

doi: 10.7690/bgzdh.2025.07.017

一种通用直升机飞行动力学仿真建模方法

周晓光¹, 张沛帆², 王伟¹, 王晶¹

(1. 中国人民解放军 91475 部队, 辽宁 葫芦岛 125001; 2. 海军航空大学教研保障中心, 山东 烟台 264001)

摘要: 针对某型直升机飞行教学训练模拟系统研发需求, 提出一种通用直升机飞行动力学仿真建模方法。基于动量-叶素理论给出直升机主旋翼升力和诱导速度迭代计算方法, 引入诱导速度动态模型, 并构建主旋翼一阶挥舞方程; 分别给出机身、机翼、尾桨、水平尾翼、垂直尾翼的空气动力学建模方法; 构建仿真实例, 对主旋翼拉力和模型动态响应进行仿真分析。结果表明, 该方法具备可靠性、准确性和实时性。

关键词: 直升机; 飞行动力学模型; 飞行模拟器

中图分类号: TP391.9; V275+.1 **文献标志码:** A

A Modeling Method for Flight Dynamics Simulation of Utility Helicopter

Zhou Xiaoguang¹, Zhang Peifan², Wang Wei¹, Wang Jing¹

(1. No. 91475 Unit of PLA, Huludao 125001, China; 2. Education and Research Safeguarding Center, Naval Aviation University, Yantai 264001, China)

Abstract: According to the development requirements of a certain type of helicopter flight teaching and training simulation system, a general helicopter flight dynamics simulation modeling method is proposed. Based on the momentum-blade element theory, an iterative calculation method for the lift and induced velocity of the main rotor of a helicopter is given, and the dynamic model of the induced velocity is introduced, and the first-order flapping equation of the main rotor is constructed. The aerodynamic modeling methods of the fuselage, wing, tail rotor, horizontal tail and vertical tail are given respectively. The simulation examples are constructed, and the thrust of the main rotor and the dynamic response of the model are simulated and analyzed. The results show that the method is reliable, accurate and real-time.

Keywords: helicopter; flight dynamics model; flight simulator

0 引言

直升机飞行模拟器具有安全、高效、经济和训练效益好等特点, 在直升机飞行学员培养中发挥着重要作用^[1]。直升机飞行动力学模型是直升机飞行模拟器性能仿真系统的核心, 直接影响直升机飞行模拟器的逼真度。国内外对直升机飞行动力学模型进行了大量的研究^[2-4], 尤其是在主旋翼建模方面, 如挥舞方程的旋翼叶素气弹模型^[5-6]、尾涡的动态入流模型^[7]等, 不断提升建模复杂程度以提升仿真逼真度。直升机飞行动力学模型越来越复杂。从工程实践的角度出发, 模型消耗和价值与模型复杂度之间存在一个收益递减点, 过于复杂的模型对提升仿真逼真度影响不大, 却极大地增加了模型开发、校验和模拟器调试的难度, 不利于工程实践。针对某型直升机飞行教学训练模拟系统开发需要, 笔者提出一种通用直升机飞行动力学仿真建模方法, 在满足飞行模拟训练逼真度的前提下, 有效地降低模型

的复杂程度, 满足逼真度与工程实践 2 方面要求。

1 总体思路

根据直升机主要组成部分, 直升机飞行动力学建模主要研究: 主旋翼、机身、尾桨、水平尾翼、机翼和垂直尾翼 6 部分, 如图 1 所示。主旋翼建模主要研究拉力、诱导速度和挥舞角。拉力和诱导速度计算采用均匀流体分布假设, 基于动量-叶素理论构建迭代计算方法。挥舞角建模采用一阶建模模型, 根据直升机类型构建耦合或非耦合 2 种模型。机身主要研究 3 个轴向的阻力问题。计算阻力时将机身视为 3 个轴向的平盘, 有效的空气动力中心简化在几何中心。尾桨主要考虑拉力和诱导速度, 不考虑尾桨挥舞问题。尾桨建模采用与旋翼同样的方式建模, 但是不考虑挥舞角问题。水平尾翼主要考虑主旋翼下洗流影响的升力和失速问题。水平尾翼主要考虑升力问题, 但受主旋翼下洗流影响, 需考虑空

收稿日期: 2024-09-12; 修回日期: 2024-10-22

基金项目: 国家社科基金(2020-SKJJ-030)

