

桨扇设计中的气动和声学优化

北京航空学院 朱年国 陈矛章

摘 要

本文从现代先进桨扇设计的特点出发,评述了应用于螺旋桨气动、声学设计和优化中的各种方法。从优化的观点出发,对桨扇设计参数的选择原则和参数选择对性能的影响进行了分析评述,从而指出了存在的问题和进一步发展的方向。着重强调了优化方法在桨扇设计中应用的前景和通过优化可能产生的性能改进。

与现代涡扇飞机相比,桨扇飞机在高亚音巡航速度下能够节约15~40%的燃油消耗^[1],其经济效益,引起人们很大兴趣。同传统螺旋桨相比,设计先进的桨扇需要解决以下三个问题:(1)高速度下的高效率问题;(2)高负荷下的高效率问题;(3)高速高负荷下的噪音问题。

效率和噪音级是设计的主要指标。作为现代桨扇的新的设计特点——整体性,优化成为至关重要的一步。这不仅仅是因为诸如后掠角、叶型厚度等参数共同影响桨扇的气动和声学性能,而且诸如功率负荷、吊仓形状等还同时影响着两个或更多的气动参数和系统要素。因此可以确信,在气动设计和声学设计的基础上,进行整个系统以及单一的气动和声学方面的优化,对性能改进是有一定潜力的。

一、总体优化

整个桨扇推进系统设计涉及气动、声学、强度、振动、材料和工艺等诸方面的内容,但是目前人们尚无能力在上述诸方面对飞机、桨叶和发动机进行综合优化。但已从飞机的总体性能出发,对桨扇的重要参数及其基本结构型式的选择等进行了大量的研究,取得了重要的成果^[2~7],可作为设计的基础。

1. 功和功率负荷的选择 功率负荷常用桨扇单位迎风面积的功率表示: SHP/D^2 。其中SHP为螺旋桨的轴马力, D 为桨叶直径。从提高桨扇的效率出发,希望小的功率负荷,这样可以降低气流的轴向离速和周向离速以提高效率(图1)。但为保持一定的功率,而必须增大螺旋桨的直径,直径的增大不仅影响飞机总体的安排如机身高度等,而且还会增大整个推进系统的重量。桨叶直径过大,不仅增加尖部段的激波损失,并且为了保证根部叶片强度,而引起的根部流通面积减小,使根部堵塞加剧。权衡得失后,对于单转子桨扇,推荐的功率负荷

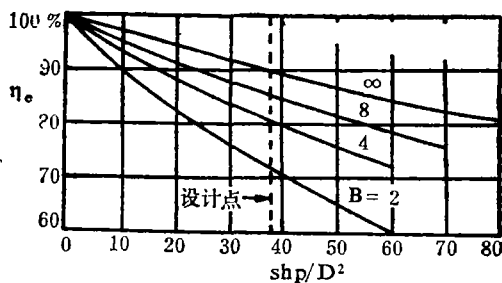


图1 理想效率 η_e 随功率负荷桨叶片数的变化关系
($M_a = 0.8$ $H = 35000\text{ft}$ $V_{tip} = 800\text{ft/s}$)

约为 $37.5\text{SHP}/D^2$ ($301\text{kw}/\text{m}^2$), 这个值约为传统螺桨的 4 倍^[3] 这是桨扇设计中的一个关键性参数。

与涡桨发动机相同, 由于总推力是桨扇推力与燃气发生器排气推力之和, 因而两者的最有利分配原则上与涡桨发动机相同。但是由于桨扇的功率负荷增大, 滑流速度提高, 原有发动机的最佳循环热力参数将需要作很大调整。

2. 桨叶数目(B)的选择 在确定功率负荷水平时考虑了另一重要的选择, 即叶片数目(B)。增加叶片数目, 可以降低每一桨叶的负荷水平, 是提高螺桨理想效率的有效途径(图1), 所以现在的先进螺桨叶片数比传统螺桨多得多(8~10个)。但每增加一片桨叶, 重量的增加20%, 桨叶数目增加(从而环流损失的增加)到一定程度后, 再增加则对提高效率的作用已不明显。增加叶片数目, 同时会加重根部的堵塞程度。看来8片左右是较为合适的数目, 但叶片材料的改进, 将使叶片数目仍有增加的趋势, 例如10个。

