

# 进动效应对涡轮螺旋桨飞机的影响

孙弘星, 陈东, 于冰

(空军第一飞行学院, 哈尔滨 150001)

**摘 要:** 从转动力学的角度, 分析了在大型涡轮螺旋桨飞机中, 螺旋桨和发动机转子进动效应对飞机飞行品质和操纵品质的影响。阐述了螺旋桨和发动机转子转动惯量的计算方法, 由进动产生的附加力矩或角速度的计算方法。

**关键词:** 进动效应; 转动惯量; 角速度; 进动力矩

## The Effect That the Precession Effect Has on Turboprop Aircraft

Sun Hongxing, Cheng Dong, Yu Bing

(No. 1 Air Force Flight Academy, Harbin 150001, China)

**Abstract:** this passage, from the angle of rotating mechanics, analyses the effect that the precession effect of the propeller and engine rotor has on flying qualities and operation qualities among giant turboprop airplanes. It sets forth the computing method of rotor moment of inertia of the propeller and engine as well as the computing method of additional moment or angular velocity produced by precession.

**Key words:** precession effect; rotational inertia; angular velocity; precession moment

进动效应是物体转动时在外力矩作用下一种特有的物理现象, 又称为回转效应, 描述进动现象的物理量是进动角速度或角动量, 它与转动物体的旋转轴位置、旋转角速度、物体的质量大小及质量分布等因素有关。在涡轮螺旋桨飞机上, 由于螺旋桨和发动机转子共同组成的旋转体在高速旋转中的这种进动效应, 对飞机的飞行品质和操纵品质产生了较大的影响, 使这种飞机产生了它特有的一些飞行现象, 直接影响着飞机的使用和飞行安全。本文将对进动对涡轮螺旋桨飞机的影响进行分析。

### 1 螺旋桨及发动机转子转动惯量的计算

#### 1.1 螺旋桨转动惯量的计算

精确确定螺旋桨的转动惯量必须采用试验统

计的方法, 但在实际使用中, 用计算方法求出的转动惯量, 其准确性完全能够满足实际需要。

螺旋桨的转动惯量  $J_J$ , 是由桨叶的转动惯量  $J_Y$  与轴套的转动惯量  $J_Z$  共同组成的, 即:

$$J_J = J_Y + J_Z \quad (1)$$

对于有  $n$  片桨叶的螺旋桨, 转动惯量的计算公式为:

$$J_Y = n\rho \int_{r_0}^{R_Y} S r^2 dr \quad (2)$$

式中:  $\rho$  为材质的密度,  $S$  为螺旋桨桨叶截面积,  $r_0$  为桨叶根半径,  $R_Y$  为叶尖半径。但是, 由于桨叶和轴套的质量分布具有对称性, 按照转动惯量的物理表达式  $J = \int r^2 dm = \sum mr^2$  ( $m$  为旋转体的质量), 桨叶和轴套的转动惯量可以表示如下:

$$J_Y = nG_Y/g \cdot r_Y^2; \quad J_Z = G_Z/g \cdot r_Z^2,$$

其中:  $G_Y$ 、 $G_Z$ ——桨叶和轴套的重力,  $r_Y$ 、 $r_Z$ ——桨叶和轴套的回转半径。

由于实心圆盘的回转半径大约是旋转半径的70%, 对于内面有空洞的轴套来说, 可以认定其回转半径等于其外廓半径  $R_Z$  的80%, 即

$$r_Z = 0.8R_Z$$

另一方面, 根据计算证明: 桨叶的回转半径大约等于桨叶外廓半径的40%, 即

$$r_Y = 0.4R_Y = 0.2D$$

轴套的外廓半径可以近似地采用  $R_Z = 0.07D$  ( $D$  为螺旋桨外廓直径)。于是

$$r_Z = 0.056D$$

这样, 螺旋桨的转动惯量为:

$$J_J = G_Z/g \cdot (0.056D)^2 + nG_Y/g(0.2D)^2$$

或者:

$$J_J = 0.00408D^2(0.079G_Z + nG_Y) \quad (3)$$

在螺旋桨总质量中(指功率较大的发动机且为金属材质螺旋桨), 轴套的质量大约等于桨叶的质量(现代复合材料螺旋桨桨叶质量比轴套质量稍轻), 因此上式可以表示为:

