纵列式直升机配平计算及稳定性、操纵性分析

李国知 曹义华 杨 倩

(北京航空航天大学 航空科学与工程学院,北京 100191)

摘 要:为了进行纵列式直升机定直平飞状态的配平计算,建立了两种非线性飞行动力学模型(涡流理论模型和动量理论模型).提出了基于线性小扰动理论和五点中心差分算法的稳定性、操纵性导数计算方法;采用状态空间表达式形式的动力学方程,计算了纵列式直升机非耦合运动状态下的稳定根;以动量理论模型为基础,以MATLAB软件为计算平台,进行了纵列式直升机稳定性与操纵性的分析.最终计算结果与参考数据吻合较好,为纵列式直升机飞行品质研究奠定了基础.

关 键 词:纵列式直升机;配平计算;稳定性;操纵性

中图分类号:V 212.4

文献标识码:A **文 章 编 号**:1001-5965(2009)01-0074-04

Analysis for determining trim, stability and controllability of tandem helicopter

Li Guozhi Cao Yihua Yang Qian

(School of Aeronautic Science and Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: Two nonlinear tandem helicopter dynamic models (i. e. the vortex theory model and the momentum theory model) were built separately to trim the helicopter at the hover in the forward and backward flight. A computational method for the stability and controllability derivatives was proposed based on the linear perturbation theory and five-point central difference algorithm. The stability roots of the tandem helicopter in the uncoupled mode were computed using the dynamic equations in the state-space form. Based on the momentum theory model, the stability and controllability of the tandem helicopter were analyzed through using the MATLAB software as the computational platform. The agreement between the computational results and the referenced data indicates that the models are feasible and effective, and they can lay the foundation of the research about the tandem helicopter's flying qualities.

Key words: tandem helicopter; trim; stability; controllability

纵列式直升机两旋翼前后布置,转向相反,扭矩相互平衡,因而无需考虑尾桨设计.除具备普通单旋翼直升机的优点外,还具有货舱容积大、重心移动允许范围大的优点,能够携带较多载荷,目前被广泛应用于重型运输直升机.

20世纪40年代末,国外学者开始对纵列式直升机展开研究[1-3].国内在这方面起步较晚,对纵列式直升机旋翼气动性能作了研究[4-5];不考虑旋翼间气动干扰,对小型纵列式无人直升机进行了动力学建模[6].本文在前人研究成果基础上,计入气动干扰,分别以涡流理论和动量理论计算旋翼气动力,结合风洞试验数据建立两种纵列式直升机非线性飞行动力学模型,提出一种稳定性、操纵性导数计算方法,并进行稳定性、操纵性分析.

1 两种飞行动力学模型

诱导速度模型是两种纵列式直升机非线性飞行动力学模型的主要区别.除此之外,两种飞行动力学模型共用如下所有子模型.

收稿日期:2008-02-20

作者简介:李国知(1984—),男,湖南汉寿县人,硕士生,liguozhibuaa@163.com.

1.1　诱导速度模型

1) 涡流理论建立诱导速度模型

根据涡流理论,单旋翼直升机诱导速度由零阶和一阶环量激起(忽略二阶和高阶环量),其诱导速度可写成如下傅里叶级数形式:

$$v_i = v_0 + v_{1c}\cos\Psi + v_{1s}\sin\Psi \tag{1}$$

式中,v_0 为零阶环量激起的诱导速度;v_{1c},v_{1s} 分别为一阶环量在 0°和 90°桨叶方位角处激起的诱导速度;Ψ 为旋翼桨叶方位角.

考虑到对共轴双旋翼直升机旋翼气动干扰的处理[7],对纵列式直升机引入气动干扰因子[1]建立诱导速度模型:

$$\left.\begin{aligned}\mu_{y,\mathrm{F}} &= \mu^{\mathrm{o}}_{y,\mathrm{F}} + \mathrm{d}F_{\mathrm{RF}}\cdot \frac{C_{\mathrm{T,R}}}{4\left[\mu^2_{x,\mathrm{F}} + (\mu^{\mathrm{b}}_{y,\mathrm{F}} + \bar{v}_{i,\mathrm{F}})^2 + \mu^2_{z,\mathrm{F}}\right]^{1/2}}\\ \mu_{y,\mathrm{R}} &= \mu^{\mathrm{o}}_{y,\mathrm{R}} + \mathrm{d}F_{\mathrm{FR}}\cdot \frac{C_{\mathrm{T,F}}}{4\left[\mu^2_{x,\mathrm{R}} + (\mu^{\mathrm{b}}_{y,\mathrm{R}} + \bar{v}_{i,\mathrm{R}})^2 + \mu^2_{z,\mathrm{R}}\right]^{1/2}}\end{aligned}\right\} \tag{2}$$

