

DOI:10.19344/j.cnki.issn1671-5276.2024.01.014

# 环绕式涡桨进气道主流道设计及优化方法

张宜琳, 钟易成

(南京航空航天大学 能源与动力学院, 江苏 南京 210016)

**摘要:**为研究环绕式涡桨进气道主流道设计方法,使用环形截面设计方法进行参数化设计,使用型线方程和3次B样条曲线构建进气道气动型面。使用数值模拟的方法,开展不同上、下型线参数方程和圆心扩展角变化规律对进气道性能影响的研究,通过调整参数得到进气道优化后的构型。结果表明:优化后得到的进气道模型相较于初始模型总压恢复系数提高0.13%,总压畸变降低8.4%。

**关键词:**涡桨发动机;进气道;参数化;优化设计;总压畸变

**中图分类号:**V211.48 **文献标志码:**B **文章编号:**1671-5276(2024)01-0073-05

## Design and Optimization Method of Sprue of Surrounding Turboprop Inlet

ZHANG Yilin, ZHONG Yicheng

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

**Abstract:**To study the design method of the sprue of surrounding turboprop inlet, the annular section design method is applied to carry out the parametric design, and the profile equation and the cubic B-spline curve are used to construct the aerodynamic profile of the inlet. By numerical simulation, the influence of different upper and lower profile line parameter equations and the variation law of the expansion angle of the circle center on the performance of the intake port is studied, and the optimized configuration of the intake port is obtained by adjusting the parameters. The results show that compared with the initial model, the total pressure recovery coefficient of the intake port model obtained after optimization is increased by 0.13%, and the total pressure distortion is reduced by 8.4%.

**Keywords:**turboprop; inlet; parameterization; optimized design; total pressure distortion

## 0 引言

近些年,民用航空运输需求的提高使得运输机尤其是涡桨飞机得到快速发展。传统的涡桨发动机配置迫使前置螺旋桨的轴穿过偏置较大的S型进气道,例如美国福克-60<sup>[1]</sup>;目前我国新舟系列客机开始采用带旁通支路的涡桨进气道。由于前置螺旋桨的轴穿过进气道,会对进气道内的气流品质产生较大的影响。因此涡桨进气道的外型气动设计是影响涡桨飞机性能的关键因素,有必要研究涡桨进气道的参数化设计方法。

国内外对涡桨进气道均开展了大量研究,包括气动设计、分离效率和防冰性能等方面<sup>[2]</sup>。国外,ROBICHAUD等<sup>[3]</sup>开发NS3D程序对涡桨进气道进行设计及分析,预测的总压损失及畸变与实验对比满足误差要求。ATALAYER<sup>[4]</sup>开展了针对涡桨进气道主流道设计方法的研究,先后对普通轴穿透式涡桨进气道和环绕式涡桨进气道进行对

比,发现环绕式涡桨进气道具有更高的总压恢复系数和较小的总压畸变。国内,徐弘历<sup>[5]</sup>开发程序对单流道涡桨进气道进行了参数化设计,并考虑了短舱及螺旋桨对进气道的影响。潘鑫智<sup>[6]</sup>对进气道、螺旋桨进行了一体化设计,研究了螺旋桨滑流对进气道性能的影响。王利敏等<sup>[7]</sup>针对带旁通支路的涡桨进气道,采用6自由度方法对进气道外来异物的排除特性进行数值模拟。

本文采用一种参数化设计方法设计环绕式涡桨进气道主流道,研究主流道的流场品质及进气道性能,通过流场评价指标改进进气道的参数型线,以望得到进气道的最优气动型线设计,可以对以后涡桨进气道的设计及优化分析提供一定参考。

## 1 参数化设计方法

### 1.1 物理模型及固定参数

暂不考虑旁通支路,针对环绕式涡桨进气道

第一作者简介:张宜琳(1998—),男,山东泰安人,硕士研究生,研究方向为飞行器进排气系统,1373831801@qq.com。

主流道,利用UG软件建立进气道三维模型,构建计算域。进气道的固定参数包括进气道出口外径、进气道出口内径、进出口偏置量和进气道长度。进气道出口面被螺旋桨轴穿过,如图1所示。

