

# 桨扇的气动弹性力学和气动声学

北京航空学院 孙晓峰 胡宗安

## 摘 要

在桨扇技术发展过程中, 桨扇的气动弹性力学与气动声学是主要技术关键中的两个很受重视的问题。本文对于上述二问题的历史发展过程、处理方法及已取得的主要成果作了阐述, 对于其现状和发展趋势提出了一些看法。

## 一、桨扇的气动弹性力学问题

与风扇/压气机类似, 桨扇的气动弹性研究领域包括失速颤振、强迫激振和古典颤振等现象。失速颤振发生在低飞行速度、局部叶片攻角很高并发生大尺度分离的条件下; 古典颤振通常对应于飞行速度较高且叶片未失速的条件; 强迫激振可能发生在低的和高的飞行速度, 并且可能由于“横向风”、“上洗”, 流场畸变, 以及来流相对于桨扇推力轴有角度而发生。对于桨扇的气动弹性问题, 首先应建立它的叶片结构动力学模型和非定常空气动力学模型。现有的桨扇气动弹性分析方法主要借鉴于直升机转子和常规螺旋桨的相应工作而发展起来的。目前正在应用和发展的叶片结构动力学模型主要有三种<sup>[1]</sup>: 1. 后掠直线梁, 2. 后掠曲线梁, 3. 平板有限元模型。但对于不同的气动弹性具体问题, 所用的非定常空气动力模型是不一样的。对于强迫激振, 所用的叶片非定常空气动力模型是二维准定常方法, 而失速颤振采用经验亚音速翼型方法。古典颤振采用非定常气动模型比较多, 包括二维亚音和超音叶栅、二维跨音翼型、二维亚音翼型, 以及现在正在发展的三维亚音叶片排计算方法。

在这几种叶片结构动力学模型中, 后掠直线梁模型较简单。作为古典颤振分析, 它使用二维亚音和超音叶栅和带后掠修正的二维跨音翼型非定常气动模型。这分析基于 Kaza<sup>[2]</sup>的修正, 其结果与实验对比表明有改进。后掠曲线梁模型更能突出桨扇叶片的特征, 它基于现有直升机转子分析方法的改进<sup>[3]</sup>, 包括强迫共振响应、失速颤振及古典颤振。对应于强迫振动和古典颤振所用的非定常气动模型, 而用于失速颤振的非定常气动模型则是经验亚音翼型, 采用平板有限元作为叶片的结构动力学模型, 使气动弹性分析更加复杂化, 但也更准确地反映了叶片的实际特征。这个方法实际上是将 NASTRAN 程序扩展到叶轮机颤振分析的一种方法 (包括螺旋桨和涡扇), 它将古典颤振分析加以修正并包括桨扇的强迫振动分析。它象后掠直线梁古典颤振分析一样, 使用同样的非定常气动模型。目前, NASA Lewis 中心正在发展一个更完整、更详尽的气动弹性分析<sup>[1]</sup>, 把“正则模态”与平板有限元结构程序结合起来, 并且具有考虑叶片结构错频的能力。此方法包括强迫振动、失速颤振和古典颤振。对于古典颤振说来, 此方法最初将使用如直梁分析那样的非定常气动模型, 然后将发展一种三维亚音

叶片排非定常气动方法。而对于失速颤振和强迫振动预测,将使用后掠曲线梁分析的修正气动模型。

使用已有的这些气动弹性分析方法已经能说明桨扇的一些重要气动弹性特征。例如分析结果表明,后掠气动叶栅效应对于颤振边界具有强的不稳定效应,这已被桨扇的实验所证实<sup>[4]</sup>,在桨扇的性能实验中曾发生古典弯-扭耦合颤振现象<sup>[4]</sup>,与测试结果相比,采用平板有限元叶片结构动力模型比用其他叶片结构动力模型更接近实测数据。

不难看出,与风扇和轴流压气机相比,可以认为现在用于桨扇气动弹性分析的方法还很不完善。对于叶片结构动力模型,后掠直线梁或后掠曲线梁的假设还是把握住了桨扇叶片“后掠”这一重要特征。但作为它的相应的非定常气动模型就更不完善了。因为现有的非定常气动模型只能计算二维亚音或纯超音情况,对于失速颤振还无有效的计算方法。但桨扇与风扇类似,它在叶尖及叶根处具有跨音特征,而且还具有明显的三维效应,更何况叶尖处也是对气动弹性稳定性最有影响的区域。因此,在桨扇的气动弹性分析中,发展亚跨三维非定常气动理论及其数值方法,并考虑大尺度非定常分离流对于失速颤振发作的影响,就显得十分重要了。

