

文章编号: 1000-8055(2002)01-105-05

机动飞行条件下双盘悬臂转子的振动特性

徐 敏, 廖明夫, 刘启洲

(西北工业大学 旋转机械与风能装置测控研究所, 陕西 西安 710072)

摘要: 本文取双盘悬臂转子为分析对象, 建立了水平盘旋和俯冲拉起两种机动飞行条件下转子振动的运动微分方程, 并用四阶龙格库塔法进行了求解。结果表明, 机动飞行在转子上产生的附加离心力和附加陀螺力矩将使转子产生较剧烈的瞬态振动; 同时, 转子的轴心轨迹中心会偏离轴线, 使得转子产生明显的变形。因此, 在分析转子振动特性时, 应考虑机动飞行的影响。

关 键 词: 转子; 机动飞行; 振动; 离心力; 陀螺力矩

中图分类号: V 231.96

文献标识码: A

The Vibration Performance of the Double-Disk Cantilever Rotor in Flight Mission

XU Min, LIAO Ming-fu, LIU Qi-zhou

(Northwest Polytechnic University, Xi'an 710072, China)

Abstract: Previous researches on the vibration performance of the double-disk cantilever rotor (DDCR) haven't considered the flight mission's influence. But sometimes the performance of DDCR in flight is quite different from the ground test, especially for those fighter planes with great maneuver. In order to study the flight mission's influence, we set up the motion differential equations for two kinds of flight mission, horizontal hover and vertical dive-hike. Runge-Kutta method is used to solve the equations. The initial conditions are all set zero. The effects of the flight mission on the vibration performance of DDCR are calculated and analyzed. In general, the flight mission will add centrifugal force and gyroscopic moment on the rotor, which will make the rotor vibrate transiently and will deflect the orbit of the axial center from the axis. The amplitude of the transient vibration is nearly 50% higher than that of stable state in this example. Meanwhile, the shaft will deform evidently. So, the influence of the flight mission on the rotor should not be neglected.

Key words: rotors; flight mission; vibration; centrifugal force; gyroscopic moment

1 前 言

航空发动机是在机载条件之下运行。在机动飞行时, 特别是在高难度机动飞行时, 除发动机工况发生变化之外, 将在转子上产生很大的附加离心力和陀螺力矩。因此必须考虑很大的过载和陀

螺力矩对转子工作性能的影响。

本文针对双盘悬臂转子进行研究, 分析了水平盘旋和俯冲拉起两种机动飞行条件下所产生的附加离心力和附加陀螺力矩对转子振动的影响。结果表明, 机动飞行时产生的附加离心力和陀螺的力矩将使转子产生较剧烈瞬态振动, 同时转盘的

收稿日期: 2001-02-16; 修订日期: 2001-07-03

作者简介: 徐敏(1974-), 女, 西北工业大学航空动力热力工程系博士生, 主要从事振动、强度及可靠性研究

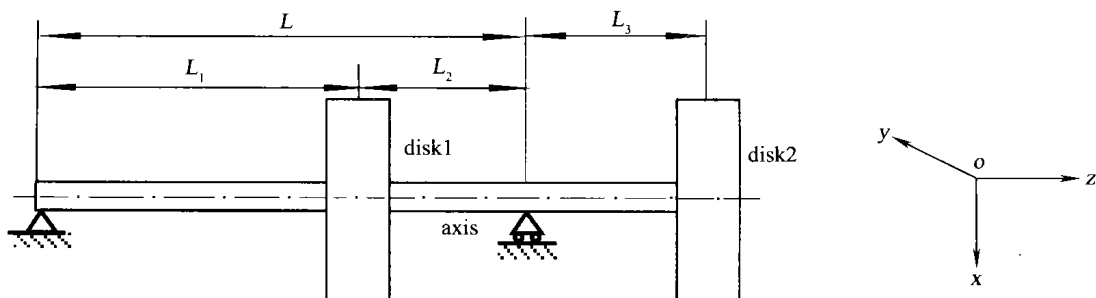


图1 双盘悬臂转子模型

处轴心轨迹中心将偏离轴线, 转子发生明显变形。

2 转子模型及其运动方程

以在刚性支承上的双盘悬臂转子模型(如图1所示)作为分析对象, 其运动微分方程为:

$$[M]\ddot{r} + [C]\dot{r} + [K]r = F(t) \quad (1)$$

其中, $r = \{r_1 \ r_2 \ \alpha_1 \ \alpha_2\}^T$, r_1 和 r_2 分别为转盘1和转盘2的挠度, $r_1 = R_1 e^{j\omega t}$, $r_2 = R_2 e^{j\omega t}$; α_1 和 α_2 分别为转盘1和转盘2的偏转角, $\alpha_1 = \Theta_1 e^{j\omega t}$, $\alpha_2 = \Theta_2 e^{j\omega t}$ 。

