

基于 Simulink 的直升机动力学仿真模型

于志¹, 申功璋¹, 杨超²

(1.北京航空航天大学自动化科学与电气工程学院, 北京 100083; 2.北京航空航天大学航空科学与工程学院, 北京 100083)



摘要:建立了完整的直升机飞行动力学数值仿真模型。建模时综合考虑了直升机的主要气动力部件的建模以及气动干扰等问题, 详细讨论了与主旋翼相关的翼型气动力模型、诱导速度模型和挥舞运动模型的建模方法。基于层次化、模块化的建模原则, 整个仿真模型最终在 Simulink 平台上得到了实现。最后采用算例直升机数据, 根据提出的建模方法进行了定直飞行的配平计算和操纵响应分析, 仿真结果证明了建模理论和方法的合理性和有效性。

关键词: 直升机; 建模; 仿真; 飞行动力学; Simulink

中图分类号: TP391.9 **文献标识码:** A **文章编号:** 1004-731X (2006) 10-2730-04

Helicopter Flight Dynamics Simulation Model Based on Simulink

YU Zhi¹, SHEN Gong-zhang¹, YANG Chao²

(1.School of Automation Science and Electrical Engineering, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China;
2.School of Aeronautic Science and Technology, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

Abstract: A mathematical model for helicopter flight dynamics simulation was developed. In the process of modeling, the construction of the primary aerodynamic components of helicopter and the aerodynamic interference effects were considered comprehensively. Main rotor is the key part of helicopter modeling, and the associated modeling methods of aerofoil aerodynamic loads, rotor inflow dynamics and blade flap motion were discussed in detail. Based on the principle of hierarchy and modularity, the whole model was established in Simulink. Finally, the trim calculation and response analysis were carried out with the example helicopter's data. The simulation results validate the rationality and validity of modeling theories and methods.

Key words: helicopter; modeling; simulation; flight dynamics; Simulink

引言

直升机飞行动力学数值仿真模型在直升机研究领域具有非常重要的地位, 它不仅大量应用于直升机性能分析和控制系统设计和验证任务中, 而且广泛适用于直升机总体设计、飞行品质评估, 以及驾驶员训练等研究领域。但与固定翼飞机相比, 直升机独特的气动构型导致了对其进行飞行动力学建模要复杂得多。完整的直升机飞行动力学数值仿真模型要包括直升机的多体动力学、旋翼挥舞和摆振自由度、旋翼尾迹和气动干扰效应等环节。仿真系统的逼真度与数学模型的完善程度密切相关。国外直升机数值仿真研究起步很早, 已经发展了许多用于工程数值模拟、地面实时仿真的直升机数值模型, 其中成熟且广为人知的有 ARMCOP^[1]、GENHEL^[2]、FLIGHTLAB^[3]等仿真模型。

Simulink 是基于 Matlab 的框图设计环境, 可以用来对各种动态系统进行建模、分析和仿真, 让使用者在图形方式下以最小的代价来模拟真实动态系统的运行。它具有强大的交互建模、仿真功能, 而且它的开放式结构允许用户扩展仿真环境和自定义模块库, 同时提供了相当多实用的专用模块

集, 比如说 Aerospace Blockset。因此 Simulink 在工程界得到了越来越多的关注和应用。

本文将推导某型直升机的非线性全量数值模型, 全面考虑各气动部件动力学特性、旋翼挥舞特性、动态入流及气动干扰等效应。仿真模型最终按照层次化、模块化的思路在 Simulink 平台上实现, 保证了直升机仿真系统建模的灵活性和可重用性。

1 直升机飞行动力学仿真模型框架

本文针对常规单旋翼带尾桨直升机建立其数值仿真模型, 它是一个典型的多体动力学系统, 飞行动力学仿真模型包括了旋翼、尾桨、机身、平尾、立尾等各部件的气动力模型、运动学模型以及模型间的耦合与约束。旋翼对机身的气动力、旋翼对尾桨的干扰作用, 以及机身对尾桨的影响等因素, 在本文所推导的仿真模型中也有明确考虑。此外, 由于目前无法得到发动机及传动系统的参数, 所以仿真模型中暂时没有考虑这些环节。图 1 给出了仿真模型的总体框架。

