

2015年第三十一届全国直升机年会 学术论文集 (下册)



中国航空学会系列出版物·2015年度

中国航空学会直升机分会

山西·临汾

2015 年第三十一届全国直升机年会

学 术 论 文 集

中国航空学会直升机分会

山西·临汾

飞行力学与控制

基于 Simulink 的可倾转四旋翼飞行动力学模型研究

王庆琥 唐正飞 黄一敏

(南京航空航天大学旋翼动力学国家重点实验室, 江苏 南京, 210016)

摘要: 利用 Simulink 建立可倾转四旋翼飞行动力学模型, 并验证了正确性。该模型包含旋翼、机翼、机身、尾翼四个部件气动力, 其中机翼、尾翼的计算采用了升力线理论, 旋翼的计算采用叶素理论和动量理论, 而机身则采用 CFD 计算。结合 CFD 计算结果和常识确定机身与旋翼、机翼与旋翼之间的干扰系数, 并进行配平和特征根的计算, 用计算结果验证建模方法的正确性与合理性。

关键词: 可倾转四旋翼; Simulink; 配平; 飞行动力学模型

Research on flight dynamics model of tilt quad-rotor aircraft with Simulink

Wang Qinghu, Tang Zhengfei, Huang Yimin

(Science and Technology on Rotorcraft Aeromechanics Laboratory, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing, 210016)

Abstract: A model of tilt quad-rotor(TQR) was established and verified by Simulink, which included the aerodynamics of the rotor, wing, fuselage, and tail wing. The aerodynamics of wing and tail wing was calculated by lifting line theory and the aerodynamics of the rotor was calculated by blade element theory and momentum theory, while the fuselage was figured out by computational fluid dynamics. The interference factor was confirmed by the common sense and CFD results. And correctness and reasonability of the modeling technology was proved by trim and eigenvalues.

Key words: tilt quad-rotor; Simulink; trim; flight dynamics model

引言

可倾转四旋翼有很多优点, 有多种飞行模式, 使得飞行器的飞行包线变宽, 增加了飞行器执行任务的效率。其不仅融合了四旋翼体积小等优势, 也具有了固定翼的特点, 可完成多种非常规任务。但是随着国内外技术不断发展, 暴露出了很多技术难点, 其中健全的飞行动力学模型首当其冲。健全的飞行动力学模型是系统分析, 算法设计, 系统实现与集成测试的基础, 其应当具备 3 个要点, 即模型配平, 线性模型提取和响应计算。

常规的建模方法冗余复杂, 在 Simulink 中建立的可倾转四旋翼数学模型不仅能够实现三大基本功能, 而且方便对各个模块进行升级。^[1]

本文针对自研的可倾转四旋翼飞行器进行飞行动力学建模, 结合 CFD 计算结果和常识确定机身与旋翼、机翼与旋翼之间的干扰系数, 最后对算例飞行器进行状态配平计算, 用计算结果验证了所建模型的正确性和合理性。^[2]

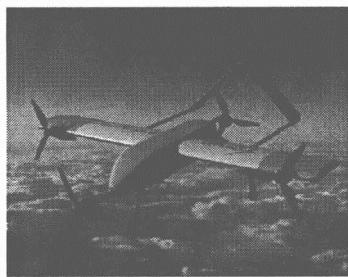
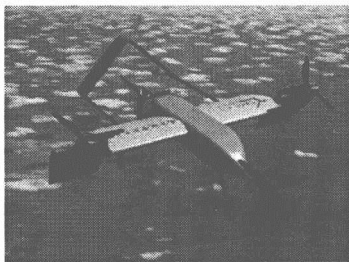
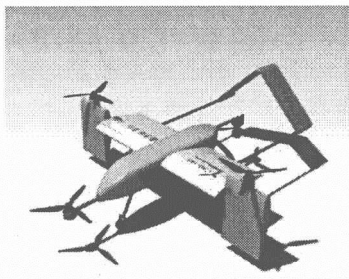


图 1 可倾转四旋翼飞行器

对于自研的可倾转四旋翼, 其操纵方式与常规的倾转四旋翼飞行器大有不同, 取消

1 可倾转四旋翼操纵方法

总距、横纵向周期变距的操纵面,以调节四个旋翼的转速控制姿态。在四旋翼模式下,可倾转四旋翼飞行器通过改变不同旋翼转速,进而改变不同旋翼的拉力矢量来改变飞行姿态。控制输入量为俯仰操纵量 δ_{pit} 、

滚转操纵量 δ_{rol} 、偏航操纵量 δ_{yaw} 以及总推力操纵量 δ_T 。

而固定翼模式需要副翼 δ_a 、尾舵同步偏转量 δ_e 、尾舵差动量 δ_r 和旋翼转速 δ_T ,与普通固定翼飞机无异,不再赘述。[3]

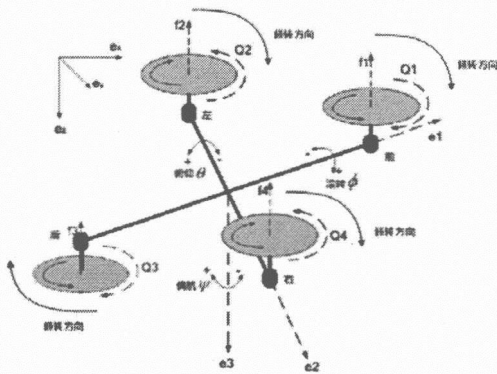


图2 倾转过渡模式示意图

而倾转过渡模式兼有四旋翼与固定翼的操纵特性,并增加了短舱角操纵量 δ_{ia} 。

参考经典倾转四旋翼控制方案并作出改动,采用如下操纵方案:

拉力操纵:旋翼转速;

俯仰操纵:尾舵同步偏转+前后旋翼转速差动;

滚转操纵:副翼+左右旋翼转速差动;

偏航操纵:尾舵差动+前后左右旋翼转速差动;

具体过渡模式示意图如图2所示。[5]

2 可倾转四旋翼飞行动力学建模

在 Simulink 中建立可倾转四旋翼飞行

动力学模型前,首先需要建立飞行器各部件的飞行动力学模型,该数学模型包含了左右机翼、机身、前后左右4个旋翼、尾翼四个部件的飞行动力学模型及操纵机构数学模型。[1][6]

2.1 机翼气动力学模型

因为旋翼尾流的影响,机翼分为滑流区机翼和自由区机翼[3],分别计算并相加即得机翼气动力。因飞行器采用旋转机翼的方式进行倾转,滑流区面积即倾转机翼的面积。设左机翼滑流区气动压力中心为 $(X_{wsl}, Y_{wsl}, Z_{wsl})$,气流速度为