## 二、桨扇的气动声学问题

桨扇推进系统与涡轮风扇推进系统相比,一个明显不利因素就是噪声问题由于桨扇外面没有机匣包容,如不采取独特的技术措施,无论是近场与远场噪声都将比风扇严重得多。然而通过近十余年的努力,在桨扇与螺旋桨气动声学领域已取得巨大进展,桨扇已可能符合对民航制订的噪声标准。

气动声学是空气动力学与声学的交叉学科1952年Lighthill做了奠基性工作<sup>[5]</sup>将Lighthill的理论推广到可考虑静止固体边界影响的气体发声问题,这是气动声学理论发展中的一个重要的里程碑。但气动声学真正在螺旋桨噪声问题中得到应用,是在文献<sup>[6]</sup>将Curle的理论进一步推广到考虑运动固体边界对发声的影响之后。随着气动声学理论不断发展,螺旋桨噪声问题的研究已经取得了丰硕的成果<sup>[8]</sup>。毫无疑问,桨扇噪声的研究可借鉴和利用常规螺旋桨噪声分析已经取得的成果。但同时也应当看到,桨扇噪声问题有其特殊性。首先,桨扇具有更多的叶片,且叶片弦长更宽,这就需要在相应的气动声学模型中考虑到“非紧致性”的影响,即声源不能假定为集中于叶片的某一点而应沿弦向与展向分布,且诸点源间发生很大的干扰。其次,桨扇发动机将在高空以 $Ma \approx 0.8$ 的速度巡航,这导致了叶片剖面速度很高而且通常叶尖区来流相对速度是超音的,致使重要的非线性效应增加(四极子噪声)。最后,桨扇为了提高气动性能和减少噪声,使用后掠叶片,而常规螺旋桨则很少使用。但后掠叶片的声学分析更加困难。

与常规螺旋桨类似,桨扇所发出的噪声通常被分为旋转噪声(离散噪声)和宽频噪声两部分。旋转噪声是叶片与周期性来流相互作用引起的,而宽频噪声则是叶片与周围流场的随机脉动相互作用产生的。与宽频噪声相比,旋转噪声是桨扇的主要声源。因此,到目前为止对桨扇噪声的数值预测工作几乎都是围绕确定旋转噪声数值展开的。对于开式转子旋转噪声的计算问题过去已有了很多研究,文献<sup>[9]</sup>还对于较常用的方法给出了良好的综述。尽管所综述的方法是近年来发展的,但它们不一定适用于桨扇问题。例如,文献<sup>[10]</sup>的方法可用于亚音或超音转子,但只适用于静止运行及观察者位于远场情况。此种方法不能用来预测机舱噪声。Jou<sup>[11]</sup>将文献<sup>[10]</sup>的方法推广到向前飞行问题,使用此方法已得到一些高速螺旋桨噪声预

测的重要结果,然而,尚未用于螺旋桨噪声级的真实计算。文献<sup>[12]</sup>的方法对于计算开式转子噪声已得到广泛应用<sup>[13-19]</sup>,并可用于桨扇噪声问题。此方法乃是Ffowcs Williams and Hawkings方程的一个时域解。在这个方程中,在固定叶片曲线座标内严格地规定了各个叶片的几何形状,并把叶片分解为片条,根据当地Ma数使用两种不同的求解方法。如果当地相对速度超音,则使用“消失球”方法;若为亚音则使用直接解法。此方法可计算近场和远场负荷噪声,及厚度噪声分量,并且受叶片形状或前行速度限制。目前此法已被用于飞机噪声预测程序,用以预测开式转子噪声。对于桨扇噪声广泛使用的第二种方法是Hanson<sup>[20-23]</sup>的频域法。这个方法把Fourier变换用于Ffowcs-Williams and Hawkings方程模拟Goldstein变换,并计算负荷噪声和厚度噪声,而且也包括Ffowcs-Williams and Hawkings方程的二阶项和四极子项。最初此项是被略去的,因为认为相对于厚度噪声项是小量。文献<sup>[24-25]</sup>指出,对于在跨音条件下稍许后掠或无后掠叶片,四极子声源是重要的,因此,若包括四极子项,计算与测量之间的符合程度会有所改善。如上所述,采用时域法计算桨扇噪声级有公式简洁,计算简单等优点;而频域法用来分析某些特殊噪声分量,如叶片通过频率噪声(BPF)及其谐波,则更为方便。