本文采用了层次化、模块化的建模思路, 将主要的气动力环节视为独立仿真实体, 各自产生力和力矩。仿真实体间的数据接口由执行模块和仿真框架给出, 一些定性的物理量为力、力矩、姿态、机体轴速度, 以及下洗流速度等。这种模块化的建模思路保证了仿真系统的灵活性, 便于修改或替换其中任一模块, 而不须改动其它模块。

收稿日期: 2005-07-20

修回日期: 2005-12-13

基金项目: 航空基础科学基金 (03A51001)

作者简介: 于志(1977-), 男, 四川省人, 博士生, 研究方向为直升机建模与仿真、飞行器制导与控制。

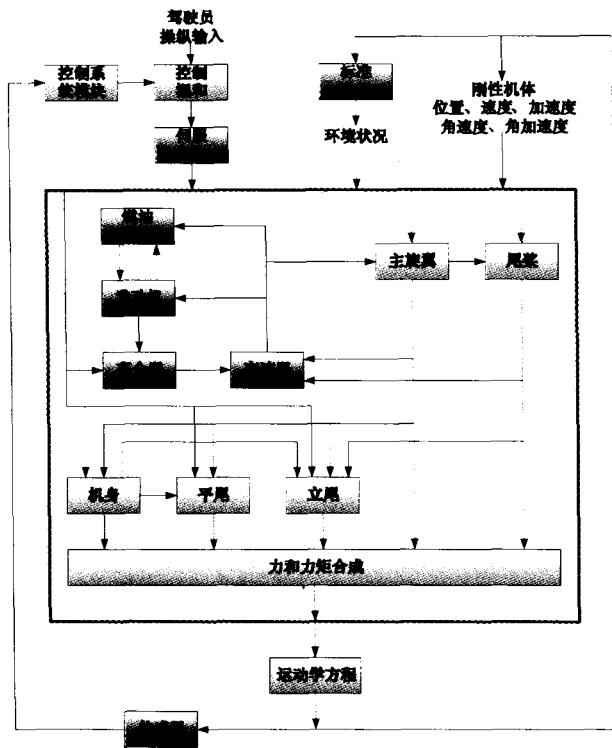


图 1 直升机飞行动力学仿真模型框架

2 直升机气动模型

直升机旋翼、机体、尾桨和入流的动力学问题各自独立又相互有联系(如图 2)。机体通过作用于质心的合力和合力矩同旋翼、尾桨联系起来, 机体的运动特性(速度、加速度、角速度等)也同时影响旋翼的运动、力与力矩的特性^[4]。直升机气动模型须分别建立各气动部件所产生的气动力/力矩、机体的主体运动方程、旋翼挥舞运动方程, 以及诱导速度场的动力学模型, 最终形成完整的直升机非线性数值模型。