(u_{ws}, v_{ws}, w_{ws}) ,机体质心线速度为 (u, v, w) ,角速率为 (p, q, r) ,则滑流区机翼焦点处来流速度为:

$$\begin{bmatrix} u_{ws} \\ v_{ws} \\ w_{ws} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} u \\ v \\ w \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & z_w & -y_w \\ -z_w & 0 & x_w \\ y_w & -x_w & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} kv_\delta \cos \delta \\ 0 \\ kv_\delta \cos \delta \end{bmatrix} \quad (2.1)$$

式中: k 为诱导速度影响因子, $1 \leq k \leq 2$,

v_δ 为诱导速度,由经验公式确定, δ 为机翼倾转角。故滑流区机翼气动力如下:

$$\begin{aligned} L_{ws} &= q_{ws} S_{ws} C_{Lws} \\ D_{ws} &= q_{ws} S_{ws} C_{Dws} \\ q_{ws} &= \frac{1}{2} \rho (u_{ws}^2 + v_{ws}^2 + w_{ws}^2) \end{aligned} \quad (2.2)$$

其中 C_{Lws} 、 C_{Dws} 与机翼零升迎角、副翼偏转量引起的机翼升力增量、机翼迎角、安装角和机翼倾转角有关。右机翼与左机翼计算方法相同。

飞行器以固定翼模式在低速飞行时,机翼在旋翼尾流的影响下迎角会相应地增大;而以四旋翼模式在低速飞行时,旋翼尾流使得机翼产生一个后向力,需要改变机身姿态进行平衡。自由区机翼则只需设定 $k=0$ 。

2.2 机身气动力学模型

设机身压力中心为 (x_f, y_f, z_f) ,来流

速度为 (u, v, w) ，则机身在机体坐标系下的速度为：

$$\begin{bmatrix} u_f \\ v_f \\ w_f \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} u \\ v \\ w \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & z_f & -y_f \\ -z_f & 0 & x_f \\ y_f & -x_f & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} \quad (2.3)$$

则机身气流坐标系下机身上的气动力为：

$$\begin{aligned} D_f &= q_f A_f C_{Df} \\ L_f &= q_f A_f C_{Lf} \\ S_f &= q_f A_f C_{Sf} \\ M_{fx} &= q_f A_f L_f C_{Mxf} \\ M_{fy} &= q_f A_f L_f C_{Myf} \\ M_{fz} &= q_f A_f L_f C_{Mzf} \end{aligned} \quad (2.4)$$

$$C_{Df}, C_{Lf}, C_{Sf}, C_{Mxf}, C_{Myf}, C_{Mzf}$$

为相应的力和力矩系数，与机身的迎角和侧滑角有关，由 CFD 计算结果确定具体函数关系，而 A_f 、 L_f 分别为机身的特征面积和特征长度。

2.3 旋翼空气动力学模型

(1) 计算气流坐标系下旋翼桨毂中心的气流速度。设倾转机翼支点 O 处气流为 (u_o, v_o, w_o) ，机体角速度为 (p, q, r) ，机翼倾角为 δ ，其中四旋翼模式为 $\delta = 90^\circ$ ，O 点到桨毂中心的距离为 L，故气流坐标系下旋翼桨毂中心的气流速度为：

$$\begin{bmatrix} u \\ v \\ w \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos \delta & 0 & \sin \delta \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin \delta & 0 & \cos \delta \end{bmatrix} \times \left(\begin{bmatrix} u_o \\ v_o \\ w_o \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} -L \sin \delta q \\ L \sin \delta p + L \cos \delta r \\ -L \cos \delta q \end{bmatrix} \right) \quad (2.5)$$

需要注意的是，考虑到机体与后旋翼距离较近，需考虑经过机身的空气微团对后旋翼的气动干扰，经 CFD 计算确定气动干扰系数为 k ， $1 \leq k \leq 2$ ，随倾转角变化而变化，其中 $\delta = 0$ 时 k 值最大。则后旋翼气流坐标系下桨毂中心的气流速度为：

$$\begin{bmatrix} u \\ v \\ w \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} k_1 \\ k_2 \\ k_3 \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \cos \delta & 0 & \sin \delta \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin \delta & 0 & \cos \delta \end{bmatrix} \times \left(\begin{bmatrix} u_o \\ v_o \\ w_o \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} -L \sin \delta q \\ L \sin \delta p + L \cos \delta r \\ -L \cos \delta q \end{bmatrix} \right) \quad (2.6)$$

(2) 计算旋翼诱导速度。由动量理论得到的旋翼诱导速度如下式：

$$\begin{aligned} \lambda &= \lambda_0 - \frac{C_T}{2\sqrt{\mu^2 + \lambda^2}} \\ v_\delta &= (\lambda_0 - \lambda)\Omega R \end{aligned} \quad (2.7)$$

式中， λ_0 、 μ 、 C_T 分别为旋翼流入比，

旋翼前进比和旋翼拉力系数，由所选旋翼确定。

2.4 尾翼空气动力学模型

设尾翼的压心为 (x_e, y_e, z_e) ，则其压心来流速度为：

$$\begin{bmatrix} u_e \\ v_e \\ w_e \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} u \\ v \\ w \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & z_e & -y_e \\ -z_e & 0 & x_e \\ y_e & -x_e & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} p \\ q \\ r \end{bmatrix} \quad (2.8)$$

那么尾翼的空气动力与机翼的相似，除了升阻力之外，必须考虑尾舵偏转量对俯仰角偏量及偏航角偏量的导数对升力和侧力的影响，下式为尾舵同步偏转量对俯仰角偏量的导数对升力的影响：

$$C_{le} = \alpha \cdot \alpha_e + \partial C_{le} / \partial \delta_{ele} \cdot \delta_{ele} \quad (2.9)$$

其中 δ_{ele} 为俯仰角偏量，以弧度表示。

$\partial C_{le} / \partial \delta_{ele}$ 为单位尾舵同步偏转量引起的升力系数的增量，以导数形式表示。尾舵差动对偏航角偏量的导数对侧力的影响亦同。

2.5 飞行动力学模型

飞行动力学模型包括9大方程和一些补充方程，9大方程分别是力与力矩方程和运动补充方程。^[8]

$$\begin{aligned} \dot{u} &= rv - qw - g \sin \theta + \sum F_x / m \\ \dot{v} &= pw - ru + g \cos \theta \sin \phi + \sum F_y / m \\ \dot{w} &= qu - pv + g \cos \theta \cos \phi + \sum F_z / m \\ \dot{p} &= [I_x \sum M_x + I_{xz} \sum M_z + I_1 pq + I_2 qr] / \Delta \\ \dot{q} &= (\sum M_x + (I_z - I_x)pr - I_{xz}(p^2 - r^2)) / I_y \\ \dot{r} &= [I_x \sum M_z + I_{xz} \sum M_x - I_1 qr + I_3 pq] / \Delta \\ \dot{\phi} &= p + q \sin \phi \tan \theta + r \cos \phi \tan \theta \\ \dot{\theta} &= q \cos \phi - r \sin \phi \\ \dot{\psi} &= q \sin \phi \sec \theta + r \cos \phi \sec \theta \end{aligned} \quad (2.10)$$

$$\begin{aligned} I_1 &= I_{xz}(I_x - I_y + I_z) \\ I_2 &= I_y I_z - I_z^2 - I_{xz}^2 \\ I_3 &= I_{xz}^2 - I_x I_y + I_x^2 \\ \Delta &= I_x I_z - I_{xz}^2 \end{aligned} \tag{2.11}$$