第一作者: 周晓光(1982—), 男, 吉林人, 博士。

气动力失速问题。机翼主要考虑旋翼下洗流影响的机翼升力和阻力。垂直尾翼主要考虑升力、失速和尾桨侧滑流影响问题。

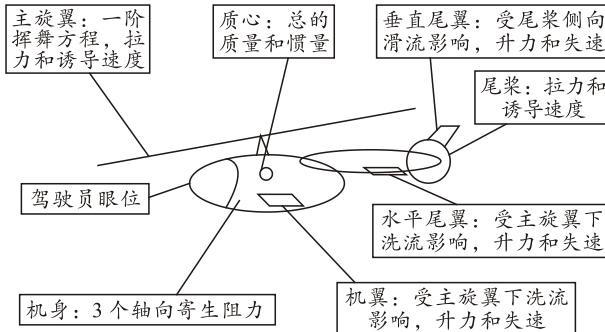


图 1 通用直升机飞行力学模型组成

2 分系统建模

2.1 主旋翼建模

1) 主旋翼拉力和诱导速度。

基于动量-叶素理论, 构建主旋翼拉力和诱导速度迭代计算方法, 如图 2 所示^[8]。

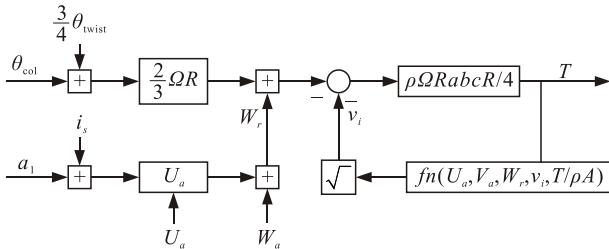


图 2 旋翼拉力和诱导速度迭代计算流程

主旋翼产生的拉力为:

$$T^{\text{mr}} = (W_b - v_i^{\text{mr}}) \rho \Omega R^2 abc / 4. \quad (1)$$

式中: ρ 为空气密度; Ω 为旋翼转速; R 为旋翼半径; a 为升力斜率曲率; b 为旋翼桨叶数量; c 为旋翼翼弦; W_b 为旋翼相对空气速度; v_i^{mr} 为诱导气流速度。

诱导气流速度 v_i^{mr} 计算公式如下:

$$(v_i^{\text{mr}})^2 = \sqrt{(\hat{v}^2/2)^2 + (T/2\rho A)^2} - \hat{v}^2/2. \quad (2)$$

式(1)和(2)中变量的表达式如下:

$$W_r = W_a + (a_1 + i_s) U_a - b_1 V_a; \quad (3)$$

$$W_b = W_r + \frac{2}{3} \Omega R (\theta_{\text{col}} + \frac{3}{4} \theta_{\text{twist}}); \quad (4)$$

$$\hat{v}^2 = U_a^2 + V_a^2 + W_r (W_r - 2v_i); \quad (5)$$

$$A = \pi R^2. \quad (6)$$

式中: W_r 为主旋翼因位移速度 U_a , V_a , W_a 产生的相对空气的速度; θ_{col} 为飞行员总距输入; θ_{twist} 为桨叶桨距; U_a 为纵向速度; V_a 为侧向速度; W_a 为垂

直速度; i_s 为旋翼轴初始倾角。

为提高各种复杂情况下模型的适用性, 可使用诱导速度动态模型^[5]:

$$v_i^{\text{mr}} = \frac{0.75\pi}{R} \left(\frac{T^{\text{mr}}}{2\rho A} \right) - v_i \sqrt{U_a^2 + V_a^2 + (W_r - 2v_i^{\text{mr}})^2}. \quad (7)$$

2) 旋翼挥舞角。

不考虑挥纵向和横向舞角耦合问题时, 挥舞角一阶导数如下^[9-10]:

$$\dot{b}_1 = -\tau_b b_1 + \tau_b \frac{\partial b_1}{\partial p} p + \tau_b \frac{\partial b_1}{\partial v} v + \tau_b A_1; \quad (8)$$

$$\dot{a}_1 = -\tau_b a_1 + \tau_b \frac{\partial a_1}{\partial q} q + \tau_b \frac{\partial a_1}{\partial u} u + \tau_b B_1. \quad (9)$$