式中,μ_x,μ_y,μ_z 为旋翼轴系下来流速度分量的无量纲化;$\mathrm{d}F_{\mathrm{RF}}$,$\mathrm{d}F_{\mathrm{FR}}$ 为文献[1]中的干扰因子;C_{T} 为旋翼拉力;$\bar{v}_i$ 为诱导速度的无量纲化;$\mu^{\mathrm{b}}_{y,\mathrm{F}}$,$\mu^{\mathrm{b}}_{y,\mathrm{R}}$ 分别为不计入前、后旋翼诱导速度时的轴向速度无量纲化;下标 F,R 分别表示前、后旋翼;上标 o 表示孤立旋翼.

2) 动量理论建立诱导速度模型

运用动量理论,纵列式直升机诱导速度模型可根据如下单旋翼直升机诱导速度模型建立:

$$v_i = \frac{C_{\mathrm{T}}}{2(\lambda^2+\mu^2)^{1/2}}\Omega R \tag{3}$$

式中,Ω 为旋翼转速;R 为旋翼半径;μ 为前进比;λ 为入流比,且 $\lambda=\lambda_0-v_i/\Omega R$,其中 λ_0 为不计诱导速度时的入流比.引入文献[1]中的干扰因子建立诱导速度模型:

$$\left.\begin{aligned}\lambda_{\mathrm{F}} &= \lambda_{0,\mathrm{F}} - \frac{C_{\mathrm{T,F}}}{2(\lambda^2_{\mathrm{F}}+\mu^2_{\mathrm{F}})^{1/2}} - \mathrm{d}F_{\mathrm{RF}}\,\frac{C_{\mathrm{T,R}}}{2(\lambda^2_{\mathrm{R}}+\mu^2_{\mathrm{R}})^{1/2}}\\ \lambda_{\mathrm{R}} &= \lambda_{0,\mathrm{R}} - \frac{C_{\mathrm{T,R}}}{2(\lambda^2_{\mathrm{R}}+\mu^2_{\mathrm{R}})^{1/2}} - \mathrm{d}F_{\mathrm{FR}}\,\frac{C_{\mathrm{T,F}}}{2(\lambda^2_{\mathrm{F}}+\mu^2_{\mathrm{F}})^{1/2}}\end{aligned}\right\} \tag{4}$$

1.2　桨叶挥舞模型

影响桨叶挥舞的因素较多:一方面,桨叶挥舞受自身重力、惯性力、离心力以及桨叶升力的影响;一方面,直升机机体俯仰角速度和滚转角速度对挥舞运动有影响.此外,旋翼陀螺力绕绞的力矩对挥舞运动也有影响.根据叶素理论可建立桨叶挥舞运动方程.考虑挥舞角可写成如下傅里叶级数形式:

$$\beta = \beta_0 - \beta_{1c}\cos\Psi - \beta_{1s}\sin\Psi \tag{5}$$

式中,β_0 为旋翼锥角;β_{1c},β_{1s} 分别为旋翼后倒角与侧倒角.将式(5)代入挥舞运动方程,将各项化为一次谐波的形式,使方程两边各项系数相等,可得到桨叶挥舞模型:

$$\boldsymbol{AX} = \boldsymbol{B} \tag{6}$$

其中,$\boldsymbol{X}=[\beta_0 \quad \beta_{1c} \quad \beta_{1s}]^{\mathrm{T}}$;$\boldsymbol{A}$,$\boldsymbol{B}$ 为挥舞系数矩阵.代入式(2)或式(4),可得到不同理论下的桨叶挥舞模型.

1.3　旋翼操纵模型

纵列式直升机旋翼操纵原理与普通单旋翼直升机有区别.在旋翼轴系下,其总距是固有总距、总距操纵量与纵向操纵量的叠加;横向周期变距是横向操纵量和航向操纵量的叠加;纵向周期变距一般根据前飞速度不同而引入的固定值.

