

桨扇气动设计问题

北京航空学院 刘导治

摘 要

本文综述了桨扇气动计算方法的发展,讨论了桨扇的气动设计过程和超临界叶型设计问题,并提出了发展桨扇应注意之点。

一、前 言

半个世纪前,螺旋桨的设计只能借用当时的低速机翼理论,故负荷很低。为生产足够的推力,桨叶需做得很长。为减小飞行阻力,轮毂需做得尽量小,一般只能装两三个叶片,最多四五个,且都简单地采用直叶片,这样的螺旋桨都具有大直径、低负荷、少叶片、无后掠的特点。低负荷桨叶离速很小,低 Ma 数下叶型损失也不大,故四十年代这种螺旋桨盛极一时^[1]。

为了更经济地飞行,希提高飞行高度和速度。飞行 Ma 数一旦超过0.65,叶尖激波损失就太大。当时已经知道后掠翼薄翼型适于跨音速运行,但还没有成熟的设计方法,故螺旋桨一时竞争不过喷气推进,致使五十年代以来螺旋桨的发展竟停顿了将近四分之一世纪。

涡轮喷气发动机的离速损失很大。涡轮风扇把能量传给更大股的空气,推进效率会高些。然而,即使大涵道比的风扇,亚音飞行的推进效率仍比螺旋桨低不少。由于航空规模的扩大和石油涨价,省油的要求越来越突出,而计算机的发展已大大扩展了设计流体机械的能力,于是重新研究高速螺旋桨乃成为必然趋势^[2,3]。

高速螺旋桨叶尖需用超临界薄叶型,并做成后掠的。为提供高速飞行所需拉力并减小直径,需设计高负荷的宽叶片,并增加叶片数。负荷由多个叶片分担可减小诱导阻力,也便于趋近最佳升阻比。为发挥叶根工作能力,内外径之比不宜过于悬殊,这也希望外径小些。在目前设计水平下,叶片数约取6至12片,单位迎风面积的负荷可增为四倍,即发出同样马力时直径可减半,轻巧多了。这样的螺旋桨具有小直径、高负荷、多叶片、大后掠的特点。这和传统的螺旋桨形状有所不同,而兼有了风扇的特征,故称为螺旋桨风扇即桨扇。估计九十年代的十年间,美国若有两千架飞机改用桨扇,可省油60亿美元^[4]。

发展桨扇需解决气动设计、噪音、强度振动、结构设计、复合材料、模型试验等多方面的问题。桨扇要有竞争力,必须要有高的效率,故最基本的一步是气动设计。本文将综述桨扇气动计算方法的发展,讨论桨扇的气动设计过程和超临界叶型设计问题。

二、桨扇气动计算方法的发展

早在1865年Rankine和1878年Froude就用一维动量原理发展了作动盘理论,计算了气流流经无穷多叶片所组成的桨盘时的速度变化。可算出理想推进效率,但不能配置叶型。后来加上叶素理论,计算速度三角形和攻角,并粗略假设诱导速度相同于展弦比为6的机翼,方能配置叶型。算出拉力和扭矩的误差约10%。1907年Lanchester又加上涡流理论,计算了不同半径上当地的诱导速度和桨后气流的周向速度,精度有所提高。但仍未计及叶尖损失,叶

片相互间影响和短舱引起的气流不匀等^[5,6]。目前,作动盘仍常作为桨扇的数学模型,用来计算桨扇造成的绕机翼机身的流场^[7]。

1929年Goldstein把螺旋看成大展弦比的机翼,根据机翼的升力线理论,用马蹄涡系代表螺旋的作用^[8]。设计中再借助二维翼型吹风数据来确定升力阻力。此法可沿半径进行最佳负荷分配,按之设计叶型弯度和扭向。最初只适小负荷均匀来流,改进后已可用于大负荷不均匀来流。四十与五十年代升力线法已很成熟,设计了许多普通螺桨,巡航效率高达90%。针对桨扇需要,继续发展了适用于后掠叶片的曲线升力线法^[9];发展了计及短舱影响,利用叶栅数据和作超音叶尖修正等的算法^[10];还发展了基于Biot-Savart方程的可压诱导涡法,适于处理叶尖超音时的诱导效应。升力线法经过半个世纪的实践和改进,已可达1%准确度^[11~15]。