式中: b_1 为旋翼桨叶侧向挥舞角; p 为滚转角速度; v 为侧向速度; A_1 为侧向周期力矩输入; a_1 为旋翼桨叶纵向挥舞角; q 为俯仰角速度; B_1 为纵向周期力矩输入; τ_b 为旋翼时间常量系数。式(8)和(9)中变量的表达式如下:

$$\tau_b = \frac{\gamma \Omega}{16} \left(1 - \frac{8}{3} \frac{e}{R} \right); \quad (10)$$

$$\partial b_1 / \partial v = -\partial a_1 / \partial u = 2 \left(8C_J / a \cdot \sigma + \sqrt{C_J / 2} \right) / \Omega R; \quad (11)$$

$$\partial b_1 / \partial p = \partial a_1 / \partial q = -\tau_b. \quad (12)$$

式中: 无量纲洛克数 $\gamma = \rho a c R^4 / I_\beta$; ρ 为空气密度; a 为线性升力系数斜率; c 为桨叶弦长; I_β 为桨叶挥舞惯性矩; Ω 为旋翼转速; e 为旋翼桨毂偏移量; R 为旋翼半径; C_J 为旋翼拉力系数。

考虑挥纵向和横向舞角耦合问题时, 挥舞角一阶导数如下:

$$\dot{b}_1 = -i_2 * a_{\text{sum}} + i_1 * b_{\text{sum}} - p; \quad (13)$$

$$\dot{a}_1 = -i_2 * b_{\text{sum}} + i_1 * a_{\text{sum}} - q. \quad (14)$$

式(13)和(14)中变量的表达式如下:

$$a_{\text{sum}} = b_1 - A_1 + k_c a_1 + \partial b_1 v / \partial v; \quad (15)$$

$$b_{\text{sum}} = a_1 - B_1 + k_c b_1 + \partial a_1 u / \partial u; \quad (16)$$

$$k_c = 0.75 \times \Omega \times e / R \tau_b + k_1; \quad (17)$$

$$i_1 = \Omega / 1 + (\Omega / \tau_b)^2; \quad (18)$$

$$i_2 = i_1 * \Omega / \tau_b. \quad (19)$$

2.2 机身建模

直升机悬停和前向飞行时, 机身均受旋翼下洗流影响, 机身 3 个轴向的阻力 $X_{\text{aero}}^{\text{fus}}$ 、 $Y_{\text{aero}}^{\text{fus}}$ 和 $Z_{\text{aero}}^{\text{fus}}$ 计算公式如下:

$$W_a^{\text{fus}} = W_a + v_i^{\text{mr}}; \quad (20)$$

$$X_{\text{aero}}^{\text{fus}} = \frac{\rho}{2} X_{uu}^{\text{fus}} U_a^2; \quad (21)$$

$$Y_{\text{aero}}^{\text{fus}} = \frac{\rho}{2} Y_{uu}^{\text{fus}} V_a^2; \quad (22)$$

$$Z_{\text{aero}}^{\text{fus}} = \frac{\rho}{2} Z_{uu}^{\text{fus}} W_a^{\text{fus}} W_a^{\text{fus}}. \quad (23)$$

式中 X_{uu}^{fus} , Y_{uu}^{fus} , Z_{uu}^{fus} 为 X , Y , Z 方向有效阻力面积。

2.3 尾桨建模

尾桨拉力 T^{tr} 和诱导速度 v_i^{tr} 建模采用与主旋翼一样的迭代计算方法, 不考虑尾桨挥舞角问题。

2.4 水平尾翼建模

主旋翼下洗流影响的水平尾翼升力 $Z_{\text{aero}}^{\text{ht}}$ 计算公式如下:

$$W_a^{\text{ht}} = W_a + v_i^{\text{mr}}; \quad (24)$$

$$Z_{\text{aero}}^{\text{ht}} = \rho (Z_{uu}^{\text{ht}} U_a^2 + Z_{uw}^{\text{ht}} U_a W_a^{\text{ht}}) / 2. \quad (25)$$

式中: Z_{uu}^{ht} 为水平尾翼空气动力弯度效应; Z_{uw}^{ht} 为水平尾翼升力斜率效应。

2.5 机翼建模

主旋翼下洗流影响的机翼升力 $Z_{\text{aero}}^{\text{wing}}$ 计算公式如下:

$$W_a^{\text{wing}} = W_a + v_i^{\text{mr}}; \quad (26)$$

$$Z_{\text{aero}}^{\text{wing}} = \rho (Z_{uu}^{\text{wing}} U_a^2 + Z_{uw}^{\text{wing}} U_a W_a^{\text{wing}}) / 2. \quad (27)$$

