

DOI:10.19344/j.cnki.issn1671-5276.2024.01.017

高空大推力涵道风扇气动设计研究

谢育帆, 葛宁

(南京航空航天大学 能源与动力学院, 江苏 南京 210016)

摘要:以飞行器推力涵道风扇为背景,利用 NASA 的涵道风扇模型和实验数据进行数值计算与验证;利用自编代码求解设计要求的涵道风扇在悬停状态下总体性能参数;采用叶素理论对风扇叶片进行设计,根据初始模型的数值结果对涵道风扇各个关键部件进行优化,得到一种新型的涵道外形截面。结果表明:涵道唇口导圆半径的增大会降低唇口处的分离,从而增大风扇进出口流量;小桨叶 60%~100% 处的出口安装角,增大了涵道风扇的出口轴向速度。两个部件的优化共同提升了涵道风扇的升力,达到设计指标要求。

关键词:飞行器;涵道外形;扩张角;风扇叶片优化

中图分类号:V211.4 **文献标志码:**B **文章编号:**1671-5276(2024)01-0087-06

Research on Aerodynamic Design of High Altitude High Thrust Ducted Fan

XIE Yufan, GE Ning

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

Abstract: On the basis of the thrust ducted fan of aircraft, NASA ducted fan model and experimental data are applied to conduct numerical calculation and verification. By self-compiled code, the overall performance parameters of the ducted fan in hovering state are solved in line with the design requirements. The fan blades are designed by the leaf element theory. According to the numerical results of the initial model, the key components of the ducted fan are optimized, and a new type of ducted profile section is obtained. The results show that the increase of the radius of the guide circle at the culvert lip will reduce the separation at the lip, thus increasing the flow at the inlet and outlet of the fan. The outlet axial speed of the ducted fan is increased by reducing the outlet installation angle of the blade from 60% to 100%. The optimization of the two components jointly improves the lift of the ducted fan and meets the design index requirements.

Keywords: aircraft; ducted profile; expansion angle; fan blade optimization

0 引言

如今能够适用于复杂环境的垂直起降飞行器成为了备受关注的焦点之一^[1-2]。涵道风扇系统实际上是将产生升力的各部件环扩于涵道内,能够使无人机有垂直起降和悬停的功能,这样的设计可以抑制风扇叶尖涡从而增加升力。涵道风扇系统气动效率高,结构紧凑,安全性能好,被广泛应用于飞行器设计之中。但由于涵道与风扇叶片之间的相互作用使涵道风扇气动环境十分复杂。国外对涵道风扇式的飞行器研究已经做了很多工作,同时研制出了一些较为成熟的涵道风扇式飞行器,国内的涵道风扇设计理论和实践上还处于较为落后的阶段。

传统的涵道风扇气动设计通常采用叶素动量理论、升力线模型和面元法等快速方法。19 世纪

RANKINE 和 FROUDE 提出了动量理论^[3]。2005 年,李建波等^[4]研究了涵道风扇的空气动力学特性,对涵道风扇气动特性的计算方法进行了实验验证。2013 年,高永卫等^[5]提出了一种在初步阶段快速设计涵道螺旋桨的简便方案,通过风洞试验验证了其设计方法的可行性。国外的 CONEY^[6]采用升力线模型提出了一种新的涵道风扇桨叶设计方法。EPPS^[7-8]在 CONEY 的研究基础上,提出了一种鲁棒性更好的尾涡模型,并应用于 OpenProp^[9]涵道风扇设计软件中。西北工业大学的王海童等^[10]基于面元法提出了一种进气道内流动的快速数值预测手段。郭嘉豪等^[11]利用 CFD 计算对基于叶素动量理论的对转桨叶快速设计方法进行了修正,这种设计方法有较好的适应性和鲁棒性。李晓华等^[12]对涵道风扇外形参数的影响进行了研究,对唇口外形、扩张角和