2.6 simulink 模型

将各部分模型写入 simulink 中，利用 Simulink 中的 stateflow 进行动态建模，集成各模块，有利于分解和拆装。其中 $\dot{u}$ 为诱导速度项，代表旋翼对机翼的气动干扰。

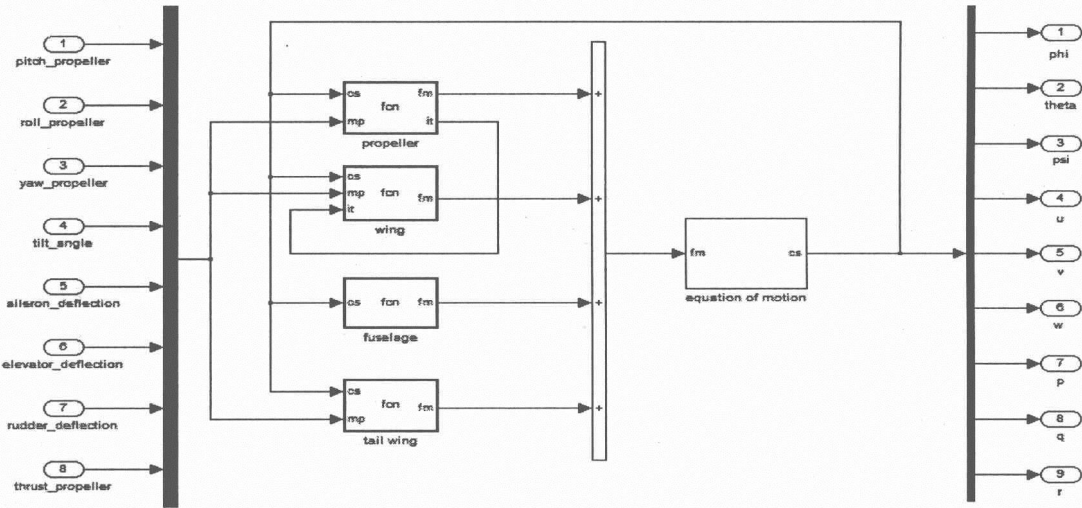


图 3. 基于 Simulink 的数学模型

3. 配平与线性化

本文建立的可倾转四旋翼飞行动力学模型包含了 12 个状态量和 8 个操纵量，配平可使得飞行器求出一组操纵动作，使得飞行器整体合力在该时刻该状态时为 0。MATLAB 对此提出了 trim 函数和 linmod 函数，可以实现飞行器在当前定义状态下的配平并线性化成状态空间模型，即

$$\begin{aligned} \dot{x} &= Ax + Bu \\ y &= Cx + Du \end{aligned} \tag{3.1}$$

分析状态矩阵 A 可以得到对应的特征根，略去对应航向运动的 0 特征根和对应位置量的 0 特征根，可以得到飞行器纵向和横侧向的极点位置，其中 $\delta = 90^\circ$ 时为四旋翼模式， $\delta = 0^\circ$ 时为固定翼模式。[6][7]

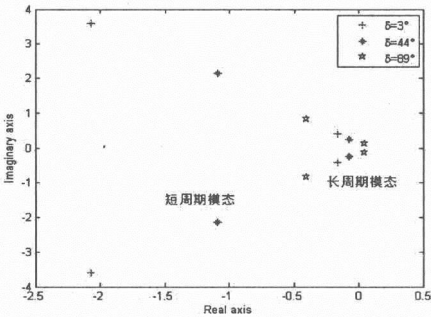


图 4 飞行器纵向模态的极点位置

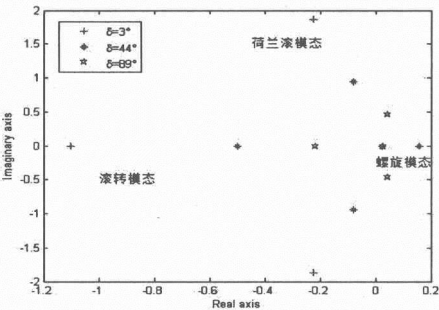


图 5 飞行器横侧向模态的极点位置

由图 4 可以看出飞行器纵向模态的开环极点随着倾转角的加大逐渐向右侧移动。同样的，由图 5 可以得出，随着倾转角的加大，飞行器横侧向模态的开环极点也逐渐向

右侧移动,当倾转角增大到 90 度时,滚转模态和荷兰滚模态表现出不稳定的状态;而螺旋模态随倾转角增大表现为原点周围的无规律变动。所以,从固定翼模式转换到四旋翼模式的时候,飞行器动态特征表现为飞行器各模态极点位置有右倾的趋势,符合倾转旋翼机的特性,也证明了本建模方法的正确性与合理性。

4. 结论

本文建立的可倾转四旋翼飞行动力学模型合理正确,可倾转四旋翼飞行器以四旋翼模式飞行时其飞行动力学特征与四旋翼相同,过渡模式与飞机模式飞行时相似,除螺旋模态之外,各运动模态随倾转角的减小逐渐趋近于稳定,符合飞行器飞行动力学特性,满足飞行控制系统的基本要求,为下一步设计飞行控制系统做好了准备。

参考文献

- [1] 沙虹伟, Simulink 中倾转旋翼飞行力学模型研究[J], 飞行力学, 2012 年 10 月, 389-392
Sha Hongwei, Research on flight dynamics of tilt rotor aircraft base on Simulink[J]. Flight Dynamics, 2012.10, pp389~392(in Chinese)
[2] 宋彦国, 倾转旋翼飞行器力学模型研究[J], 空

气动力学学报, 2008 年 6 月, 192-196

Song Yangguo, Flight dynamic mathematical model of tiltrotor aircraft [J], Acta Aerodynamica Sinica, 2008.6: 192~196

[3] 沙虹伟, 无人倾转旋翼飞行力学建模与姿态控制技术研究[M], 南京航空航天大学, 2007 年
Sha Hongwei, A Mathematical Model of Unmanned Tiltrotor Aircraft and Research on Attitude Control System Design[M]. Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2007

[4] Junho Jeong, Dynamic Modeling and Analysis of a Single Tilt-Wing Unmanned Aerial Vehicle, AIAA Modeling and Simulation Technologies Conference. 5-9 January 2015.