1.4　机身气动力、气动力矩计算模型

机身形状的不规则性导致不能用准确的表达式计算机身气动力和气动力矩.以机身风洞试验数据[3]为基础建立模型,能达到较高的计算精度.由于机身风洞试验不可能在全机身迎角、机身侧滑角范围下进行,多数情况只取几个来流方位吹风.因此建立全来流方位下的机身模型,需对试验数据进行插值处理和等效处理.对试验条件范围之内的来流,运用插值算法读取数据,计算机身气动力和气动力矩;对试验条件范围之外的来流,采用对称等效,将机身来流等效为试验来流方位,利用插值算法读取数据,采用下式计算:

$$\left.\begin{aligned}X_{\mathrm{FUS}} &= -X'_{\mathrm{FUS}}\\ X_{\mathrm{FUS}} &= Y'_{\mathrm{FUS}}\\ Z_{\mathrm{FUS}} &= Z'_{\mathrm{FUS}}\\ L_{\mathrm{FUS}} &= L'_{\mathrm{FUS}}\\ M_{\mathrm{FUS}} &= -M'_{\mathrm{FUS}}\\ N_{\mathrm{FUS}} &= -N'_{\mathrm{FUS}}\end{aligned}\right\} \tag{7}$$

式中,X'_{FUS},Y'_{FUS},Z'_{FUS},L'_{FUS},M'_{FUS},N'_{FUS} 为对称等效后的机身气动力和气动力矩.计算发现,此种等效能得到与参考数据吻合较好的配平结果.

2　配平与稳定性、操纵性导数计算

2.1　配平计算

运用两种模型,完成了算例机 CH-47B 定直平飞状态的配平计算.图 1～图 6 是两种模型计算结果与参考数据[1]的对比图($\dot{X}$ 为直升机惯性坐标系下沿 X 轴的飞行速度,1 kn=1.852 km/h).

由图 1～图 6 可看出,除了某些速度点有误差,两种模型都有较好的精度.动量理论模型比涡流理论模型更符合参考数据.原因可能是随着 $\dot{X}$

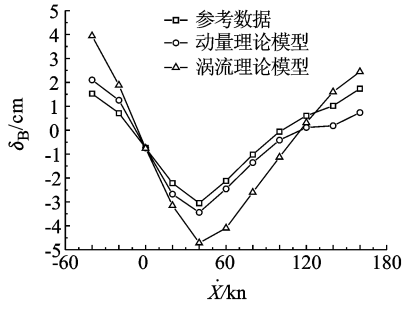

图1 定直平飞纵向操纵量 δ_B 配平曲线

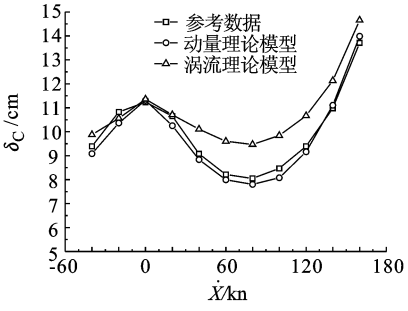

图2 定直平飞总距操纵量 δ_C 配平曲线

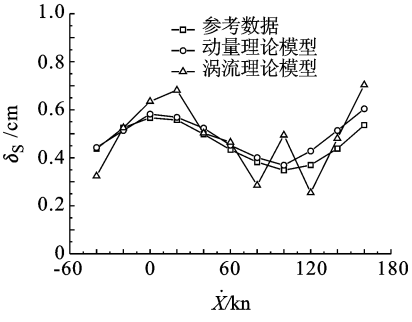

图3 定直平飞横向操纵量 δ_S 配平曲线

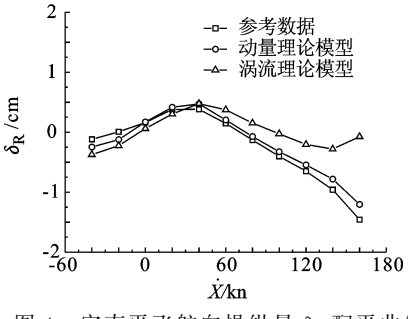

图4 定直平飞航向操纵量 δ_R 配平曲线

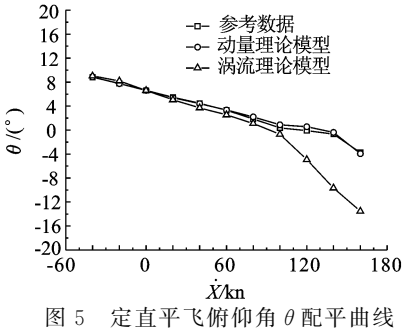

图5 定直平飞俯仰角 θ 配平曲线

的增大,固定涡系模型与实际旋翼的误差逐渐增大,已不能精确模拟纵列式直升机双旋翼的空气动力学现象.此外,动量理论模型引入了部分经验

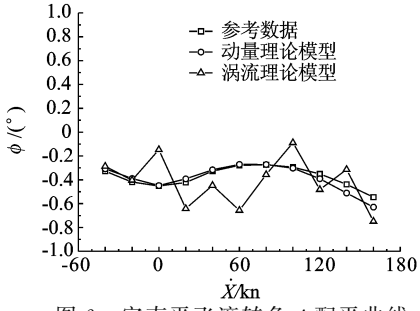

图6 定直平飞滚转角 ϕ 配平曲线

公式,更适合应用于工程分析.

