

# 直升机气动弹性力学发展现状

符 长 青

(南京航空学院)

**提要** 综述了近15年来直升机气动弹性力学的发展现状,讨论了结构算子、惯性算子和空气动力算子,介绍了由中等变形引起的几何非线性,以及气动力失速在气动弹性稳定性和响应问题中所起的重要作用。叙述了整副旋翼及旋翼/机体耦合的气动弹性力学问题。

**关键词** 直升机; 气动弹性力学; 旋翼/机体耦合气动弹性力学问题

## I. 引 言

直升机的发展有一个显著特色,就是气动弹性力学问题特别突出<sup>[1]</sup>。气动弹性力学研究的对象是位于气流中的弹性系统,其弹性变形和气流之间存在着很强的相互作用;所要解决的主要问题是确定系统的稳定性和响应<sup>[2]</sup>。直升机的气动弹性力学问题属于气动弹性力学领域中最复杂的问题之一<sup>[2-4]</sup>。

近15年来,直升机先进旋翼系统的高速发展,促使直升机气动弹性力学的分析技术有了长足的进步。现役直升机中使用最多的旋翼型式有铰接式,无铰式以及介乎二者之间的某些中间型式<sup>[5]</sup>。铰接式旋翼桨叶用两个相互垂直的铰链安装在桨毂上,铰链允许桨叶在两个相互垂直的方向上作挥舞运动和摆振运动。无铰旋翼桨叶取消了挥舞铰和摆振铰,但保留了变距铰,无铰桨叶的弯曲运动由桨叶本身的弹性变形提供。近年来出现了一种结构更简单,性能更优异的新型无轴承旋翼系统,连变距铰也取消了。无轴承主旋翼和尾桨都已经研制出来了,并已通过了风洞实验和飞行试验<sup>[6,7]</sup>。

直升机气动弹性力学问题一般根据所考虑的自由度来分类,其中包括单片桨叶分析和旋翼/机体耦合分析。单片桨叶的气动弹性力学分析是进一步全面分析的基础。一片桨叶的运动包括挥舞-摆振耦合,挥舞-扭转耦合,摆振-扭转耦合,以及挥舞-摆振-扭转全耦合运动。虽然实践上这些自由度都是强烈耦合在一起的,但分析中所考虑自由度数目的多少,主要取决于设计过程所要求的精度和分析技术的复杂程度。

直升机旋翼气动弹性的特点主要有旋转效应和非线性。当然,桨毂结构及桨叶运动的复杂性,也使问题的求解更加困难,因为旋翼既有旋转又有前飞速度,桨叶所承受的力是非定常周期性气动载荷,以及包括离心力和 Coriolis 力在内的很大的惯性载荷。旋翼气动弹性

题的非线性特性不仅有结构非线性和物理非线性，而且还是由这些载荷中的非线性项造成的。1969年以前主要考虑了旋转效应，一般都小心翼翼地避开了数学上难以处理的非线性<sup>[8]</sup>。也有少数例外，如高义中<sup>[9]</sup>应用谐波平衡法研究了铰接式旋翼悬停时结构非线性颤振问题。

Loewy<sup>[10]</sup>发表了直升机旋翼动力学和气动弹性力学问题的第一篇重要综述，他从物理概念出发，相当详细地综述了1969年以前的文献和研究工作进展。他讨论了相当广泛的专题范围，如静态和动态的经典挥舞-变距耦合，挥舞-摆振颤振，变距-摆振颤振，螺旋桨旋转变颤振，地面共振，空中共振和失速颤振等。所有问题都是线性的，没有考虑非线性影响。

本文着重讨论直升机气动弹性力学的最近发展，共分两大部分：1. 单片桨叶分析；2. 旋翼/机体耦合分析。

## II. 单片桨叶气动弹性数学模型

近15年来，特别是越来越广泛地使用无铰旋翼以后，直升机旋翼气动弹性力学研究发展迅速。已经认识到非线性乃是旋翼气动弹性力学问题的基本特性<sup>[2,11]</sup>。当旋翼桨叶的数学模型考虑了基于小应变和有限斜率假设的中等变形时，非线性项就会出现在桨叶的结构算子、惯性算子和空气动力算子中，最后得到的桨叶运动方程将是非自伴非线性偏微分形式：

$$[M]\{\ddot{x}\} + [C(\phi)]\{\dot{x}\} + [K(\phi)]\{x\} = \{F_{NL}(\phi, \{x\}, \{\dot{x}\})\} \quad (1)$$