第一作者简介:谢育帆(1998—),男,湖北荆州人,硕士研究生,研究方向为叶轮机气动力学,815199892@qq.com。

涵道高度等因素的影响进行了详细研究。叶坤等^[13]在动量源法的基础上对涵道外形进行了优化设计,分析了涵道拉力产生的原因。丛伟^[14]详细研究了涵道风扇的桨叶总距角、涵道迎角等参数,初步给出各参数影响涵道风扇的规律。尽管目前国内对于涵道风扇的设计以及研究有十分丰富的研究成果,而对于高海拔条件下涵道风扇研究内容却很少。由于高海拔地区空气密度低,因此无人机动系统在在高海拔地区的推力会明显降低,而在涵道风扇现有尺寸和质量限制要求下,要保证在实际应用过程中功耗小,同时产生较大推力,需要对涵道风扇的关键部件进行优化设计,以达到设计要求。因此本文在基于叶素动量理论的基础上对高海拔条件下涵道风扇进行了气动设计研究。

1 研究对象及数值方法介绍

1.1 研究对象

美国 NASA 研究中心的 GRUNWALD^[15]对涵道风扇进行了风洞试验,试验提供了详细的试验数据,可以用于验证计算方法的正确性。图 1 为 NASA 几何模型示意图,表 1 为模型基本参数。

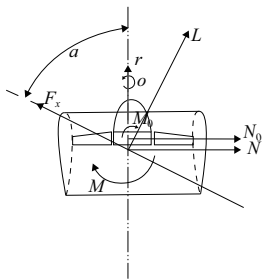


图 1 NASA 涵道风扇模型几何模型示意图

表 1 涵道风扇几何参数 单位: mm

几何参数	数值
涵道最大外径	464
涵道出口直径	429
涵道弦长	262
风扇直径	381
轮毂直径	109

1.2 网格划分与数值计算

在进行数值计算时将风扇部件简化为浆盘,用薄圆柱代替,其涵道模型如图 2 所示。涵道风扇模型计算域网格为混合网格,转子区域采用结

构网格,涵道以及远场区域采用非结构网格,网格量总数在 200 万左右,网格的划分如图 3、图 4 所示。

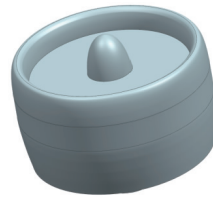


图 2 涵道风扇简化模型

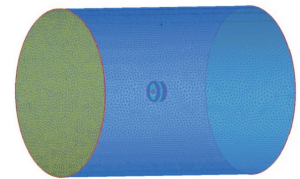


图 3 涵道风扇网格划分

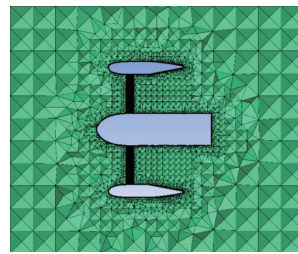


图 4 涵道风扇 y-z 平面网格划分

算例利用 CFX 进行计算边界条件设置,计算域外部设置为大气环境,出口设置为压力出口。这样设置可以模拟风扇迎角变化时的环境条件。CFD 计算采用 $k-e$ 湍流模型,涵道和桨毂都设置为固壁边界,满足无滑移条件。

1.3 数值结果对比

图 5 为涵道风扇推力系数计算的结果并与 NASA 实验结果进行对比。从图中可以看出结果拟合较好,因此后续涵道风扇计算可以使用这一种计算方法。

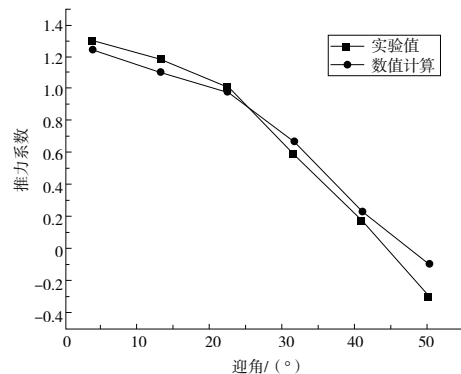


图 5 涵道风扇推力系数随迎角变化图

2 涵道风扇设计方法

2.1 总体参数选取

利用自编代码程序计算几何要求下的风扇总

体参数,在得知风扇工作大气高度的情况下求得 6 000 m 高空的环境总压 P_0^* 、总温 T_0^* 以及气体常数 R ,在风扇几何尺寸、转矩和功率已知的情况下,预估风扇效率,以进流量收敛为判断依据,求出风扇进口温度以及马赫数,迭代方程如下:

$$T_{fan}^* = \frac{W_{fan}}{G \times C_p} + T_0^* \quad (1)$$

$$P_r = \left[\left(\frac{T_{fan}^*}{T_0^*} - 1 \right) \times \eta + 1 \right]^{3.5} \quad (2)$$

$$Ma = \sqrt{5(P_r^{1/3.5} - 1)} \quad (3)$$

$$C_{temp} = 0.04042 \times P_r \times \frac{P_0^*}{\sqrt{T_{fan}^*}} \times Ma_1 \times \pi \times R_{fan}^2 \quad (4)$$

$$E = \left| \frac{G_{temp} - G}{G} \right| \quad (5)$$

式中: T_{fan}^* 为风扇进口总温; W_{fan} 为风扇功率; G 为迭代流量值; C_p 为比热容; P_r 为压比; Ma 为马赫数; G_{temp} 为临时流量; E 为流量残差; Ma_1 为关于马赫数的矩阵函数; R_{fan} 为风扇半径。

在 E 小于 10^5 时,输出流量、马赫数等参数,再根据所求得的流量和马赫数,求出出口总温、轴向速度、推力、轮缘功等参数,公式如下:

$$T_{fan} = \frac{T_{fan}^*}{(1 + 0.2Ma^2)} \quad (6)$$

$$V_z = Ma \times \sqrt{1.4 \times 287.06 \times T_{fan}} \quad (7)$$

$$F = G \times V_z \quad (8)$$

$$L_u = C_p \times (T_{fan}^* - T_0^*) \quad (9)$$

$$R_{PM} = \frac{60 \times W_{fan}}{2\pi \times T_r} \quad (10)$$

$$V_l = \frac{R_{PM}}{60} \times 2\pi R_{fan} \quad (11)$$

$$D_u = \frac{L_u}{V_l} \quad (12)$$

$$\beta = \arctan\left(\frac{D_u}{V}\right) \quad (13)$$

式中: T_{fan} 为风扇进口静压; V_z 为轴向速度; F 为推力; L_u 为轮缘功; R_{PM} 为转速; T_r 为转矩; V_l 为周向速度; β 为出口气流角; V 为绝对速度; D_u 为经过旋转部件后,气体绝对速度沿圆周切线速度分量的变化值。

以此根据已知条件可以求得风扇初步总体参数如表 2 所示。

2.2 涵道风扇设计方法

叶片设计采用叶素动量理论^[3]快速设计方

法,初始叶型的参数化是根据得到的涵道风扇总体性能参数,假设叶片工作时轮缘功按叶高方向线性分布,在已知转速和轮缘功分布的条件下可以求出各叶高进出口安装角,最终设计出初始叶型,然后根据 CFD 计算结果的各个叶高的流线以及相对马赫数云图进行分析,对叶型进行优化设计,达到最终的设计目标,流程如图 6 所示。

表 2 涵道风扇总体性能参数

设计参数	数值
风扇效率	0.9
风扇转速/(r/min)	2 500
风扇流量/(kg/s)	4.89
出口周向速度/(m/s)	7.42
涵道排气速度/(m/s)	31.2
理论升力/N	152.85
目标升力/N	120