2.2 稳定性、操纵性导数计算

采用线性小扰动理论,将机体速度(U, V, W)、机体角速度(P, Q, R)和操纵量($\boldsymbol{\delta}_B$,δ_C,δ_S,δ_R)分别在平衡位置小扰动化,运用5点中心差分算法分别计算机体坐标系下合力(X, Y, Z)、合力矩(L, M, N)对这10个量的导数.

令 6×1 阶向量 $\boldsymbol{Y}=[X,Y,Z,L,M,N]^T$,$10\times1$ 阶向量 $\boldsymbol{\xi}=[U,V,W,P,Q,R,\delta_B,\delta_C,\delta_S,\delta_R]^T$. $\boldsymbol{Y}$ 可以理解为 $\boldsymbol{\xi}$ 的函数,这样 6×10 阶稳定性、操纵性导数 $\boldsymbol{S}$ 可定义为

$$\boldsymbol{S}=\frac{\partial \boldsymbol{Y}(\boldsymbol{\xi})}{\partial \boldsymbol{\xi}} \tag{8}$$

根据5点中心差分算法,$\boldsymbol{S}$ 可写为

$$\boldsymbol{S}=\frac{4\boldsymbol{Y}_2-\boldsymbol{Y}_1}{3} \tag{9}$$

此处
$$\boldsymbol{Y}_1=\frac{\boldsymbol{Y}(\boldsymbol{\xi}+\Delta\boldsymbol{\xi}/2)-\boldsymbol{Y}(\boldsymbol{\xi}-\Delta\boldsymbol{\xi}/2)}{\Delta\boldsymbol{\xi}}$$

$$\boldsymbol{Y}_2=\frac{\boldsymbol{Y}(\boldsymbol{\xi}+\Delta\boldsymbol{\xi}/4)-\boldsymbol{Y}(\boldsymbol{\xi}-\Delta\boldsymbol{\xi}/4)}{\Delta\boldsymbol{\xi}/2}$$

式中 $\Delta\boldsymbol{\xi}$ 为平衡位置处的小扰动化向量.

3 稳定性、操纵性分析

3.1 稳定性分析

表1、表2列出了CH-47B非耦合运动状态下稳定根计算值与参考数据[1]的对比.可以看出,两种模型得到的稳定根与参考数据吻合较好.

表1 定直平飞纵向稳定根计算值与参考数据对比

$\dot{X}$/kn	涡流理论模型	动量理论模型	参考数据
0	0.2060±0.5603j	0.0967±0.465j	0.094±0.440j
	−0.8524	−1.0763	−1.040
	−0.2244	−0.3055	−0.272
160	−0.1185±0.2567j	−0.0305±0.0416j	−0.0356±0.378j
	−1.8381	−2.7524	−3.0930
	0.2246	1.0144	1.1704

根据表1,纵列式直升机悬停状态,周期模态发散,非周期模态稳定;前飞状态,周期模态稳定,绝对值小的非周期模态发散,观察其绝对值变化趋势,该模态倍幅时间随前飞速度的增大而减小.

由表 2,纵列式直升机荷兰滚模态发散,滚转模态和螺旋模态收敛.

表 2　定直平飞横向稳定根计算值与参考数据对比

$\dot{X}$/kn	涡流理论模型	动量理论模型	参考数据
0	0.196 9±0.382 8j	0.106 4±0.508 7j	0.123±0.469j
	−0.483 1	−0.980 6	−0.942
	−0.083 9	−0.049 9	−0.082
	0.0	0.0	0.0
160	0.185±0.456 7j	0.346 9±0.666 2j	0.204±0.623j
	−0.600 2	−0.816 5	−1.21
	−0.099 8	−0.052 6	−0.098
	0.0	0.0	0.0

3.2　操纵性分析

以动量理论模型为基础,在 MATLAB 软件计算平台上,以悬停($\dot{X}=0$ kn)和前飞($\dot{X}=160$ kn)两种飞行状态为算例,计算纵列式直升机单操纵输入短期姿态响应与多操纵输入短期姿态响应.