其中 $[M]$ ， $[C(\phi)]$ 分别为广义质量矩阵和广义阻尼矩阵，它们包含了空气动力算子和惯性算子的贡献； $[K(\phi)]$ 为广义刚度矩阵，它包含了空气动力算子、惯性算子和结构算子的贡献； $\{F_{NL}(\phi, \{x\}, \{\dot{x}\})\}$ 表示所有的非线性项和广义载荷项。

如果将方程(1)中与扭转有关的项都消去，则得桨叶挥舞-摆振耦合运动方程。桨叶挥舞-摆振耦合气动弹性力学问题最早由Young<sup>[12,13]</sup>等人提出。比较成功的理论分析则由Ormiston & Hodges<sup>[14]</sup>完成，他们利用刚性、中心铰接、弹簧约束的无铰桨叶等效模型

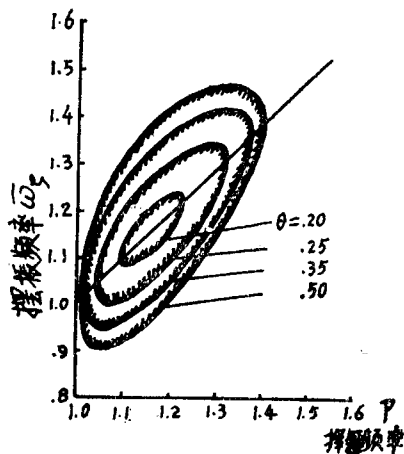


图1 挥舞-摆振稳定性边界

进行计算，搞清楚了弹性耦合在这种稳定性问题中所起的作用。Friedmann & Tong<sup>[15,16]</sup>用弹性桨叶和完全非线性处理了同一问题，其模型更接近于实际情况。图1是典型的桨叶挥舞-摆振稳定性边界曲线。除了理论研究以外，Ormiston等<sup>[17]</sup>还进行了实验研究，发现在失速状态下，桨叶会出现挥舞-摆振失稳。经过进一步的理论分析<sup>[18]</sup>，找到了原因，认为在高升力下桨叶的挥舞-摆振失稳是挥舞阻尼下降引起的，而挥舞阻尼下降则是空气动力失速造成的，弹性耦合效应对这类不稳定性几乎不起作用。

许多作者<sup>[19-33]</sup>导出了旋翼桨叶的挥舞-摆振-扭转全耦合运动方程(1)。Houbolt & Brooks<sup>[20]</sup>导出的预扭不均匀桨叶挥舞-摆振-扭转耦合运动方程是非常成功的例子，后来曾为许多作者采用。不过它只考虑了线性项，70年代以后逐渐为非线性运动方程所代替。Friedmann & Tong<sup>[15]</sup>首先导出了全耦合非线性运动方程，其中扭转

自由度用桨根弹簧表示。后来他们将方程中的结构算子作了修正。能够模拟分布扭转变形和桨叶预锥角<sup>[23]</sup>。

Hodges & Dowell<sup>[21,22]</sup> 分别利用哈密顿原理和牛顿方法,从非线性应变位移关系式导出了桨叶的挥舞-摆振-扭转全耦合运动方程,以后又推广包含了操纵系统柔性、预锥角、下垂角、摆掠角和扭矩偏置<sup>[26]</sup>,同时给出了适用于这些方程的准定常气动载荷<sup>[25]</sup>。但这些方程假定桨叶弹性轴、剖面质心和张力中心都重合在1/4弦长处,而且只适用于悬停情况,因而有其局限性。