升力线法本是大展弦比不可压孤立直翼的理论。用于小直径、叶尖超音、多叶片、大后掠的桨扇时,虽经各种修正改进,毕竟是不严格的近似做法。近年发展的可压升力面理论严格处理了厚度、弯度、攻角、后掠、叶片倾斜、叶片相互间干扰和叶尖漏气等因素。同时,它只把桨扇看成薄翼,使问题线性而大大简化^[16~20]。

跨音高负荷大后掠桨叶间的三维流动效应十分显著。只有求解非线性三维流方程,才能得到真实压力分布与激波形状,改进叶间流动结构,从根本上提高气动、声学与设计水平。它目前只能用于已有桨扇的正问题流场分析,还不能用于反问题设计。用位势方程计算量相对小些,已可解出压力分布与激波位置^[21]。用欧拉方程组精确些,但计算量大许多^[22,23]。它们都无法算非设计状态有分离的流动。精确的是解平均Navier-Stokes方程。近年已有人用欧拉方程组解三维叶栅跨音流场^[24],用二维薄层平均N.S.方程解叶栅跨音粘流场^[25],用三维平均N.S.方程解失速叶栅紊流场^[26]。随着计算机内存与速度的发展,桨扇三维流场的计算很快就可完善。

数值试验与三维流场测试相配合,将使桨扇设计水平根本提高。激光测速仪已可测出桨扇叶间分离回流区^[27]。应尽早开始桨扇模型试验。还应提高准备对转式桨扇的设计。它采用反向旋转的两排桨扇来消除周向离速,可比单转式省油10%,且直径更小,负荷更高。文献^[28,29]发展非定常三维流场的计算,将为研制对转式桨扇提供手段。

三、桨扇气动设计过程

发展桨扇需先发展一套可靠的气动设计方法。三维流场计算虽先进,但只能作正问题验算分析。工程上应依靠经过考验的数据和方法。沿流线配置二维叶型的做法相当合理,可充分利用二维叶型和叶栅性能数据。沿半径上风扇是取叶间平均 S_2 流面计算,按脱轨角实验数据配置叶型。桨扇除叶根外叶片太稀,是孤立翼的诱导流场,不适于用平均 S_2 流面和脱轨角概念。这里行之有效的方法是按升力线法设计最佳负荷分布。可按这个思路起步,先设计出模型来试验,积累经验后再逐步改进完善。这样的气动设计过程可分为以下步骤^[30,31]:

首先需初步选定几何尺寸,以便往下试算。选取桨扇直径、叶片数、转速、功率、轮毂直径、短舱外形、沿半径叶宽、叶厚和后掠角的分布等^[32]。以后将根据气动、强度、振动的计算结果进行修改再重算。

其次需确定桨扇前流速沿半径的分布。早年螺桨设计设来流均匀的误差较大。严格说应将桨扇及其前后全流场一起作三维流计算。这一解法未实现前可暂设桨扇不存在,解帽罩和

短舱形成的来流流场。解得全流场后还可进行修正。计算中应计及根部叶片间有堵塞时的影响。

然后是叶素分析。这是设计工作的主体部分。内径区域叶片间距离近,稠度常大于1,不应再按孤立叶型分析,需象风扇和压气机那样按叶栅分析。最成熟的方法是流线曲率法配合叶栅试验数据,与帽罩短舱一起计算。内径区域相对 Ma 数低,可采用适于低速的叶型,如NACA65。外径和中径区域叶片间距离远,应象螺旋桨那样按孤立叶型分析,用二维可压修正的叶型数据和叶栅实验修正。外径区域还需计及后掠影响和超音叶尖效应。外径区域相对 Ma 数高,叶尖 Ma 数常大于1,需采用适于高速的叶型,如NACA16。中径区域需有一段过渡叶型。沿半径需取10个以上截面才能满足扭矩、马力和效率的精度。为节省计算机时,初步设计时可只取6、7个截面,详细设计时可取20来个截面。

开始计算时各截面载荷分布只能粗略给定。当求得各截面叶型阻力和诱导阻力后便可作升力线计算,沿半径确定最佳负荷分布,使总阻力最小。从而确定各截面的叶型弯度和攻角,并与叶素分析步骤迭代。