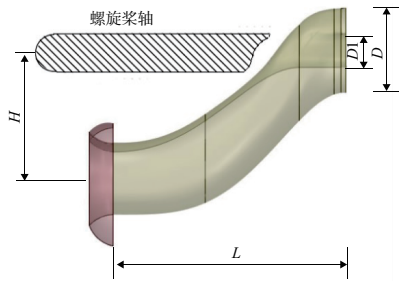


图1 环绕式涡桨进气道结构图

为方便描述,进气道固定设计参数采用无量纲尺寸,选择进气道出口外径(直径)为基数,其他进气道设计参数如表1所示。其中,进气道唇口采用标准NACA0010翼型改进设计,唇口长度为进气道进口截面沿轴向扩展 $0.28D$ 。

表1 进气道固定设计参数

设计参数	符号	无量纲尺寸
进气道出口外径	$D$	$1.00D$
进气道出口内径	$D_1$	$0.40D$
进出口偏置量	$H$	$1.57D$
进气道长度	$L$	$2.74D$

## 1.2 环形截面设计方法

环绕式涡桨进气道不同于普通轴穿透式进气道,在沿轴向截面上表现相当于用一个圆环将螺旋桨轴围绕起来,如图2所示。

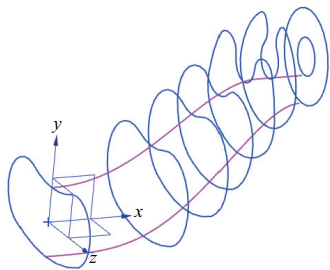


图2 进气道沿轴向截面

环形截面的设计需要规定5个参数:内环半径  $r$ ,外环半径  $R$ ,圆环扩展角  $\theta$ ,收缩因子  $\varepsilon$  和侧型线长度  $b$ ,如图3所示。其中内环半径  $r$ 、外环半径  $R$  和侧型线长度由环形圆心和上下型线方程

控制,圆环扩展角  $\theta$  使用样条曲线进行控制。收缩因子  $\varepsilon$  的定义如下:

$$\varepsilon = \frac{R_d - d}{R_d} \quad (1)$$

式中: $R_d$  为扩展角半圆控制的半径; $d$  为半圆收缩后由原半圆圆心至收缩线的距离。为方便控制参数,环形圆心统一设定为螺旋桨轴心线。螺旋桨轴心距离中心高度可以作为参数也可以作为固定值给出,在本文中即为进出口偏置量。

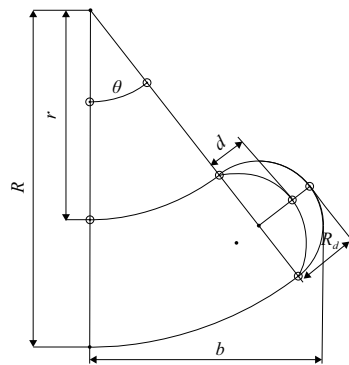


图3 环形截面设计参数

## 1.3 型线方程及B样条曲线

区别于一般进气道造型方法中的中心线方程,本文采用上型线方程及下型线方程作为进气道上下型面的造型方程<sup>[8]</sup>。上、下型线方程均采用一元多次多项式。为简化计算,便于控制参数,一元多次多项式最高次不超过6次,多项式系数最多为3个。

$$y(x) = Ax^n + Bx^{n+1} + Cx^{n+2} \quad (2)$$

式中: $A$ 、 $B$ 、 $C$  为多项式的系数; $x$  在  $0 \sim 1$  范围内取值; $n$  在  $2 \sim 4$  之间取值。为保证进气道进出口面符合设计要求,现对型线方程提出如下限制:

$$\begin{cases} \frac{dy}{dx} = 0, x = 0 \\ \frac{dy}{dx} = 0, x = 1 \\ y(x) = 0, x = 0 \\ y(x) = 0, x = 1 \end{cases} \quad (3)$$

这样即保证进气道进出口型线斜率为0,选择合适参数  $n$ 、 $C$  得到满足上述要求的型线方程,如表2所示。

B样条曲线相比型线方程控制更加灵活,本文采用3次B样条曲线控制圆心扩展角的变化规律, $k$ 次B样条曲线的表达式如式(4)所示。

$$p(u) = \sum_{i=0}^n p_i N_{i,k}(u) \quad (4)$$

式中: $p_i$ 为控制点向量; $N_{i,k}(u)$ 为样条基函数。

表 2 不同参数控制下的型线参数方程

编号	参数		方程
	$n$	$C$	
1	2	0	$y(x) = 3x^2 - 2x^3$
2	2	-1	$y(x) = 2x^2 - 4x^4$
3	2	-2	$y(x) = x^2 + 2x^3 - 2x^4$
4	2	-3	$y(x) = 4x^3 - 3x^4$
5	3	-2	$y(x) = 2x^3 + x^4 - 2x^5$
6	4	1	$y(x) = 6x^4 - 6x^5 + x^6$
7	4	-3	$y(x) = 2x^4 + 2x^5 - 3x^6$