[5] Abdelhamid Tayebi, Attitude Stabilization of a VTOL Quadrotor Aircraft, IEEE transactions on control systems technology. Vol.14.NO3,may 2006, pp562-571

[6] Zhao, H.W., Development of a Dynamic Model of a Ducted fan VTOL UAV, Master's thesis, RMIT University, Australia, 2009.

[7] S.M.BARKAI. Modeling and Analysis of Tilt-Rotor Aeromechanical Phenomena. Math. Comput. Modelling Vol.27,NO.12, pp17-43,1998

直升机自转着陆飞行操纵策略研究

朱吉军

(哈尔滨飞机工业集团有限责任公司试飞站, 哈尔滨, 150066)

摘要: 针对直升机自转着陆飞行安全操纵策略问题, 首先根据直升机进入自转下滑时的旋翼转速衰减计算模型, 计算分析了 HC120 直升机旋翼进入自转状态的旋翼转速衰减特性, 然后结合 HC120 和 H410 直升机所进行的自转试飞试验实测数据, 分析研究了直升机在自转下滑过程中, 旋翼转速的实际衰减过程、飞行员的反应时间以及飞行员的操纵策略等对直升机的自转下滑特性和着陆安全性的影响, 分析得出了自转下滑着陆过程中, 飞行员在操纵方面所必须重视的关键策略, 期望为直升机飞行员在试飞及使用过程中的自转下滑着陆飞行提供操纵策略借鉴。

关键词: 直升机; 自转着陆; 试飞; 操纵

Study on flight control strategy of helicopter autorotation landing

Zhu Jijun

(AVIC Harbin Aircraft Industry Group CO. LTD, Harbin, 150066)

Abstract: In the light of the autorotation of the helicopter landing flight safety control strategy, according to the calculation model of helicopter rotor speed when entering the autorotation, calculation and analysis of the HC120 helicopter rotor speed attenuation is Executed, and then combined with the autorotation of flight test measured data of HC120 and H410 helicopters, analysis of the helicopter autorotation process, the actual rotor attenuation time, and the pilot's control strategy on the helicopter dropped and landing safety characteristics, analysis of the autorotation landing process, the pilot must pay attention to the key strategies in the manipulation, hoping to provide reference for the control strategy of helicopter pilots in autorotation landing.

Keywords: autorotation; flight tests; control strategy; helicopter

引言

安全飞行是航空领域永恒不变的主题, 对直升机来说同样如此, 直升机在使用过程中不仅要求定常飞行状态具有良好的稳定性和操纵性, 同时还要求在特情发生时, 例如发动机故障和尾桨失效等情况, 驾驶员为处置特情需要进行自转飞行和安全着陆。因此为了保障直升机能够安全着陆, 需要对直升机自转操纵策略进行深入细致的研究和探讨。

自转通常是指直升机动力失效后, 通过驾驶员的操纵总距, 使旋翼进入自转状态, 以旋翼旋转动能和直升机的高度势能换取保持自转飞行的动能, 从而保持一定的旋翼升力和操纵能力, 安全着陆的飞行动作。自转也是当直升机失去动力后飞行员可采用的唯一自救方式。自转飞行是直升机本身固有的能力, 但是从功率丧失到着陆的过程中, 如果操作不当也可能遇到危险状态。当

直升机动力失效时, 直升机的姿态、速度和加速度都会迅速变化, 而此时直升机的空速、飞行重量、飞行高度、旋翼转速以及飞行操纵的输入, 都会对直升机的自转和安全着陆产生重要的影响。

由于自转对直升机的飞行性能和飞行品质, 以及直升机的安全使用都极为重要, 所以在国军标“军用直升机飞行品质规范”、“军用直升机性能规范”, 以及中国民用航空总局颁布的航空条例 CCAR-27、29 部中, 均要求通过试飞来确定直升机的自转特性。它是每种新型号直升机合格审定的重要试飞项目。同时, 对直升机自转特性的研究也一直是设计、试验和使用部门极为重视的工作, 尽管这项工作相当复杂和具有相当风险。六十年代至八十年代初, 美国陆军采用 AH-1G 和 TH-55A 等直升机进行了大量的试飞实验和理论分析, 研究发动机失效后进入稳定自转着陆等问题。到八十年代后期, 开始研究最优自转着陆技术问题。国内对直升机的自转着陆飞行研究, 主要针对直升机自

转进场着陆阶段, 如何使旋翼能够提供最大拉力、减小接地瞬间的垂直速度, 使直升机能够比较平稳地落地的策略, 最终保障飞行安全。其中中国飞行试验研究院曾用 Z11 直升机进行自转特性分析和自转着陆试飞^[1], 哈飞集团的冯德林曾对直升机的稳定自转和减速拉平进行了理论建模分析^[2]。

本文采用 HC120 与 H410 直升机作为样例机, 根据其理论分析和实际飞行数据, 分析研究了直升机自转飞行特性, 以期找出最佳的自转着陆飞行方法, 通过对实际飞行经验的总结分析, 对提高国内试飞员在这一方面的飞行技术有所裨益。

1 直升机自转下滑过程分析

自转是在发动机失效或者尾桨故障等特情出现后采取的紧急处置方法。自转特情处置方式对于撬式起落架的直升机来说更具有重要意义, 因为撬式起落架的直升机不光是在发动机失效时要进行自转着陆, 就是在尾桨故障时也可能需要利用自转着陆, 而轮式起落架直升机在该种情况下如果条件允许则可以滑跑着陆, 执行尾桨故障特情处置程序。典型的自转着陆过程如图 1 所示:

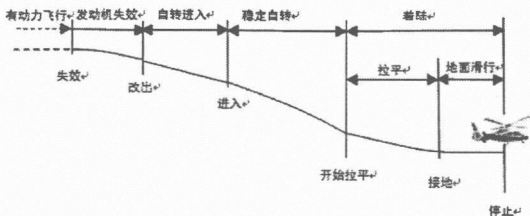


图 1 典型的自转着陆过程

从有动力飞行开始, 经历发动机失效、飞行员判断、进入自转、稳定自转、近地面减速拉平、着陆瞬间提距增升, 最后安全着陆。这几个步骤在飞行手册的特情处置方法里都有叙述。而飞行员要做好每一步, 必须了解自转的特性, 以及每一步需要注意的事项, 避免发生更大的危险。本文通过地面试车与空中试飞, 着重研究自转下滑过程中的操纵输入与旋翼转速关系, 为飞行员进行自转着陆飞行提供有效的理论指导和实际试飞经验参考。

