

DOI:10.19344/j.cnki.issn1671-5276.2026.04.032

基于 CST 参数化方法设计的中介机匣数值仿真

陈恩杰

(江苏中科能源动力研究中心,江苏 连云港 222042)

摘 要:研究不同的中介机匣参数化设计方法,目标是在特定区域内给出具有良好气动性能的几何造型,从而为后续三维数值仿真提供参考。基于 CST 参数化方法,分析不同 Bernstein 多项式下中介机匣曲线的匹配程度,对基于 CST 参数化方法设计的中介机匣进行数值仿真。结果表明:CST 参数化方法适用于中介机匣的设计,二维中介机匣具有良好的气动性能。

关键词:中介机匣;CST 参数化方法;数值仿真

中图分类号:V231.3 **文献标志码:**A **文章编号:**1671-5276(2026)04-0163-05

Numerical Simulation of Intermediate Casing Designed Based on CST Parameterization Method

Chen Enjie

(Jiangsu Zhongke Research Center for Clean Energy and Power, Lianyungang 222042, China)

Abstract: Different parametric design methods for intermediate casings are studied, aiming to obtain geometric configurations with good aerodynamic performance within a specific region, thereby providing a reference for subsequent three-dimensional numerical simulations. Based on the CST parameterization method, this research analyzes the matching degree of intermediate casing curves under different Bernstein polynomials, and conducts numerical simulations on the intermediate casing designed using the CST parameterization method. The results show that CST parameterization method is suitable for the design of intermediate casings, and the two-dimensional intermediate casing exhibits good aerodynamic performance.

Keywords: intermediate casing; CST parameterization method; numerical simulation

0 引言

中介机匣是涡扇发动机中用来连接高、低压压缩部件的重要过渡通道和主要承力件。为了避免高、低压压气机的径向流道高度落差,中介机匣通常采用“S”造型。中介机匣典型特征是内部具有大流线曲率与强压力梯度,其流场品质对高压压气机部件及发动机整机的工作性能均会产生影响,是涡扇发动机中关键部件之一。

国外开展了大量关于中介机匣设计的研究。Wallin 等^[1]以高落差中介机匣为基础,运用 4 个独立参数描述过渡段流道几何。将响应面法应用于中介机匣优化设计和验证工作。在出口气流径向分布无约束的条件下,优化后损失减小。Ghisu 等^[2]采用遗传算法对端壁形状进行优化,损失系数进一步减小。Naylor 等^[3]的研究发现,对非轴对称端壁型面进行优化可使角区分离发生偏移。

国内在此方面也有不少研究。An 等^[4]研究

为设计上游静子导向叶片、支板和中介机匣一体化设计方法提供了理论基础。黄旭等^[5]研究发现旋涡模型主要由马蹄涡、壁角涡、轮毂/支板角区分离涡及机匣出口分离涡等 4 个旋涡构成。Xin 等^[6]和赵龙辉等^[7]实验测量研究发现改型支板中介机匣流道总压损失显著降低。茅晓晨等^[8]发现进气畸变下出口流场高总压损失与畸变主要来源于轮毂表面附面层分离产生的旋流和支板角区分离的共同作用。

阙晓斌等^[9]采用了参数化的描述方式,引入了半程落差比的概念,提出用函数来描述该流道的几何型线。屠秋野等^[10]提出了一种应用于过渡段的造型方法:用 3 个几何控制因素来描述过渡段的造型。Jin 等^[11]提出了一种轴流式压气机 S 型过渡段的端壁造型的优化方法。富裕等^[12]通过改变轮毂局部型面补偿支板带来面积堵塞的构型设计,提高了流场的品质。Gao 等^[13]提出了多目标组合优化设计方法。其三个核心部分为

作者简介:陈恩杰(1991—),男,江苏连云港人,研究生,研究方向为内流场气动设计,chenenjie@jsepc.ac.cn。

CST 参数化方法,实验设计和 ASA 优化算法。邓小明^[14]针对紧凑型内涵发展了“中线分布+面积分布+厚度叠加”的二维造型方法以及高精度的分流环 CST 参数化方法,以此为依据建立了多目标组合优化设计方法,以及“多目标直接优化设计方法,并通过不同分流环的算例,验证了其有效性和可靠性。