通过选择不同控制点,共建立了 4 种不同的样条曲线 C1、C2、C3 和 C4,如图 4 所示。

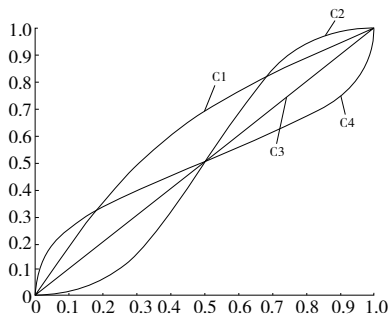


图 4 不同参数控制的样条曲线

## 2 数值方法及评价指标

### 2.1 数值计算方法

在原模型基础上,在进口和出口处添加远场和出口段。远场大小设置为  $(10 \times 10 \times 10)D$ ,出口段为出口面沿轴向方向延伸  $1D$ ,如图 5 所示。

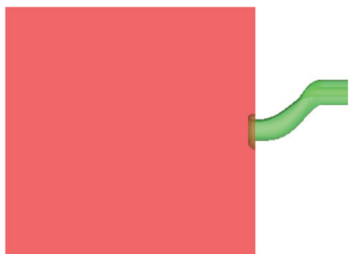


图 5 远场及出口延伸设置

采用 ICEM 进行非结构网格划分,利用密度盒加密方法对进气道模型网格局部加密,总网格量在 350 万左右,如图 6 所示。边界条件设置为

压力远场边界条件,出口设置为压力出口。设计状态点为  $0.4Ma$ ,飞行高度 7 500 m。

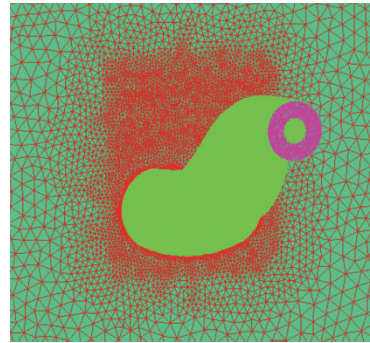


图 6 局部网格加密

### 2.2 性能评价指标

对于进气道的性能评价,本文选择最常用的总压恢复系数和总压畸变作为评价指标<sup>[9]</sup>。总压恢复系数评定空气扩压过程中的能量损失,定义为  $\sigma$ :

$$\sigma = \frac{\bar{P}_{12}}{P_{10}} \quad (5)$$

式中: $\bar{P}_{12}$ 为进气道出口平均总压; $P_{10}$ 代表进气道进口前自由来流的总压。总压畸变指数是衡量进气道出口流场分布偏离均匀流场的指标,根据扇形区域角度的不同,有不同的选取范围。本文选择  $D_{C(60)}$  作为评价指标:

$$D_{C(60)} = \frac{P_{ave} - P_{60}}{q_{ave}} \quad (6)$$

式中: $P_{ave}$ 是进气道出口平均总压; $q_{ave}$ 是进气道出口平均动压; $P_{60}$ 是进气道出口  $60^\circ$ 扇形区域内平均总压的最小值。

## 3 计算结果与分析

### 3.1 圆心扩展角影响结果

上型线参数选择编号 3 方程控制,下型线参数选择编号 6 方程控制,圆心扩展角沿轴向变化规律采用图 4 的 4 条样条曲线,得到 C1、C2、C3 和 C4 进气道模型,其他参数保持不变。计算结果如表 3 所示。

表 3 不同圆心扩展角变化规律结果对比

模型编号	总压恢复系数 $\sigma$	总压畸变 $D_{C(60)}/\%$
C1	0.993 8	7.4
C2	0.994 2	8.3
C3	0.992 7	9.7
C4	0.980 7	31.9

