

# 航空螺旋桨的气动弹性稳定性分析

北航螺旋桨研究发展中心 周 盛

**【摘要】** 在当代航空螺旋桨的工程设计体系中, 气动弹性稳定性分析子系统是一个重要组成部分。我国近年来所发展的螺旋桨工程设计体系中已包括这个组成部分。本文中对于近年所发展的螺旋桨气动弹性稳定性分析子系统作一摘述。

## 一、前 言

航空螺旋桨颤振是一个古老的问题, 早在一次世界大战期间就曾出现过。早期工程数据常有模糊不清甚至相互矛盾之处<sup>[1]</sup>。经过一段时间的探索, 人们认识到航空螺旋桨颤振是流动诱发振动问题。在流动诱发振动中则属于一类自激振动现象, 并可进一步区分为失速颤振与古典颤振两种类型<sup>[1]</sup>。其中的古典颤振与飞机机翼古典颤振颇有相似处, 具体体现为: (1) 为弯—扭耦合振型。(2) 当来流速度高于临界速度时方有可能发作。(3) 对应于翼剖面的小攻角无分离绕流。至于航空螺旋桨的失速颤振, 则与风扇/压气机及直升机旋翼失速颤振有相似之处。其主要特征可概括为: (1) 以桨叶上半部分大攻角绕流为特征。(2) 难以简单地用临界速度作为失速颤振发作之判据。(3) 以扭转振型为主。

在军用飞机还主要使用螺旋桨推进的年代, 螺旋桨失速颤振发生于地面静止到起飞工况, 因为这些工况对应于螺旋桨上半部诸翼剖面大攻角绕流状态。当年尚未形成有关失速颤振发作的较完整理论模型, 主要是借助旋转实验数据整理成经验曲线, 用来判别是否会有失速颤振发作。为减轻动力装置的重量, 桨尖相对来流速度超音的“超音螺旋桨”曾是各国长期追求的目标。古典颤振则是超音螺旋桨不可避免的问题。从七十年代中期, 当代航空螺旋桨技术大体上沿着两条途径在发展。一是用于巡航  $Ma$  数在 0.8 左右的飞机的桨扇技术, 二是用于支线飞机和通用航空飞机的“低速螺旋桨”。在桨扇预研过程中, 古典颤振曾一度成为“拦路虎”。SR5 转子曾因古典颤振而发生故障, 后来的 SR7 转子主要目的之一就是探讨桨扇的气动弹性稳定性<sup>[3,4]</sup>。

从七十年代中期开始, NASA 执行了一项低速螺旋桨技术发展计划<sup>[5]</sup>。螺旋桨颤振问题研究是此计划的一个组成部份<sup>[5,6]</sup>。此计划考虑到当飞机飞行速度低于  $720\text{km/h}$  时, 螺旋桨基本不存在古典颤振发作的可能性。但在地面静止与起飞工况下却存在着失速颤振发作的条件。很多国外文献都曾提到当代支线飞机螺旋桨在研制过程中必须考虑失速颤振问题。其主要原因可简述如下。当代低速螺旋桨在性能方面应满足以下三个主要指标: (1) 在起飞离地状态具有尽可能高的效率和拉力; (2) 巡航状态螺旋桨效率应尽量高; (3) 尽量降低远场与近场噪声。为满足气动与声学性能指标, 希望减少弦长和压低桨叶的  $AF$  值。但与此同时, 还必须确保螺旋桨的结构完整性。不幸的是, 减少弦长和压低  $AF$  值对于气动弹性稳定性是不利的, 因为这

将导致折合频率下降。因此,在当代航空螺旋桨工程设计体系中,气动、声学与气动弹性是三个主要组成部分<sup>[3,5,7]</sup>。在我们近年来所建立的航空螺旋桨工程设计体系中也体现了同样思路。本文对上述新建立的工程设计体系中的气动弹性稳定性分析子系统的概貌作一简述。

## 二、关于螺桨气动弹性稳定性分析子系统

关于我们近年来所建立的航空螺旋桨工程设计体系的概貌,可参阅文献[8]。本文对于其中的气动弹性稳定性分析子系统作一概述。此子系统中包括数值模拟与经验预测两个组成部分。