本文的主要研究目的就是分析 CST 参数化方法对中介机匣曲线的适用性。对通过 CST 设计方法的中介机匣进行数值仿真,分析其气动性能。

1 CST 参数化方法

1.1 CST 参数化方法

本文对中介机匣的参数化设计分析中主要采用波音公司 Kulfan^[15]提出 CST 参数化方法。CST (class-shape transformation) 参数化方法,最早被应用在飞机机翼的设计中。翼形的流线形状对飞机的气动性能有较大的影响,故需要有一个合适的参数化方法来描述翼形曲线,使之尽量光滑地过渡^[16]。CST 参数化方法是使用一个类别函数 (class function) 和一个形状函数 (shape function) 来表示几何外形的类别形状函数变换。通过最小二乘法,对许多不同形状翼型的分析、计算和拟合,得到了表示形状函数多项式阶数的经验取值范围。在这个方法中,两个函数的主要功能为:类别函数可以拟合不同曲线的几何外形种类,所有同类的几何外形都可由这个基本的几何外形派生出来;形状函数可以对类别函数形成的基本几何外形进行调整,设计所需的几何外形^[17]。国内学者开展了飞行器^[18-19]、翼型^[20-22]和叶轮机匣^[23-25]的气动设计相关方面的研究。

1.2 CST 参数化方法对中介机匣适用性分析

用 CST 方法表示中介机匣的数学公式为

$$\zeta(\psi) = C(\psi)S(\psi) + \psi\Delta\zeta_T \quad (1)$$

式中: $\psi = x/L$, L 为中介机匣流道的长度, x 为中介机匣曲线上的点沿水平方向的点的坐标; $\zeta = y/L$, y 为中介机匣曲线上沿竖直方向的点的坐标; $\Delta\zeta_T$ 为中介机匣的机匣面出口处的内径。

CST 方法中类别函数的表达式为

$$C(\psi) = (\psi)^{N_1}(1-\psi)^{N_2} \quad (2)$$

式中 N_1 和 N_2 分别为不同基本几何形状的类别,用于判断中介机匣曲线的凹凸性。

本文使用的形状函数的表达式为 Bernstein

多项式的加权求和的表达式。CST 方法中形状函数的表达式为

$$S(\psi) = \sum_{i=0}^n b_i B_n^i(\psi) = \sum_{i=0}^n b_i [K_n^i \psi^i (1-\psi)^{n-i}] \quad (3)$$

$$K_n^i = \frac{n!}{i! (n-i)!} \quad (4)$$

式中: B_n^i 为 Bernstein 多项式; i 为指数; n 为阶数; K 为组合数; b_i 为引进的权重因子,用于判断中介机匣曲线的凹凸程度。

利用上述公式进行 MATLAB 编程,通过导入中介机匣型线所有点的 txt 文件,并运行 opt.m 的文件,通过程序中对原曲线的类别函数和形状函数的分析,用最小二乘法将原曲线拟合,可得到表示其对应基本几何形状的类别的 N_1 和 N_2 的取值。

1.3 参数化方法适用性分析

文献[13]使用 CST 方法对中介机匣的分流环进行的参数化拟合的研究,结果表明 4 阶以上的 Bernstein 多项式可以较好地拟合中介机匣曲线,并且描述精度较高。

图 1 为分别使用 $n = 1 \sim 10$ 时 CST 参数化方法拟合曲线点和实际曲线点的坐标残差的平方和。从图 1 可以看出,对中介机匣机匣面曲线进行参数化表示时, Bernstein 多项式阶数越高,误差越小。 n 大于 5 时精度可以满足仿真要求;当 n 不小于 7 以后,误差趋向于稳定,可以达到很高的精度。用 CST 方法得到误差很小,在 10^{-3} 的量级,达到了预期的目标。故在中介机匣的参数化设计分析中,可以使用 CST 的参数化方法。

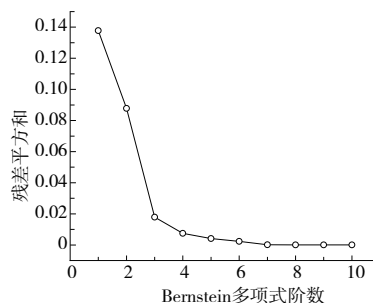


图 1 不同 Bernstein 多项式阶数残差平方和

为了既能精准地拟合中介机匣曲线,又能减少计算工作量,本文参数化设计中 Bernstein 多项式取用 5 阶多项式,故也可以得到符合原曲线的 5 组权重因子 b_i 。计算得中介机匣的机匣面的 N_1

等于 0.12, N_2 等于 0.14, 对中介机匣的机匣面进行参数化, 得到的结果如图 2 所示。从图 2 可以看出, 使用 CST 方法参数化后得到的曲线与原曲线基本吻合, 拟合程度较高。