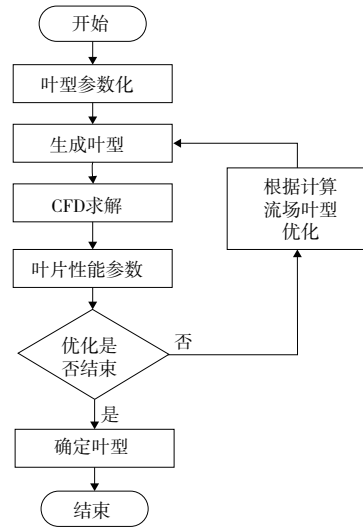


图 6 风扇叶片优化设计流程图

涵道和轮毂外形由于受几何尺寸的限制,在设计过程中需在初始模型的基础上根据流场情况进行迭代优化,目标是使涵道唇口处分离较小,轮毂前锥处高压区分离较小,使风扇叶片气动效率较高,过程如图 7 所示。

3 高空大推力涵道风扇设计

3.1 设计目标

用于无人机运输的高空大推力涵道风扇的几何尺寸和性能要求如表 3 所示。其初始几何模型和涵道轮毂截面示意图如图 8 和图 9 所示。

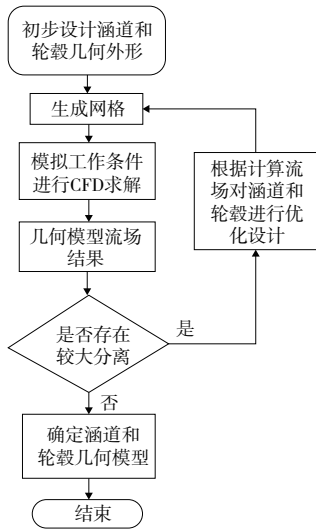


图7 涵道和轮毂优化设计流程图

表3 高空大推力涵道风扇设计指标

项目	指标名称	数值
几何参数	涵道内径/mm	560
	涵道外径/mm	680
	涵道高度/mm	92
	轮毂直径/mm	110
性能指标	推力/N	120
	转速/(r/min)	2 500
	功耗/kW	2.8
	海拔高度/m	6 000

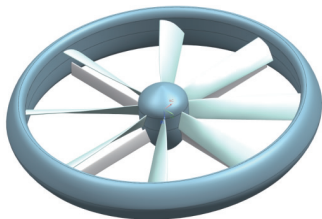


图8 涵道风扇初始模型



图9 涵道轮毂截面示意图

桨叶叶型采用 NACA E211 翼型(图 10)和如图 11 所示的安装角分布,其安装角是通过几轮 CFD 仿真结果逐步优化确定下来的进出口安装角。



图10 NACA E211 翼型示意图

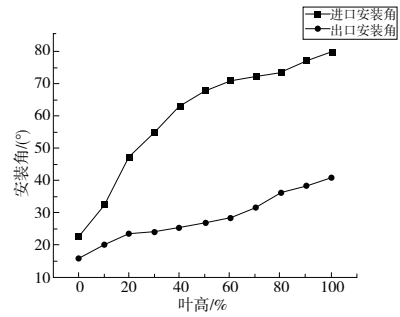


图11 桨叶安装角分布

3.2 设计结果

在对初始涵道风扇进行数值模拟计算后,其性能参数如表 4 所示。

表4 初始涵道风扇性能数据

设计参数	数值
风扇效率	0.892
风扇转速/(r/min)	2 500
风扇转矩/(Nm)	8.837
风扇流量/(kg/s)	4.06
出口周向速度/(m/s)	9.35
涵道排气速度/(m/s)	27.46
涵道风扇升力/N	106

因初始模型的性能参数离设计目标差距较大,出口轴向速度和流量过小,导致涵道风扇升力较低。从图 12 中看出涵道唇口附近产生了较大分离,气流经过涵道壁面吸入涵道内时由于涵道进口导圆半径过小在唇口附近分离产生涡,导致涵道风扇进口流量降低,风扇气动效率降低,涵道风扇升力降低。而图 13 中涵道风扇出口轴向速度最大值平均值为 27.46 m/s,在轮毂处轴向速度较低,轮毂附近加功量不够,涵道壁面处还存在着分离。因此需要对涵道模型以及桨叶安装角进行优化,在减少涵道唇口分离的同时增大出口轴向速度。