3. 叶尖速度(V_{tip})的选择 对于单转子桨扇, 叶尖速度代表了桨叶的气动作功能力, 功一定时, 降低转速(从而叶尖速度)将引起气流折转角的增加, 从而周向滑流的增加, 引起推力减小, 而导致推进效率的下降。图2^[6]表示高的效率和推力都将在较高的叶尖速度下取得。但必须考虑叶尖速度增大引起的圆周和激波损失, 以及气动弹性、强度和转子临界转速的限制。常用的推荐值为 800ft/s , 若技术进步可以缓和上述限制, 则进一步提高叶尖速度是有利的。

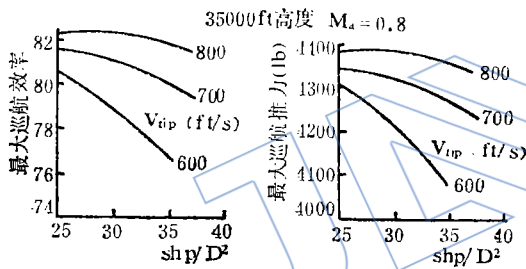


图2 功率负荷, 叶尖速度对效率和推力的影响

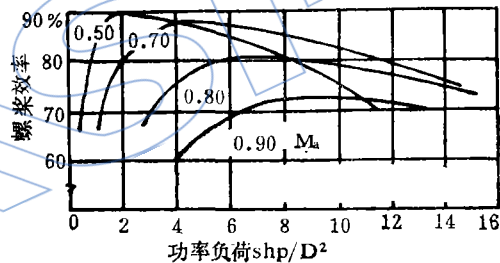


图3 薄叶片、小弯度叶型的效率曲线 ($B=2$, $V_{tip}=800\text{ft/s}$, $H=35000\text{ft}$)

4. 叶片厚度比和设计升力系数的选择 传统螺桨大厚度和大弯度引起的叶型临界 Ma 数的降低, 直接导致了气动性能的恶化。因此要减少可压缩性引起的损失, 主要方法是提高叶型的临界 Ma 数和降低来流的有效 Ma 数。

薄叶型和小弯度是提高叶型临界 Ma 数的主要措施。图3表明的是小弯度、薄叶型的性能曲线^[2], 表明在高巡航 Ma 数下, 在相当宽的功率负荷范围内, 推进效率一直保持很高的水平。由此可见, 薄叶型、小弯度是解决在高速下, 以高效率工作的有效途径。

因此, 叶片厚度比的选择, 在满足强度、气动弹性和工艺条件下, 应选得最薄。设计升力系数(弯度)在满足起飞所需升力的条件下选得最小都是有利的。可以预见薄叶型方面的改进和可变弯度叶型的使用将是性能改进的有效方向之一。

二、气动设计的优化

Goldstein^[8]的升力线理论奠定了过去普通螺桨设计方法的基础。但是目前先进桨扇的大后掠, 高负荷和多叶片同传统螺桨有很大差别, 从而提出了发展适合先进螺桨气动设计方法

的问题,目前的技术水平不可能以严格精确解的N-S方程反问题,只可能发展合适的工程方法。

最简单易行而又符合逻辑的是仍以Goldstein的升力线理论为基础,作尽可能少的简化,并加以适当修正,即根部稠度大,可用风扇的设计方法,即应用二维叶栅的数据;中部用升力线法理论;尖部后掠,用机翼尖部理论加以修正。

应用上述方法上只能“设计”出螺旋桨,但几乎不能处理气动优化问题。为了充分利用现有先进技术提高螺旋桨的性能,在总体优化的基础上,进一步优化桨叶气动设计是很有潜力的。

1. 对桨毂罩和吊仓形状的优化 吊仓和桨毂罩形状的优化可以减小轴向 Ma 数(主要在根部区)来减小可压缩性损失。它们的形状不仅影响根部的堵塞,同时还影响着整个桨叶平面内的轴向 Ma 数,从而影响叶片中部和外部的可压缩性损失。此外还直接影响着吊仓阻力的大小。从现有的设计结果看来,即使用面积律设计得到的吊仓和桨毂罩形状,都没能完全消除根部的堵塞,加之叶根与桨毂的连接可能使桨扇的效率下降 $1\sim 2.5\%$ [9]。因此桨毂罩和吊仓形状的优化问题是一个值得探讨的问题,进一步的优化设计将可提高效率 $1\sim 2\%$ 。

2. 功率负荷沿展向分配的优化 功率负荷沿展向分布直接影响着桨叶的效率,在叶尖影响着诱导损失的大小,在叶根则影响着堵塞的程度。合适的载荷分布可使效率提高 $0.4\sim 1\%$ [3],在轻负荷下,可达到 2% 。功率负荷的优化实质就是,通过改变弯度和扭转的分布在达到总推力的条件下使转速和离速最小。

