

doi: 10.7690/bgzdh.2021.08.008

缩比模型飞行试验相似准则研究

牛文韬, 高永

(海军航空大学岸防兵学院, 山东 烟台 264000)

摘要: 针对全尺寸飞机直接进行飞行试验存在风险大、成本高的问题, 利用缩比模型进行相关试验。在风洞试验相似准则的基础上, 从飞机的六自由度运动方程入手, 利用相似定理研究缩比模型飞行试验遵循的运动相似准则和飞行控制系统相似准则。以某型固定翼飞机为例, 对缩比模型与全尺寸飞机进行开环和闭环六自由度仿真, 并验证所推导的相似准则。结果表明, 试验结果能准确反映原机的稳定和控制特性。

关键词: 飞行试验; 缩比模型; 相似准则; 六自由度仿真

中图分类号: V211.8 **文献标志码:** A

Research on Similarity Criterion of Sub-scale Model Flight Test

Niu Wentao, Gao Yong

(College of Coastal Defense, Navy Aviation University, Yantai 264000, China)

Abstract: To solve the problem of high risk and high cost in direct flight test of full-size aircraft, the sub-scale model is used to carry out relevant tests. Based on the similarity criterion of wind tunnel test and the 6 degrees of freedom motion equation of aircraft, the similarity theorem is used to study the similarity criterion of motion and the similarity criterion of flight control system for the sub-scale model flight test. Taking a fixed-wing aircraft as an example, the open loop and closed loop 6-DOF simulation of the sub-scale model and the full-size aircraft are carried out, and the similarity criteria derived are verified. The results show that the stability and control characteristics of the original aircraft can be accurately reflected by the test results.

Keywords: flight test; sub-scale model; similarity criterion; 6-DOF simulation

0 引言

随着我国对新型飞行器和先进飞行控制技术的需求不断增加, 模型飞行试验在解决常规风洞试验的疑难问题中逐渐发挥了重要作用, 各项技术也有了很大突破。在新概念、新布局飞行器创新方面, 针对翼身融合、飞翼布局、可变气动布局等新型飞行器, 模型飞行试验进行了许多有益的尝试与探索。在先进战斗机大迎角机动飞行、尾旋/失速等危险边界飞行过程中, 模型飞行试验完美再现真实飞机的飞行结果, 弥补了常规风洞试验无法模拟真实飞行环境及不能反映飞行器结构、气动、控制等多学科耦合情况的缺点^[1-2]。与常规的有人驾驶飞行试验相比, 模型不仅设计简单、成本低、试验风险小, 而且可在飞机设计的各个阶段发挥作用。模型飞行试验已成为现代飞行器设计中不可缺少的环节^[3-4]。

与风洞试验类似, 模型飞行试验也是利用真实飞行器的几何缩比模型, 进行大气环境中的模拟飞行, 用以研究真实飞行器的各项性能。将模型试验结果推广到真实飞行器上, 自由飞模型不仅要满足

几何外形的相似, 而且要满足流动相似、动力学相似等准则。相比于风洞试验, 带动力自由飞模型除了受到非定常的气动力外, 还涉及模型的六自由度运动、舵面操纵以及飞行控制系统, 试验过程更为复杂。当利用缩比模型来研究飞机的操稳特性时, 传统的风洞试验相似准则已不完全适用, 还需考虑动力学方程参数、控制律增益等相似问题; 特别是对于飞机的飞行控制系统, 包括增稳、姿态跟踪和轨迹跟踪等多种控制律, 引入的反馈信号更多。这些信号的反馈增益满足何种相似规律都需进行理论研究。作为一项尚未成熟的技术, 符合什么样的相似条件才能保证模型能逼真地模拟真实飞行器的运动过程, 是应用带动力缩比模型自由飞试验的理论基础和前提条件^[5-7]。

笔者在流动相似的基础上, 利用飞机的六自由度动力学方程推导了缩比模型应遵循的相似准则, 并以某型固定翼飞机为例, 搭建了六自由度仿真模型, 对缩比模型与全尺寸飞机进行开环运动仿真, 验证了所推导的运动相似准则。针对飞机的飞行控