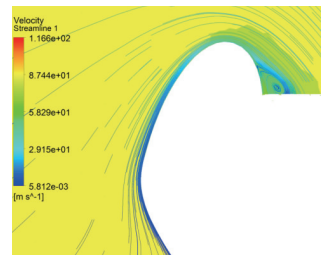


图12 涵道截面总压及流线示意图

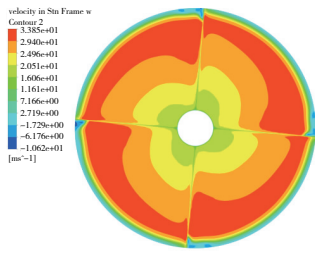


图 13 涵道风扇出口轴向速度示意图

3.3 优化设计

由于初始涵道截面形状导圆半径过小,气流从外壁面流入唇口时绕过进口导圆,截面曲率过大造成分离,因此在优化涵道模型时,扩大导圆半径2.5 mm的同时,需增大其涵道外壁面半径,使气流流过外壁面时曲率半径变化较小,从而使气流不会出现较大幅度的转弯,平滑地进入风扇内壁,同时出口扩张角减至0°(表5、图14、图15)。

表 5 涵道优化前后涵道截面参数对比

参数	初始模型	优化涵道
导圆半径/mm	12.5	15
扩张角/(°)	5	0
外壁面半径/mm	315	355
高度/mm	92	92

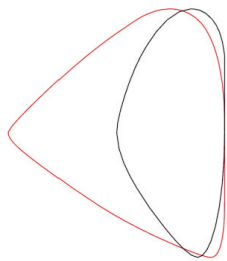


图 14 涵道优化前后截面对比

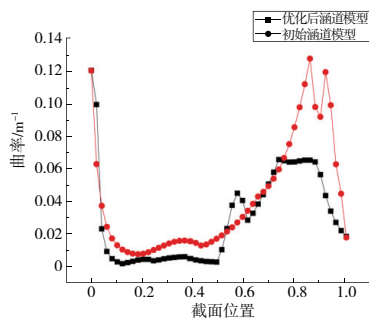


图 15 涵道优化前后截面曲率变化对比

由于涵道出口平均轴向速度过小,因此为了增大桨叶轮缘功,减小在60%~100%叶高处的出口安装角,增大60%~100%叶高处的轮缘功。安

装角分布如图16所示。

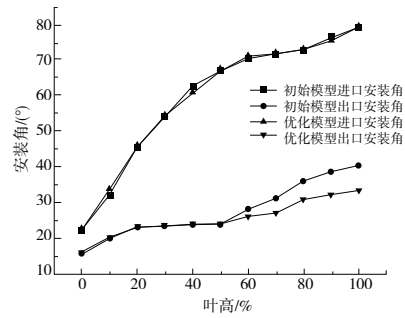


图 16 优化前后桨叶进出口安装角对比

3.4 优化设计结果

根据优化得到的几何模型计算,其性能数据如表6所示。相比于初始模型,流量和出口轴向速度都有明显提升。

表 6 涵道风扇优化后性能数据

设计参数	数值
风扇效率	0.89
风扇转速/(r/min)	2 500
风扇转矩/(Nm)	10.7
风扇流量/(kg/s)	4.492 3
出口周向速度/(m/s)	8.9
涵道排气速度/(m/s)	30
涵道风扇升力/N	121

从图12和图17对比可以看出,增大涵道唇口导圆半径和外壁面直径后在唇口处分离减小,气流吸入时不会产生较大分离,而减小了出口扩张角后。从图13、图18中的轴向速度分布图对比可以看出,靠近涵道壁面的出口分离减小,增大了涵道风扇进出口流量。同时减小涵道风扇叶片60%~100%处的出口安装角后,从图13、图18对比可以看出,相比于初始模型,改型后的出口轴向平均速度更大,分布更为均匀。本次优化增大了涵道风扇的流量和出口轴向速度,推力也明显得到提升,达到技术指标。