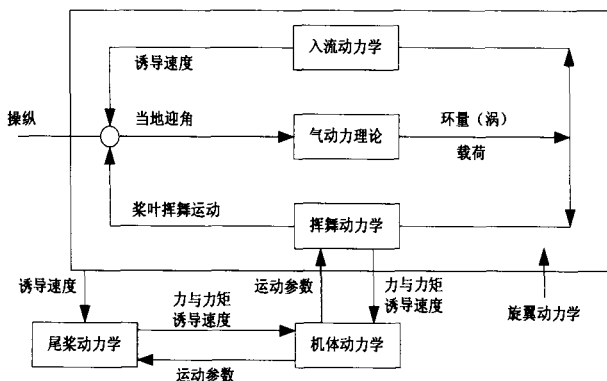


图 2 直升机动力学耦合特性

2.1 旋翼气动建模

由图 2 可以看出, 直升机旋翼气动模型应包括建立翼型的气动力模型、旋翼诱导速度模型和桨叶挥舞动力学模型。

2.1.1 翼型的气动力模型

直升机常见的旋翼分析理论有: 动量理论、叶素理论和

涡流理论, 但对建立仿真模型而言, 叶素法更为合适。叶素理论基于旋翼的升力线理论, 视桨叶剖面为二维翼型, 根据翼型剖面的当地来流速度矢求得桨叶剖面的空气动力载荷。此外, 由于旋翼的工作特点, 使得即使在稳定飞行状态下, 直升机旋翼的桨叶剖面也在作周期性变化的俯仰和沉浮运动, 气动力具有非定常性质。同时直升机在大速度前飞和机动飞行时, 还会表现出前行桨叶的压缩性和后行桨叶的动态失速特性。

基于这些考虑, 本文采用二元翼型准定常非线性气动力模型。它通过大量的风洞静态试验得到不同攻角和不同马赫数下二元翼型的升力和阻力特性。基于大量的风洞试验结果, 二元翼型准定常非线性气动力模型能充分考虑翼型的失速特性和压缩性, 弥补了线性模型的不足。

2.1.2 旋翼诱导速度模型

旋翼诱导速度模型在旋翼气动建模过程中具有相当重要的作用, 旋翼桨盘处的诱导速度及其分布对直升机的载荷和直升机飞行特性的影响很大。目前, 直升机建模多采用 Pitt 和 Peters^[5]的一阶谐波有限状态动力入流模型。但是 Pitt-Peters 模型的一个不足之处是没有考虑旋翼轴的滚转自由度, 从而得到尾迹为刚性的判断。然而实际上, 旋翼轴作为连接机身和旋翼的部件, 桨毂的角运动和桨叶的挥舞运动的联合效应会通过它影响到桨尖平面。桨尖平面同样存在着旋转运动, 因此在这种情况下尾迹不再是刚性, 而会发生畸变, 同时一阶谐波入流扰动也在变化。因此, 当直升机经历大机动飞行时, Pitt-Peters 模型变得不再适用。本文采用 Keller 的改进动态入流模型^[6]。Keller 解决了 Pitt-Peters 模型的不足, 他的入流模型中包含了这些效应, 其动力学方程可表示为:

$$M_x \begin{Bmatrix} \dot{\lambda}_0 \\ \dot{\lambda}_{1s} \\ \dot{\lambda}_{1c} \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} C_T \\ C_L \\ C_M \end{Bmatrix} - \begin{bmatrix} L_x \\ L_x \end{bmatrix}^{-1} \begin{Bmatrix} \lambda_0 \\ \lambda_{1s} \\ \lambda_{1c} \end{Bmatrix} + \begin{bmatrix} L_x \\ L_x \end{bmatrix}^{-1} \begin{Bmatrix} 0 \\ K_p(p - \beta_{1s}) \\ K_q(q - \beta_{1c}) \end{Bmatrix} \quad (1)$$

式中, M_x 和 L_x 分别是质量矩阵和静态增益矩阵, C_T 、 C_L 和 C_M 分别是旋翼的拉力系数、滚转力矩系数和俯仰力矩系数, 增益 K_p 和 K_q 是尾迹扭曲因子, 在预估直升机离轴(off-axis)响应的幅值和符号方面起着重要的作用, 而且它会随着旋翼的攻角和前进比变化。

2.1.3 桨叶挥舞运动模型

直升机旋翼桨叶的挥舞运动采用了桨盘平面方法^[7], 即用桨盘的锥度角、后倒角和侧倒角来描述旋翼桨叶的挥舞运动, 并据此确定旋翼的气动合力方向及与机体运动的相互影响。这种方法物理概念清晰、易于数学表达。

