

开式转子叶片气动设计研究

Research on Aerodynamic Design of Open Rotor Blade

刘政良 严明 洪青松 / 北京航空航天大学

摘要: 参考现代民航飞机设计方案要求, 完成了开式转子发动机叶片的气动设计工作。在设计过程中引入可压缩流动叶片数据改进了螺旋桨条理论, 使之适用于高亚声速来流的叶片设计。采用后掠叶片, NACA16系列叶型, 前缘积叠方式。数值模拟结果与设计结果相近, 基本满足气动设计要求。

Abstract: Aerodynamic design of open rotor blade which refers to performance of engines which used on modern civil airplane is completed. Compressible blade data is introduced to optimize strip theory in order to satisfy blade design under high subsonic free stream. Sept blade, NACA-16 series data and leading edge accumulation is used. Numerical simulation is similar to the design which basically satisfied the design requirements.

关键词: 开式转子发动机; 桨扇; 气动设计; 片条理论

Keywords: open rotor engine; pro-fan; aerodynamic design; strip theory

0 引言

开式转子发动机(Open-rotor Engine), 也被称为无涵道桨扇发动机, 这一概念美国国家航空航天局(NASA)于上世纪70年代首先提出来^[1], 介于涡桨与涡扇之间的一种发动机。相对于传统的涡桨发动机, 先进的开式转子发动机可以在 $Ma0.8$ 左右, 10675m高度保持相对较低的耗油率^[2]。与同等技术的涡扇发动机相比, 由于其超高的涵道比, 开式转子发动机具有推进效率高, 燃油消耗率低, 使用费用低, 循环效率高, 巡航速度相当和起飞性能好的技术优势。近几年高油价使得航空公司的运营成本激增, 为了降低燃油消耗, 除了普惠公司还在犹豫不决外, GE、罗罗等主要航空发动机制造商重新开始重视桨扇发动机^[3]。

开式转子发动机所存在的技术难点主要包括噪声和振动(包括机舱内和舱外), 机身和机翼的结构强度, 适航条件(如鸟撞问题), 发动机的安装,

齿轮箱的冷却和可靠性问题以及叶片设计等几个方面^[4]。其中开式转子叶片的设计包括桨盘载荷、叶尖速度、叶片数、掠型等参数的选取, 还要考虑桨叶的扭向规律、叶尖的设计等问题。开式转子叶片最初的设计思路是通过提高涡扇发动机的涵道比来提高发动机的推进效率, 随着风扇直径的增大, 去掉风扇外的机匣便成为一种选择, 这样, 在叶片流动就具有了螺旋桨的流动特征。因此, 开式转子叶片气动性能的研究可以从螺旋桨气动性能的研究方法入手。

1 计算方法

开式转子发动机叶片的气动设计类似于重载螺旋桨, 采用了Gluaert提出的螺旋桨气动设计方法^[6], Hamilton Standard公司在设计过程中加入了可压缩流动的叶片数据进行了修正^[7]。

本文采用Adkins和Liebeck基于Gluaert理论的改进设计方法, 取消了

在利用Prandtl近似求解径向流动时带来的动量损失时采用的小角度假设和轻载荷假设。其优化过程定义了直径, 来流速度、转速、总功率或者推力、叶片数共5个全局参数, 通过改变迎角和升力系数分布, 达到优化弦长和叶片安装角以满足最大效率条件的目的。

基本原理及推导过程参见文献[8-10], 主要公式及设计过程如下。首先, 确定设计参数, 由设计参数计算出推力系数 T_C 或者功率系数 P_C :

$$T_C = 2T / (\rho V^2 \pi R^2) \quad (1)$$

$$P_C = 2P / (\rho V^3 \pi R^2) = 2Q\Omega / (\rho V^3 \pi R^2) \quad (2)$$

给定诱导速度与自由流速度比 $\zeta = v'/V$ 的初值, 由叶尖气流角 ϕ 和速度比 ζ 通过方程(3)、(4)分别计算各叶片截面的Prandtl动量损失因子 F 和气流角 ϕ ,

$$F = (2/\pi) \arccos(e^{-f}) \quad (3)$$

$$\tan\phi_i = \lambda(1 + \zeta/2) \quad (4)$$

其中:

$$f = (B/2)(1 - \xi) / \sin \phi_t \quad (5)$$

由式(6)计算得出相对速度并根据声速算出马赫数:

$$W = V(1 + a) / \sin \phi \quad (6)$$

其中,轴向诱导速度

$$a = (\zeta/2) \cos^2 \phi (1 - \varepsilon \tan \phi) \quad (7)$$

由马赫数选取叶片截面阻力-升力比 ε 和迎角 α ,为使 ε 最小,重复以上步骤直至每个截面升阻比都到达最大值。

由式(8)计算弦长,并算出气流角 $\phi = \phi_t + \alpha$

$$Wb = 4\pi\lambda GVR\zeta / (C_l B) \quad (8)$$

若给定推力系数 T_c ,则由式(9)~(14)计算速度比 ζ 和功率系数 P_c

$$I_1' = 4\zeta G(1 - \varepsilon \tan \phi) \quad (9)$$

$$I_2' = \lambda (I_1' / 2\zeta) (1 + \varepsilon / \tan \phi) \sin \phi \cos \phi \quad (10)$$

$$J_1' = 4\zeta G(1 + \varepsilon / \tan \phi) \quad (11)$$

$$J_2' = (J_1' / 2) (1 - \varepsilon \tan \phi) \cos^2 \phi \quad (12)$$

$$\zeta = (I_1 / 2I_2) - [(I_1 / 2I_2)^2 - T_c / I_2]^{1/2} \quad (13)$$

$$P_c = J_1 \zeta + J_2 \zeta^2 \quad (14)$$

表1 开式转子的主要设计参数

参数	符号	值
叶片数	N_B	10
叶片直径(m)	D	2.7
轮毂直径(m)	D_0	0.945
巡航速度(m/s)	V_0	239.6
巡航高度(m)	H	10000
功率(kW)	P	210

同样,若给定功率,可得出速度比 ζ 和推力系数 T_c :

$$\zeta = -(J_1 / 2J_2) + [(J_1 / 2J_2)^2 + P_c / J_2]^{1/2} \quad (15)$$

$$T_c = I_1 \zeta - I_2 \zeta^2 \quad (16)$$

若速度比 ζ 大于给定残差,则使用新的值重新开始计算。

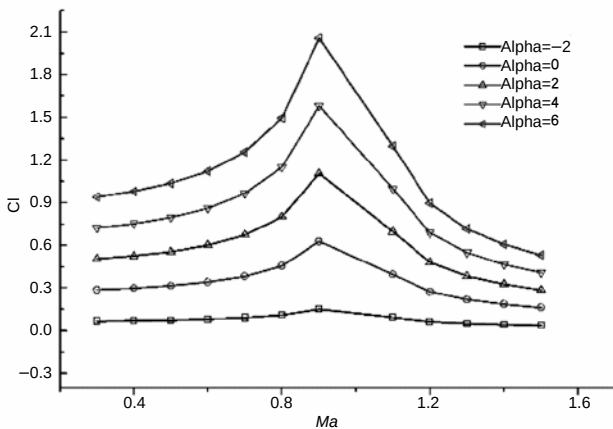


图1 NACA16304修正升力系数

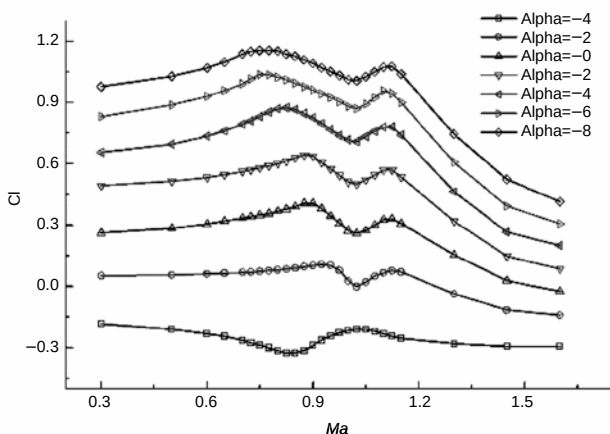


图2 NACA16304可压缩升力系数

2 叶型选择

叶型的选择对于开始转子叶片的性能有很大的影响,由于桨叶大部分处在超声速区,传统的螺旋桨叶型已经不适用与桨扇的设计。美国的Hamilton Standard, Cessna和Grumman公司各自发展了自己的高性能桨扇叶型,但是资料都保密。本文采用NACA16系列叶型,这种叶型在跨声速区有较好的性能^[11]。