2 直升机自转下滑旋翼转速衰减

特性建模分析

在正常飞行中, 一旦发生发动机失效或功率轴断裂等情况, 首先反映的是旋翼转速的减小, 旋翼转速是自转飞行中最重要的特征量之一。当发动机失效后, 由于飞行员必定有一个判断的过程, 然后才对直升机进行操控, 这一滞后反应必然造成旋翼转速的衰减。在这里用一个近似的假设来计算直升机旋翼转速的衰减特性, 以此得出飞行员反应的快慢与旋翼转速衰减程度的关系。首先利用普劳蒂假设^[3]的减速扭矩与旋翼转速的平方成正比:

$$\dot{\Omega} = -\frac{Q_0 \left(\frac{\Omega}{\Omega_0}\right)^2}{J} \quad (1)$$

式中, Q_0 是进入自转下滑时的初始扭矩; Ω_0 是初始旋翼转速; J 是驱动系统的总有效惯性矩, 包括旋翼、尾桨与传动系统。对上式积分:

$$\int_0^t \frac{1}{\Omega^2} \dot{\Omega} dt = \int_{\Omega_0}^{\Omega} \frac{1}{\Omega^2} d\Omega = -\int_0^t \frac{Q_0}{J\Omega_0^2} dt \quad (2)$$

可得:

$$\frac{\Omega}{\Omega_0} = \frac{1}{1 + \frac{Q_0 t}{J\Omega_0^2}} \quad (3)$$

在初始转速下的旋翼动能全部用于直升机维持原状态消耗掉的时间(当量悬停时间)作为第二个特征量:

$$t_K = \frac{\frac{1}{2} J \Omega_0^2}{P} \quad (4)$$

式中, P 为直升机进入自转下滑时的初始功率。把 t_K 代入(3)式得出直升机旋翼转速衰减方程:

$$\frac{\Omega}{\Omega_0} = \frac{1}{1 + \frac{t}{2t_K}} \quad (5)$$

上式就是一个关于飞行员反应时间的旋翼转速衰减函数, 利用它可以定性分析旋翼转速衰减的快慢。

3 直升机自转着陆飞行操纵策略研究

3.1 模拟自转着陆试飞过程分析

按照美国联邦航空局认定，飞行员对发动机失效的反应时间应在 1 秒钟左右，而军方的规定是 2 秒左右。从(5)式可以得出 HC120 直升机的旋翼转速衰减过程，如表 1 所示：

表 1 旋翼转速衰减过程

Δt	Ω 衰减率	Ω /rpm
0 秒	0%	409
1 秒	15.7%	341
2 秒	27.17%	294.9
3 秒	35.88%	259

从表 1 可以看出，该直升机正常飞行旋翼转速 410 rpm 左右，按照该理论，发动机失效后 1 秒钟后，旋翼转速已低于 370rpm，这对于 HC120 直升机来说，已经达到转速报警的限制，已经严重威胁到了直升机的安全飞行。但事实上问题没有那么严重，因为理论估算的结果偏于保守，只有在悬停或是低速时，并且飞行员在感受到飞机下沉，并试图提总距保持高度的情况下，才有可能比较接近这种下降速度。而在大速度前飞时，如果发动机失效，旋翼转速减小，如果保持总距不变，桨尖的速度会增加，从而使桨盘向后倒，并使旋翼进入半风车状态，从而阻止了转速的进一步减小，甚至在较大速度时飞机可能会转而爬升，在此，我们从实际试飞的曲线中可以逐步进行分析，因为在直观的曲线中更能说明问题。即便如此，快速的反应仍然是至关重要的，尤其是在悬停或小速度时更要注意，因为这直接关系到能否保持旋翼转速顺利进入到自转状态，由此可以看出，典型的自转下滑过程的第一步，需要飞行员快速准确判断，并且要迅速利用总距控制旋翼转速，一般原则是尽快把总距放到最低，控制直升机状态，当旋翼高转速报警时再提矩修正转速，为顺利进行自转创造条件。为了更直观说明问题，在此借用 H410 直升机模拟自转时记录的旋翼转速曲线和操纵曲线，并直观分析旋翼转速变化与飞行员操纵的关系。下图是 H410 直升机自转时

的旋翼转速曲线和操纵曲线：

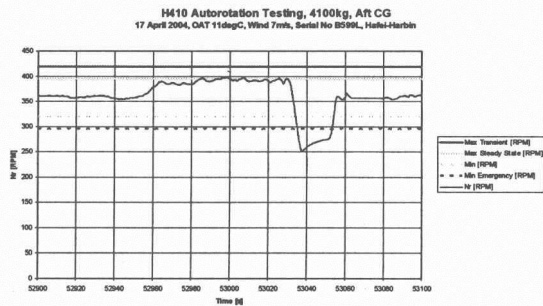


图 2 HC120 直升机自转着陆过程旋翼转速变化曲线

图 2 是模拟自转时直升机旋翼转速的变化，此时直升机发动机处于地面慢车状态，模拟自转时飞行员采用的旋翼转速大约 390 rpm，该转速达到了高旋翼转速报警值，在 53030 秒时旋翼转速迅速下降至 250 rpm 左右，其间历程大约 5-6 秒。

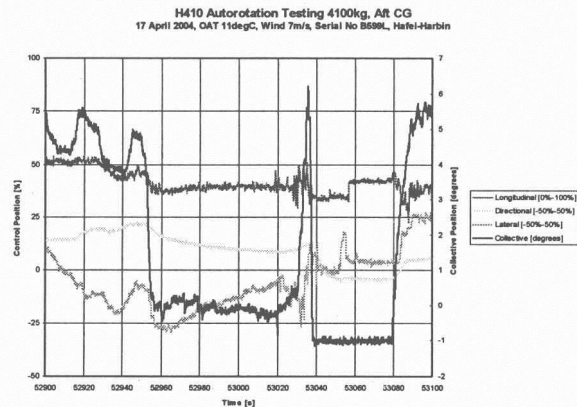


图 3 HC120 直升机自转着陆过程旋翼操纵量变化曲线

从图 3 的曲线可以看出，在飞行员模拟接地瞬间快速提矩仅 3-4 秒，旋翼转速降到 250 rpm，这个转速已经大大小于旋翼最小转速限制（295 rpm），如此低的转速会使直升机难于控制和有效操纵，这是非常危险的，而事实上总距上提的角度与模拟自转前基本相当，这说明当发动机停车后如果飞行员不及时反应，或者试图提总距来保持高度的话，旋翼转速的衰减的确是很快的。引起旋翼转速减小的因素有两方面：一是发动机动力消失，没有后续的动力输出；二是动力消失后，直升机下降，来流角增大，进而使桨叶失速范围扩大，升力减小，阻碍旋翼转动的阻力增大了^[4]，基于这两种不利的因素，旋翼转速的下降是比较快的。从图 3 中操纵量曲线可以看出，最后是飞行员迅速放