对于刚性桨叶, 稳定飞行时每片桨叶挥舞铰处的诸力矩将达到平衡, 在单桨叶坐标系(IBC)中可以建立挥舞运动方程:

$$I_b \ddot{\beta}_i + I_b \Omega^2 \beta_i = M_\tau - M_{Sg} \quad (2)$$

上式中, i 为桨叶索引号, M_τ 为桨叶的挥舞空气动力力

矩, M_s 为桨叶对挥舞铰的质量静矩。

如果将旋翼视为一个桨盘, 则有:

$$\beta_i = \beta_0 + \beta_{1c} \cos \psi_i + \beta_{1s} \sin \psi_i + \beta_{0d} \quad (3)$$

单桨叶坐标系 (IBC) 和多桨叶坐标系 (MBC) 之间的转换关系为:

$$\beta_i = L_\beta \beta_m \quad (4)$$

对于四桨叶旋翼, 上式中各量为:

$$\beta_i = \{\beta_1, \beta_2, \beta_3, \beta_4\} \quad \beta_m = \{\beta_0, \beta_{0d}, \beta_{1c}, \beta_{1s}\}$$

以及,

$$L_\beta = \begin{bmatrix} 1 & -1 & \cos \psi & \sin \psi \\ 1 & 1 & \sin \psi & -\cos \psi \\ 1 & -1 & -\cos \psi & -\sin \psi \\ 1 & 1 & -\sin \psi & \cos \psi \end{bmatrix}$$

根据上面的转换关系, 将桨叶挥舞运动的 IBC 等式转换到 MBC 等式, 就可得到:

$$\ddot{\beta}_m + C_m \dot{\beta}_m + D_m \beta_m = H_m(\psi) \quad (5)$$

因为各系数矩阵定义较长, 这里省略。

2.2 其它部件气动建模

2.2.1 机身气动模型

机身的空气动力计算很复杂, 至今没有令人满意的计算模型, 一般通过风洞实验得到。所有机身的气动力系数均是迎角和侧滑角的函数, 通过数值插值的方法实时计算得到。

2.2.2 尾面气动模型

平尾主要在直升机的纵向配平和俯仰稳定中起着重要作用; 垂尾主要在直升机的航向配平和稳定中起着重要作用。它们的气动力和力矩计算通过升力线理论计算得到。对于平尾, 应考虑主旋翼、机身的下洗影响和机身引起的来流损失。对于垂尾则应考虑主旋翼的下洗和尾桨的侧洗气流。

2.2.3 尾桨气动模型

尾桨的作用是产生侧力, 从而形成偏航力矩, 用以配平旋翼反扭矩并实施航向操纵。为简化尾桨气动力的计算, 本文采用了线性 Bailey 模型^[8], 它是一个经验模型, 只考虑尾桨的拉力分量, 并与尾桨总距联系起来, 而不涉及挥舞运动等运动参数。

3 基于 Simulink 的模型实现及仿真

3.1 模型实现

我们在 Simulink 平台上根据直升机飞行动力学数值仿真模型框架和各部件气动模型的推导, 最终层次化、模块化地实现了整个仿真系统。

图 3 给出了某型直升机飞行动力学数值仿真模型在 Simulink 平台下实现的连线框图。仿真系统自顶向下划分为三个主要层面, 最外层为飞行器运动层面, 包括了机体的线位移运动和滚转运动; 中间层为气动力和力矩合成层面, 它实

现了将各个部件气动力由当地坐标系向机体轴系的转换及合成; 最内层为各个部件的气动力推导层。

此外, 直升机的五个主要气动部件: 旋翼、尾桨、机身、平尾和立尾, 因为它们各自的气动力推导相互独立而完整, 所以在 Simulink 中实现时能将其各自进行了模块化封装。同时在建模时也采用了大量风洞实验数据, 我们也将其中封装成为模块库, 以便搭建模型时灵活采用。图 4 给出了一些建模时采用的主要封装模块。