收稿日期: 2021-04-21; 修回日期: 2021-05-20

作者简介: 牛文韬(1996—), 男, 河南人, 硕士, 从事飞行力学与控制研究。E-mail: 1035973041@qq.com。

制系统，以典型的 PID 控制和增稳系统为例，利用相似定理推导了各增益参数应满足的相似准则。选取飞机在空中某个平飞状态，对缩比模型与全尺寸飞机采取迎角跟踪响应仿真，验证了飞行控制系统所遵循的相似准则。

1 缩比模型相似准则

飞机在飞行过程中，周围的流场满足流体力学基本方程，而飞机的运动则满足六自由度运动方程。为实现对全尺寸飞机飞行过程的模拟，得到相似的姿态角、角速度、角加速度等运动参数的时间响应，缩比模型与全尺寸飞机周围的流场应满足流动相似，运动过程应满足运动相似和动力学相似。

流动相似准则要求模型与全尺寸飞机周围的流场对应点上任意时刻所有表现流动特征的物理矢量都成一定的比例关系。根据 N-S 方程，可推导出模型与全尺寸飞机在运动过程中满足马赫数、雷诺数、普朗特数分别相等，本文中不再详细推导^[8-9]。

运动相似要求模型与全尺寸飞机对应点上任意时刻所有表现运动特征的物理矢量都成一定的比例关系，可根据飞机的动力学方程推导，表现为缩比模型与全尺寸飞机的操纵性和稳定性相似。

首先根据模型与全尺寸飞机的几何外形相似，可推出二者质量相似与惯性矩相似。飞机总体参数相似比例关系如表 1 所示^[1]。

表 1 总体参数相似比例

总体参数	相似比例
线性尺寸(翼展/平均气动弦长)/m	K_l
机翼面积/m ²	K_l^2
质量/kg	K_l^3
惯性矩/(kg·m ²)	K_l^5

机体坐标系下的飞机质心移动动力学方程^[10-13]：

$$\begin{aligned} dV/dt = \rho V^2 S [C_T \cos(\alpha + \varphi) \cos \beta - C_D] / 2m + \\ g(-\cos \alpha \cos \beta \sin \theta + \sin \beta \cos \theta \sin \phi + \\ \sin \alpha \cos \beta \cos \theta \cos \phi); \end{aligned} \quad (1)$$

$$\begin{aligned} d\alpha/dt = q - (p \cos \alpha + r \sin \alpha) \tan \beta + \\ \rho V S [-C_T \sin(\alpha + \varphi) - C_L] / 2m \cos \beta + \\ g(\sin \alpha \sin \theta + \cos \alpha \cos \theta \cos \phi) / V \cos \beta; \end{aligned} \quad (2)$$

$$\begin{aligned} d\beta/dt = p \sin \alpha - r \cos \alpha + \\ \rho V S [-C_T \cos(\alpha + \varphi) \sin \beta + C_C] / 2m + \\ g(\cos \alpha \sin \beta \sin \theta + \cos \beta \cos \theta \sin \phi - \\ \sin \alpha \sin \beta \cos \theta \cos \phi) / V. \end{aligned} \quad (3)$$

机体坐标系下质心转动动力学方程：

$$\begin{aligned} dp/dt = a_1 pq + a_2 qr + [a_3(C_l + C_{lT}) + \\ a_4(C_n + C_{nT})] V^2 / l^2; \end{aligned} \quad (4)$$

$$dq/dt = a_5 pr + a_6(r^2 - p^2) + a_7(C_m + C_{mT}) V^2 / l^2; \quad (5)$$

$$\begin{aligned} dr/dt = a_8 pq + a_1(-qr) + [a_4(C_l + C_{lT}) + \\ a_9(C_n + C_{nT})] V^2 / l^2. \end{aligned} \quad (6)$$

其中无量纲系数分别为：

$$\left. \begin{aligned} a_1 &= \frac{I_{xz}(I_x - I_y + I_z)}{I_x I_z - I_{xz}^2}, \quad a_2 = \frac{I_y I_z - I_z^2 - I_{xz}^2}{I_x I_z - I_{xz}^2}, \\ a_3 &= \frac{\rho S l^3}{2} \frac{I_z}{I_x I_z - I_{xz}^2}, \quad a_4 = \frac{\rho S l^3}{2} \frac{I_{xz}}{I_x I_z - I_{xz}^2}, \\ a_5 &= \frac{I_z - I_x}{I_y}, \quad a_6 = \frac{I_{xz}}{I_y}, \quad a_7 = \frac{\rho S l^3}{2} \frac{1}{I_y}, \\ a_8 &= \frac{I_x^2 - I_x I_y + I_{xz}^2}{I_x I_z - I_{xz}^2}, \quad a_9 = \frac{\rho S l^3}{2} \frac{I_x}{I_x I_z - I_{xz}^2}. \end{aligned} \right\} \quad (7)$$