式中: Z_{uu}^{wing} 为机翼空气动力弯度效应; Z_{uw}^{wing} 为机翼升力斜率效应。

2.6 垂直尾翼建模

尾旋翼侧向下滑流影响下的垂直尾翼侧向力 $Y_{\text{aero}}^{\text{vt}}$ 计算公式如下:

$$V_a^{\text{vt}} = V_a + v_i^{\text{tr}}; \quad (28)$$

$$Y_{\text{aero}}^{\text{vt}} = \rho \frac{Y_{uu}^{\text{vt}} U_a^2 + Y_{uv}^{\text{vt}} U_a V_a^{\text{vt}}}{2}. \quad (29)$$

式中: Y_{uu}^{vt} 为垂直尾翼空气动力弯度效应; Y_{uv}^{vt} 为升力斜率效应。

2.7 所需功率建模

发动机产生满足主旋翼、尾桨、机身、机翼以及各种效应的功率 P 为:

$$P = P^{\text{mr}} + P^{\text{tr}} + P^{\text{fus}} + P^{\text{wing}} + P^{\text{climb}}; \quad (30)$$

$$P^{\text{mr}} = P_{\text{induced}}^{\text{mr}} + P_{\text{profile}}^{\text{mr}} + P_{\text{accessories}}^{\text{mr}}; \quad (31)$$

$$P_{\text{induced}}^{\text{mr}} = T^{\text{mr}} v_i^{\text{mr}}; \quad (32)$$

$$P_{\text{profile}}^{\text{mr}} = \frac{\rho}{2} \frac{C_{D0} b c R \Omega R [(Q R)^2 + 4.6(U_a^2 + V_a^2)]}{4}; \quad (33)$$

$$P^{\text{tr}} = P_{\text{induced}}^{\text{tr}} = T^{\text{tr}} v_i^{\text{tr}}; \quad (34)$$

$$P^{\text{fus}} = |X_{\text{fus}} U_a| + |Y_{\text{fus}} V_a| + |Z_{\text{fus}} (W_a - v_i)|; \quad (35)$$

$$P^{\text{wing}} = |X^{\text{wing}} U_a|; \quad (36)$$

$$P^{\text{climb}} = mgh. \quad (37)$$

根据功率 P 可以计算主旋翼扭转力矩。

2.8 力和力矩方程

直升机所受合外力为:

$$\left. \begin{aligned} X &= mg \sin \theta + X^{\text{mr}} + X^{\text{fus}} + X^{\text{wing}} \\ Y &= mg \sin \theta \cos \phi + Y^{\text{mr}} + Y^{\text{tr}} + Y^{\text{vt}} \\ Z &= mg \cos \theta \cos \phi + Z^{\text{mr}} + Z^{\text{fus}} + Z^{\text{ht}} + Z^{\text{wing}} \end{aligned} \right\}. \quad (38)$$

式中: m 为直升机质量; θ , ϕ 为欧拉角; X^{mr} , X^{fus} 和 X^{wing} 分别为主旋翼、机身和机翼在机体 X 轴向所产生力; Y^{mr} , Y^{tr} 和 Y^{vt} 分别为机体主旋翼、尾桨和垂直尾翼在机体 Y 轴向所产生力; Z^{mr} , Z^{fus} , Z^{ht} 和 Z^{wing} 分别为主旋翼、机身、水平尾翼和机翼在机体 Z 轴向所产生力。

直升机所受合力矩为:

$$\left. \begin{aligned} L &= L^{\text{mr}} + L^{\text{fus}} + L^{\text{tr}} \\ M &= M^{\text{mr}} + M^{\text{fus}} + M^{\text{ht}} \\ N &= N^{\text{mr}} + N^{\text{tr}} + N^{\text{vt}} \end{aligned} \right\}. \quad (39)$$

式中: L^{mr} , L^{fus} , L^{tr} 分别为主旋翼、机身和尾桨产生的滚转力矩; M^{mr} , M^{fus} 和 M^{ht} 分别为主旋翼、机身和水平尾桨产生的俯仰力矩; N^{mr} , N^{tr} 和 N^{vt} 分别为主旋翼、尾桨和垂直尾翼产生的偏航力矩。