3. 叶型及叶片平面形状的优化 通过优化叶型,提高叶型的临界 Ma 数,是提高推进效率方法之一,需要进一步的研究。叶片平面形状特别是后掠角大小的优化,将为气动性能提高作出主要贡献。图 4 [11] 可见,如果选定推进效率作为优化目标,通过优化将可使桨扇效率提高 3% 左右。不仅如此,在后掠角确定的情况下,通过优化后掠角的分布,从而优化进口 Ma 数的分布,可望也能对效率的提高作出一定的贡献。但必须指出,后掠叶片的设计必须与吊仓的设计整体进行。否则后掠引起的性能改进,将会被堵塞的存在所掩盖。

气动设计和优化应以详细准确预估流场为基础,从而可以考虑众多因素对桨扇性能引起的的影响,而达到优化的目的,因而发展较为完善的流场预估方法已成为优化的重要部分。

现有的分析方法主要有两大类,即升力线法和升力面法。Goldstein的简单升力线法和Sullivan [12] 的曲线升力线法由于不能考虑吊仓形状的影响,因而也就不能体现吊仓和桨叶整体设计的特点,在设计和优化中受到限制。Egolf [13] 等发展了能够考虑吊仓和桨叶互相干扰的桨扇-吊仓相关分析法,使优化范围加以扩大。升力线法主要方面反映了流动的特征,并且具有计算时间短等优点,在初步优化设计中可以得到广泛的应用。但它仍不是以详细准确的流场预估为基础,因而仍有许多限制。因此,Chaussee [14] Hanson [15], Barton [16] 等先后发展了一批先进的流场预估方法,即升力面法。

典型的升力面法就是求解能够计入激波损失和桨叶做功的三维欧拉方程组。这种方法的突出优点是不需要尾迹模型和二维叶型数据,且能给出升力线法中不能给出的弦向载荷分布。不仅如此,由于网格技术的发展,升力面法的计算范围可以扩大到整个机翼对桨扇性能

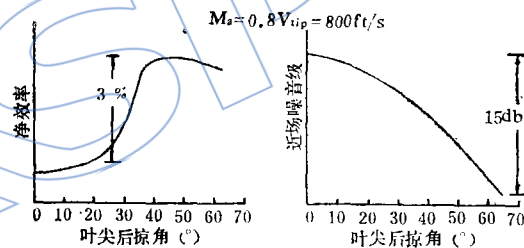


图 4 叶片后掠角的影响

的影响,因而升力面法对于了解复杂的桨扇流场和优化的进行作出特殊的贡献。但由于桨扇吸动作用范围很大,为正确计算所需的网格增加,从而计算时间大量耗费,使得升力面法用于实际优化的经济性降低。因而需要改进这种分析方法的不足,诸如边界条件的处理方式和网格生成技术等,都会提高计算精度和减少计算时间。

由于桨扇没有叶轮机一样的外壁,不存在粘性在角区引起极其复杂的流动,且由于没有导叶,对单转子桨扇而言,来流紊流度很低。这些条件使得以无粘流动方程为基础算出的结果,可望比叶轮机中更符合实际。但这并不意味着粘性影响和采用粘性方程不重要。特别是在桨叶的叶型优化中,附面层的影响将会发生相当程度的影响,此外旋转叶面上附面层复杂的三维流动也将对整个流动有相当的影响,这些在最后的优化设计中都是应该考虑的。

三、声学优化

桨扇的声学设计是较叶轮机所特有的阶段。后掠是减小噪音的主要手段,也是声学优化的主要对象。叶片厚度比的减小同样可以降低噪音。但薄叶型受到强度的限制更大,因而目前尚不作为声学优化的对象。后掠角的大小和分布是声学优化的主要问题。

当叶尖 Ma 数超过叶型的临界 Ma 数后,噪音随 Ma 数增加的趋势变得非常剧烈。因此在气动设计中提高叶型临界 Ma 数和降低来流有效 Ma 数的方法都可用于降低噪音,反之亦然。后掠是降低来流有效 Ma 数的主要措施,它可以同时削弱激波强度和压力波在空气中的传播,以

达到减小损失和噪音的目的。此外基于线性声学中声压可以迭加的概念,后掠的作用正是使得来自叶尖和叶中的音频讯号发生相位差,以期在迭加时产生部分抵消,降低整个叶片的噪音。分析表明尖部30%的展向长度内对整个叶片噪音的贡献是主要的,这正是尖部后掠的重要原因。