$[M]$ 为质量矩阵: $[M] =$

$$\text{diag} [M_{\text{disk1}} \ M_{\text{disk2}} \ Id_{\text{disk1}} \ Id_{\text{disk2}}] \quad (2)$$

$[C]$ 为质量矩阵:

$$[C] = \text{diag} [2\omega D M_{\text{disk1}} \ 2\omega D M_{\text{disk2}} \ Id_{\text{disk1}} \cdot \omega \ Id_{\text{disk2}} \cdot \omega] \quad (3)$$

(3) 式中的 D 为阻尼比, Id_{disk1} 和 Id_{disk2} 分别为转盘1和2的直径惯性矩, ω 为工作转速。

根据柔度的定义可以构造该转子模型的柔度矩阵 $[R]$, (1) 式中的刚度矩阵 $[K] = [R]^{-1}$ 。

方程(1)中的力项 $F(t)$ 包含转子自身不平衡力, 和由于机动飞行在转子上产生的附加离心力和附加陀螺力矩。对运动微分方程(1)进行模态变换使其对角化, 可得:

$$\ddot{q} + [CM]\dot{q} + [KM]q = Q(t) \quad (4)$$

其中, q 为广义位移向量, $[CM]$ 为广义阻尼矩阵, $[KM]$ 为广义刚度矩阵, $Q(t)$ 为广义力。

3 机动飞行条件

本文研究了下列两种机动飞行过程。

飞行过程 I: 匀速直线—变加速水平盘旋—恒角速水平盘旋—变减速水平盘旋—匀速直线。

飞行过程 II: 匀速直线—变加速俯冲拉起—恒角速俯冲拉起—变减速俯冲拉起—匀速直线。

水平盘旋如图2中 Ω_2 所示, 俯冲拉起如图2中 Ω_3 所示。

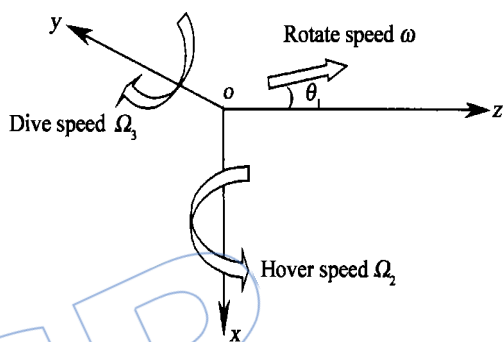


图2 机动飞行示意图

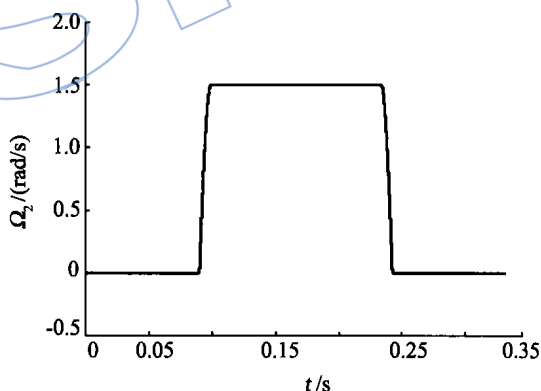


图3 水平盘旋机动角速度函数

(工作转速为: $\omega = 700 \text{ rad/s}$; 机动加速度为: $p = \omega/4$)

3.1 飞行过程 I

对应所研究的飞行过程, 将水平盘旋角速度设为分段函数, 如式(5)所列。其中, p 为机动飞行加速度, T 为转子自转周期; $0 \leq t \leq 6T$ 时, Ω_2 等于 0, 飞机进行匀速直线飞行; $t = 6T$ 时, $\Omega_2 = 0$, $t = \pi/2p + 6T$ 时, $\Omega_2 = 1.5$, 其间, 飞机水平盘旋速度由 0 沿正弦加速至 1.5; $\pi/2p + 6T \leq t \leq \pi/2p + 26T$ 时, 飞机以 $\Omega_2 = 1.5$ 的恒角速度水平盘旋; $t = \pi/2p + 26T$ 时, $\Omega_2 = 1.5$, $t = \pi/p + 26T$ 时, $\Omega_2 = 0$, 其间, 飞机水平盘旋速度由 1.5 沿余弦减速至 0; 之后, 飞机继续作匀速直线飞行。

$$\Omega_2 = \begin{cases} 0 \\ 1.5\sin [p (6 - 6T)] \\ 1.5 \\ 1.5\cos \{p [t - (\pi/2p + 26T)]\} \\ 0 \end{cases}$$