实际上圆心扩展角对进气道模型来说,对进气道环绕轴的型线影响较大,也就是进气道后半段的上半部分。由表 3 可以看出,C2 模型总压恢复系数最高,为 0.994 2,但从总压畸变的角度来说,选择 C1 模型更好。C4 模型总压恢复系数最低,但变化不明显,总压畸变比较其他 3 个模型明显增大,这说明圆心扩展角的先急后缓这种变化规律会造成较高的总压畸变和较低的总压恢复系数,不符合实际的设计要求。

### 3.2 下型线参数影响结果

选择 C2 作为初始模型,改变下型线参数,分析下型线参数对进气道性能的影响。上型线参数选择编号 3 方程控制,圆心扩展角沿轴向变化规律选择图 4 的 C2 样条曲线。下型线参数分布选择编号 1、4、5、6 和 7,共计 5 个模型命名为 B1—B5,其他参数保持不变。计算结果如表 4 所示。

表 4 不同下型线参数结果对比

模型编号	总压恢复系数 $\sigma$	总压畸变 $D_{C(60)}/\%$
B1	0.993 6	9.7
B2	0.995 1	8.1
B3	0.995 2	7.8
B4	0.994 2	8.3
B5	0.993 4	4.3

B1—B5 共计 5 种模型,它们参数的变化过程实际上是下型线形状的变化。在  $x-y$  平面中,随型线方程参数  $C$  的减小或者  $n$  的增大,型线方程除起点和终点外整体向下偏移,也就是下型线整体向下移动。由表 4 可看出 B5 模型下型线位置最低,总压畸变最小,但总压恢复系数最低。相比于 B5,B3 模型虽然总压畸变明显提高,但总压恢复系数最高,总压畸变与其他模型相比也较低。

### 3.3 上型线参数影响结果

选择 B3 作为初始模型,改变上型线参数,分析上型线参数对进气道性能的影响。下型线参数选择编号 5 方程控制,圆心扩展角沿轴向变化规律选择图 4 的 C2 样条曲线。上型线参数分布选择编号 2、3、4、5 和 6,共计 5 个模型命名为 A1—A5,其他参数保持不变。计算结果如表 5 所示。

同理,A1—A5 参数的变化过程实际上是上型线形状的变化。由表 5 可看出 A5 模型上型线位置最低,总压恢复系数最低。A1 模型相比较其他模型比较理想,总压恢复系数最高,总压畸变虽然没有 A4 模型低,但两者相差不大。

表 5 不同上型线参数结果对比

模型编号	总压恢复系数 $\sigma$	总压畸变 $D_{C(60)}/\%$
A1	0.995 5	7.6
A2	0.995 2	7.8
A3	0.994 9	8.3
A4	0.994 8	7.3
A5	0.994 5	7.4

### 3.4 优化结果分析

选择上节优化型线参数和圆心扩展角变化规律得到的 A1 模型与初始模型进行对比,出口流场及总压如图 7 所示。

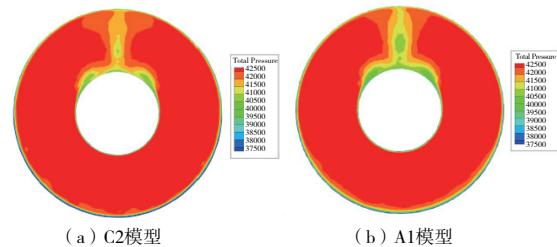


图 7 优化前后出口流场对比

由图 7 可看出,涡桨进气道由于螺旋桨轴的影响,不可避免地会在螺旋桨轴附近产生较大的低压区。优化后的 A1 模型虽然在靠近螺旋桨轴的低压区面积有所增大,但下壁面和上壁面低压区面积有所减小,低压区分布更加均匀。根据表 3 和表 4 的结果,优化后总压恢复系数得到提高,总压畸变有所降低。

## 4 结语

本文使用一种参数化设计方法,设计了一种环绕式涡桨进气道的主流道,通过流场分析和进气道性能指标的评价得到如下结论。

1) 环形截面设计方法约束较多,能够满足涡桨进气道的设计要求,通过修改相关参数可以得到不同构型的进气道。

2) 对进气道气动型面优化后,A1 模型相对于初始模型,进气道出口流场更加均匀,总压恢复系数提高 0.13%,总压畸变降低 8.4%。

### 参考文献:

- [1] LITTLE B, TRIMBOLI W. An experimental investigation of S-duct diffusers for high-speed propfans[C] //18th Joint Propulsion Conference. Cleveland, OH, USA. Reston, Virginia: AIAA, 1982: 1123.