根据运动相似要求，缩比模型与全尺寸飞机各物理量之间的关系如下：

$$\left. \begin{aligned} t_2 &= K_t t_1 \\ l_2 &= K_l l_1, \quad S_2 = K_l^2 S_1 \\ V_2 &= K_V V_1 \\ g_2 &= K_g g_1 \\ \rho_2 &= K_\rho \rho_1 \\ m_2 &= K_m m_1 = K_l^3 m_1 \\ I_{x2} &= K_l^5 I_{x1}, \quad I_{y2} = K_l^5 I_{y1}, \quad I_{z2} = K_l^5 I_{z1}, \quad I_{xz2} = K_l^5 I_{xz1} \\ \alpha_2 &= K_\alpha \alpha_1, \quad \beta_2 = K_\beta \beta_1 \\ p_2 &= K_\omega p_1, \quad q_2 = K_\omega q_1, \quad r_2 = K_\omega r_1 \\ \theta_2 &= K_\theta \theta_1, \quad \phi_2 = K_\phi \phi_1, \quad \psi_2 = K_\psi \psi_1 \end{aligned} \right\} \quad (8)$$

式中：下标 1 为全尺寸飞机；下标 2 为缩比模型。

根据式(8)和表 1，可求得缩比模型与全尺寸飞机 9 个无量纲系数之间的关系：

$$\left. \begin{aligned} a_{12} &= a_{11}, a_{22} = a_{21}, a_{32} = K_\rho a_{31}, a_{42} = K_\rho a_{41} \\ a_{52} &= a_{51}, a_{62} = a_{61}, a_{72} = K_\rho a_{71} \\ a_{82} &= a_{81}, a_{92} = K_\rho a_{91} \end{aligned} \right\} \quad (9)$$

将式(8)、式(9)代入式(1)–(6)得：

$$\begin{aligned} (K_V / K_l)(dV_1/dt_1) &= ((K_\rho K_V^2 K_l^2) / K_l^3) ((\rho_1 V_1^2 S_1) / 2m_1) \\ &[C_T \cos(K_\alpha \alpha_1 + \varphi) \cos K_\beta \beta_1 - C_D] + K_g g_1 (-\cos K_\alpha \alpha_1 \\ &\cos K_\beta \beta_1 \sin K_\theta \theta_1 + \sin K_\beta \beta_1 \cos K_\theta \theta_1 \sin K_\phi \phi_1 + \\ &\sin K_\alpha \alpha_1 \cos K_\beta \beta_1 \cos K_\theta \theta_1 \cos K_\phi \phi_1). \end{aligned} \quad (10)$$

$$(K_\alpha/K_t)(d\alpha_1/dt_1) = K_\omega q_1 - K_\omega (p_1 \cos K_\alpha \alpha_1 + r_1 \sin K_\alpha \alpha_1) \tan K_\beta \beta_1 + ((K_\rho K_V K_l^2)/K_l^3) ((\rho_1 V_1 S_1)/(2m_1 \cos K_\beta \beta_1)) [-C_T \sin(K_\alpha \alpha_1 + \varphi) - C_L] + (K_g/K_V)(g_1/(V_1 \cos K_\beta \beta_1))(\sin K_\alpha \alpha_1 \sin K_\theta \theta_1 + \cos K_\alpha \alpha_1 \cos K_\theta \theta_1 \cos K_\phi \phi_1). \quad (11)$$

$$(K_\beta/K_t)(d\beta_1/dt_1) = K_\omega p_1 \sin K_\alpha \alpha_1 - K_\omega r_1 \cos K_\alpha \alpha_1 + ((K_\rho K_V K_l^2)/K_l^3)((\rho_1 V_1 S_1)/(2m_1)) [-C_T \cos(K_\alpha \alpha_1 + \varphi) \sin K_\beta \beta_1 + C_C] + (K_g/K_V)(g_1/V_1)(\cos K_\alpha \alpha_1 \sin K_\beta \beta_1 \sin K_\theta \theta_1 + \cos K_\beta \beta_1 \cos K_\theta \theta_1 \sin K_\phi \phi_1 - \sin K_\alpha \alpha_1 \sin K_\beta \beta_1 \cos K_\theta \theta_1 \cos K_\phi \phi_1). \quad (12)$$