设水平盘旋轨迹半径为 R_{20} 分段函数曲线如图 3 所示。

当飞机绕 x 轴水平盘旋的时候, 转子将受到附加离心惯性力 $F_2^{[4]}$: $F_2 = M_{\text{disk}} \cdot R_2 \cdot \Omega_2^2$, 作用在 YOZ 平面, 与发动机工作转速 ω 无关。

转子的自转角速度 ω 与水平盘旋角速度 Ω_2 的夹角 $\theta = 90^\circ - \theta$, 因 θ 一般很小, 故 $\cos\theta = 0$, $\sin\theta = 1$ 则附加陀螺力矩 $^{[4]}$ 为:

$$\begin{aligned} M_2 &= - I d_{\text{disk}} \left(1 - \frac{I p_{\text{disk}}}{I d_{\text{disk}}} \frac{\omega}{\Omega_2} \right) \Omega_2^2 \sin\theta \\ &= - I d_{\text{disk}} \left(1 - \frac{I p_{\text{disk}}}{I d_{\text{disk}}} \frac{\omega}{\Omega_2} \right) \Omega_2^2 \end{aligned}$$

也作用在 YOZ 平面, 与发动机工作转速 ω 有关。

3.2 飞行过程 II

对应所研究的飞行条件, 采用变化规律同(5)式的俯冲拉起角速度分段函数, 方向如图 2 中 Ω_3 所示。

设俯冲拉起轨迹半径为 R_{30}

当飞机绕 y 轴俯冲拉起的时候, 转子将受到附加离心惯性力 $F_3^{[4]}$: $F_3 = M_{\text{disk}} \cdot R_3 \cdot \Omega_3^2$, 作用在 XOZ 平面, 与发动机工作转速 ω 无关。

因机动飞行而产生的附加陀螺力矩 $^{[4]}$ 为:

$$\begin{aligned} &\text{当 } 0 \leq t \leq 6T \\ &\text{当 } 6T \leq t < \pi/2p + 6T \\ &\text{当 } \pi/2p + 6T \leq t < \pi/2p + 26T \\ &\text{当 } \pi/2p + 26T \leq t < \pi/p + 6T \\ &\text{当 } \pi/p + 26T \leq t \end{aligned} \tag{5}$$

$$M_2 = - I d_{\text{disk}} \left(1 - \frac{I p_{\text{disk}}}{I d_{\text{disk}}} \frac{\omega}{\Omega_2} \right) \Omega_2^2$$

作用在 XOZ 平面, 与发动机工作转速 ω 有关。

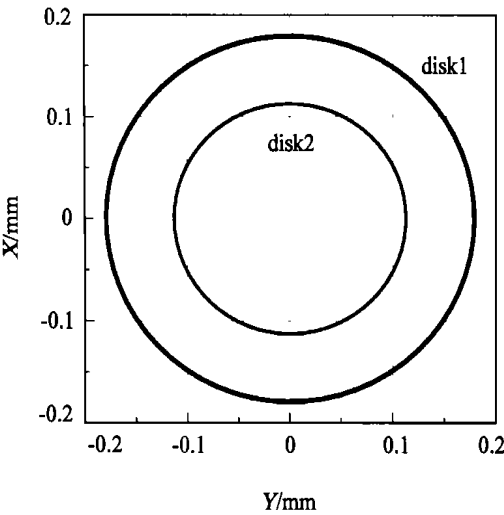
4 计算结果及分析

在本算例中, 各轴段的长度分别为: $L_1 = 0.2 \text{ m}$, $L_2 = 0.15 \text{ m}$, $L_3 = 0.1 \text{ m}$; 圆轴半径为 0.03 m ; 盘 1 半径为 0.15 m , 盘厚 0.05 m ; 盘 2 半径为 0.05 m , 盘厚 0.03 m ; 2 个盘的偏心距均为 0.0001 m 。