Bielawa<sup>[34]</sup> 用牛顿法导出了模拟复合材料无轴承旋翼桨叶运动的方程组,这种旋翼是结构超静定和非线性扭转的。80年代初 Chopra 研究了具有全新概念的先进旋翼系统的气动弹性力学和动力学问题,例如环量控制旋翼桨叶<sup>[35]</sup>,固定升力旋翼和自由桨尖旋翼<sup>[36,37]</sup>。

旋翼气动弹性稳定性和响应问题有结构算子、惯性算子和空气动力算子三个基本方面。它们都是非线性的,只是非线性所起的作用并不全然相同。在分析桨叶稳定性时,几何非线性和空气动力非线性都起很重要的作用,尤其对无铰旋翼和无轴承旋翼更是如此。但在求解桨叶响应时,几何非线性项重要性较小<sup>[36]</sup>,空气动力非线性占主导地位。

1、结构算子和惯性算子 在研究旋翼桨叶气动弹性稳定性和响应时,由中等变形引起的几何非线性表示了桨叶变形前后坐标单位矢量之间的数学转换关系式。通常中等变形梁理论采用 Euler-Bernoulli 假设<sup>[2,25,33,48,78]</sup>,即认为剖面在变形过程中保持为平面,且垂直于变形后的弹性轴<sup>[79]</sup>。现有的几种挥舞-摆振-扭转全耦合运动方程,虽然重要的项都是相同的,但仍存在着某些小的差别,这些小差别是由于对高阶项处理方法不同而造成的,它们并不影响最后的计算结果。将理论分析的结果与在中等变形范围进行的静态实验结果相比较<sup>[80]</sup>,已经证明中等变形梁理论是有效的。

由于桨叶几何非线性的存在,在推导惯性算子和空气动力算子时将产生大量的高阶非线性项。为了系统地略掉那些影响不大的高阶小项,需要有一个阶次表来指出桨叶气动弹性力学问题中各种主要物理参数幅值的阶次。这样就可以略去大量的高阶项,既能保证有足够的精度,又能大大减少运动方程的项数<sup>[81]</sup>。

现代直升机旋翼桨叶大多用复合材料制造。这种材料是各向异性的,所以桨叶会发生弯曲和剪切效应耦合,以及翘曲变形,因而 Euler-Bernoulli 假设不再适用。在这种情况下,人们开始探讨能够模拟复合材料桨叶的数学模型及更符合实际情况的梁理论<sup>[82-84]</sup>。有些复合材料旋翼,桨毂结构是多余度(超静定)的,要求采用比一般无铰旋翼更为复杂的数学模型<sup>[24,35-87]</sup>,许多经典数学方法已不适用,但有限元方法却为解决这种复杂问题提供了广阔的前景。

直升机旋翼桨叶惯性载荷的推导相对比较简单。由桨叶变形后剖面上一质点的位置矢量  $\mathbf{R}$ ,可求出惯性系统中的加速度矢量  $\mathbf{a}$ ,

$$\mathbf{a} = \ddot{\mathbf{R}} + 2\boldsymbol{\Omega} \times \dot{\mathbf{R}} + \dot{\boldsymbol{\Omega}} \times \mathbf{R} + \boldsymbol{\Omega} \times (\boldsymbol{\Omega} \times \mathbf{R}) \quad (2)$$

如果旋翼转速  $\boldsymbol{\Omega}$  为常数,则方程(2)右端第三项为零。利用 D'Alembert 原理,可以直接得到分布的惯性载荷<sup>[88]</sup>。

不论是结构算子还是惯性算子,由于与几何非线性相联系的大量小项的存在,使得推导

过程繁琐冗长。但是它们物理概念是成熟的，推导和使用中都不会遇到特别的困难，所以这两个算子已经比较完善，为大家普遍采用的公式是相同的。与此相对照，空气动力算子要复杂得多，发展很不成熟，它是直升机气动弹性力学问题中主要的难点。

2. 空气动力算子 气动弹性力学问题的一个显著特点在于结构所承受的空气动力是非定常载荷，方程是非自伴的，将它转换成代数方程组时，系数矩阵不对称。颤振（动不稳定性）本身的存在就取决于气动力的非定常性，换句话说，在定常的系统中，用自伴方程所表示的系统里不存在颤振问题。在数学上，只要算子是自伴的，就能确保特征值一定是实数。在颤振问题中的算子却是非自伴的，系数矩阵不对称，主要就是气动算子的问题<sup>[38]</sup>。

