

文章编号: 1000-8055(2023)11-2601-09

doi: 10.13224/j.cnki.jasp.20220018

带动力模型水平风洞自由飞试验

王建锋, 芦士光, 冯 帅

(中国航空工业空气动力研究院 低速高雷诺数气动力航空科技重点实验室, 哈尔滨 150001)

摘 要: 为了在设计初期开展气动/飞行/控制一体化研究, 缩短研制周期, 降低研发成本, 在 FL-10 风洞开口试验段建立了水平风洞自由飞试验系统。该系统根据尺寸、质量及转动惯量相似准则设计缩比验证机模型, 建立飞行控制系统, 在此基础上对系统建模仿真, 设计闭环增稳控制律, 实现配平迎角稳定飞行。试验结果显示: 根据相似准则设计的飞行控制律结构及参数, 仿真配平迎角为 5° , 配平升降舵舵偏为 -4.5° , 风洞试验迎角控制在 $(5 \pm 0.2)^\circ$ 范围内, 由于供电、信号线缆会给试验模型一个正向俯仰力矩, 升降舵舵偏控制在 -3.2° 左右, 略小于仿真配平升降舵舵偏。

关 键 词: 风洞试验; 自由飞; 飞行控制系统; 带动力模型; 相似准则

中图分类号: V211.7

文献标志码: A

Free-flight test in horizontal wind tunnel with powered aircraft

WANG Jianfeng, LU Shiguang, FENG Shuai

(Aerodynamics for Low Speed and High Reynolds Number, Aerodynamics Research Institute,
Aviation Industry Corporation of China Limited, Harbin 150001, China)

Abstract: In order to carry out aerodynamic/flight/control integration research at the early stage of design, shorten the development cycle and reduce the development cost, a model free-flight test system was established in FL-10 open wind tunnel. The system was used to design the scale verification machine model according to the similarity criteria of size, mass and moment of inertia, invent the flight control system, on this basis, the system was modeled and simulated, and the closed-loop stability increasing control law was designed to realize the stable flight at the trim angle of attack. The test results showed that the structure and parameters of the flight control law were designed according to the similarity criterion, the simulated trim angle of attack was 5° , the trim elevator deviation was -4.5° , and the wind tunnel test angle of attack was controlled within $(5 \pm 0.2)^\circ$. Because the power supply and signal cables gave the test model a positive pitch moment, the elevator deviation was controlled at about -3.2° , which was slightly less than the simulated trim elevator deviation.

Keywords: wind tunnel test; free-flight; flight control system; powered model;
similarity criterion

现代先进布局飞行器在气动力布局和飞行控制设计方面提出了更高的要求, 多学科关系十分紧密^[1]。传统设计方法在飞行器研制初期通过风洞试验获得的气动数据优化气动布局, 在飞行器研制后期通过飞行试验得到的飞行数据优化飞行

控制系统。常规的静、动态试验只能提供飞行器的本体气动力特性, 无法提供增加闭环飞行控制系统后的综合特性, 在飞行器研制后期通过大气模型飞行试验可以有效的对飞行控制系统进行验证, 但在气动及飞控特性掌握不充分的条件下,

收稿日期: 2022-01-14

作者简介: 王建锋(1987—), 男, 高级工程师, 硕士, 主要从事飞行控制系统研究。E-mail: wangjianfeng_avic@163.com

通信作者: 芦士光(1990—), 男, 工程师, 硕士, 主要从事飞行控制系统研究。E-mail: lushiguanghit@163.com

引用格式: 王建锋, 芦士光, 冯帅. 带动力模型水平风洞自由飞试验[J]. 航空动力学报, 2023, 38(11): 2601-2609. WANG Jianfeng, LU Shiguang, FENG Shuai. Free-flight test in horizontal wind tunnel with powered aircraft[J]. Journal of Aerospace Power, 2023, 38(11): 2601-2609.