有关数值模拟方法的细节请参阅文献[9]。本文不拟列写数学表达式,只从物理概念上进行阐述。

无论对于飞机机翼、风扇与压气机叶片以及螺桨桨叶,所谓颤振,都是指举力面弹性系统在来流中由于流动诱发的一类自激振动现象。颤振发作意味着弹性系统在振动过程中不断从外界吸收能量而丧失稳定性。前已指出,颤振是一类流动诱发自激振动现象,因而无需与弹性系统无关的外界激励为存在的前提。这类流动若诱发自激振动发作,就只能依赖于从周围气流中汲取能量。具体说来,由于任何起因造成的桨叶初始微幅振动虽由于机械阻尼而消耗能量,但从振动桨叶与周围流场之间的能量交换角度来看,则既可能从周围气流中汲取能量而导致桨叶振动发散,也可能由于向周围气流传输能量而使桨叶的振动衰减。因此,在一个振动周期之内,桨叶由周围气流所获取能量与由于机械阻尼而耗散的能量二者之和,作为判别螺桨桨叶颤振发作与否为依据,并存在着下列三种可能性:(1)在一个振动周期之内,周围气流对桨叶作负功,或气流对桨叶所作正功小于机械阻尼所消耗的功,则桨叶振动振幅将会逐渐衰减,振动趋于消失。(2)气流对振动桨叶所作正功恰好等于机械阻尼功,振幅将维持不变,处于随遇平衡状态。(3)当气流对于振动桨叶作正功,而机械阻尼又不足以抵消时,则振幅不断加大,颤振发作。

前已述及,对于支线飞机所用的常规螺旋桨或者亚音速螺旋桨说来,主要危险来自失速颤振。此种的气动弹性失稳与地面静止及起飞状态相关联,是一类举力面弹性系统处于失速攻角附近时所发生的流动诱发自激振动。由此可见,在分析螺桨失速颤振发作时必须考虑桨叶上半部叶背的大尺度非定常分离区振荡行为,可参阅文献[10]中第五章的阐述。此外,当螺桨桨叶振动时,周围乃是三维非定常跨音流场。仿照叶轮机叶片颤振问题的处理方式,通过引入片条假设而降维为二维非定常问题是国际上通用的简化。我们也做了类似处理<sup>[9]</sup>。

上述数值方法只有计算机与计算力学发展到相当程度方才成为可能。在五十年代只可能通过经验法来预测螺桨的颤振边界。

螺桨失速颤振经验预测法是以原有实验数据为基础和以相似理论为指导的一类方法。当略去机械阻尼,从气动方程组的相似性出发,可导出三个主要的相似参数,即 Strouhal 数、Ma 数与 Re 数。此外,还应满足定解条件的相似性。

要想满足上述全部相似条件是很困难的,必须考虑如何来放宽,在文献[1、2]中给出了两个预测螺桨失速颤振发作的单参数准则,即

$$\overline{W}_{\infty} = \frac{w_{\infty}}{b \cdot \omega_k} \leq 1.1 \sim 1.2, \quad \overline{a}_{\infty} = \frac{b \omega_k}{a_{\infty}} > 0.50$$

时,将不会发生失速颤振。式中  $w_{\infty}$  为特征截面处的来流速度,  $a_{\infty}$  为来流音速,  $\omega_k$  为桨叶一阶

扭转自振圆频率,  $b$  为半弦长。当将相似条件放宽为上述单参数形式时, 所得到的判据将是非常保守的。文献 [1] 指出, 上述准则判据是非常不易满足的。

我们所发展的是一类三参数经验预测方法。除折合频率之外, 另外两个参数是  $Ma$  数和与攻角有关的角度值。

### 三、预测结果分析举例

现结合一种螺旋桨的设计, 来介绍气动弹性稳定性分析子系统的使用情况。

图 1a 给出了此螺旋桨在特征半径处翼剖面攻角随飞机飞行速度的变化。由图可见, 在地面静止状态攻角最大, 在高速巡航状态攻角接近于零度。图 1b 为同一螺旋桨 75% 展向特征截面处来流相对  $Ma$  数随飞机飞行速度变化。由图 1a、b 清晰可见, 最接近于古典颤振发作条件的应是最大飞行速度状态; 最接近失速颤振发作条件的是地面静止状态。

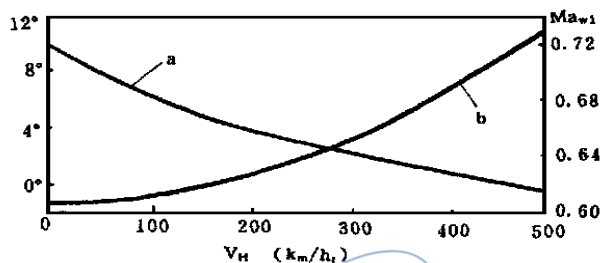


图 1 (a) 攻角随飞机飞行速度的变化;  
(b)  $Ma$  数随飞机飞行速度之变化

首先讨论起飞离地状态及地面静止状态时此螺旋桨的失速颤振稳定性。

图 2 给出了起飞离地状态下气动阻尼  $\delta_{aero}$  随攻角之变化规律。由图中可见, 气动阻尼数值为很大的正阻尼值。这表明在起飞离地状态下是不存在失速颤振发作危险的。在图 3 中进一步检查了此螺旋桨在飞机起飞离地状态时攻角沿螺旋桨展向之分布。众所周知, 对于失速颤振发作主要起作用的部位是螺旋桨的上半部分。图 3 进一步表明, 失速颤振将不会发生, 因为桨的上半部分的攻角很小。