1) 单操纵短期姿态响应

根据驾驶员操纵习惯,操纵纵向驾驶杆主要引起俯仰角变化;操纵横向驾驶杆主要引起滚转角变化;操纵航向操纵机构主要引起偏航角变化.表 3 给出了 $\dot{X}=0$ kn 和 $\dot{X}=160$ kn 状态,纵、横、航向非耦合运动情况,单操纵阶跃输入 1 cm,在 1 s 时的姿态响应.

表 3　单操纵输入下的姿态变化　(°)

$\dot{X}$/kn	俯仰角	滚转角	偏航角
0	2.9	3.79	2.13
160	3.74	5.13	2.21

2) 多操纵短期姿态响应

计算同时使用纵、横、航向操纵极限组合的情况下,操纵阶跃输入各为 1 cm,在 1 s 时的姿态变化.也就是分析在纵、横、航向耦合运动情况下,各操纵输入之间的耦合影响情况.表 4 给出了前飞状态操纵极限组合情况下,各姿态角的短期响应.

表 4　前飞状态多操纵输入下的姿态变化　(°)

姿态角	纵向操纵	横向操纵	航向操纵	极限组合
俯仰角	3.73	0.123	−0.096	3.757
滚转角	−0.383	5.11	−0.351	4.376
偏航角	0.528	0.35	2.21	3.088

3) 讨论

分析表 3、表 4 得出,与单操纵输入短期姿态响应相比,纵、横、航向多操纵输入情况下,俯仰操纵性能变化不大,滚转操纵性能变差,偏航操纵性能变好.横、航向操纵对纵向运动影响不大;纵向操纵对横、航向运动有较大影响;横向操纵对航向运动,以及航向操纵对横向运动都有较大影响.耦合影响情况总结如表 5 所示.

表 5　前飞状态各操纵输入的耦合影响

运动通道	纵向操纵	横向操纵	航向操纵
纵向		有利	不利
横向	不利		不利
航向	有利	有利	

4　结　论

本文运用涡流理论与动量理论,计入双旋翼气动干扰,提出了两种适合于工程分析的纵列式直升机非线性飞行动力学模型,完成了定直平飞状态下的配平计算和稳定性、操纵性导数计算,验证了模型的计算精度.以动量理论模型为基础,分析了纵列式直升机稳定性和操纵性,并对各操纵输入的耦合影响作了初步分析,对进一步研究纵列式直升机飞行品质有一定参考价值.

参考文献(References)

[1] Ostroff A J, Downing D R, Rood W J. A technique using a nonlinear helicopter model for determining trims and derivatives [R]. NASA TN D-8159, 1976

[2] Davis J M. Stability and control analysis [R]. No. 114-AD-603, 1966

[3] Weber J M, Liu T Y, Chung W. A mathematical simulation model of a CH-47B helicopter [R]. NASA Technical Memorandum 84351, 1984

[4] 童自力,孙茂.纵列式及横列式双旋翼流动的 N-S 方程模拟及气动特性的研究[J].航空学报,1999, 20(6): 489−492
Tong Zili, Sun Mao. Study of the aerodynamics properties of tandem and side by side twin rotor configurations by N-S simulation [J]. Acta Aeronautica et Astronatica Sinica, 1999, 20(6): 489−492 (in Chinese)

[5] 陈国平,仲唯贵,王华明.纵列式双旋翼直升机悬停气动特性分析[C]//中国航空学会直升机专业分会第十九届全国直升机年会论文集.北京:中国航空学会,2003: 640−645
Chen Guoping, Zhong Weigui, Wang Huaming. Analysis of tandem rotor helicopter's hovering aerodynamic characteristics [C] // Proceedings of 19th Annual National Forum of the Chinese Helicopter Society. Beijing: China Aviation Society, 2003: 640−645 (in Chinese)

[6] 王永震,朱纪洪,孙增圻.无人纵列式直升机建模与仿真[J].清华大学学报:自然科学版,2003, 43(1): 83−85, 93
Wang Yongzhen, Zhu Jihong, Sun Zengqi. Modelling and exact linearization for an unmanned tandem helicopter[J]. Journal Tsinghua University: Sci & Tech, 2003, 43(1): 83−85, 93 (in Chinese)

[7] Cao Yihua, Reichert G. Nonlinear inverse simulation for the maneuvering flight of coaxial rotor helicopters[J]. Chinese Journal of Aeronautics, 1997, 10(4):239−246

(责任编辑:赵海容)