低总距的同时发动机重新开车，旋翼转速才恢复正常并退出模拟状态。本文中虽然采用不同机型来阐述问题，但其机理是一样的。在实际飞行中，HC120 直升机就进行过利用关慢车方式，模拟发动机突然停车，来训练飞行员的反应。飞行员反应时间大约 2-3 秒，旋翼转速迅速降到 285 rpm。在 HC120 进行自转飞行时，飞行员能快速反应，是控制旋翼转速顺利进入自转的关键所在。

3.2 自转下滑着陆实际试飞过程分析

为了研究直升机大速度前飞时，旋翼处于风车状态对旋翼转速的影响，哈飞开展了直升机自转下滑的试飞课题^[5]，其中的一次试飞操纵过程如图 4、5 所示。

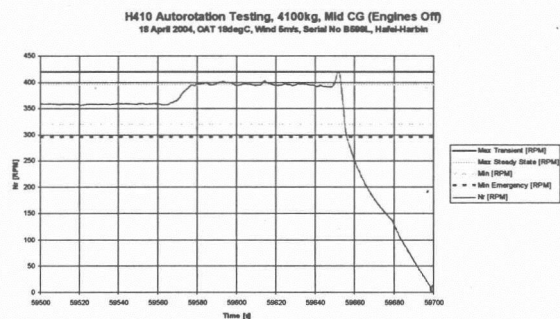


图 4 H410 直升机自转飞行至着陆过程旋翼转速变化曲线

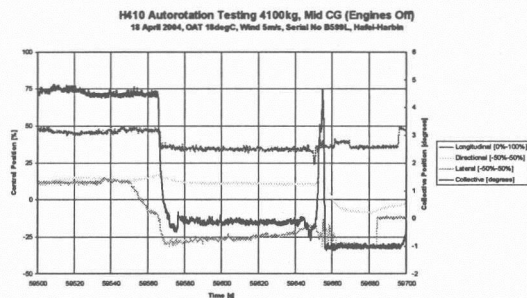


图 5 H410 直升机自转飞行至着陆过程旋翼操纵量变化曲线

图 4 是 H410 直升机发动机关车后的旋翼转速曲线，该曲线是在试飞过程中数据采集设备保存的旋翼转速曲线。从曲线中可以看出，从进入自转开始，飞行员选择的旋翼转速是 395 rpm 左右，其意图就是让旋翼储存较大的能量。在 59650 秒左右的曲线有一个尖峰，该值达到了最大旋翼转速限制。那么这个尖峰的产生可以从下面的操纵曲线

图 5 分析出来，在总距快速提起之前，纵向周期杆向后操纵，使直升机抬头减速，由于前飞速度的作用，使得旋翼产生风车效应，促使旋翼转速增加，从曲线的增幅可以看出这个效应的作用还是比较明显的，增幅约 20 rpm，达到最大转速限制。这是一次比较合理的操纵，使得旋翼能最大限度地储存动能。而后飞行员进行总距操纵，总距角快速提到自转前的水平，旋翼转速迅速下降，减小飞机垂直速度，平稳着陆。这也印证前面所述：当发动机停车后，桨盘后倒，直升机抬头产生类似的风车效应，因此旋翼转速的衰减不会象普劳蒂假设的那样剧烈。这一点对于前飞时发动机失效来说是有利的。综合这几点得出，在进入自传飞行过程中，旋翼转速是非常敏感且变化迅速的，操作上的微小差异或失误都会使之迅速增大或迅速减小。

4 结论

(1) 当直升机进入自转下滑飞行时，由于旋翼桨盘后倒，直升机抬头产生类似的风车效应，因此旋翼转速的衰减不会象普劳蒂假设的那样剧烈。

(2) 直升机自转下滑过程中来流角增大，进而使桨叶失速范围扩大，阻力开始发散，最终导致旋翼转速的急剧下降，此时飞行员的操作非常关键，操作上的微小滞后或失误都会对直升机的安全着陆产生决定性的影响。

参考文献

[1] 牛永红, 杨百兴. Z11 直升机自转着陆试飞[J], 飞行力学, 2001,19(3):74-76.
Niu Yonghong, Yang Baixing. Flight test of Z11 helicopter autorotation landing [J]. Flight Dynamics, 2001, 19(3): 74-76(in Chinese)
[2] 冯德林. 直升机稳定自转和减速拉平研究[D], 北京航空航天大学, 2001.
Feng Delin. Helicopter steady autorotation and flare research[D]. Beihang University, 2001.(in Chinese)
[3] R.W 普劳蒂.直升机性能及稳定性和操作性,

航空工业出版社, 1990.

Raymond W. Prouty helicopter performance, stability and control[M], Aviation industry press, 1990. (in Chinese)

[4] 王适存. 直升机空气动力学[M], 航空专业教材编审组, 1985.

Wang Shicun. Helicopter Aerodynamics[M], Editing group specialty teaching materials of aviation. 1985(in

Chinese)

[5] 《H410 直升机飞行手册》[M]. 哈尔滨飞机工业集团有限责任公司, 2000.

《H410 Helicopter flying handbook》[M]. Hafei Aviation Industry Co., Ltd, 2000. (in Chinese)

(上接第 4.55 页)

3. 结果与讨论

本文主要讨论在 Blend 平台上实现导航坐标系转换原理呈现的方法, 来降低导航坐标系转换原理的教学难度和学习难度。

通过上述对导航坐标系转换原理呈现技术的探讨, 可以发现全程的难度主要体现在两个方面, 一是制作坐标系的 3D 模型, 二是在 Blend 里制作完动画后将之与交互界面连接起来。解决这两个问题需要制作 3D 模型的丰富经验和对 WPF 的深度理解。

参考文献

[1] 黄智刚. 无线电导航原理与系统[M]. 北京:航

空航天大学出版社. 2007.

Huang Zhi-gang. Wireless Navigation Theory and System[M]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics Press, 2007(in Chinese).

[2] 刘铁猛. 深入浅出 WPF[M]. 北京: 中国水利水电出版社. 2010.

Liu Tie-meng. Simple WPF[M]. Beijing: Chia Water Conservancy and Hydropower Press. 2010.

[3] 王萍, 单超. 无线电导航原理与系统[M]. 北京: 陆军航空兵学院. 2010.