接着应验算起飞爬升等非设计工况。必要时应修改设计,即回到叶素分析步骤重算。

最后是叶型积叠。先沿叶片本身变距时的旋转轴线积叠各截面叶型。然后各截面分别按各自的弦向将叶型后移形成所需后掠。强度分析各截面重心位置还需略为调整。

这便是桨扇气动设计过程的主要步骤。经声学、强度振动计算后,还需从头调整设计参数。发展出可压升力面或三维流场计算程序后,可用来检验设计与非设计工况的详细流动结构,进行优化设计。数值试验可代替一大批模型试验,大大缩短研制周期。

四、桨扇超临界叶型设计问题

早年螺旋桨运转的相对 Ma 数较低,成功地借用了性能可靠的低速机翼翼型。桨扇内径区 Ma 数不高,仍可采用这些叶型,如英国的Clark-Y, RAF6或美国的NACA65, 64与圆弧叶型等。

桨扇外径区域相对马氏数已超临界。机翼超临界翼型的设计有不少经验可以参考^[33~37]。不过,桨扇叶尖叶型很薄,相对厚度只2~4%。现有的超临界机翼翼型却没有那么薄。在没有更合用的叶型时,可暂借适于高亚音的NACA16翼型。其最大弯度最大厚度均在50%弦长处,前缘圆角半径小,叶盆平坦。

桨扇工况变化大,希望叶型对工况变化不敏感。为防止被打伤,又希望加强前缘结构。因而希望做成大前缘半径。另外,桨扇要求高负荷,需弯度大,故桨扇的外径区域无法直接采用一般的超临界机翼翼型,而亟需发展适合桨扇高负荷、宽工况的超临界叶型。

英国飞机研究协会首先于1977年公布了他们发展的超临界螺旋桨叶型ARA-D系列。为适合计算机设计,采用了解析公式造型。它做成大前缘半径,叶盆增加弯度,有均匀的曲率。近前缘段中弧线为抛物线,前缘略为低头以减轻大攻角分离。最大厚度在25%弦长处,相应10%弦长处叶背有大拐弯,其后10%到50%弦长段叶背平直。这种叶型升力系数大,适合高负荷,拉力比NACA16高20%。它适应工况宽,爬升性能也好。已公布的叶型可用到 Ma 数0.85左右。另有一种小弯度薄叶可用到 Ma 数1左右,但未给出叶型数据^[38]。

美国Hamilton Standard公司已发展HS系列的桨扇叶型,低速与高速性能都比NACA16好^[39]。1981年开始,美国Cessna飞机公司和Grumman飞机公司也各自发展自己的高性能桨