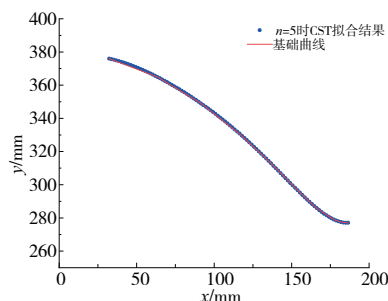


图 2 $n=5$ 时, CST 拟合结果和基础曲线对比

2 气动分析

2.1 几何模型

图 3 为采用 CST 参数化方法设计的中介机匣形状示意图。中介机匣无量纲设计特征参数为: $\Delta R_{\text{casing}}/L = 0.44$, $\Delta R_{\text{hub}}/L = 0.06$, $h_{\text{in}}/L = 0.40$, $h_{\text{up-out}}/L = 0.13$, $h_{\text{down-out}}/L = 0.51$ 。其中, ΔR_{casing} 为中介机匣的机匣面进、出口半径落差; ΔR_{hub} 为中介机匣的轮毂面进、出口半径落差; L 为中介机匣水平方向流道长度; h_{in} 为进口流道高度; $h_{\text{up-out}}$ 为外涵出口流道高度; $h_{\text{down-out}}$ 为内涵出口流道高度。

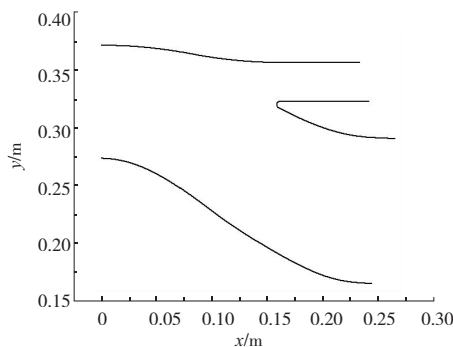


图 3 中介机匣形状示意图

在 UG 建模时, 为了让流场充分发展, 尤其让附面层充分发展, 对中介机匣进口和内外涵出口段进行 3 倍高度的延长处理, 二维模型如图 4 所示。



图 4 中介机匣二维几何模型

2.2 网格划分和求解设置

考虑到流道壁面附面层的影响, 故壁面附近要做适当的加密处理。第一层网格距离给定为 0.01 mm, 比值给定为 1.1。中介机匣的划分网格总数为 22 668 个, 网格划分如图 5 所示。

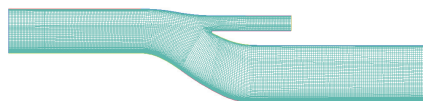


图 5 中介机匣网格示意图

根据不同的适用情况, 结构化网格按照网格分布可以分为 H-Block 网格和网格 O-Block, C-Block 格和 Y/L-Block 网格可以看成是特殊的 O-Block 网格。由于分流环壁面处流动较为复杂, 且分流环的形状为弧形凸出形状, 本次采用 C 网格的方法处理分流环附近的 Block。

选取中介机匣的二维模型为研究对象, 不考虑支板对其的影响因素。使用 FLUENT 的 SST $\kappa-\omega$ 湍流模型, 流体为理想气体, 进口马赫数为 0.48。

2.3 数值仿真结果分析

引入评估中介机匣气动性能的参数。

静压系数为

$$C_p = \frac{P_{\text{sref}} - P_s}{P_{0\text{ref}} - P_{\text{sref}}} \quad (5)$$

总压损失系数为

$$Y_p = \frac{(\widetilde{P}_0)_{\text{in}} - (\widetilde{P}_0)_{\text{ex}}}{P_{0\text{ref}} - P_{\text{sref}}} \quad (6)$$

表 1 为不同工况下中介机匣内外涵道出口总压损失系数 Y_p 。

表 1 不同工况下中介机匣内外涵道出口总压损失系数 Y_p
单位: %

参数	涵道比	
	0.32	0.50
外涵道总压损失系数 Y_p	0.89	1.07
内涵道总压损失系数 Y_p	0.29	0.50

在涵道比 0.32 的情况下, 得到的内涵道总压损失系数最高为 0.29%, 总压损失较小。在涵道比 0.50 的工况下, 总压损失系数与涵道比 0.32 工况下相差 0.2 个百分点左右。这是由于在涵道比 0.50 时轮毂面后半出现了回流区, 所以总压损失也相对较大。其次, 可以看出, 外涵道出口的总压

损失系数比内涵道出口的总压损失系数要大,主要由于外涵道的截面面积较小,受黏性力的影响较大,所以总压损失较大。

从图 6 可以看出,两种涵道比工况下的静压系数分布趋势基本一致,但是涵道比 0.32 要比涵道比 0.50 的静压系数值要大。在中介机匣第 1 个弯道附近有拐点,静压系数变化剧烈,压力损失较大。在第 1 个拐点之后,两种工况下的静压系数均呈现上升的趋势,上升的程度却不同。在涵道比 0.50 的工况下,在 $0.4L$ 的位置附近,第 1 个和第 2 个拐点之间,此段静压系数波动较大,静压系数上升程度较大,逆压力梯度较大,在此处易造成流动分离。