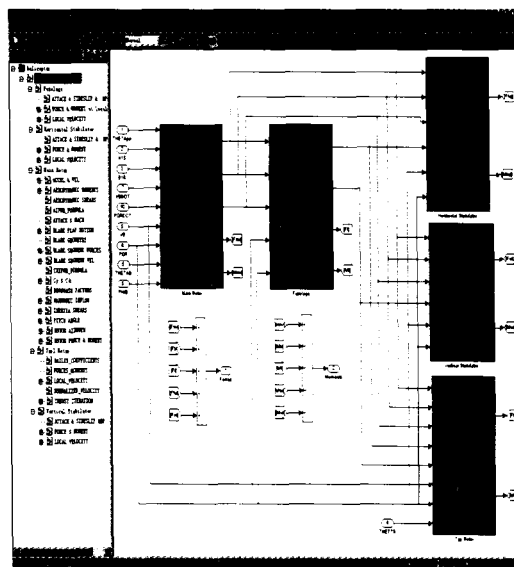


图 3 Simulink 平台下的直升机仿真模型

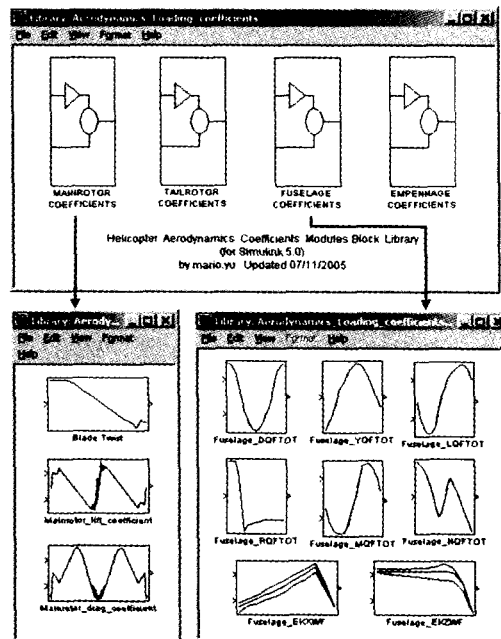


图 4 直升机模型的封装模块

3.2 模型验证

针对该 Simulink 平台下的直升机飞行动力学模型, 本文采用了文献[2]中的 UH-60A 黑鹰直升机数据, 根据试飞条件, 计算了定直平飞的配平值和平飞情况下直升机对驾驶员

输入响应。通过同试飞数据的对比来验证本模型的合理性与准确度。

图 5 中实线代表本文所建立模型的配平曲线, 虚线代表试飞数据, 可以看出, 两者的曲线基本吻合, 具有较高的模型精度。配平计算结果也表现出了合理的变化趋势: 主旋翼总距随着平飞速度的增加呈马鞍型变化, 尾桨总距和纵向周期变距随着平飞速度的增加而增加, 而横向周期变距随着平飞速度的增加变化不大。