$$(K_\omega/K_t)(dp_1/dt_1) = (K_\omega^2) a_{11} p_1 q_1 + (K_\omega^2) a_{21} q_1 r_1 + K_\rho (K_V^2/K_l^2) [a_{31}(C_l + C_{lT}) + a_{41}(C_n + C_{nT})] (V_1^2/l_1^2). \quad (13)$$

$$(K_\omega/K_t)(dq_1/dt_1) = (K_\omega^2) a_{52} p_1 r + (K_\omega^2) a_{61} (-p_1^2 + r_1^2) + K_\rho (K_V^2/K_l^2) a_{71} (C_m + C_{mT}) (V_1^2/l_1^2). \quad (14)$$

$$(K_\omega/K_t)(dr_1/dt_1) = (K_\omega^2) a_{81} p_1 q_1 + (K_\omega^2) a_{21} (-q_1 r_1) + K_\rho (K_V^2/K_l^2) [a_{41}(C_l + C_{lT}) + a_{91}(C_n + C_{nT})] (V_1^2/l_1^2). \quad (15)$$

由模型与全尺寸飞机的运动相似定义可知：

$$K_\alpha = K_\beta = K_\theta = K_\phi = K_\psi = 1. \quad (16)$$

联立式(10)–(12)可得：

$$1/K_t = K_\omega = (K_\rho K_V)/K_l = K_g/K_V. \quad (17)$$

由式(13)–(15)可得：

$$k_\omega/k_t = k_\omega^2 = K_\rho (K_V^2/K_l^2). \quad (18)$$

由式(17)和式(18)中各项相等关系可推导出各物理量的相似比例关系：

$$K_\rho = 1, K_V = \sqrt{K_l K_g}, K_l = K_l/K_V = \sqrt{K_l/K_g}, K_\omega = K_V/K_l = \sqrt{K_g/K_l}. \quad (19)$$

同时可得到模型与全尺寸飞机运动过程中满足斯特劳哈尔数 $Sr = \omega l/V$ ，弗劳德数 $Fr = V/\sqrt{l g}$ 分别相等。

根据流动相似和运动相似准则推导出的相似参数中，马赫数表征气体的压缩性，当马赫数小于 0.4 时，可以忽略气体压缩对运动过程的影响；雷诺数表征气体的粘性，只有出现转捩或者气流分离时，雷诺数的影响较大；斯特劳哈尔数表征流体的非定常性，对于飞机周围绕流的非定常性，必须要考虑；弗劳德数表征飞机重力对平动运动的影响，在模拟飞机的空中运动时，必须满足弗劳德数相等。由公

式可知，试验中不能同时满足雷诺数与弗劳德数相等，根据本文中研究内容，可忽略雷诺数的影响，只保证弗劳德数相等。

在实际仿真中，为简化模型，笔者忽略了大气密度和重力加速度的变化，综上所述，可得到运动参数相似比例关系如表 2 所示。

表 2 运动参数相似比例

运动参数	相似比例	运动参数	相似比例
时间	$K_l^{0.5}$	角度	1
线位移	K_l	角速度	$K_l^{-0.5}$
线速度	$K_l^{0.5}$	角加速度	K_l^{-1}
线加速度	1		

2 开环仿真

基于上述结论，利用 F-16 的原始数据以及缩比尺寸 $K_l=1/4$ 的缩比模型进行开环仿真试验。首先对缩比模型和全尺寸飞机的设计参数进行设定，具体如表 3 所示。

表 3 缩比模型设计参数相似比例

参数	相似比例	全尺寸	缩比
翼展/m	1/4	9.144 0	2.286 0
平均气动弦长/m	1/4	3.450 0	0.862 5
参考重心位置/m	1	0.350 0	0.350 0
机翼参考面积/m ²	(1/4) ²	27.870 0	1.741 9
质量/kg	(1/4) ³	9 295.440 0	145.241 2
滚转轴转动惯量/(kg·m ²)	(1/4) ⁵	1 287.800 0	12.573 0
俯仰轴转动惯量/(kg·m ²)	(1/4) ⁵	75 673.600 0	73.900 0
偏航轴转动惯量/(kg·m ²)	(1/4) ⁵	85 552.100 0	83.547 0
惯性积/(kg·m ²)	(1/4) ⁵	1 331.400 0	1.300 2