Wang Ping, Shan Chao. Wireless Navigation Theory and System[M]. Beijing: Army Aviation Institute of PLA. 2010

桨根弹性约束刚度对直升机配平特性的影响

计宏伟¹ 李建波¹ 朱吉军²

(1. 南京航空航天大学直升机旋翼动力学重点实验室, 南京, 210016;

2. 哈尔滨飞机工业集团有限责任公司试飞站, 哈尔滨, 150066)

摘要: 本文以“跷跷板”式旋翼桨毂加装弹性支承件后的涵道风扇无人直升机为例, 首先将桨根弹性支承件简化成一铰链弹簧, 建立旋翼动力学模型。然后, 利用叶素动量理论建立直升机旋翼、涵道风扇、机身气动力模型, 其中基于动态入流理论建立起旋翼的诱导速度模型, 在此基础上建立起全机的飞行动力学模型。最后以加装了弹性支承件和未加装弹性支承件的样例直升机为例, 计算了两者的配平特性, 并据此比较分析了桨根弹性约束刚度对直升机配平特性的影响。比较分析结果表明, 悬停及较低速度时, 桨根弹性约束刚度对直升机配平特性几乎没有影响, 前飞时有显著影响。前飞时, 有桨根弹性支承件与无弹性支承件的样例直升机相比, 旋翼需用功率减小, 这对直升机能性有利, 可以增加直升机最大前飞速度和航程、航时等; 旋翼后倒角、旋翼侧倒角、纵横向周期变距和滚转角等减小, 而俯仰角等增大, 这会进一步影响到直升机的稳定性和操纵性等。

关键字: 直升机; 配平; 旋翼动力学; 飞行动力学; 动态入流; 弹性约束刚度

The Effect of Elastic Restriction Stiffness of Blade Root on Trim Characteristics of Helicopter

Ji Hongwei¹, Li Jianbo¹, Zhu Jijun²

(1. Science and Technology on Rotorcraft Aeromechanics Laboratory, NUAA, Nanjing, 210016;

2. Flying Test Station of Hafei Aviation Industry Co., Ltd, Harbin, 150066)

Abstract: In this paper, as the seesaw type ducted fan unmanned helicopter whose hub has been assembled with elastic supporting member an example, first, rotor dynamic model should be built basing on simplifying the elastic supporting member as a hinge spring. Then, the aerodynamic model of the rotor of helicopter, the ducted fan and fuselage should be set up. Meanwhile, the induced velocity model of rotor should be built basing on the theory of dynamic inflow. And on this basis, the flight dynamic model of the whole helicopter should be set up. Finally, as the sample helicopter assembled and unassembled with elastic supporting member examples, the trim characteristics of both were computed. And on this basis, the effect of elastic restriction stiffness of blade root on trim characteristics of helicopter could be analyzed and compared. The comparative and analysis results show that it is hardly any effect of elastic restriction stiffness of blade root on trim characteristics of helicopter while in hover and lower speed, but prominent while in forward flight. While in forward flight, the sample helicopter assembled with elastic supporting member compared with the unassembled one, the required power of rotor decreases, which is beneficial for helicopter and could increase the largest forward velocity, voyage and endurance of the helicopter. The backward chamfering, lateral chamfering, longitudinal and lateral cycle variable pitch, and roll angle decrease, but the pitch angle increases, which could further influence the stability and maneuverability of the helicopter.

Keywords: helicopter; trim; rotor dynamics; flight dynamics; dynamic inflow; elastic restriction stiffness

引言

中心铰接式旋翼不产生桨毂力矩, 完全依靠拉力矢量的倾斜来产生操纵力矩, 所以这种旋翼的操纵功效和角速度阻尼比带水平较外移量的全铰接式旋翼差得多。单靠旋翼拉力的倾斜来操纵, 不仅操纵功效低, 而且严重地受直升机过载的影响。零过载时操纵功效为零, 负过载时则会产生反向的操纵

力矩。为了使直升机有足够的操纵力矩, 通常把旋翼布置得较高使其远离直升机重心, 但这会带来其他问题。所以有必要寻找有效合理的方法来提高中心铰接式直升机的操纵功效。国内关于桨根弹性约束刚度对直升机飞行动力学特性的影响有一定的研究。张呈林教授及王华明教授^[1]分析了桨叶根部在挥舞和摆振两个方向都带有弹性约束的形式, 分析结果表明桨叶根部挥舞方向上弹

性约束刚度的变化对直升机的稳定性有影响,直升机的操纵性随桨叶根部挥舞方向上的弹性约束刚度的增加而增加;而桨叶根部摆振方向上的弹性约束刚度的变化对直升机飞行时的稳定性影响很小,可以略去不计,但增加此刚度可以提高直升机的操纵性。国外Peretz.P.Friedmann^[2]进行了无铰式旋翼直升机前飞时的配平和稳定性等的相关研究,他采用了两种桨叶模型,一种是各向同性的桨叶,一种是桨尖后掠的复合材料桨叶,其所得结果可以作为有用的理论基准,用来验证以后的数值计算结果。Roberto Celi^[3]研究了摆振柔软的无铰式旋翼直升机在协调转弯中的稳定性和响应问题,其采用了数值计算方法,结果表明稳定的水平转弯中摆振模态是稳定的,而一些挥舞模态是不稳定的,下降转弯过程不稳定并且限制了直升机的机动飞行包线。Stephen Richard Turnour^[4]研究了无铰式和无轴承式直升机的飞行动力学建模问题,其数学模型为直升机飞行动力学提供了一种非线性状态空间表示法,模型中包含了基于非定常气动力状态空间表示法的叶素非定常气动力分析和有限状态尾流动态入流模型。旋翼模型基于有限元分析,其考虑了桨叶挥舞、摆振、扭转和轴向的变形及相互间的耦合。他还使用了旋翼机身耦合方程,使得在任意稳定爬升、下降转弯过程中,配平、线化以及自由飞行响应计算可以使用通用的求解技术。此外还使用了一种创新算法,当包含状态空间非定常气动力时,随着状态总数的增加可以减少计算量。

本文针对“跷跷板”式旋翼桨毂加装弹性支承件后的涵道风扇无人直升机,利用叶素动量理论对样例直升机进行飞行动力学建模,得到直升机全量方程,然后开展桨叶根部弹性约束刚度对直升机配平特性的影响分析。