$$J_J = 0.00408D^2nG_Y \times 1.0784 = 0.0044nG_YD^2 \quad (4)$$

从上式可以看出, 在上述条件下, 轴套只给螺旋桨增加转动惯量约8%, 在近似计算中也可以只采用桨叶的转动惯量而忽略轴套的转动惯量。

按照螺旋桨设计理论, 桨叶宽度在8.5%~9.5%、0.9半径处桨叶厚度在4%左右的四叶螺旋桨, 其重力估算公式可以表述为:

$$G = 20D^2 - 32D + 40$$

(仅限直径在3.1~5.1m)

将上式中螺旋桨重力的一半来替换(4)式中的  $nG_Y$ , 则螺旋桨的转动惯量可以近似地表述为与螺旋桨直径的关系, 其计算公式为:

$$J_J = 0.0088(5D^4 - 8D^3 + 10D^2) \quad (5)$$

## 1.2 发动机转子的转动惯量

发动机转子包括压气机转子和涡轮转子, 由于其轮盘和叶片质量相对于旋转轴均匀对称地分布, 其转动惯量可按实心圆盘的转动惯量公式来计算, 其公式为:

$$J_F = 0.5m_F R_F^2 = 0.125D_F^2 \quad (6)$$

## 1.3 螺旋桨和发动机转子共同的转动惯量

按照前面的分析和计算, 涡轮螺旋桨发动机的转动惯量可以近似地按下述公式进行表述:

$$J = 0.0088(5D^4 - 8D^3 + 10D^2) + 0.125m_F D_F^2 \quad (7)$$

目前在我国应用最广泛的运7系列飞机和运8系列飞机所使用的国产发动机和螺旋桨, 其转动惯量的计算均可按公式(7)进行计算。以运7飞机选用的WJ5A-1发动机和J16-G10A金属螺旋桨为例, 其螺旋桨的直径为3.9m, 发动机转子的直径约为0.4m, 质量约为100kg, 则计算其转动惯量大约为7.487 kg·m<sup>2</sup>。

## 2 由进动产生的附加力矩或角速度的计算

飞机在空中平飞过程中, 油门杆位置不动, 螺旋桨和发动机转子以一个稳定的转速绕发动机轴工作, 这相当于一个高速旋转的刚体, 螺旋桨和转子具有一定的角动量, 其方向沿其自转轴的方向。转子和螺旋桨左旋时, 角动量方向沿飞机方向向后; 反之则向前。

当飞机在空中作左右转弯或上下俯仰机动时, 飞机将绕其3个轴(横轴X、纵轴Z和竖轴Y)转动, 螺旋桨和转子也随之转动, 并产生一定的角速度。

下面我们以飞机上仰变化为例, 来计算飞机状态变化时的进动力矩大小(假设发动机转子和螺旋桨的转速不变, 飞行速度不变, 飞机只存在沿横轴X的角速度)。

设在dt时间内, 螺旋桨的自转轴在原方向上, 向上移动了dθ, 则螺旋桨角动量的增量dL应为:

$$dL = Ld\theta = J\omega d\theta$$

由角动量原理可知:  $dL = M_J dt$

由上述两式可得:

$$J\omega d\theta = M_J dt$$

即

$$M_J = J\omega d\theta/dt \quad (8)$$

式中:  $M_J$  为进动力矩,  $\omega$  为螺旋桨工作角速度,  $d\theta/dt = \omega_x$  为飞机上仰时的瞬时角速度。

由(8)式可知, 进动所产生的力矩  $M_J$  与旋转体的转动惯量、旋转角速度和旋转轴变化的角速度有关, 其方向的确定可用左(右)手法则手示法, 其方法是: 左旋螺旋桨用左手, 右旋螺旋桨用右手, 使机头穿过手心, 以四指代表外力矩使