利用 Matlab/Simulink 搭建飞机的六自由度运动模型，全尺寸飞机的飞行状态为飞行高度 5 000 m，飞行速度 200 m/s；缩比模型的飞行状态为飞行高度 2 000 m，飞行速度 100 m/s。分别对二者的升降舵施加 5 度对偶方波激励，运动响应如图 1—3 所示^[14-15]。

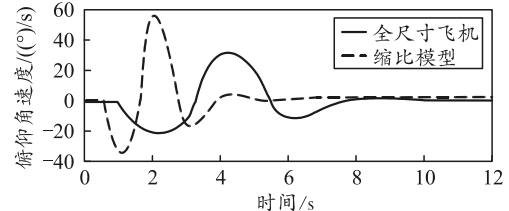


图 1 俯仰角速度响应

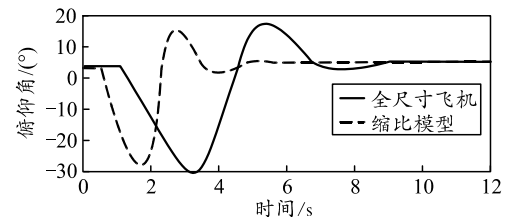


图 2 俯仰角响应

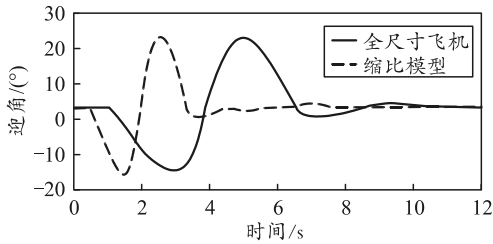


图 3 迎角响应

从仿真结果可以看出：1) 缩比模型与全尺寸飞机各状态量对时间响应基本满足 1/2 的关系；2) 各状态量的大小：俯仰角速度满足 2 倍，俯仰角和迎角满足 1 倍的相似关系，与理论推导结果一致。

3 飞行控制系统相似准则

飞机的飞行自动控制系统包括阻尼器、增稳系统和自动驾驶仪等。笔者以纵向增稳系统为例，采用经典的 PID 控制，推导了飞机的飞控系统应遵循的相似准则。飞机的纵向增稳原理如图 4 所示。外环采用 PID 控制，通过迎角反馈，不仅可以增大飞机短周期运动固有频率，改善飞机的静稳定性，还可以实现迎角跟踪的目的；内环为俯仰角速度反馈，可以提高飞机短周期运动的阻尼比，改善飞机的阻尼特性^[16-17]。

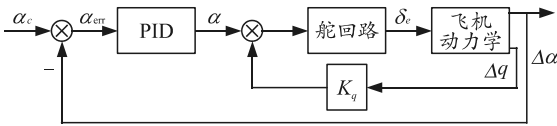


图 4 纵向增稳原理

其中迎角跟踪控制指令和舵偏角指令为：

$$\alpha = (K_P + K_I/s + K_D s) \cdot (\alpha_c - \Delta\alpha) = (K_P + K_I/s + K_D s) \cdot \alpha_{err}; \quad (20)$$

$$\delta_e = K_P \alpha_{err} + K_I \int_0^t \alpha_{err} dt + K_D (d\alpha_{err}/dt) + K_q \Delta q. \quad (21)$$

飞机的飞行动力学方程可表述为非线性函数：

$$f(\rho, \theta, l, S, m, J, F, M, v, \omega, t) = 0. \quad (22)$$

式(22)包含了飞行过程中描述飞机与环境的所有物理量。式中： ρ 为飞机飞行高度的空气密度； θ 为飞机的姿态角和迎角等角度量； l 为飞机的几何尺寸以及位移等线性量； S 为机翼面积； m 为飞机质量； J 为惯性矩； v 为飞机的线速度，包括飞行速度、高度变化率等； ω 为角速度量，即姿态角变化率^[18-19]。