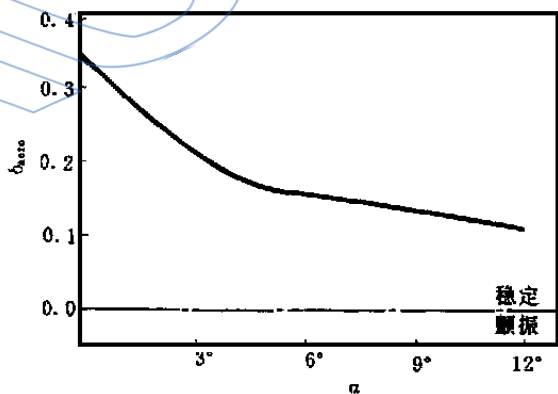


图 2 某桨气动阻尼随攻角之变化

除开上述对于地面静止和起飞离地状态所对应的失速颤振分析之外, 由图 1 及图 3 还可知, 由于飞机高速飞行时螺旋桨的攻角很小, 不可能出现大尺度气流分离, 这也就排除了失速颤振在高速飞行时发作的可能性。相应的数值模拟结果也证实了这点。

在此桨设计阶段, 自然没有实测失速颤振边界可供对比, 而且要求在运行时绝对不允许发生失速颤振。为了能在图纸设计阶段对于这个桨的失速颤振裕度做到心中有数, 我们使用一种假想削弱螺旋桨刚性的办法来预估失速颤振裕度。如图 4 所示, 横坐标  $(f/f_0)$  中的  $f_0$  表示此桨的一扭固有频率,  $f$  则表示假想对桨的刚性削弱之后, 不同设计方案的一扭固有频率。由图 4 的计算结果可知, 即使将此桨的一扭固有频率下降到  $60\% f_0$  值时, 失速颤振如若发作的话, 所对应的特征截面攻角还高达  $12^\circ$ 。这就表明, 在图纸设计阶段是有办法对于螺旋桨方案进行失速颤振裕度的预估的。样桨在地面试车台上进行了长达数百小时的地面试验。实验结果

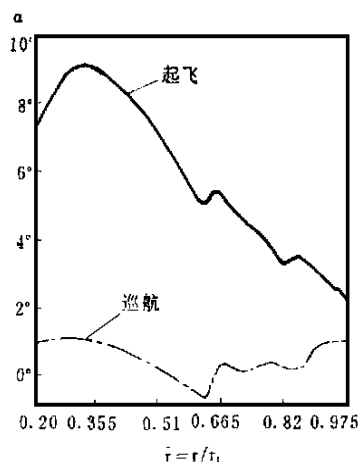


图 3 攻角沿螺旋桨展向之分布

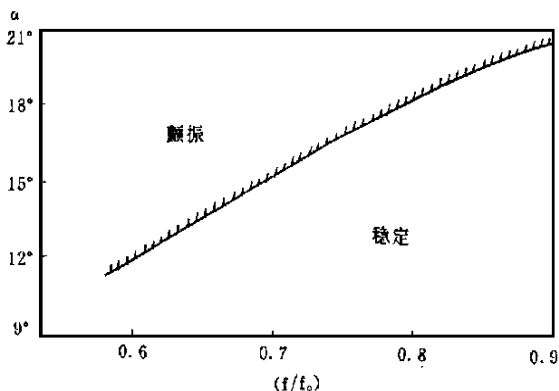


图 4 设想某桨不同方案有不同一扭频率值的失速颤振边界

证实, 在螺旋桨失速颤振最危险的地面静止运行工况, 确实没有出现失速颤振。

## 四、结 论

1. 在近年所发展的螺旋桨工程设计体系中已包括有气动弹性稳定性分析子系统, 本文对于此子系统进行了简述。

2. 结合一个具体螺旋桨阐述了气动弹性稳定性预测结果。根据预测, 此螺旋桨具有较大的失速颤振裕度。数百小时地面试车结果证实, 对失速颤振最为危险的地面静止工况, 并没有遇到失速颤振发作。