3 仿真分析

3.1 仿真数据

以 A109 直升机为例进行仿真^[10]。模型所需数据共 47 个, 主要包括直升机重心几何数据 FS.CG、WL.CG, 重力 WT, 惯性力数据 IX、IY、IZ、IXZ, 桨毂轴数据 HUB, 主旋翼数据 MR, 机身数据 FUS, 机翼数据 WN, 水平尾翼数据 HT, 垂直尾翼数据 VT, 尾桨数据 TR 等, 具体参数如表 1 所示。

3.2 旋翼拉力和诱导速度

根据式(1)–(6), 在轴向速度为 0, 总距输入 0.218 2 时, 旋翼拉力和诱导速度迭代计算结果如图 3 和 4 所示。从图中可以看出, 当迭代次数大于 10 时, 旋翼拉力值和诱导速度值收敛, 数值基本保持不变。

表 1 模型数据

模型	数据	模型	数据
重心站位线位置 FS.CG/in	132.7	机身 Z 轴有效阻力面积 ZWW.FUS/ft ²	-85
重心水线位置 WL.CG	38.5	机翼站位线位置 FS.WN/in	0
重量 WT/b	5	机翼水线位置 WL.WN/in	0
惯性参数 IX(slug/ft ²	1 590	机翼 X 轴有效阻力面积 ZUU.WN/ft ²	0
惯性参数 IY(slug/ft ²	6 760	机翼 Y 轴有效阻力面积 ZUW.WN/ft ²	0
惯性参数 IZ(slug/ft ²	6 407	机身 Z 轴有效阻力面积 ZWW.FUS/ft ²	0
惯性参数 IXZ(slug/ft ²	800	水平尾翼站位线位置 FS.HT/in	330
桨毂轴站位线位置 FS.HUB/in	132.4	水平尾翼水线位置 WL.HT/in	54
桨毂轴水线位置 WL.HUB/in	98.2	水平尾翼 X 轴有效阻力面积 ZUU.HT/ft ²	0.4
桨毂轴倾角 IS.MR/rad	0.11	水平尾翼 Z 轴有效阻力面积 ZUW.HT/ft ²	-34
主旋翼桨毂铰偏移量 E.MR/ft	0.5	垂直尾翼站位线位置 FS.VT/in	380
主旋翼半径 R.MR/ft	212	垂直尾翼水线位置 WL.VT/in	80
主旋翼半径 R.MR/ft	18	垂直尾翼 X 轴有效阻力面积 YUU.VT/ft ²	3.3
主旋翼升力斜率曲率 A.MR/rad	5.81	垂直尾翼 X 轴有效阻力面积 YUV.VT/ft ²	-47
主旋翼转速 PM.MR/rpm	385	垂直尾翼 Y 轴有效阻力面积 YMAX.VT/ft ²	-17
主旋翼有效剖面阻力系数 CD0	0.009	尾桨站位线位置 FS.TR/in	391
主旋翼桨叶数量 B.MR	4	尾桨水线位置 WL.TR/in	70
主旋翼旋翼弦 C.MR/ft	1.1	尾桨半径 R.TR/ft	3.1
主旋翼扭矩 TWST.MR/rad	-0.105	尾桨升力斜率曲率 A.TR	4.2
主旋翼挥舞耦合系数 K1	0.096	尾桨旋翼弦 C.TR/ft	0.652
机身站位线位置 FS.FUS/in	132	尾桨转速 RPM.TR/rpm	2 080
机身水线位置 WL.FUS/in	38	尾桨扭矩 TWST.TR/rad	-0.137
机身 X 轴有效阻力面积 XUU.FUS/ft ²	-10.8	尾桨桨叶数量 B.TR	2
机身 Y 轴有效阻力面积 YVV.FUS/ft ²	-167		