选取 ρ, l, v 3 个量纲相互独立的物理量，根据相似第二定理，将其他物理量无量纲化，得到无量纲的动力学方程：

$$\varphi \left(1, \theta, 1, \frac{S}{l^2}, \frac{m}{\rho l^3}, \frac{J}{\rho l^5}, \frac{F}{\rho l^2 v^2}, \frac{M}{\rho l^3 v^2}, 1, \frac{\omega}{v/l}, l/v \right) = 0. \quad (23)$$

将式(21)无量纲化，并代入式(23)可得：

$$\varphi \left(1, \dots, \frac{t}{l/v}, \frac{K_P \alpha_{err} + K_I \int_0^t \alpha_{err} dt + K_D \frac{d\alpha_{err}}{dt} + K_q \Delta q}{\delta_e} \right) = 0. \quad (24)$$

由缩比飞机与全尺寸飞机对应的无量纲参数相等可得：

$$\left(K_{P_2} \alpha_{err_2} + K_{I_2} \int_0^{t_2} \alpha_{err_2} dt_2 + K_{D_2} (d\alpha_{err_2}/dt_2) + K_{q_2} \Delta q_2 \right) / \delta_{e_2} = \left(K_{P_1} \alpha_{err_1} + K_{I_1} \int_0^{t_1} \alpha_{err_1} dt_1 + K_{D_1} (d\alpha_{err_1}/dt_1) + K_{q_1} \Delta q_1 \right) / \delta_{e_1}. \quad (25)$$

对式(25)进行数学变换得到各项增益参数与飞机迎角和舵偏角之间的关系：

$$\frac{K_{P_2} \alpha_{err_2}}{K_{P_1} \alpha_{err_1}} = \frac{K_{I_2} \int_0^{t_2} \alpha_{err_2} dt_2}{K_{I_1} \int_0^{t_1} \alpha_{err_1} dt_1} = \frac{K_{D_2} (d\alpha_{err_2}/dt_2)}{K_{D_1} (d\alpha_{err_1}/dt_1)} = \frac{K_{q_2} \Delta q_2}{K_{q_1} \Delta q_1} = \frac{\delta_{e_2}}{\delta_{e_1}}. \quad (26)$$

由此得到缩比模型与全尺寸飞机增稳系统各增益的相似比例关系：

$$\left. \begin{aligned} \frac{K_{P_2}}{K_{P_1}} &= \frac{\delta_{e_2}}{\delta_{e_1}} \cdot \frac{\alpha_{err_1}}{\alpha_{err_2}} = 1 \\ \frac{K_{I_2}}{K_{I_1}} &= \frac{\delta_{e_2}}{\delta_{e_1}} \cdot \frac{\int_0^{t_1} \alpha_{err_1} dt_1}{\int_0^{t_2} \alpha_{err_2} dt_2} = \frac{\delta_{e_2} \cdot \alpha_{err_1} \cdot t_1}{\delta_{e_1} \cdot \alpha_{err_2} \cdot t_2} = K_l^{-0.5} \\ \frac{K_{D_2}}{K_{D_1}} &= \frac{\delta_{e_2}}{\delta_{e_1}} \cdot \frac{(d\alpha_{err_1})/(dt_1)}{(d\alpha_{err_2})/(dt_2)} = \frac{\delta_{e_2} \cdot \alpha_{err_1} \cdot t_2}{\delta_{e_1} \cdot \alpha_{err_2} \cdot t_1} = K_l \\ \frac{K_{q_2}}{K_{q_1}} &= \frac{\delta_{e_2}}{\delta_{e_1}} \cdot \frac{\Delta q_1}{\Delta q_2} = K_l^{0.5} \end{aligned} \right\}. \quad (27)$$

4 迎角跟踪闭环仿真

对前述缩比模型和全尺寸飞机在高度为 5 000 m、速度为 200 m/s 时配平，给定目标迎角为 10° 的控制指令，则缩比飞机与全尺寸飞机的迎角和俯仰角速度随时间响应曲线如图 5—6 所示。

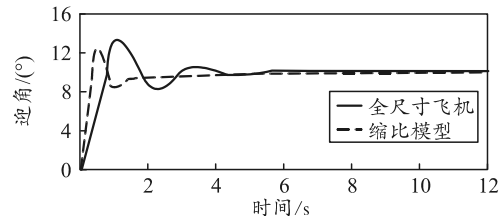


图 5 迎角响应

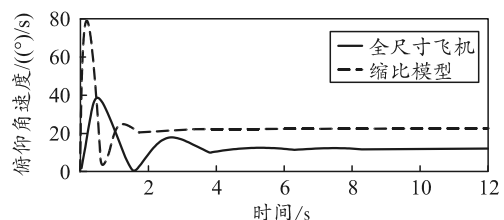


图 6 俯仰角速度响应

从仿真结果可知：遵循相似准则设计的飞行控制系统可以很好地跟踪飞机的迎角指令，二者的响应时间相似比例约为 1/2，角度量相似比例约为 1，角速度量相似比例约为 2。