在Adkins等人给出的设计方法中,优化迎角的过程首先要计算出雷诺数,再根据叶型气动参数选择最优的迎角。由于叶片气动特性在低来流速度的情况下与不可压缩流动近似,这种方法并没有计入空气可压缩性带来的影响,当来流速度较大时,则需要进行可压缩流动修正。当来流速度为高亚声速时,气流经过叶片加速达到超声速,进而出现激波,对叶片气动参数产生很大的影响,从而使由计算雷诺数进行迎角的优化产生很大误差。因此,在计算过程中引入马赫数的影响就十分必要了。

图1为采用可压缩流动理论修正后NACA16304叶型气动参数,由参考文献[12]中提供的原始数据和公式编程算出,叶型升力系数在迎角小于 -2° 或大于 6° 后超过计算下限或上限。从图中可以看出升力系数在 $Ma 0.9$ 左右达到最大值,之后急剧下降。图2为NACA16304叶型气动参数^[11],随着马赫数的增加,升力系数缓慢上升,

在叶片出现激波后有明显的下降,之后略有上升,在达到 $Ma1.1$ 左右后又平缓降低。在一定迎角范围内,经可压缩流动修正之后的升力系数随马赫数变化在小于 $Ma0.7$ 时与实验数据相近,而在跨声速区域,则有明显的差别。

雷诺数对气动参数的影响与叶片表面附面层有关,在跨声区域,雷诺数的变化对叶型气动参数的影响很小。NACA16系列叶型,尤其是最大厚度较小的叶型,雷诺数对升力系数以及阻力系数随马赫数变化的影响很小,在螺旋桨的设计过程中,其对效率的影响不到1%^[13]。综上所述,并考虑到桨扇设计点来流马赫数一般在 $Ma0.75$ 以上,在设计过程中并未采用雷诺作为优化过程的参考,而是通过计算相对马赫数从而依据NACA16系列叶型可压缩流动气动参数完成优化过程。

3 二维设计结果

考虑到现代民航客机对发动机的要求,由此确定开式转子的主要设计参数如表1所示。

由于马赫数过高会产生强激波,对降低耗油率和减小噪声不利,因此需要限定叶尖速度。设定叶尖速度为 240m/s ,由此计算出开式转子叶片转速为 1719rpm 。设计过程采用Matlab编程,经过计算设计点进距比为 3.1 ,效率为 74.5% ,推力系数为 0.40 ,功率系数为 1.65 。弦长及安装角沿径向分布分别如图3和图4所示,在 75% 半径处,安装角为 58.5° 。叶片采用前缘积叠方式,后掠角沿径向分布如图5所示,叶尖后掠角为 27° 。

4 三维性能分析

开式转子叶片流场由结构化网格生成软件Autogrid5生成网格,网格节点数320万,数值模拟采用CFD计算软件ANSYS CFX。计算域如图6所示,进出口均给定为压力边界条件,远场采用开放式边界条件。计算采用Shear Stress Transport(SST)二方程湍流模型,一阶精度的迎风格式。大气条件设置为 10000米 高空,来流速度为 $Ma0.8$,通过调整转速改变进距比。

计算结果如图4所示,设计点进距比为 3.1 ,效率为 72.2% ,推力系数为 0.39 ,功率系数为 1.51 ,推力和功率与设计结果相比略低。从图中还可以看出,推力和功率系数随进距比增大减小,最高效率点并不是设计点,这一点与NASA实验数据类似^[7]。