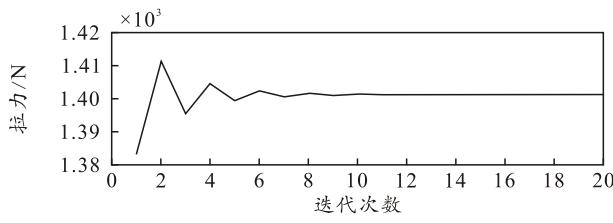


图 3 旋翼拉力

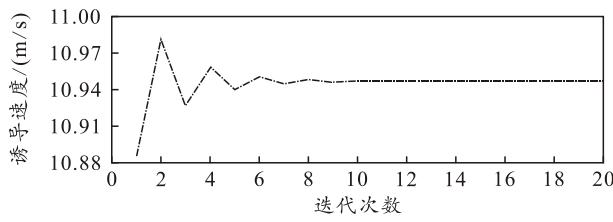


图 4 旋翼诱导速度

3.3 配平计算

采用 Jacobian 法进行配平计算，在直升机初始

速度为 [3, 0, 0]feet/sec 条件下，目标函数收敛情况如图 5 所示。

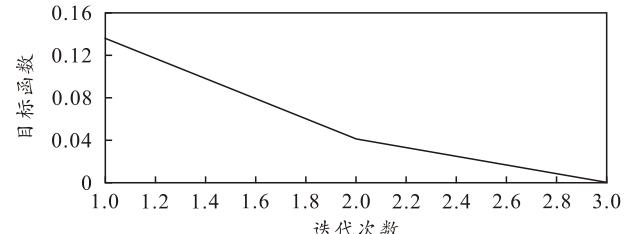


图 5 目标函数收敛情况

从图 5 中可以看出：迭代次数 2 时，满足迭代终止条件，目标函数收敛。从配平计算可以看出，所构建方程具有较快的收敛速度。

3.4 仿真效果分析

在直升机初始速度为 [3, 0, 0]feet/sec 的配平状态下，3 个轴向速度随时间推进的仿真结果如图 6 所示。从图中可以看出，系统处于稳定状态。

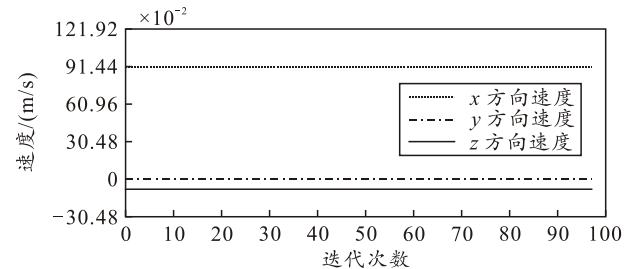


图 6 配平状态下方程迭代计算结果

在直升机初始速度为 [3, 0, 0]feet/sec 的配平状态下，总距输入增加 0.1，3 个轴向速度随时间推进的仿真结果如图 7 所示。随着总距增加，z 方向速度增大。由于主旋翼扭矩变大，y 方向速度也增加，x 方向速度减少。对比该型直升机操作相应数据，两者数据基本吻合。

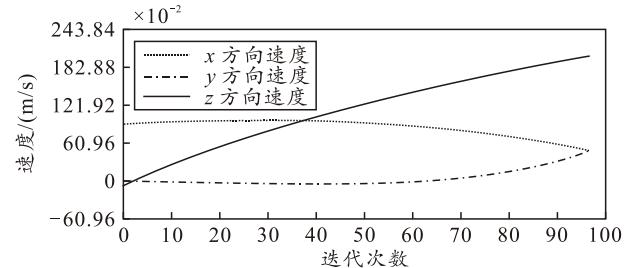


图 7 速度与总距关系仿真结果

在直升机初始速度为 [3, 0, 0]feet/sec 的配平状态下，总距输入增加 0.1，3 个轴向角速度随时间推进的仿真结果如图 8 所示。总距增加，主旋翼旋转力矩变大，z 方向角速度首先发生变化，且大于 x, y 轴向角速度。对比该型直升机操作相应数据，两者数据基本吻合。

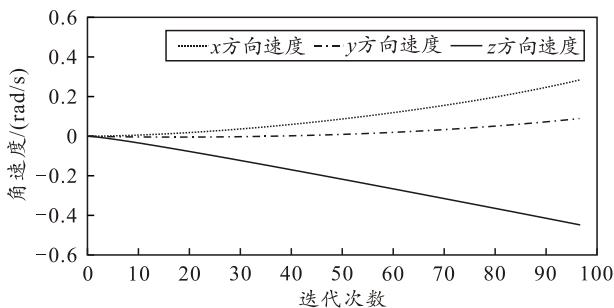


图 8 角速度与总距关系仿真结果

应用笔者所提直升机通用模型, 开发某型直升机教学模拟训练系统, 系统基本组成如图 9 所示, 主要包括仿真座舱、视景系统、性能仿真系统、音响仿真系统、网络接口系统等。