在直升机旋翼气动弹性问题计算中，通常使用的各种气动理论有准定常理论和非定常理论两大类，二者差别的关键之处在于是否考虑旋翼桨叶尾流的影响。

比较简单的旋翼气动理论是叶素理论<sup>[40]</sup>，不考虑桨叶尾流的影响，60年代初期，旋翼涡流理论开始创立并获得发展，为精确地计算旋翼尾涡系统所激起的复杂诱导流场打下了基础。王适存<sup>[41]</sup>最先利用沿斜向圆柱母线所有涡强相等的条件，确定诱导速度的各个分量。王适存涡流理论后来由Вождаев<sup>[42]</sup>进一步发展。如果要计算瞬时诱导速度，就必须考虑有限片桨叶的涡流理论，这个问题比无限桨叶的情况更复杂。

1) 准定常理论 从直升机旋翼气动理论的发展历史来看，有很长一段时间，绝大多数直升机旋翼桨叶颤振都是采用准定常理论来计算气动力的。虽然振动翼型的线速度和角速度都是

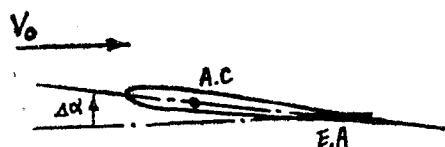


图2 桨叶剖面几何示意图

是随时间变化的，但是准定常理论假定翼型空气动力特性在任一瞬时，都和以不变的且等于该瞬时实际值的线速度和角速度运动的同样翼型的空气动力特性相同。准定常理论不考虑翼型后缘拖出的尾涡面的影响（图2）。准定常气动理论的缺点是普遍过低地估计颤振速度，得出的结论是

偏保守的，在前飞状态，误差更为显著<sup>[43,44]</sup>。

2) Theodorsen 理论 直升机旋翼非定常气动力计算最早采用固定翼飞机机翼颤振计算用的 Theodorsen 公式<sup>[45]</sup>。Theodorsen<sup>[45]</sup>考虑了尾流对升力的影响，假定尾涡具有常值振幅和正弦规律，翼型和尾涡位于同一平面内，其非定常效应通过函数  $C(k)$  表示， $C(k)$  称为 Theodorsen 升力环量滞后函数。固定翼飞机机翼的定常运动是平移，直升机旋翼桨叶则是绕轴旋转，再加上前飞时的平移，其尾涡呈复杂的畸变螺旋面形状，这与机翼的尾涡面完全不同。因此，后来有不少人为把 Theodorsen 理论用于直升机旋翼桨叶作了许多改进。

3) Greenberg 理论 和固定翼飞机机翼相比较，旋翼桨叶空气动力环境的特点是：①除了远处空气流动的固定速度以外，摆振运动使桨叶翼型前方相对气流速度有随时间变化的分量存在；②除了桨距角的谐波变量以外，桨叶还有固定值的总距角；③桨叶沉浮速度  $\dot{h}$  不是纯谐波的，它还包含了旋翼桨盘上常来流引起的定常分量。

上述前两个特点已经由 Greenberg<sup>[47]</sup>考虑了，在 Theodorsen 理论中加进了相应的修正项，现在，Greenberg 理论在直升机旋翼气动弹性力学中应用得相当普遍<sup>[28,48-50]</sup>。值得注意的是在应用此理论时，必须采用相对于桨叶变形后剖面的速度分量。上述的第三个特点由 Friedmann & Yuan<sup>[51]</sup>考虑了，他们在 Greenberg 理论中加进了包括常来流分量影响