5 结论

笔者通过对飞机的动力学方程进行推导，得出缩比模型模拟全尺寸飞机需满足的相似准则：在飞机总体参数相似的前提下，缩比模型与全尺寸飞机满足弗劳德数和斯特劳哈尔数相等，各运动状态参数满足表 2 的相似关系，飞机的飞行控制系统增益满足式(27)的相似关系，并通过仿真初步验证了上述理论。仿真结果证明：缩比模型不仅可用来研究全尺寸飞机的动力学特性、操稳特性，也可用来进行飞控系统的设计与验证。

参考文献：

- [1] 何开锋, 刘刚, 张利辉, 等. 航空器带动力自主控制模型飞行试验技术研究进展[J]. 实验流体力学, 2016, 30(2): 1-7.
- [2] 张炜, 郭庆, 张怡哲. 缩比模型遥控飞行验证技术的研究及展望[J]. 航空工程进展, 2011, 2(1): 43-47.
- [3] 周自全. 现代战斗机的飞行试验[J]. 北京航空航天大学学报, 2013, 29(12): 1110-1114.
- [4] 张守言. 模型自由飞试验[M]. 北京: 国防工业出版社, 2002: 2-10.
- [5] STARKEY R, ARGROW B, KREVOR Z. Design and Flight Testing of a 15% Dynamically Scaled HL-20 Vehicle Model[C]//50th AIAA Aerospace Sciences Meeting including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition. Nashville: AIAA, 2012: 1-10.
- [6] CHAMBERS J R. Modeling flight: the role of dynamically-scaled free-flight models in support of NASA's aerospace programs[R]. Washington: NASA, 2010: 15-16.
- [7] 王斑, 詹浩. 遥控缩比验证模型及其飞控系统设计准则[J]. 计算机仿真, 2014, 31(6): 108-110.
- [8] JORDAN T L, LANGFORD W M, BELCASTOR C M, et al. Development of a dynamically scaled generic transport model test-bed for flight research experiment[R]. AUVSI Unmanned Unlimited, Virginia: AUVSI, 2004: 5-12.
- [9] 耿奎, 史志伟. 面向过失速机动的风洞动态试验相似准则探讨[J]. 实验流体力学, 2011, 25(3): 41-45.
- [10] 方振平, 陈万春, 张曙光. 航空飞行器飞行动力学[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2012: 302-320.
- [11] 陈孟钢, 高金源. 缩比模型飞机及其飞控系统与原型机的相似关系[J]. 飞行力学, 2003, 21(2): 34-37.
- [12] 岑飞, 聂博文, 刘志涛. 低速风洞带动力模型自由飞试验[J]. 航空学报, 2017, 38(10): 54-66.
- [13] NEIHOUSE, ANSHAL I, PEPOON, et al. Dynamic similitude between a model and a full-scale body for model investigation at full-scale mach number[R]. Washington: NACA TN2062, 1950: 1-9.
- [14] 何湘智, 王荣春, 周伟. 基于 MATLAB 的无人机六自由度仿真与研究[J]. 机械工程与自动化, 2010(4): 32-34.
- [15] 云超, 李小民, 郑宗贵. 无人机六自由度飞行建模与仿真研究[J]. 系统仿真技术, 2013, 9(2): 114-118.
- [16] 刘世前. 现代飞机飞行动力学与控制[M]. 上海: 上海交通大学出版社, 2014: 291-301.
- [17] 吴森堂. 飞行控制系统[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2005: 192-207.
- [18] 左宪帅, 王立新, 刘海良, 等. 缩比模型模拟全尺寸飞机自动着舰的相似关系[J]. 航空学报, 2019, 40(12): 1-17.
- [19] WANG L, ZUO X, LIU H, et al. Flying qualities evaluation criteria design for scaled-model aircraft based on similarity theory[J]. Aerospace Science & Technology, 2019, 90(7): 209-221.