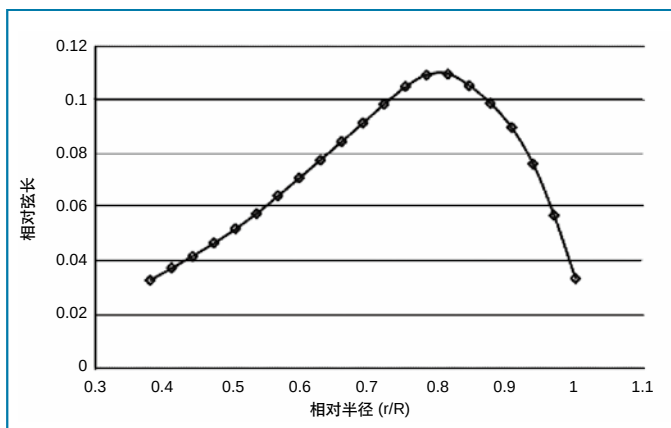


图3 叶片弦长沿径向分布

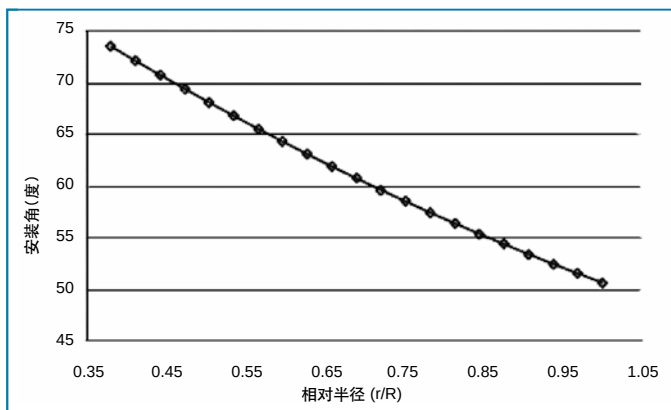


图4 叶片安装角沿径向分布

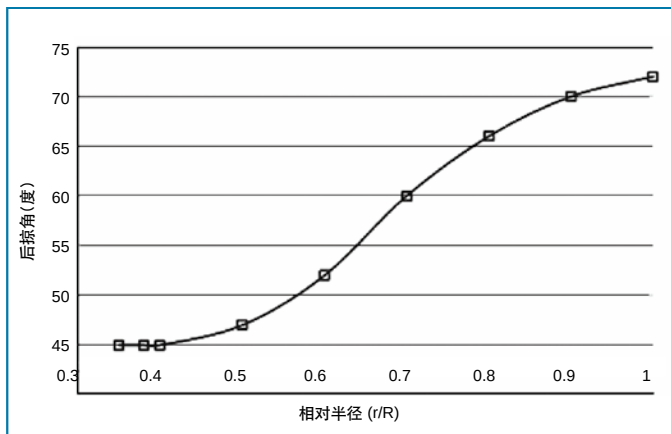


图5 后掠角沿径向分布

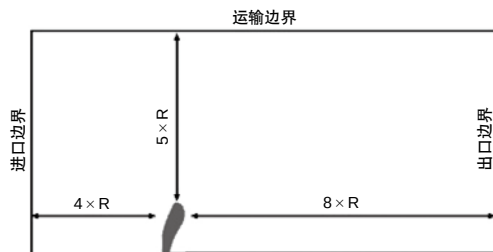


图6 计算域示意图

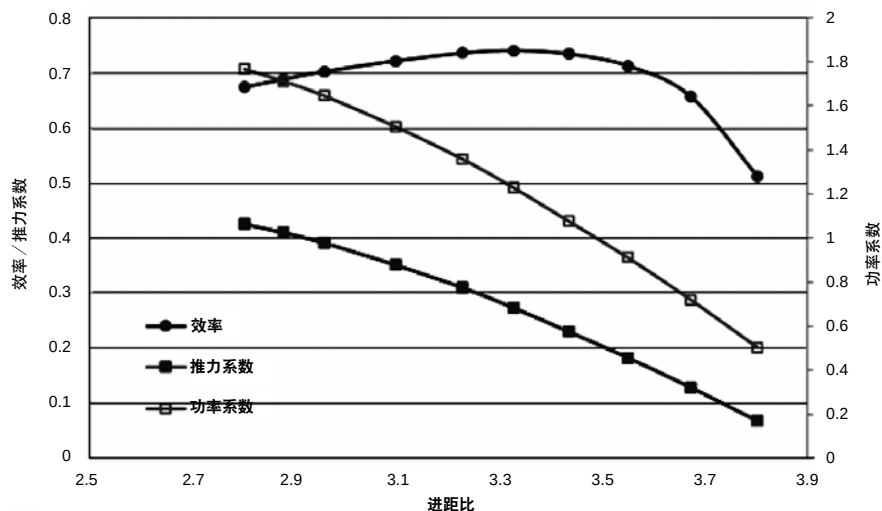


图7 拉力系数、功率系数与效率随进距比变化关系

5 结论

本文运用改进了Adkins等人提出的片条理论,使其适用于高亚声速来流的设计,完成了开式转子发动机叶片的气动设计工作,并利用CFX进行了数值模拟,得出以下结论。

1) 利用Betz条件优化叶片的安装角以及弦长分布,可以使叶片各截面叶型达到较高的升阻比,并使整个叶片的动量损失达到最小。直接利用可压缩流动叶片数据可以避免可压缩修正带来的误差。所设计的桨叶在设计点效率为74.5%。

2) 用CFX模拟结果与设计结果基本相符,推力系数与功率系数略低于设计值,其原因可能是设计过程没有引入三维效应,如叶尖涡的影响。

3) 由于叶片区域大部分处在超声速区,激波的存在和较大的叶片负荷使桨扇叶片的效率明显低于大尺寸螺旋桨。

4) 参考NASA的相关报告可以看出,Adkins提出的螺旋桨设计方法在经过修正之后可以比较恰当地完成开式转子叶片的设计工作。

参考文献

- [1] Carl Rohrbach. A report on the Aerodynamic Design and Wind Tunnel Test of a Prop-Fan Model[A]. AIAA/SAE 12th Propulsion Conference, Palo Alto, California, 1976.
- [2] Roy D. Hager, Deborah Vrabel. Advanced Turboprop Project[R]. NASA-SP 495, 1988.
- [3] 刘红霞, 梁春华. 开式转子发动机研制与进展[J], 国际航空, 2010, (4): 75-77.
- [4] Pablo Bellocq, Vishal Sethi, Luca Cerasi, et al. Advanced Open Rotor Performance Modelling for Multidisciplinary Optimization Assessments [A]. Proceedings of ASME Turbo Expo 2010: Power for Land, Sea and Air, Glasgow, UK, 2010.
- [5] A. L. Weisbnch, J. Godston, E.S. Bradley. Technology and Benefits of Aircraft Counter Rotation Propellers[R]. NASA CR- 168253, 1982.