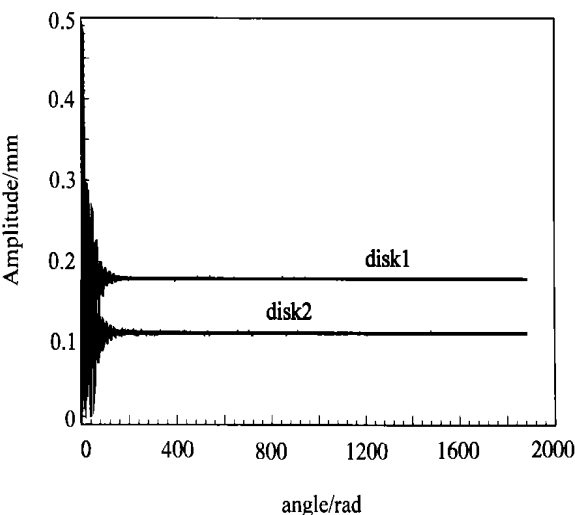
本文在计算结果中给出了转盘处的轴心轨迹图($X - Y$)、盘心处的振动幅值(以及分解在 X, Y 向的幅值)随时间的变化规律、附加离心力和附加陀螺力矩随时间的变化图。

4.1 匀速直线飞行

无机动飞行时, 在转子自身不平衡力作用下, 系统作强迫振动, 并伴随发生迅速衰减的自由振动, 如图 4(b) 所示; 经过一段时间, 瞬态振动衰减, 只剩下由不平衡力产生的稳态振动, 转盘处轴心轨迹为以轴线($y = 0, x = 0$, 沿 z 轴向)为中心的圆, 如图 4(a) 中左上图所示; 此时, 附加离心力和附加陀螺力矩均为零。

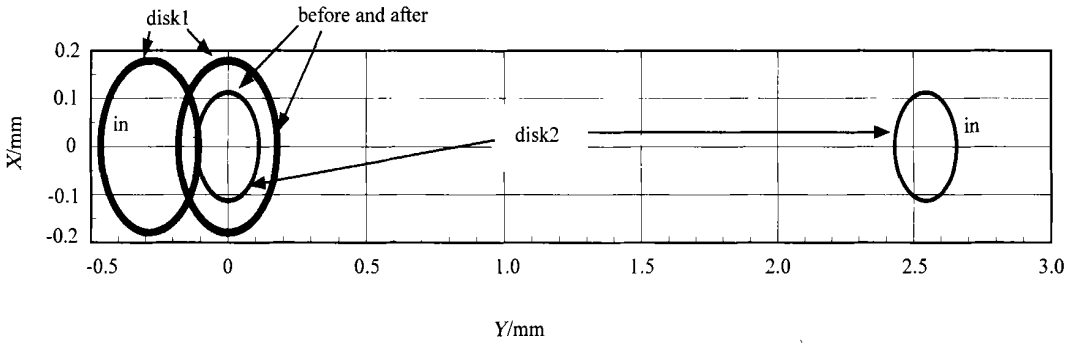


(a)

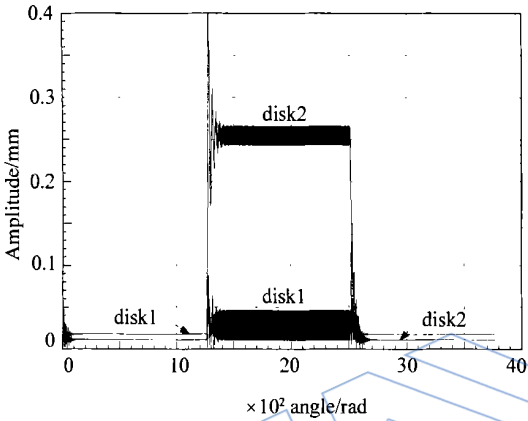


(b)