研究桨扇噪声其实质就是要研究桨扇流场与声场的相互关系。为使问题简化,已有的预测桨扇的数值方法通常是把流场与声场分开计算。但实际上气动和声学完全可以看成是一个问题的两个侧面,关系极为密切。为建立桨扇声场与流场的统一解法,目前已进行了不少很有意义的尝试<sup>[17,26-30]</sup>。Bober<sup>[31]</sup>应用流体运动的Euler方程预测了螺旋桨流场。但将这些方法用于桨扇噪声预测的工作尚处于早期阶段。以Euler方程为基础计算需要极大的计算机容量和时间,为克服这缺点,Hanson所建议的第二种近似适用于气动及噪声预测的可压缩举力面理论<sup>[28]</sup>,这是一种适用于开式螺旋桨声学、非失速颤振和定常预测的一种统一理论,它考虑了叶片干扰效应,厚度及三维效应。该噪声理论已经用于桨扇的设计和估值。目前在气动性能理论分析方面,Farassat建立了在时域中的分析方法<sup>[17]</sup>。

反旋螺旋桨比单旋螺旋桨具有更高的效率,但从噪声角度来看,它引起了比单旋螺旋桨更为复杂的噪声问题。原则上,由单旋螺旋桨发展起来的气动噪声理论仍可适用于反旋问题。然而,还有一些附加的声源项需要考虑。最重要的效应就是位流与粘性尾流所引起的气动干扰。迄今尚没有解决反旋问题的完整数值理论方法。唯一可见尝试是文献<sup>[28]</sup>文中依据上游叶片尾流来对下游叶片排定义非定常负荷谐波,据此就可用来定义非定常负荷噪声。

不难看出,现有的桨扇气动声学理论及其数值计算方法已经能为桨扇的噪声数值预测提供基础。但是,若以桨扇的“声学设计”为目标,目前已经完成的工作离问题的真正解决尚有一段差距。桨扇噪声问题与风扇/压气机噪声问题相比,一个显著不同点在于桨扇具有“后掠”和明显的三维效应,并且又以计算近场噪声为其主要目标,因而必须考虑声源的“非紧致性”影响。为简化问题的复杂性,迄今为止所发展起来的声学方法均是建立在均匀来流假设下得出的,这实际上只计算了叶片定常负荷对噪声的贡献,而未计及在来流干涉下(如大气紊流、进气畸变等)所引起的非定常负荷对噪声的影响。现有的某些计算方法虽然与实验结果有较好的一致性,但应考虑到这些实验结果均是在理想的声学条件下测试的,与桨扇的实际运行情况还有显著的差别。因此,必须考虑对桨扇噪声总值有显著影响的非定常负荷噪声的计算问题。要计算这些因素的影响,就应当建立桨扇与非均匀来流(如大气紊流干扰,进气畸变)下的非定常气动力计算方法。一个有效的途径或许是借鉴风扇/压气机声学中的类

似分析,但是,后者中的非定常空气动力模型基本上都基于叶片是二维假设下的,因而问题的关键在于如何将风扇/压气机声学中的二维非定常模型推广到适用于桨扇的三维问题。发展流场、声场的统一方法亦是一个日益受到重视的问题。这个方法具有物理上直观、简洁优点。但是,若考虑到目前应用该方法尚未得到定常负荷噪声的满意计算结果,要推广到计算非定常负荷噪声问题就更加困难了。所以,利用流场、声场统一解法预计在今后仍将是一个复杂、困难的问题。与单旋问题相比,可以说反旋螺旋桨声学几乎还是刚刚起步。考虑到它的复杂性,预计用经验和理论相结合的方法仍将是分析该问题的主要途径。总之,尽管桨扇气动声学理论与工程设计方法已取得了长足进展,但还有大量问题有待进一步深化。