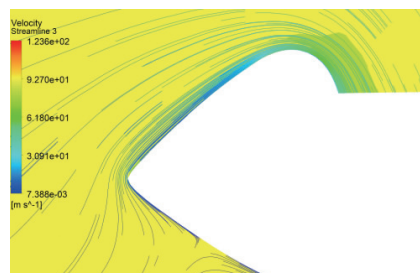


图 17 优化后涵道截面总压及流线

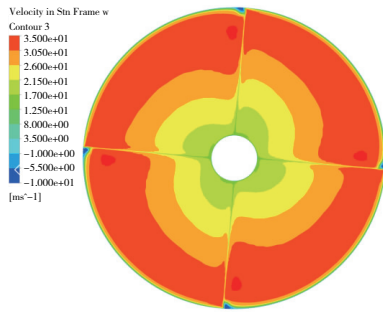


图 18 优化后涵道风扇出口轴向速度分布

4 结语

本文利用叶素理论设计风扇叶片,通过自编程得到总体参数,并利用 CFX 进行仿真,发现以下规律。

1) 涵道的导圆半径过小时,涵道唇口会产生分离,从而使涵道产生的拉力减小,风扇的气动效率也会降低。

2) 涵道的扩张角减小为 0° 时,出口涵道壁面的分离减小,能提高涵道的气动效率。

3) 对于风扇叶片的设计需要考虑到设计指标的要求,在增大叶片 $60\% \sim 100\%$ 叶高的出口安装角后,可以提高涵道风扇平均出口轴向速度来提升拉力。

参考文献:

- [1] 刘凯,叶赋晨. 垂直起降飞行器的发展动态和趋势分析[J]. 航空工程进展, 2015(2):127-138.
- [2] HALL C. Development and flight testing of a winged UAS with vertical take-off and landing capabilities [C] // 49th AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition. Orlando, Florida. Reston, Virginia; AIAA, 2011:1160.
- [3] 刘沛清. 空气螺旋桨理论及其应用[M]. 北京:北京航空航天大学出版社, 2006.

- [4] 李建波,高正. 涵道风扇空气动力学特性分析[J]. 南京航空航天大学学报, 2005, 37(6):680-684.
- [5] 高永卫,黄灿金,魏闯. 一种涵道螺旋桨的简便设计方法[J]. 航空工程进展, 2013, 4(3):352-357.
- [6] CONEY W B. A method for the design of a class of optimum marine propellers [D]. Cambridge, MA, USA: Massachusetts Institute of Technology, 1989.
- [7] EPPS B P, KIMBALL R W. Unified rotor lifting line theory [J]. Journal of Ship Research, 2013, 57(4):181-201.
- [8] EPPS B. On the rotor lifting line wake model [J]. Journal of Ship Production and Design, 2017, 33(1):31-45.
- [9] EPPS B, CHALFANT J, KIMBALL R, et al. OpenProp: an open-source parametric design and analysis tool for propellers [C] // Proceedings of the 2009 Grand Challenges in Modeling & Simulation Conference. Istanbul, Turkey. New York: ACM, 2009:104-111.
- [10] 王海童,王掩刚,周芳,等. 基于面元法的分布式涵道推进系统进气道优化设计[J]. 推进技术, 2021, 42(11):2465-2473.
- [11] 郭佳豪,周洲,李旭. 一种涵道螺旋桨桨叶高效设计方法[J]. 航空学报, 2022, 43(7):82-92.
- [12] 李晓华,郭正,柳兆伟,等. 涵道风扇外形参数对气动特性的影响[J]. 国防科技大学学报, 2016, 38(4):28-33.
- [13] 叶坤,叶正寅,屈展. 涵道气动优化设计方法[J]. 航空动力学报, 2013, 28(8):1828-1835.
- [14] 丛伟. 涵道风扇的气动特性与优化研究[D]. 南昌:南昌航空大学, 2013.
- [15] GRUNWALD K J, GOODSON K W. Aerodynamic loads on an isolated shrouded-propeller configuration for angles of attack from -10 degrees to 110 degrees [D]. [S. I. :s. n.], 1962.

收稿日期:2022-07-25