图 9 某型直升机教学模拟训练系统

该型模拟器性能仿真系统模型纵向响应数据与飞参数据进行对比分析, 俯仰角速度、俯仰角速度、偏航角速度对比分析结果如图 10—12 所示。从图 10 可以看出, 俯仰角速度模型输出和飞参具有良好一致性; 从图 11 和 12 中可以看出: 滚转角速度和偏航角速度模型输出和飞参误差较大, 但是具有相同的运动趋势。滚转角速度和偏航角速度模型输出和飞参误差主要原因是由增稳控制系统差异所致, 优化调整增稳控制系统可以进一步减少误差。鉴于滚转角速度和偏航角速度模型输出和飞参误差在允许范围内, 且运动趋势相同, 经飞行员测评, 可以满足程序训练需要。

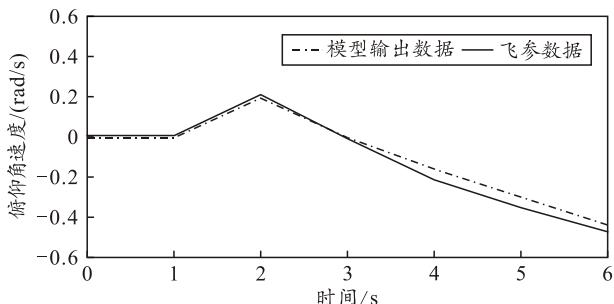


图 10 模型输出与飞参数据俯仰角速度对比

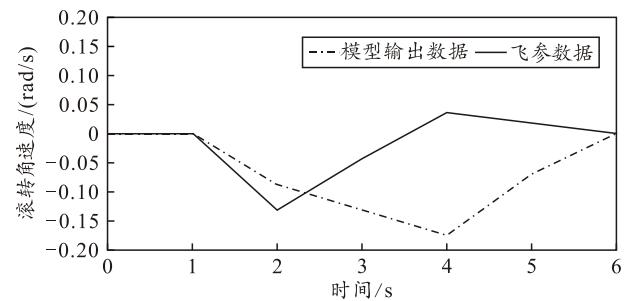


图 11 模型输出与飞参数据滚转角速度对比

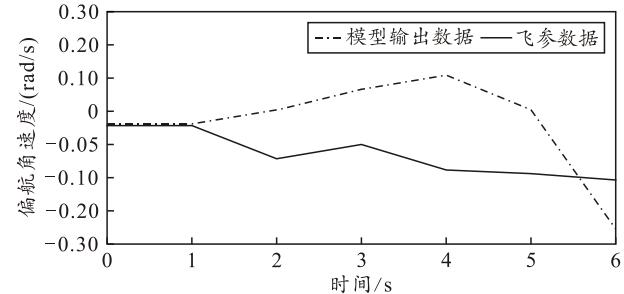


图 12 模型输出与飞参数据偏航角速度对比

经工程实践验证, 笔者所构建的通用直升机飞行动力学模型主要有 3 个优点:

1) 模型通用, 所需参数少, 开发方便。

2) 调试简单, 维护方便。由于笔者所构建的直升机动力学模型均为一阶方程, 输入和输出对应关系清楚, 具有良好的调试性。根据飞行员主观测评, 对方程参数进行部分修正, 可以调试出飞行员满意的仿真效果。

3) 实时性高, 仿真逼真度较好。经飞行员试飞验证, 所构建的通用直升机飞行动力学模型具有良好的动态性, 可以较为逼真地模拟不同状态下的直升机飞行动力学特性。

4 结论

针对某型直升机教学模拟训练系统研发需要, 笔者提出一种通用直升机飞行动力学建模方法。该方法具有实时性好、仿真逼真度高、调试方便等特点, 已成功应用于某型直升机教学模拟训练系统中。系统建模中对复杂气象建模考虑不够, 将继续开展复杂气象以及舰船气流场建模工作, 进一步提升复杂海空气象条件下直升机飞行仿真逼真度。

参考文献:

- [1] 于凤全, 沈学利, 周晓光. 某型舰载直升机飞行模拟器飞行仿真系统设计[J]. 计算机仿真, 2014, 31(9): 67-70.
- [2] 栗英杰. 基于八占位法的直升机旋翼升力建模研究[J]. 华中科技大学学报, 2015, 8(43): 98-101.

(下转第 106 页)