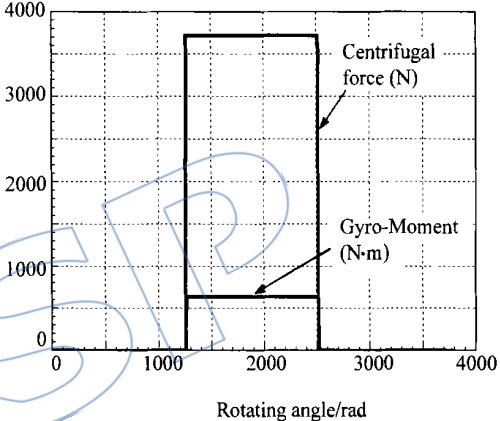
图 4 匀速直线飞行计算结果



(a) 轴向轨迹图
Orbit of shaft center



(b) 振动幅值
Amplitude of vibration



(c) 附加力和附加力距
Centrifugal force and gyro-moment

图 5 水平盘旋计算结果

4.2 飞行过程 I

以转子工作角速度 730 rad/s 、水平盘旋角速度 1.5 rad/s 、盘旋半径 30 m 为例, 计算结果示于图 5。

机动开如前和机动结束后匀速直线飞行时, 转子运动规律同 4.1, 轨迹为图 5(a) 中的以 $(0, 0)$ 为中心的圆。

恒角速度机动飞行时, 轴心轨迹为中心沿 Y 向明显偏离轴线的圆, 其圆轨迹半径基本保持不变, 如图 5(a) 中左、右 2 个标有“in”的圆所示。圆心沿 Y 向偏离, 是由于 YOZ 平面上附加离心惯性力和附加陀螺力矩的作用。

在振动幅值随时间的变化规律图(图 5(b))中可见, 整个飞行过程包含了三个瞬态振动过程。第一个瞬态过程(始于 0 s)是由于设定初始值为零所致; 第二个瞬态过程(始于 0.17 s , 转角约为

2500 rad) 是由于开始机动飞行而改变了飞行工况所致; 第三个瞬态过程(始于 3.4 s , 转角约为 2500 rad) 是由于结束机动飞行而改变了飞行工况所致。由图示可知, 在本例中, 由于机动飞行而产生的瞬态振动, 其最大幅值比稳态时高了近 50%。

在此例中, 水平盘旋机动飞行时, 附加离心惯性力约为 10^3 N 数量级, 附加陀螺力矩约为 10^2 Nm 数量级, 如图 5(c) 两下图所示。算例中的转盘质量分别为: $M_{\text{disk1}} = M_{\text{disk2}} = 55.1\text{ kg}$, 远比实际的发动机转子小, 且机动角速度仅 1.5 rad/s , 盘旋半径仅 30 m , 但附加离心力和附加陀螺力矩的影响已经很明显了, 所产生的稳态偏移量约为 $2.5 \times 10^{-3}\text{ m}$, 如图 5(a) 和图 5(b) 所示。

4.3 飞行过程

以转子自转角速度 730 rad/s 、俯冲拉起角速

度 1.5 rad/s 、俯冲半径 30 m 为例, 计算结果示于图 6。

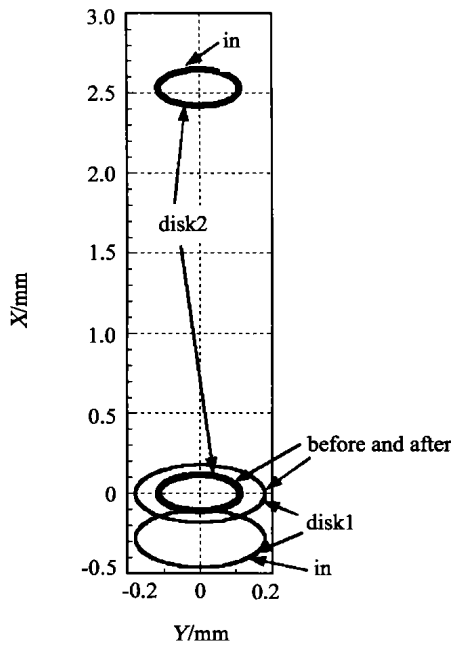


图 6 俯冲拉起计算结果

由于飞行过程 II 和 I 仅机动条件不同, 所以,

俯冲拉起机动飞行时计算结果与水平盘旋时的所得值大小相等, 只是方向不同。机动时产生的附加离心力和附加陀螺力矩使其轨迹圆心沿 X 向偏离轴线, 但规律一致。

5 结 论

机动飞行时在转子上产生的附加离心惯性力和附加陀螺力矩将使转子产生瞬态振动, 其瞬态振动幅值可能会大幅度地高出稳态值; 同时转子的轴心轨迹中心会偏离轴线, 转子发生明显的弹性变形。因此, 机动飞行所产生的附加离心力和附加陀螺力矩对转子振动的影响不容忽视。

参考文献:

[1] Dubbel Taschenbuch fur den Maschinenbau [M] Springer-Verlag, 1990
[2] 屈维德 机械振动手册 [Z] 北京: 机械工业出版社, 1992
[3] 刘鸿文 材料力学 (第三版) [M] 北京: 高等教育出版社, 1993
[4] 魏海涛 机动飞行中双转子发动机的振动响应分析 [D] 西安: 西北工业大学, 1999

(责任编辑 王震华)