从高度后掠与直叶片对气动性能和噪音级的影响图5〔10〕不难看出,气动性能对后掠角的敏感程度随 Ma 数的变化远不如声学性能来得尖锐,这说明用声学优化得到的叶片后掠将更为准确。

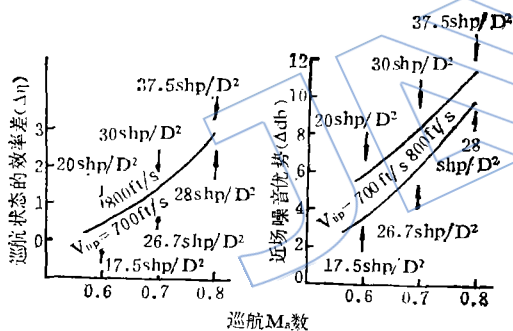


图5 后掠叶片对直叶片的性能优势

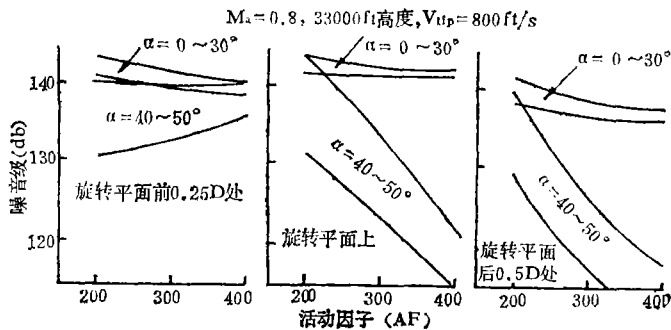


图6 桨扇的噪音趋势

后掠角(α)选择的正确与否,明显地影响着噪音级的减小水平。图6^[3]中可以看出,为减小噪音,必需有足够的后掠。目前常常使用 45° ,仍有增加的趋势(60°)。从图中还可以发现噪音的减小跟测量位置有关。因此在声学设计中,为得到准确的后掠,选择敏感部位是有利的。

图4所示的曲线表明了 α 对气动和声学性能所形成的相反趋势,对气动性能存在最佳后掠角,但对噪音则单调减小。当 α 继续增加时,效率开始下降,转子重量趋于增加,因此恰当地选择 α 是声学优化中的重要问题。可以推断:只用声学优化是无法确定 α 的大小的,它只能对 α 的分布作出确定。而 α 的大小只能通过气动、声学 and 结构强度设计的共同优化得到。从图中还可断言:存在用气动优化得到最佳桨扇的可能性,这一方面是因为气动和声学性能存在共同内在的联系,另一方面取决于所选的优化目标。通过优化后掠角可使桨扇效率提高 $2 \sim 3\%$,噪音级降低6dB。可见优化后掠角是改进性能、降低噪音的有效手段。

完整地描述流场的噪音是进行声学优化的基础,它必须包括对众多噪音分量的估算^[18]。1976年发展了时域分析法^[19],它的主要不足是只能计算两个线性的噪音分量,厚度噪音和载荷噪音。1977年发展了能够计入非线性四极噪音的频域分析法^[20,21],但是仍然不能计入大量的非线性噪音分量,并且由于上述方法主要基于线性声学的概念,在高负荷超音速情况下,由于激波而产生的非线性噪音的比例增加,上述方法的精度进一步变差。因此需要进一步做工作,发展能够准确估算桨扇噪音的声学设计程序。