- [6] Hamilton Standard Division of United Technologies Corporation. Prop-fan Data Support Study Technical

Report[R], NAS2-9750, Feb. 28, 1978.

[7] D.M. Black, R. W. Menthe, H.S. Wainauski. Aerodynamic Design and Performance Testing of an Advanced 30 Swept, Eight Bladed Propeller at Mach Numbers From 0.2 to 0.85[R], NAS3-20219, Sep. 1978.

[8] Adkins, N., and Liebeck, R. H.. Design of Optimum Propellers, Journal of Propulsion and Power[J], 1994, 10(5): 676-682.

[9] Adkins, N., and Liebeck, R. H.. Design of Optimum Propellers[C], 21st Aerospace Sciences Meeting, Reno, NV, AIAA Paper 83-0190, Jan. 1983.

[10] Martin Hepperle. Inverse Aerodynamic Design Procedure for Propellers Having a Prescribed Chord-Length Distribution, Journal of aircraft[J], 2010, 47(6): 1867-1872.

[11] Catherine M. Maksymiuk, Sally A. Watson, A Computer Program for Estimating the Aerodynamic Characteristics of NACA 16-Series Airfoils [P], NASA-TM-85696, 1983.

[12] K.D. Korkan, J. Camba, P. M. Morris, Aerodynamic Data Banks for Clark-Y, NACA 4-Digit and NACA 16-Series Airfoil Families[R], NASA-CR-176883, 1986

[13] Harold E. Cleary. The Effects of Reynolds Number on the Application of NACA 16-Series Airfoil Characteristics to Propeller Design[R], NACA TN-2591, 1952.

作者简介

刘政良, 硕士研究生, 主要从事计算流体力学和气动设计研究。