的修正项。

4) Loewy 理论 直升机旋翼桨叶后缘脱落的尾流一方面向后扩展,另一方面还要向下运动,如果尾涡面距离桨盘面较近,则对空气动力特性的影响很大<sup>[52,53]</sup>。Loewy<sup>[50]</sup>在他的悬停桨叶颤振理论中第一次把尾涡面的这种影响考虑进去,在不计及气流压缩性影响的情况下,他假定了一种二维尾涡系模型,把旋翼的脱落尾涡面看作是一系列平行涡层,平行于桨盘面,由此导出了 Loewy 的升力环量滞后函数  $C'(k, m, h)$ 。

Loewy 的涡系模型如图 3 所示。根据此模型导出悬停时桨叶的非定常升力和力矩公式,形式上和 Theodorsen 公式相同,只是  $C(k)$  要用更加复杂的升力环量滞后函数  $C'(k, m, h)$  代替。如果将 Loewy 的升力环量滞后函数和 Greenberg 理论相结合起来,可以

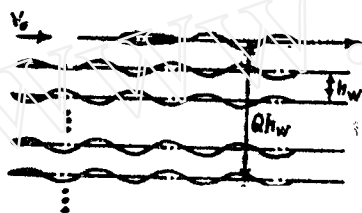


图 3 Loewy 模型

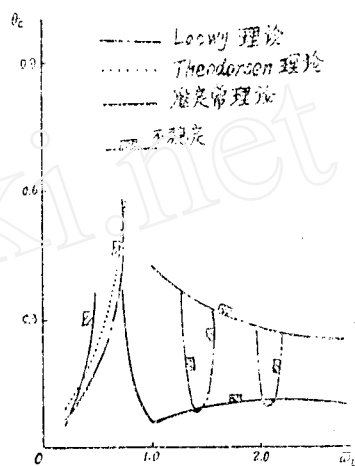


图 4 非定常气动力对稳定性边界的影响

得到一个新的修正理论。图 4 将采用准定常理论和非定常理论所获得的桨叶稳定性边界进行比较,可以看出,非定常气动力对稳定性的影响很大,稳定性边界差不多提高了一倍。

5) 升力面理论 上述旋翼各种非定常气动力理论都是二维的,考虑三维效应的升力面理论已经应用到了直升机旋翼上<sup>[54]</sup>。最早,市川辉雄<sup>[55-58]</sup>提出了直升机旋翼桨叶不可压缩流的升力面理论,得出了旋翼升力面积分方程。在处理核函数的奇异性问题时,他把核函数分成奇异的和非奇异的两部分,利用配置法将积分方程转换成一组代数方程求解。

随着现代直升机飞行性能的提高,桨尖速度达到或超过音速,在进行旋翼气动弹性力学分析时,压缩性效应就必须考虑进去<sup>[59-63]</sup>。Rao & Jones<sup>[64,65]</sup>利用速度势提出了一种直升机旋翼桨叶亚音速可压缩流升力面理论。不过他们只推导了方位角为  $90^\circ$  的特殊情况,没有考虑前飞时出现的周期效应。后来该理论又得到进一步发展<sup>[67,68]</sup>。总的来说,虽然升力面理论在固定机翼颤振计算中应用得相当普遍,但是在直升机旋翼桨叶的颤振计算中用得还不多。

6) 动来流理论 在直升机旋翼气动弹性分析中,动来流理论是替代非定常气动力计算的一种既简单又方便的方法<sup>[69]</sup>。此理论认为旋翼桨盘上的来流可以看作是定常值和扰动值两部分之和,同时假定扰动值在桨盘上的变化为线性的:

$$\lambda(r, \phi) = \bar{\lambda} + \delta\lambda \quad (3)$$

$$\delta\lambda = \lambda_0 + \lambda_c r \cos \phi + \lambda_s r \sin \phi \quad (4)$$

其中  $\lambda_0, \lambda_c, \lambda_s$  是动来流扰动值的分量。

利用旋翼涡流理论或动量理论诱导速度解的微分形式,可以建立非定常气动力和力矩与动来流分量之间的关系式。为了确定动来流分量,还必须利用实验测量结果和系统识别技

术。特别对于前飞情况，动态来流模型加上适当的前飞修正，更加强实验实测的意义<sup>[70-72]</sup>。

实际上，动来流模型是假定悬停时作用在桨叶上的气动载荷随时间线性变化的，这相当于把非定常气动力中的升力环量滞后函数和视质量项影响的低频部分引入气动载荷。图5示出动来流的影响。这种理论是一种近似方法，但有一个很大的优点：既考虑了非定常气动力对旋翼气动弹性力学问题的影响，又避免了复杂的非定常模型所带来的繁琐计算。