## 参 考 文 献

- [1] Baker, J. E., "The Effects of Various Parameters Including Mach Number on Propeller-Blade Flutter with Emphasis on Stall Flutter", NACA TN3357, 1955.
- [2] Hubbard, H. H., Burgess, M. F. and Sylverster, M. A., "Flutter of Thin Propeller Blades Including Effects of Mach Number Structural Damping and Vibratory-Stress Measurements near the Flutter Boundaries", NACA TN3707, 1956.
- [3] Mikkelsen, D. C., Mitchell, G. A. and Lawrence, J. B., "Summary of Recent NASA Propeller Research", NASA TM 83733, 1984.
- [4] Mehmed, O., Kaza, K. R. V., Lubomski, J. F., Kielb, R. E., "Bending-Torsion Flutter of a Highly Swept Advanced Turboprop", NASA TM82975, 1982.
- [5] Keiter, I. D., "Low Speed Propellers—Impact of Advanced Technologies", in NASA CP-2126, 1981.
- [6] McCormick, B. W., "Propeller Dynamics and Aeroelastic Effects", in NASA CP-2126, 1981.
- [7] Davis, D. G. M., "The Impact of Noise Regulations on Propeller Design", SAE790593, 1979.
- [8] 北航螺旋桨研究发展中心, "北航的航空螺旋桨研究工作", 航空动力学报, Vol. 6, No. 4, 1991 年。
- [9] Liu, Q. S., Shen, M. Y. and Zhang, Q., "A New Method for High Speed Propeller Flutter Prediction", in Proc. of the Fifth International Symposium of Unsteady Aerodynamics & Aeroelasticity of Turbomachines & Propellers, Sept. 18-21, 1989.
- [10] 周盛等, "叶轮机气动弹性力学引论", 国防工业出版社, 1989 年。

## SPECIAL SECTION: AERIAL PROPELLER

### EDITORIAL NOTE

The Aerial Propeller Research and Development Center (APRDC) of BUAA (Beijing University of Aeronautics and Astronautics) has set up a preliminary computer-based designing system for metal aerial propellers and carried out a series of basic researches for this purpose. Some original works chosen from them are presented in this section.

## AEROELASTIC STABILITY ANALYSIS OF AERIAL PROPELLERS

Zhou Sheng (APRDC, BUAA)

### ABSTRACT

At present, in respect of propellers of chinese commercial airplanes, stall flutter deserves extra attention. In our designing subsystem both empirical method and numerical simulation are employed for predicting the onset of stall flutter. In the empirical method, three nondimensional parameters at characteristic section of the propeller are used, i. e. reduced frequency, inlet relative Mach number and incidence parameter. The numerical simulation is based on strip assumption. At the strip sections of a propeller, the transonic unsteady flow is considered to be induced by its oscillating blades. In calculation of aerodynamic damping, a simple engineering model is applied to considering the large scale region of flow separation at the blade suction surface. The results of numerical simulation for a new designed propeller are given. The variations of incidence and inlet relative Mach number at the characteristic section with aircraft flight velocity are shown in Fig. 1 and 2. The dependence of the aerodynamic damping of the propeller on the incidence at the characteristic section in Fig. 3 corresponds to the take-off regime of the airplane. It is shown that there is no danger of the stall flutter onset in this case. The spanwise distribution of the incidence under the take-off regime is also given in Fig. 4. According to the whole flight envelope of the airplane, the greatest possibility of aeroelastic instability of the propeller corresponds to the ground static state of the airplane. At the ground static regime the incidence of the characteristic section is  $9.96^\circ$ . But the results of the numerical simulation show that there is no onset of the stall flutter in this case. This conclusion has been testified by the long term tests of the new designed propeller.

## EFFICIENT LIFTING LINE METHOD FOR COMPUTING PERFORMANCE OF PROPELLER

Chen Zemin and Pan Jieyuan (APRDC, BUAA)

### ABSTRACT

An efficient lifting line method has been developed for computing the performance of propeller. The present method features: 1. The local gradient on the mean camber surface is used as a boundary condition instead of plane boundary condition so as to make the method applicable for propellers with large camber airfoil; 2. A very good approximation of the velocities induced by semi-infinite helical vortex lines is obtained by a combination of direct numerical integration of the exact integrand and exact analytical integration of its enveloped functions, so that the required computing time is reduced to only about 10% of the original one; 3. The effects of blade section drag and compressibility have been considered in the computation of the propeller performance comparison of analytical and experimental results for a propeller are presented. It demonstrates the validity of the computational results, when the advance ratio is not too small.