扇叶型^[40]。但资料都保密。

为赶超国际先进水平,我们应尽早开展超临界桨扇叶型的预研,用适于计算机设计的解析法造型,用数值试验配合风洞吹,风尽快地形成自己的高性能叶型系列。

参 考 文 献

- [1] Bass, R.M., VKI-LS-1982-08.
- [2] Hopkins, J.P., and Wharton, H.E., NASA CR-137927, 1976.
- [3] Gobetz, F.W., and LeShane, A.A., NASA CR-137878, 1976.
- [4] Gatzen, B.S., and Adamson, W.M., AIAA81-0810.
- [5] Bass, R.M., VKI-LS-1982-08.
- [6] Korkan, K.D., Gregorek, G.M., and Mikkelsen, D.C., AIAA 80-1240.
- [7] Yu, N.J., Samant, S.S., and Rubbert, P.E., AIAA 84-1645.
- [8] Goldstein, S., Royal Society(London) Proceedings, Vol.123, Series A, No.792, 1929, pp.440-465.
- [9] Sullivan, J.P., AIAA77-716.
- [10] Egolf, T.A. et al, R79-912949-19, UTRC, 1979.
- [11] Borst, H.V., AD-774831, (USAAMRDL-TR-73-34A), 1972.
- [12] Bober, L.J., and Mitchell, G.A., AIAA80-0225.
- [13] Sullivan, J.P., VKI-LS-1982-08.
- [14] Bocci, A.J., AGARD CR366, Paper 5.
- [15] Bass, R.M., and Davis, D.G.M., AIAA85-1261.
- [16] Hanson, D.B., AIAA J., Vol.21, No.6, 1983, pp.881-889.
- [17] Hanson, D.B., AIAA 82-0020.
- [18] Kondo, K., Journal of the Faculty of Engineering, University of Tokyo, Vol.25, 1957.
- [19] Namba, M., ARC R&M3740, 1974.
- [20] Lordi, J.A., and Homicz, G.F., J.of Fluid Mechanics, Vol.103, Feb.1981, pp. 413-442.
- [21] Jou, W.H., AIAA82-0957.
- [22] Bober, L.J., Chaussee, D.S., and Kutler, P., AIAA83-0188.
- [23] Chaussee, D.S., and Kutler, P., NASA CR-167959, 1983.
- [24] Enseigne, M., Brochet, J., and, Boisseau, J.P., AIAA81-1013.
- [25] Chima, R.V., NASA TM-83636, 1984.
- [26] Hah, C., ASME83-GT-40.
- [27] Lepikovsky, J., ASME Volume FED-32, 1985, pp.95-101.
- [28] Weisbrich, A.L., Godston, J., and Bradley, E., NASA CR-168258, 1982.
- [29] Strack, W.C. et al, NASA TM-82983, 1982.
- [30] Black, D.M., Menhe, R.W., and Wainauski, H.S., NASA CR-3047, 1978.
- [31] Rohrbach, C., AIAA76-667.
- [32] Grose, R.M., United Aircraft Corporation Research Department Report R-25665-2, 1955.
- [33] Bauer, F., Garabedian, P., and Korn, D., Lecture Notes in Economics and Mathematical Systems, Vol.66, 1972.
- [34] Tranen, T.L., AIAA74-501.
- [35] Carlson, L.A., J.of Aircraft, Vol.13, No.5, 1976.
- [36] Carlson, L.A., NASA CR-2821, 1977.
- [37] Sobieczky, H. et al, AIAA J., Vol.17, 1979, pp.722-729.
- [38] Bocci, A.J., Aeronautical Quarterly, Feb.1977, pp.59-73.
- [39] Gatzen, B.S., ICAS-82-4.5.2, pp.879-903.
- [40] Taverna, F., AIAA83-1791.

AEROACOUSTIC SIMILARITY PRINCIPLES AND THEIR EXPERIMENTAL INVESTIGATION

Gu Dawei and Zhong Fangyuan

(Shanghai Jiaotong University)

Abstract

The general similarity principles in aeroacoustics are studied so as to provide the theoretical basis for aeroacoustic model experimental investigation of jet engine, fan, compressor, propeller etc. The analysis of the characteristics of fundamental aerodynamic noise sources shows that any aeroacoustic phenomenon is a similitude structure phenomenon. The most important result of the study is the establishment of four similarity criteria of aeroacoustic field which are expressed in a suitable form for flow analysis. For the fundamental aerodynamic noise sources, the similarity criteria are the Mach number of the flow, the Strouhal number of the fluctuating frequency of the aerodynamic noise sources, and the nondimensional source strength ($\hat{q}$ or $\hat{F}$ or $\hat{G}$) relating to the type of the source, respectively.

The main aerodynamic noise sources in turbomachinery are the fluctuating forces of fluid flow acting on the solid surfaces. The analysis of fluctuating force spectra in the unsteady flows both of the model and the prototype indicates that the fluctuating force spectra both of them expressed in Strouhal number are also similar provided their flows are entirely similar. In this case, the overall sound pressure levels and the noise spectra measured at geometrically similar points are completely identical when the noise spectra are represented in Strouhal number. The results of the further research on the effect of Reynolds number show that it is unnecessary to maintain the Reynolds number similarity rule if the Reynolds numbers in full-scale fan and model-scale fan are both greater than 4×10^5 . But in the model test for the purpose of aerodynamic noise research, the strict identity of the blade tip Mach numbers between the model fan and the prototype fan should be ensured even if the flow Mach numbers are very small.

The aeroacoustic similarity principles are demonstrated by the experiments for similarity of noise characteristics between the full-scale and model-scale fans.

AERODYNAMIC DESIGN PROBLEMS OF PROPFAN

Liu Daozhi

(Beijing Institute of Aeronautics and Astronautics)

Abstract

The development of aerodynamic analytical methods of propfan is reviewed. The aerodynamic design procedures of propfan and the design philosophy of its supercritical airfoil sections are discussed. Some key points for propfan development are indicated.