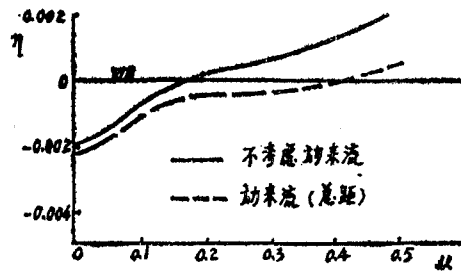


图5 动来流对摆振型的影响

7) 非定常跨音速载荷 直升机前飞时空气动力模型要比悬停时复杂得多，所以前飞时的非定常气动力分析计算技术发展缓慢。旋翼桨盘上除了要遇到后行桨叶一侧的反流区和动失速区(图6)以外，另一个重要的非定常气动力影响是前行桨叶尖部的非定常跨音速载荷<sup>[73]</sup>。

跨音速桨尖效应会引起桨叶锥度角紊乱及在高速时的亚谐波振动，造成直升机振动剧烈，操纵困难。Caradonna & Philippe<sup>[74]</sup>比较深入地研究了前行桨叶流场的跨音速现象，从实验和计算技术两方面入手进行了研究，计算公式基于二维跨音速小扰动方程。计算结果和实验结果吻合较好。跨音速气动载荷对桨叶攻角的变化很敏感，由于桨叶的柔性扭转变形，桨尖的有效攻角随时间变化很大，非定常跨音速气动载荷对旋翼气动弹性有显著的影响。

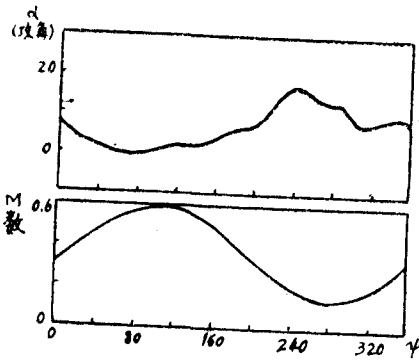


图6 反流区和失速区示意图

8) 动态失速 动态失速是一种强烈的非线性非定常空气动力效应<sup>[75]</sup>，它对旋翼桨叶气动弹性稳定性和响应有非常重要的作用。它可以引起失速颤振，产生很大的桨叶振动载荷和操纵力矩。动失速区域位于桨盘上后行桨叶一侧，紧靠着反流区域(图6)。动失速区域内的气动载荷特性可以从图7上着得很清楚。

直升机旋翼桨叶振荡翼型动失速的主要特性是气流分离，前缘旋涡的形成和旋涡在翼型表面上的迁移。其旋涡位置，形成的时刻，涡强和涡的数量，主要取决于翼型的几何形状、振荡频率、振动幅值和雷诺数。当翼型攻角以振荡速率增大超过静失速攻角时，翼型前缘开始有涡旋形成；当攻角继续加大时，涡旋从前缘分离，并靠近翼型表面向后缘方向移动，涡旋迁移的快慢取决于翼型形状和变距速率。与涡流特性有关系的吸力，先引起升力加大，升力的增量取决于涡强和它离翼型表面的距离，随着攻角加大到某一数值，湍流度加大，升力会陡然下跌。涡旋离开翼型前缘后，空气流将再附着。所以动失速模型都包含两个不同的气流状态：气流附着状态和气流分离状态。

目前，直升机桨叶气动弹性力学分析中所采用的所有动失速模型都是经验模型，即模型的各种参数是根据振荡翼型实验所获得的数据来确定的，例如 Beddoes<sup>[76]</sup>模型，Gangwani<sup>[77]</sup>模型。可是，这些模型的计算公式和方法还从来没有以足够详细完整的形式公开发表过，因此其他人很难直接利用这些模型。

(未完待续)