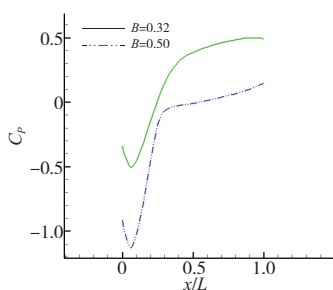


图 6 轮毂面静压系数 C_p 分布

由图 7—图 10 速度、总压分布云图可看出,涵道比 0.32 时,靠近轮毂面出现低速区,气流没有分离;而当涵道比 0.50 时,靠近轮毂面有较大低速区域,气流分离(本刊为黑白印刷,如有疑问请咨询作者)。产生低速区和分流区有 3 方面的原因,1) 由于附面层的影响,沿壁面的法向有较大的速度梯度,在边界层内流体减速增压;2) 由于在 $0.4 \sim 0.5L$ 范围内,由图 6 可知,轮毂面的逆压力梯度较大,所以在涵道比 0.50 的工况下开始出现气流分离的现象;3) 由于二维中介机匣设计没有考虑支板的影响,在 $0.8L$ 的位置附近,由于轮毂面曲率变化较大,造成了流道面积扩张。对于亚声速流,当面积扩张时也会减速增压,而且流通面积扩张太快,会加剧气流分离的现象。

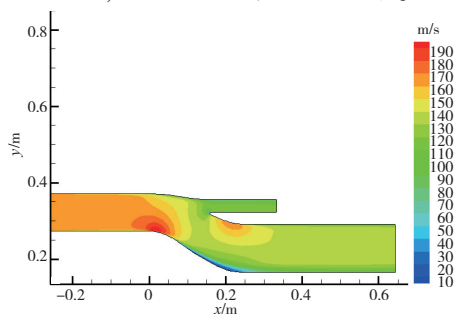


图 7 涵道比 0.32 速度分布云图

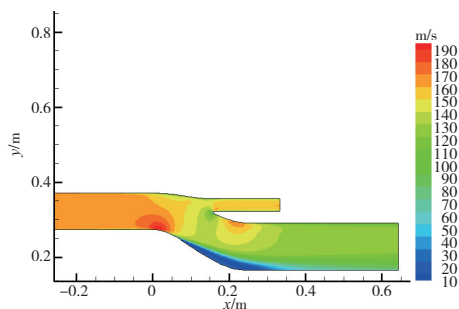


图 8 涵道比 0.50 速度分布云图

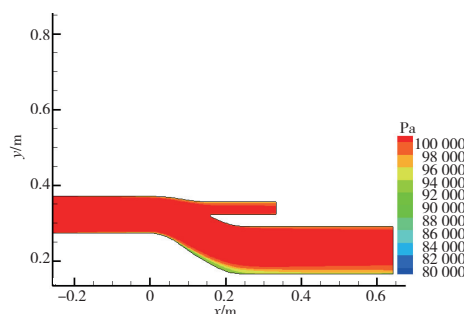


图 9 涵道比 0.32 总压分布云图

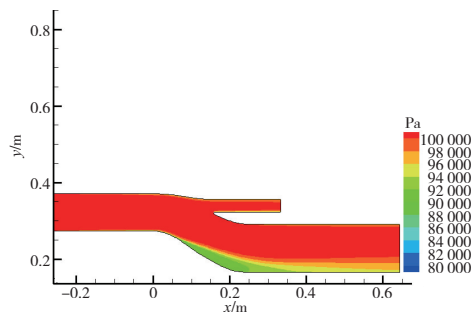


图 10 涵道比 0.50 总压分布云图

3 结语

1) CST 参数化方法适用于本文的中介机匣型线的设计。

2) 本文使用 CST 参数化方法设计的二维中介机匣具有不错的气动性能。

参考文献:

- [1] Wallin F, Eriksson L E. Response surface - based transition duct shape optimization [C]// Volume 6: Turbomachinery, Parts A and B. Barcelona, Spain: ASMEDC, 2006: 1465-1474.
- [2] Ghisu T, Molinari M, Parks G, et al. Axial compressor intermediate duct design and optimisation [C]// 48th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference. Honolulu, Hawaii:

- AIAA, 2007; AIAA2007-1868.
- [3] Naylor E M J, Ortiz Dueñas C, Miller R J, et al. Optimisation of non - axisymmetric endwalls in compressor S - shaped ducts [C]// Volume 6: Turbomachinery, Parts A, B, and C. Berlin, Germany: ASMEDC, 2008; 305-316.
- [4] An G F, Fan Z, Yu X J, et al. Evolution of three - dimensional separation flows in the stator passages of an aggressive compressor transition duct [J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2025, 38(5): 103369.
- [5] 黄旭, 雷雨冰. 航空发动机中介机匣旋涡结构分析[J]. 机械制造与自动化, 2022, 51(3): 213-216.
- [6] Xin J C, Zhao L H, Tian Z T, et al. Experimental investigation of intermediate compressor duct [J]. Physics of Fluids, 2023, 35(2): 025101.
- [7] 赵龙辉, 徐宁, 汪作心, 等. 支板型线对压气机中介机匣性能影响的试验研究[J]. 哈尔滨工程大学学报, 2024, 45(6): 1033-1040.
- [8] 茅晓晨, 赵磊, 高丽敏, 等. 进气畸变及非轴对称端壁造型对紧凑型压气机中介机匣性能的影响[J]. 航空动力学报, 2024, 39(1): 122-132.
- [9] 阙晓斌, 侯安平, 周盛. 基于壁面压力梯度控制的压气机 S 形过渡段设计[J]. 航空学报, 2010, 31(3): 459-465.
- [10] 屠秋野, 陈劼, 蒋平, 等. 压气机过渡段造型及三维数值模拟[J]. 航空动力学报, 2015, 30(6): 1414-1422.
- [11] Jin D H, Liu X W, Zhao W G, et al. Optimization of endwall contouring in axial compressor S - shaped ducts[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 2015, 28(4): 1076-1086.
- [12] 富裕, 雷雨冰. 双涵道中介机匣轮毂端壁构型设计及仿真分析[J]. 机械制造与自动化, 2023, 52(4): 120-122, 127.
- [13] Gao L M, Deng X M, Gao L, et al. Multi - objective combinatorial optimization design method for the compressor splitter [C]//Volume 2C: Turbomachinery. Montreal, Quebec, Canada: American Society of Mechanical Engineers, 2015; V02CT45A022.
- [14] 邓小明. 风扇/压气机分流环设计优化研究[D]. 西安: 西北工业大学, 2015.
- [15] Kulfan B M. Recent extensions and applications of the ‘CST’ universal parametric geometry representation method [J]. The Aeronautical Journal, 2010, 114(1153): 157-176.
- [16] Britchford K M, Manners A P, McGuirk J J, et al. Measurement and prediction of flow in annular S - shaped ducts [M]//Engineering Turbulence Modelling and Experiments. Amsterdam: Elsevier, 1993: 785-794.
- [17] 关晓辉, 李占科, 宋笔锋. CST 气动外形参数化方法研究[J]. 航空学报, 2012, 33(4): 625-633.
- [18] 王康俊, 汪文凯, 郑晓琳. 基于多尺度 CST 方法的翼身融合飞行器外形参数化建模[J]. 航空兵器, 2025, 32(4): 120-127.
- [19] 彭中新, 祁振强, 李永远. 基于改进类别形状函数法的气动外形优化设计[C]//2023 年中国航空工业技术装备工程协会年会论文集. 西安: 中国运载火箭技术研究院, 2023: 86-89.
- [20] 杨予成, 栗华, 龚春林, 等. 基于 CST 的三维机翼气动结构解析参数化建模与优化方法[J]. 航空动力学报, 2024, 39(4): 65-74.
- [21] 田洁华, 孙迪, 屈峰, 等. 基于 CST-GAN 的翼型参数化方法[J]. 航空学报, 2023, 44(18): 80-92.
- [22] 闫博文, 黄俊, 刘志勤, 等. 一种基于 CST 技术的机翼参数化描述方法[J]. 导弹与航天运载技术, 2019(1): 101-104.
- [23] 陈晨铭, 郭雪岩, 李春. 基于多种优化方法的轴流风扇叶型气动优化[J]. 热能动力工程, 2024, 39(9): 54-60.
- [24] 胡义, 韩吉昂, 钱薪伟, 等. 不同造型方法下鼓包参数对跨声速压气机叶栅性能的影响[J]. 大连海事大学学报, 2021, 47(2): 83-96, 104.
- [25] 崔涛, 王松涛, 汪帅, 等. CST 造型方法在涡轮叶片前缘修型中的应用研究[J]. 推进技术, 2019, 40(8): 1767-1779.

收稿日期: 2024 - 03 - 01