1 旋翼动力学建模

由于在“跷跷板”式旋翼桨毂上加装了弹性支承件,所以旋翼的动力学特性改变了,必须重新对其进行动力学分析。根据旋

翼动力学的相关理论和方法^[5],把弹性支承件简化成一个铰链弹簧来处理。桨叶是刚性的,不考虑弹性变形。桨叶挥舞运动示意图如图1所示。

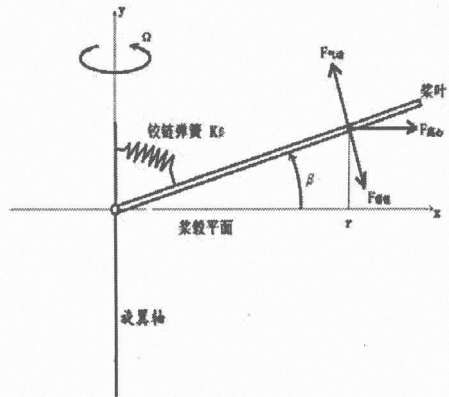


图1 具有铰链弹簧的桨叶挥舞示意图

1.1 等效刚度

在桨毂中心孔内的旋翼轴上安装弹性支承件,当旋翼倾斜时桨毂挤压弹性支承件从而对旋翼轴施加压力,该力可构成对直升机质心的力矩,其作用与桨毂力矩相同。用 K 表示弹性支承件的抗压刚度,若桨毂中心到全机质心的高度为 h ,则挥舞产生的力矩为:

$$M = \frac{k}{2\pi} \int_0^{2\pi} Kh(\beta_0 + \beta_s \sin \psi + \beta_c \cos \psi) d\psi \quad (1)$$

式中 k 为叶片数, β 为挥舞角, β_0 为锥度角, β_c 为后倒角, β_s 为侧倒角, ψ 为方位角。

对于“跷跷板”式旋翼, $k=2$,并令 $K_\beta=Kh$,则产生的滚转力矩和俯仰力矩分别为:

$$M_x = -K_\beta \beta_s \quad (2)$$

$$M_z = -K_\beta \beta_c \quad (3)$$

K_β 该如何取值尚无规范及经验可用。参考挥舞较偏置量的设计经验,本文先取弹性支承件提供的力矩约等于旋翼拉力倾斜产生的操纵力矩,以俯仰力矩为例,即:

$$M_z = -K_\beta \beta_c = -Th \sin \beta_c \approx -Mgh \beta_c \quad (4)$$

由此可得

$$K_{\beta} \approx Mgh \tag{5}$$

其中 M 为全机质量。

1.2 桨叶挥舞运动方程

旋翼的纵横向挥舞角（即桨盘倾角）可以用状态空间形式表示，如式（6）所示。式中 ν 为无因次挥舞固有频率， γ 为桨叶洛克数， σ 为旋翼实度， C_L 、 C_M 分别为旋翼气动俯仰和滚转力矩系数。

$$\begin{aligned} \begin{Bmatrix} \dot{\beta}_c \\ \dot{\beta}_s \\ \ddot{\beta}_c \\ \ddot{\beta}_s \end{Bmatrix} &= \begin{bmatrix} 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 1 \\ 1-\nu^2 & 0 & 0 & -2 \\ 0 & 1-\nu^2 & 2 & 0 \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \beta_c \\ \beta_s \\ \dot{\beta}_c \\ \dot{\beta}_s \end{Bmatrix} \\ &+ \frac{-2\gamma}{\sigma a_{\infty}} \begin{Bmatrix} 0 \\ 0 \\ C_M \\ C_L \end{Bmatrix} + \frac{1}{\Omega^2} \begin{Bmatrix} 0 \\ 0 \\ \dot{\omega}_z \\ \dot{\omega}_x \end{Bmatrix} + \frac{2}{\Omega} \begin{Bmatrix} 0 \\ 0 \\ \omega_x \\ -\omega_z \end{Bmatrix} \end{aligned} \tag{6}$$

2 直升机飞行动力学建模

2.1 旋翼气动力模型

本文采用在飞行动力学建模中比较常用的叶素动量理论计算旋翼气动力，这里不再详细阐述具体方法。在计算旋翼诱导速度时采用了 Pitt 和 Peters 的一阶谐波动态入流理论，它是一种非定常模型，有两点核心思想：首先诱导速度在桨盘上的分布是不均匀的；其次，在非定常情况下，诱导速度的变化滞后于旋翼气动力的变化。在动态入流理论中，旋翼桨盘处的无因次诱导速度由以下一阶微分方程组确定：

$$\begin{Bmatrix} \dot{\bar{v}}_0 \\ \dot{\bar{v}}_s \\ \dot{\bar{v}}_c \end{Bmatrix} = A \begin{Bmatrix} \bar{v}_0 \\ \bar{v}_s \\ \bar{v}_c \end{Bmatrix} + B \begin{Bmatrix} C_T \\ C_L \\ C_M \end{Bmatrix} \tag{7}$$

式中 A, B 为系数矩阵，可根据常用的 Pitt 模型求得。则无量纲诱导速度为：

$$\bar{v} = \bar{v}_0 + \bar{v}_c \bar{r} \cos \psi + \bar{v}_s \bar{r} \sin \psi \tag{8}$$

2.2 风扇气动力模型

本文在风扇气动力的计算中也采用了叶素动量理论，只是诱导速度的计算方法与旋翼有所不同。认为风扇诱导速度的基频值 $\bar{v}_0$ 即为风扇等效诱导速度 $\bar{v}_{eq}$ ，即 $\bar{v}_0 = \bar{v}_{eq}$

$$\bar{v}_{eq} = \frac{C_{T_DF}(1+f)}{4\sqrt{\mu^2 + \lambda_1^2}} \tag{9}$$

其中 C_{T_DF} 为风扇的拉力系数， f 为风扇拉力效率因子， $\lambda_1 = \mu\gamma + \bar{v}_{eq}$ ，由 Newton-Raphson 迭代法可求出 $\bar{v}_{eq}$ 。

风扇诱导速度的一阶谐波值由 Dress 线性入流模型给出：

$$\begin{aligned} \bar{v}_c &= \frac{(4/3)\mu/\lambda}{1.2 + \mu/\lambda} \bar{v}_0 \\ \bar{v}_s &= -2\mu\bar{v}_0 \end{aligned} \tag{10}$$

其中， μ 为风扇前进比， λ 为风扇入流比。

2.3 机身气动力模型

机身气动力计算很复杂，并且理论模型的分析计算结果不太令人满意，一般通过风洞试验得到。本文通过对各状态下的试验数据，采用插值法求解机身气动力。

2.4 陀螺力矩

由于样例直升机采用了旋翼风扇共轴布局，且风扇不能进行挥舞运动，故当机体有俯仰，滚转运动时，风扇会在机体上产生相应的陀螺力矩 M_{GYRO} 。

$$\begin{Bmatrix} M_x \\ M_y \\ M_z \end{Bmatrix}_{GYRO} = \begin{Bmatrix} \omega_z \\ 0 \\ -\omega_x \end{Bmatrix} L \tag{11}$$

式中， L 为风扇的动量矩， $L = I_y \Omega_{DF}$ ， I_y 为风扇绕旋转轴的转动惯量。

2.5 直升机飞行动力学模型

将 6 个机体运动微分方程，3 个机体姿态角微分方程，4 个旋翼挥舞运动微分方程，以及 3 个旋翼诱导速度微分方程联立，构成