AIAA-2002-3147, 2002.
- [3] Tsay W, Chen C, Chung Shan. Numerical simulation of the submerged inlet[J]. AIAA-90-2137, 1990.
- [4] Vasilije J Jovanovic, Ezgi S Taskinoglu, Doyle D Knight. Experimental investigation of a submerged subsonic inlet-Part II [J]. AIAA-2004-4842, 2004.
- [5] 李岳锋, 杨育真, 孙志强. 超椭圆 S 形进气道的设计及气动性能研究[J]. 计算机仿真, 2011, 28(3): 82-86.
Li Yuefeng, Yang Qingzhen, Sun Zhiqiang. Design of super-elliptic S-shaped inlet and analysis of aerodynamic performance[J]. Computer Simulation, 2011, 28(3): 82-86. (in Chinese)
- [6] 杨爱玲, 夏阳, 郭荣伟, 等. 埋入式进气道的设计及其气动性能研究[J]. 空气动力学学报, 1998, 16(2): 154-161.
Yang Ailing, Xia Yang, Guo Rongwei, et al. An investigation on design and performance for a submerged air intake [J]. Acta Aerodynamic Sinica, 1998, 16(2): 154-161. (in Chinese)
- [7] 郭荣伟, 刘少永. 埋入式进气道设计[J]. 南京航空航天大学学报, 2001, 33(1): 8-12.
Guo Rongwei, Liu Shaoyong. Design of the submerged inlet [J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2001, 33(1): 8-12. (in Chinese)
- [8] 孙姝, 郭荣伟, 伍贻兆. 一种平面埋入式进气道的地面工作特性及流态特征 [J]. 航空动力学报, 2007, 22(3): 390-395.
Sun Shu, Guo Rongwei, Wu Yizhao. Experimental and computational study of a submerged inlet on the plane surface under ground running [J]. Journal of Aerospace Power, 2007, 22(3): 390-395. (in Chinese)
- [9] 余安远, 乐嘉陵, 郭荣伟. 隐身外形飞行器用埋入式进气道的设计与风洞实验研究 [J]. 空气动力学学报, 2007, 25(2): 150-156.
Yu Anyuan, Le Jialing, Guo Rongwei. A study of the design method and an investigation of high speed experiments for a submerged inlet under a stealthy shaped fuselage [J]. Acta Aerodynamic Sinica, 2007, 25(2): 150-156. (in Chinese)
- [10] 谢文忠, 郭荣伟. 腹下无隔道大偏距 S 弯进气道流场特性 [J]. 航空学报, 2008, 29(6): 1453-1459.
Xie Wenzhong, Guo Rongwei. Flow field of ventral diverter-less high offset s-shaped inlet at transonic speeds [J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2008, 29(6): 1453-1459. (in Chinese)
- [11] 彭成一, 马强, 马家驹. 埋入式进气道设计 [J]. 推进技术, 1998, 19(4): 36-40.
Peng Chengyi, Ma Qiang, Ma Jiaju. Design of the submerged inlet [J]. Journal of Propulsion Technology, 1998, 19(4): 36-40. (in Chinese)
- [12] 丁珏, 翁培奋. 飞航导弹及其进气道内外流场的数值模拟 [J]. 弹道学报, 2003, 15(2): 11-16.
Ding Jue, Weng Peifen. Numerical simulation of in and out flowfield for the flying missile and its submerged air inlet [J]. Journal of Ballistics, 2003, 15(2): 11-16. (in Chinese)
- [13] 刘大响, 叶培梁, 胡骏, 等. 航空燃气涡轮发动机稳定性设计与评估技术 [M]. 北京: 航空工业出版社, 2004.
Liu Daxiang, Ye Peiliang, Hu Jun, et al. Aviation gas turbine engine stability design and assessment [M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2004. (in Chinese)

作者简介:

屠秋野(1971—),男,博士,副教授。主要研究方向:发动机总体性能。

胡伟瀚(1989—),男,硕士研究生。主要研究方向:流场分析。

陈 劼(1989—),男,硕士研究生。主要研究方向:发动机总体性能。

(编辑:张杰)