机头转动的方向, 伸开大拇指所指示的方向, 就是螺旋桨进动方向。

我们仍以运 7 飞机选用的 WJ5A-1 发动机和 J16-G10A 金属螺旋桨为例进行计算。飞行时发动机的稳定工作转速为 15 600 rpm, 其角速度为  $5\,616\,000(^{\circ})/\text{min}$  ( $29\,809\text{ rad/s}$ ), 螺旋桨的稳定工作转速为 1 300 rpm, 其角速度  $468\,000(^{\circ})/\text{min}$  ( $2\,484\text{ rad/s}$ ) 为转动惯量, 前面我们已经计算过约为  $7.487\text{ kg}\cdot\text{m}^2$ , 设飞机在 2 s 内由  $0^{\circ}$  上仰到仰角  $10^{\circ}$ , 其平均角速度为  $5(^{\circ})/\text{s}$  ( $1.59\text{ rad/s}$ ), 则螺旋桨产生的进动力矩为:

$$M_j = J\omega d\theta/dt = 7.487 \times 2\,484 \times 1.59 \div 9.8 \\ = 3\,017\text{ kg}\cdot\text{m}$$

单台发动机转子和螺旋桨, 以飞机横轴  $X$  和发动机转子轴相交处为支点, 产生约  $3\,017\text{ kg}\cdot\text{m}$  的左向进动力矩, 力矩的方向指向飞机纵轴的左向。由此可见, 多发螺旋桨飞机的进动效应对飞机的影响是很大的, 这就是左旋螺旋桨飞机在起飞抬前轮时, 为什么会产生方向左偏的原因。

另一方面, 在讨论进动效应时, 往往会选择另一个更为直观的物理量——进动角速度  $\omega_p$  (其量值与  $\omega_x$  相等)。我们将公式(8)进行变换形式, 得到:

$$\omega_x = M_j/J\omega \quad (9)$$

此时, 进动角速度与改变旋转刚体的力矩成正比, 与刚体的自转角速度成反比, 陀螺在自转角速度很大时, 进动角速度较小, 旋转稳定; 反之进动角速度就较大, 旋转趋于不稳定, 就是这个道理。反映在飞机上, 则表现为: 在发动机停车过程中, 随着螺旋桨和发动机转速下降, 飞机往往会出现摆动幅度增大、振动加剧的现象。

上面我们只讨论了一种飞机只存在上仰运动的简单运动形式, 飞机在下俯、左右偏转时产生的进动力矩, 均可按上述方法进行分析计算。飞机在滚转时, 产生的进动效应计算较为复杂, 这里我们不作讨论。

实际上, 飞机在机动飞行时, 往往会沿飞机的 3 个轴同时形成一定的角速度, 比如飞机在转弯时, 螺旋桨和发动机存在着方向的偏转运动、左右发动机和螺旋桨沿轴线以不同速率的直线运动和左右发动机及螺旋桨沿飞机纵轴的滚转运动。这些运动所产生的附加进动力矩或进动角速度, 对飞机的操纵将产生较大的影响。

### 3 进动效应对飞机飞行品质和操纵品质的影响

研究进动效应对飞机的影响, 我们按飞机的 3 个轴(纵轴  $Z$ 、横轴  $X$ 、竖轴  $Y$ ) 分别进行讨论, 实际飞行中进行判断时, 可以简单地将沿 3 个轴的单向力矩或角速度进行向量相加即可。

#### 3.1 对横侧状态的影响

按照前面的分析, 只要螺旋桨和发动机转子出现以横轴  $X$  为转动轴的角速度  $\omega_x$  时, 螺旋桨和发动机转子就会出现向左或者向右的进动角速度(或附加力矩), 对于一种型号的发动机和螺旋桨来说, 转动惯量是一个定值, 则进动角速度或附加力矩的大小只与发动机工作转速、飞机的俯仰角速度大小有关。

以运 7 飞机为例, 它为 2 台发动机, 分别安装在左右机翼, 在飞行中, 发动机和螺旋桨以一个恒定的转速工作。当飞机产生一个上仰的角速度时, 螺旋桨和发动机转子的旋转轴以同样的角速度上仰, 则螺旋桨和发动机转子会产生一个向左的进动角速度(或进动力矩, 其大小与上仰速度有关)。对发动机本身来说, 力矩会对发动机轴承和螺旋桨轴承产生较大的侧向载荷, 会减少轴承的工作寿命, 造成发动机工作故障的产生, 这一点在发动机设计时是必须考虑的。对飞机来说, 向左的进动角速度, 会使飞机产生向左方向的偏转。操纵越粗猛, 上仰速率越大, 飞机的进动偏转力矩就越大, 飞机偏转的角度就越大, 飞机起飞时抬前轮速度快、角度大, 飞机向左偏转大, 需要蹬右舵较多(不考虑滑流和螺旋桨转动时带来的其它作用影响)就是这个道理。