### 参 考 文 献

- [1] Mikkelsen, D.C, NASA TA-83733, 1983.
- [2] Kaza, K.R.V, NASA TM-82813, 1982.
- [3] Bielawa, P.L, NASA CR-3729, 1983.
- [4] Mehmed, O, NASA TM-82975, 1982.
- [5] Lighthill, M.J, Proceedings of the Royal Society, A 211 p564-587, 1952.
- [6] Curle, N, Proceedings of the Royal Society A231 p505-513, 1955.
- [7] Ffowcs Williams, J.E. and Hawkins D.L, Philosophical Transactions Royal Soc. A262, p32-342, 1969.
- [8] Morfey, C.L, Journal of Sound and vibration, Vol28 p587-617, 1973.
- [9] Farassat, F, AIAA Journal, Vol19, No9, p1122-1130, 1981.
- [10] Hawkins, D.L. and Lowson, M.V, Journal of Sound and Vibration, Vol36, p1-20, 1974.
- [11] Jou, W.A, AIAA Papar, 79-0348, 1979.
- [12] Nystrom, P.A. and Farassat, F, NASA TP1662, 1980.
- [13] Farassat, F, "Advanced Theoretical Treatment of Propeller Noise" Von Karman Institute for Fluid Dynamics Lecture Series-82-08, 1982.
- [14] Farassat, F., AIAA-83-743, 1983.
- [15] Farassat, F., Journal of Sound and vibration, Vol95, P136-141, 1984.
- [16] Farassat, F., AIAA Journal Vol24 No4 P578-584, 1986.
- [17] Farassat, F., AIAA-84-2303, 1984.
- [18] Farassat, F. and Succi, G.P, Vertica, Vol7, No4, P309-323, 1983.
- [19] Farassat, F. and Myers, M.K, Journal of Sound and Vibration, Vol101, No2, P267-266, 1985.
- [20] Hanson, D.B, AIAA-79-0609, 1979.
- [21] Hanson, D.B, AIAA-76-565, 1976.
- [22] Hanson, D.B, AIAA Journal, V23, P409-504, 1985.
- [23] Hanson, D.B, AIAA Papar 84-0248, 1984.
- [24] Hanson, D.B, Fink, M.R, Journal of Sound and Vibration, Vol62, P19-38, 1979.
- [25] Ffowcs, Williams, J.E. AIAA-79-576, 1979.
- [26] Korkan, K.D, AIAA-85-2, 1985.
- [27] Farassat, F, AIAA Journal, Vol22, P1337-1340, 1984.
- [28] Hanson D.B, AIAA Journal, Vol21, P881-889, 1983.
- [29] Farassat, F, AGARD-CP-366, Oct, 1984.
- [30] Das, A, AGARD-CP-366, Oct, 1984.
- [31] Bober, L.J. et al, NASA TM83065, 1983.
- [32] Hanson, D.B, AIAA-84-2305, 1984.

## ON AEROELASTICITY AND AEROACOUSTICS OF PROPFAN

Sun Xiaofeng and Hu Zongan

*(Beijing Institute of Aeronautics and Astronautics)*

### Abstract

Aeroelasticity and aeroacoustics of propfan are two keys to development of propfan. The achievements in researches on these subjects are reviewed with the emphasis on the theoretical models and the related numerical techniques. Some comments and proposals for further researches on them are presented.

## PERFORMANCE PREDICTION OF A PROPFAN

Tang Diyi

*(Northwestern Polytechnical University)*

Liu Yumin

*(Yanliang Aircraft Institute)*

### Abstract

The airplane/engine performance matching of a propfan requires that the engine performances are evaluated over the entire range of Mach numbers and altitudes. The problem of the critical engine sizing requirements is considered firstly, an aerodynamic model is then provided to estimate the propfan efficiency trend and to determine the pressure drop in each expansion unit under the off-design conditions. Based on this model, two curves,  $\bar{\eta}_B = f(\text{SHP}/D^2)$  and  $\eta_{BR} = f(J)$ , are recommended to reduce the propfan efficiency map, and a redistribution curve of the generalized pressure ratio over each expansion unit is obtained. According to these curves the off-design performances of a propfan, inclusive of the flight, take-off, and throttle characteristics, are predicted.

## AERODYNAMIC AND ACOUSTIC OPTIMIZATION IN PROPFAN DESIGN

Zhu Nianguo and Chen Maozhang

*(Beijing Institute of Aeronautics and Astronautics)*

### Abstract

Integrated design is the main feature of advanced propfan design. From this point of view, methods adopted for aerodynamic and acoustic design of propfan are reviewed, comments on their application in propfan optimization are made, principles of selecting design parameters, such as power loading, number of blades, blade tip speed, airfoil section and shape of nacelle, are considered. The main objects of aerodynamic and acoustic optimization and the possible performance improvements obtained from the optimization are pointed out. The