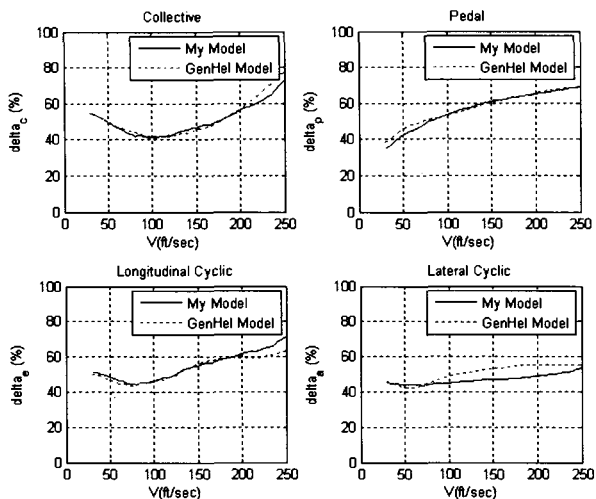


图 5 算例直升机定直平飞时的静态配平

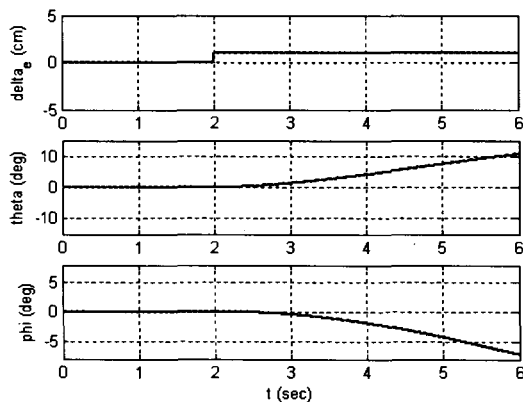


图 6 纵向操纵下的俯仰角和滚转角响应

以配平量为动态响应计算的起始值, 计算在前进比 $\mu = 0.14$ 平飞情况下直升机对操纵输入的响应。本文给出了部分结果, 图 6 的响应曲线显示了机体的俯仰角与滚转角在施加前向 1cm 的纵向周期变距操纵时的响应历程。可以看出直升机除有主轴响应 (俯仰角) 外, 还有明显的离轴响应 (滚转角), 也即表明直升机具有强烈的耦合特性。除此之外, 也可看出直升机还具有不稳定特性, 在不附加控制增稳

系统时, 它的响应最终将趋向发散。

4 结论

直升机是一个多体动力学系统, 结构和气动特性复杂, 在建立直升机运动的数学方程时, 既要全面考虑各个运动部件的物理模型及其数学表达式, 又要针对实际情况进行抽象、概括, 抓住影响直升机飞行特性的本质因素, 这样才能最终得到高精度的数值模型。

本文建立了一种单旋翼带尾桨直升机通用的、精度较高的飞行动力学数值仿真模型。根据模块化、层次化的建模思路, 将直升机的主要气动部件: 主旋翼、尾桨、机身、平尾和立尾, 各自推导气动力和力矩公式, 同时全面考虑了它们之间的气动干扰问题, 保证了模型的精度。

直升机非线性数值仿真模型最终在 Simulink 平台上得到了完整的实现。相对于以往基于 C、Fortran 等编程语言的实现方式, 这种完全基于框图结构的实现方式具有无可比拟的优越性: 它更能明确的体现仿真模型的层次性; 它具有更好的模块封装性, 便于替代或更改; 它还能够方便的进行模型扩展, 例如本文所未考虑的发动机模块, 可以轻易地集成到整个仿真模型中。此外, 若结合 Matlab 的 RTW 工具箱或 RT-LAB 等软件, 该模型还可以方便地转化为可执行代码, 实现实时仿真等任务。

参考文献:

- [1] Chen R T N. A Simplified Rotor System Mathematical Model for Piloted Flight Dynamics Simulation [R]. NASA-TM-78575, 1979.
- [2] Howlett J J. UH-60A Black Hawk Engineering Simulation Program - Volume II - Mathematical Model [R]. NASA CR-166309, 1981.
- [3] DuVal R. A Real-Time Blade Element Helicopter Simulation for Handling Qualities Analysis [C]//Proceedings of the 15th Annual European Rotorcraft Forum, Amsterdam, The Netherlands, 1989.
- [4] 杨超. 直升机飞行动力学仿射非线性系统建模与验证[D]. 北京航空航天大学博士学位论文, 1995.
- [5] Pitt D M, Peters D A. Theoretical Prediction of Dynamic Inflow Derivatives [J]. Vertica (S0360-5450), 1981, 5(1): 21-34.
- [6] Keller J D. An Investigation of Helicopter Dynamic Coupling Using an Analytical Model [C]//Proceedings of the 21st Annual European Rotorcraft Forum, St Petersburg, Russia, 1995.
- [7] Padfield G D. Helicopter Flight Dynamics: The Theory and Application of Flying Qualities and Simulation Modeling [M]. AIAA Press, 1996.
- [8] Bailey F J Jr. A Simplified Theoretical Method of Determining the Characteristics of a Lifting Rotor in Forward Flight [R]. NACA Rep. 716, 1941.