在空中飞行时, 左旋螺旋桨飞机作斤斗动作时, 飞机机头出现左偏现象, 也是这种进动的典型表现。

同样, 当飞机下俯时, 产生的进动角速度(或进动力矩)与上仰相反, 对飞机的影响也与上述相反, 飞机接地后放下前轮时, 如果接地姿态较大, 放下前轮速度较快, 飞机易出现右偏现象, 也是进动效应影响的结果。

#### 3.2 对俯仰状态的影响

按照上述分析, 只要螺旋桨和发动机转子出现以竖轴  $Y$  为转动轴的角速度  $\omega_y$  时, 螺旋桨和发动机转子就会出现向上或者向下的进动角速度(或附加力矩), 同样, 其进动角速度或附加力矩

的大小只与发动机工作转速和飞机的偏转角速度大小有关。

仍以运7飞机为例,当飞机产生一个向左侧偏的角速度时,假设螺旋桨和发动机转子的旋转轴以同样的角速度侧偏,则螺旋桨和发动机转子会产生一个向下的进动角速度(或进动力矩,其大小与上仰速度有关)。同理,力矩会对发动机轴承和螺旋桨轴承产生较大的侧向载荷,会减少轴承的工作寿命,造成发动机工作故障的产生。对飞机来说,向下的进动角速度,会使飞机产生向下的俯仰变化。操纵越粗猛,飞机偏转的速率越大,飞机进动的下俯力矩就越大,飞机下俯的角度就越大。平飞时,蹬左舵使飞机产生左向偏转,飞机产生低头现象,反之则产生上仰,就是这个道理。

在实际飞行中,由于飞机的运动状态并不是以3个自转轴为旋转轴的简单运动合成,所以对螺旋桨和发动机转子产生的进动效应分析不能仅仅局限于我们上述的分析。比如在起飞抬前轮时,是以飞机主起落架为支点轴作上仰运动;在直线变速运动和滚转运动时,螺旋桨和发动机转子会以平移的形式进行运动状态的变化。这些运动状态的变化,产生的进动效应及其大小都不同。主要表现为下述几个方面:

(1) 机动飞行时发动机易出现故障。由于进动产生的附加力矩,使螺旋桨和发动机转子的轴

承,在飞机运动姿态发生变化时,承受较大的附加载荷,飞机姿态变化越大越快,所受的载荷力就越大。其直接影响为:发动机前、后轴承易损坏;发动机和螺旋桨旋转轴产生动态位移而导致压气机和涡轮转子叶片与其他机件相碰撞而损坏。

(2) 起飞和着陆时易出现方向偏差。其原因在前面已经分析过,但在着陆放下前轮时,由于进动效应对前起落架产生的侧向载荷,对起落架寿命的影响也是飞行维护时必须重视的一个问题。在起飞和着陆过程中,最危险的情况是出现一台发动机失效的情况。在文中我们分析过,进动角速度与刚体自转角速度成反比。如果起飞中,右发动机失效(左旋螺旋桨、双发),进动效应、滑流效应和不对称拉力效应的影响,会使飞机加速向右的偏斜和滚转,所以左旋螺旋桨飞机一般将右发(双发)或外发(四发)定为关键发动机。

(3) 左坡度易大而右坡度易小。在飞行中左坡度易形成而且易大,这是由于左右机翼的螺旋桨和发动机在向左作偏转运动时,虽然都形成向下的进动角速度,但外侧和内侧相对运动速度不同,进动效应对飞机纵轴的作用大小不同,外侧大而内侧小,导致飞机易向左倾斜。反之右坡度时,进动角速度向上,外侧小而内侧大,导致飞机右坡度有减小的趋势。