- [2] 程邦勤,王加乐,冯路宁,等. 航空发动机进气旋流畸变研究综述[J]. 航空动力学报,2020,35(12):2465-2481.
- [3] ROBICHAUD M, BARTOLOMEO W D, HEIKURINEN K et al. Turboprop air intake design using 3-D viscous analysis [C] //35th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. [S. I. :s. n. ],1997: 171.
- [4] ATALAYER Ç, FRIEDRICHS J, WULFF D. Aerodynamic investigation of S-duct intake for high power turboprop installed on a channel wing[J]. The Aeronautical Journal, 2017, 121(特刊1242): 1131-1146.
- [5] 徐弘历. 涡桨飞机进气道设计方法及性能研究[D]. 南京:南京航空航天大学,2016.
- [6] 潘鑫智. 螺旋桨与发动机短舱/进气道的气动影响研究[D]. 南京:南京航空航天大学,2014.
- [7] 王利敏,张彦军,米百刚,等. 涡桨飞机发动机进气道排除异物特性数值研究[J]. 航空工程进展,2020,11(2):264-271,278.
- [8] 王云飞,沈天荣,宁啸天,等. 几何参数对S弯进气道气动特性的影响研究[J]. 机械制造与自动化,2020,49(4):128-132.
- [9] 张为民,郝小忠,何磊. 基于NURBS的涡轮叶片参数化设计[J]. 机械设计与制造工程,2013,42(8):23-26.

---

收稿日期:2022-08-08

(上接第72页)

### 参考文献:

- [1] 龙雪丹,曲晶. SpaceX公司首次载人试飞任务解析[J]. 飞航导弹,2020(10):1-7.
- [2] 陈永来,李劲风,张绪虎,等.2195铝锂合金摩擦搅拌焊接头组织[J]. 中国有色金属学报,2016,26(5):964-972.
- [3] ZHOU C Z, YANG X Q, LUAN G H. Fatigue properties of friction stir welds in Al5083 alloy [J]. Scripta Materialia, 2005,53(10):1187-1191.
- [4] BESEL M, BESEL Y, ALFARO MERCADO U, et al. Fatigue behavior of friction stir welded Al-Mg-Sc alloy[J]. International Journal of Fatigue,2015,77:1-11.
- [5] XING Y M, LU J. An experimental study of residual stress induced by ultrasonic shot peening[J]. Journal of Materials Processing Technology, 2004, 152(1): 56-61.
- [6] HONG S, KIM S, LEE C G, et al. Fatigue crack propagation behavior of friction stir welded 5083-H32 Al alloy[J]. Journal of Materials Science, 2007, 42(23): 9888-9893.
- [7] JATA K V, SANKARAN K K, RUSCHAU J J. Friction-stir welding effects on microstructure and fatigue of aluminum alloy 7050-T7451 [J]. Metallurgical and Materials Transactions A, 2000, 31(9): 2181-2192.
- [8] VIVEROS K C, AMBRIZ R R, AMROUCHE A, et al. Cold hole expansion effect on the fatigue crack growth in welds of a 6061-T6 aluminum alloy [J]. Journal of Materials Processing Technology, 2014, 214(11): 2606-2616.
- [9] 郭广平,丁传富. 航空材料力学性能检测[M]. 北京:北京机械工业出版社,2017.
- [10] 姚卫星. 结构疲劳寿命分析[M]. 北京:科学出版社,2019.
- [11] SUN G Q, NIU J P, CHEN Y J, et al. Experimental research on fatigue failure for 2219-T6 aluminum alloy friction stir-welded joints [J]. Journal of Materials Engineering and Performance, 2017, 26(8): 3767-3774.
- [12] HB5142-96 金属材料平面应变断裂韧度  $K_{Ic}$  试验方法[S].
- [13] 白树伟. 广布疲劳损伤评估方法与三维断裂研究[D]. 南京:南京航空航天大学,2019.
- [14] PARIS P, ERDOGAN F. A critical analysis of crack propagation laws [J]. Journal of Basic Engineering, 1963, 85(4): 528-533.
- [15] MOREIRA P M G P, DE JESUS A M P, DE FIGUEIREDO M A V, et al. Fatigue and fracture behaviour of friction stir welded aluminium-lithium 2195[J]. Theoretical and Applied Fracture Mechanics, 2012, 60(1): 1-9.

---

收稿日期:2022-07-21