参 考 文 献

- [1] Brines, G.L., "Design Approach for an Optimum Prop-Fan Propulsion System", 85-IGT-57.
- [2] Rohrbach, C. and Metzger, F.B., "The Pron-Fan—A New Look in Propulsors" AIAA 75-1208.
- [3] Rohrbach, C., "A Report on Aerodynamic Design and Wind Tunnel Test of A Pron-Fan Model", AIAA 76-667.
- [4] Schmit, M.F., "Propeller Design Point Calculation Method for Comparing Turbofan/Prop-fan Engine Performance", 85-IGT-150.
- [5] Metzger, F.B. and Rohrbach, C., "Aeroacoustic Design of the Pron-Fan", AIAA 79-0610.
- [6] Owens, R.E. and Ferguson, W.W., "Some Aspects of Prop-Fan Propulsion System Analysis", SAE 821358.
- [7] Gatzert, B.S., "Turbofan Design—Now and Future",
- [8] Goldstein, S., "On the Vortex Theory of Screw Propellers", Royal Society (London) Proceedings, vol 23. No. 792. Apr 6. 1929.
- [9] Metzger, F.B. and Rohrbach, C., "Benefits of Blade Sweep for Advanced Turboprops", AIAA 85-1260.
- [10] Chang L.K. and Stefko, G.L., "Application of an Optimization Method to High Performance Propeller Designs", NASA LRC. Cleveland OH.
- [11] Gatzert, B.S. and Adamson, W.M., "Prop-Fan Technical Progress Leading to Technology Readiness", AIAA 81-0810.
- [12] Sullivan, J.P., "The Effect of Blade Sweep on Propeller Performance", AIAA 77-716.
- [13] Egolf, T.A., Anderson, O.L., Edwards, D.E., Landgrebe, A.J., "An Analysis for High Speed Propeller-Nacelle Aerodynamics Performance Prediction", Vols 1 and 2, United Tech. Res. Center CT. R79-912949-19.
- [14] Chaussec, D.S., "Computation of Three Dimensional Flow Through Prop-Fans", NEAR-TR-199.
- [15] Hanson, D.B., "Compressible Helicoidal Surface Theory for Propeller Aerodynamics and Noise", AIAA J 21(6), 1983.
- [16] Borton, J.M. and Yamamoto, O., "Inviscid Analysis of Advanced Turbopron Propeller Flow-Field" AIAA 85-1263
- [17] Hess, J.L. and Valarzo, W.O., "Calculation of Steady Flow About Propeller by Means of a Surface Panel Method", AIAA 85-0283.
- [18] Fujita, H. and Hitachi, L., "Noise Generation Mechanism of Low Pressure Propeller Fans", AIAA 81-0090.
- [19] Hanson, D.B. and Fink, M.R., "The Importance of Quadrupole Sources in Prediction of Transonic Tip Speed Propeller Noise", J. of Sound and Vibration Vol 62., Jan 1971.
- [20] Hanson, D.B., "Near Field Noise of High Tip Speed Propellers in Forward Flight", AIAA 77-565.
- [21] Hanson, D.B., "Near Field Frequency-Domain Theory for Propeller Noise" AIAA 83-0688.
- [22] Rohrbach, C., Metzger F.B., Black D.M., Ladden R.M., "Evaluation of Wind Tunnel Performance Testing of an Advanced 45° Swept Eight-Bladed Propeller at Mach Number From 0.45 to 0.85", NASA CR-3505, March 1982.
- [23] Sagerser, D.A. and Ludemann, S.G., "Large-Scale Advanced Prop-Fan(LAP) Program Progress Report", AIAA 85-1187,

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, $\bar{\pi}_B = f(\text{SHP}/D^2)$ 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

optimization of the blade tip sweep should be determined from both aerodynamic and acoustic considerations, and the factors which should be taken into account in integrated or single optimization are indicated accordingly.

ELASTICITY MODEL FOR SCALING GAS TURBINE PERFORMANCE PREDICTION

Zhu Xingjian

(Beijing Institute of Aeronautics and Astronautics)

W. F. O'Brien

(Virginia Polytechnic Institute and State University)

Abstract

Before a gas turbine is designed, many candidate designs with different values of design parameters must be studied. Calculation of design and off-design performances of proposed engines is needed, but actual component maps do not exist. In this paper, new scaling laws are developed and shown to produce component maps and estimates of new engine performances which are predicted to be close to the actual values. This "elasticity" model is based on the fundamental operating principles of the components.

EFFECTS OF ALTERNATIVE FUEL COMPONENTS ON PERFORMANCES OF A GAS TURBINE COMBUSTOR

Wu Wendong, Sha Yingpu, Sun Xiuchan, Yang Jingshang,
Zhang Yanan

(Institute of Engineering Thermophysics)

Abstract

The exchangeability of gaseous fuel for a gas turbine combustor was investigated experimentally and analysed in terms of indices J_H and J_I given in ref.(3).

Experimental results show that the effects of the alternative fuel components on the combustor exit temperature profile and distribution factor are not significant. It is also found that the ratio of H/C affects the combustion efficiency quite notably provided the inlet airflow is at normal pressure and temperature, but this effect weakens when the pressure and temperature of the inlet airflow rise.

A conclusion is made that the index J_I can be adopted to predict gaseous fuel combustion efficiency and thereby the exchangeability can be evaluated.

NONSYNCHRONOUS ORBITS IN A FLEXIBLE ROTOR-SQUEEZE FILM DAMPER SYSTEM

Zhu Changsheng and Feng Xinhai

(Gas Turbine Establishment)

Abstract

The possibility and the regularity of occurrence of nonsynchronous orbits are investigated based on experiments of a Jeffcott rotor-squeeze film damper(SFD) with/without a centralizing spring system. The influences of system parameters, such as radial clearance ratio,