这种试验方法风险大、成本高。带动力模型水平风洞自由飞试验弥补了传统设计方法的不足,是从常规风洞试验到大气模型飞行试验的过渡环节^[2],可在飞行器研制的初期有效的进行总体设计及飞行控制的验证,实现了气动/飞行/控制一体化的试验方法,大幅度提升了飞行器研制效率^[3-4]。

美国 NASA Langley 研究中心是世界上最早研制风洞自由飞试验系统的科研机构^[5],从 20 世纪 50 年代末开始,美国研制的所有飞机型号几乎都在此平台上进行了相关试验,如“鹞式”、F15、F111、F16、F18、X31、F22、X48B 等^[6]机型,开展了垂直起降过渡段控制^[7]、变后掠翼控制^[8]、大迎角控制与操稳特性^[9-10]、大迎角失速/偏离特性^[11]、推力矢量控制^[12-13]、翼身融合布局控制^[14]等研究试验,解决了诸多关键技术问题。NASA Langley 研究中心的风洞自由飞试验系统,如图 1 所示,其动力系统采用高压气源形式,飞行控制系统在模型外部,通过安全绳和安全操作员保证模型飞行安全,电源线缆与安全绳固连一段长度,给模型内部设备供电,滚转/偏航姿态操作手视角方向与风洞轴线平行,位于风洞下部,俯仰姿态操作手位于风洞侧面,便于观察模型姿态,两者与安全员共同配合实现模型的平稳飞行及安全控制^[15]。

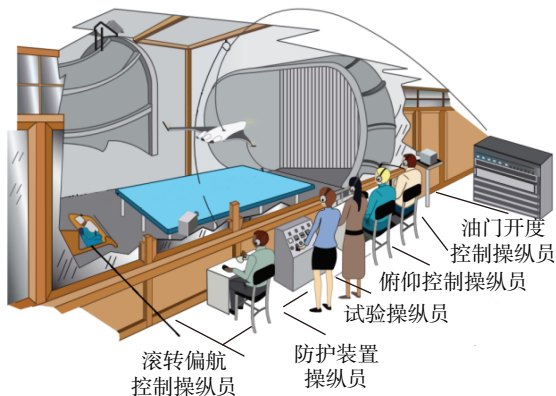


图 1 NASA Langley 研究中心风洞自由飞试验系统

Fig. 1 Wind tunnel free-flight test system of NASA Langley Research Center

中国空气动力研究与发展中心在 8 米量级风洞闭口试验段建成了风洞自由飞试验系统,并于 2015 年利用纵向静不安定模型,完成不同迎角和风速下稳定飞行、标准信号激励飞行及大迎角失速/偏离特性研究等试验研究^[16]。其系统构成形式与美国 NASA Langley 研究中心相似。

中国航空工业空气动力研究院(以下简称航

空工业气动院)在水平风洞开口试验段建设并完成了某带动力翼身融合布局模型的风洞自由飞试验系统,如图 2 所示,开展了闭环增稳控制律验证、配平迎角稳定飞行等科目,该试验完全基于自动化程序运行,避免多人操作带来的复杂性。



图 2 航空工业气动院风洞自由飞试验系统

Fig. 2 Wind tunnel free-flight test system of China Aviation Industry Aerodynamics Research Institute

1 风洞自由飞试验

风洞自由飞试验的本质意义是在风洞环境下模拟真实飞行器的飞行,利用风洞流场稳定、试验系统安全可靠等特点,获取高质量试验数据,从而分析飞行器飞行品质、研究飞行器气动特性、模拟飞行器飞行故障等。模型设计满足几何、质量及转动惯量相似原则,以保证风洞试验数据与真实飞行数据的可对比性;采用涵道风扇作为动力;将飞行控制计算机、姿态测量、气流角及速压测量传感器等设备安装于模型内部;通过微型舵机驱动传动机构控制模型舵面;地面控制部分通过以太网与飞控计算机通讯。考虑试验的安全性及模型的运动范围,选择在大型低速风洞的开口试验段进行,模型上下布置安全防护系统,同时基于 UWB(ultra wide band)无线载波通信技术实现模型的实时位置测量。进行闭环增稳控制律验证、配平迎角稳定飞行,获取了试验数据,验证系统的可靠性。风洞自由飞试验系统,如图 3 所示。

风洞自由飞试验需满足相似准则,以真实反映全尺寸原型机特性,与常规风洞试验不同,该

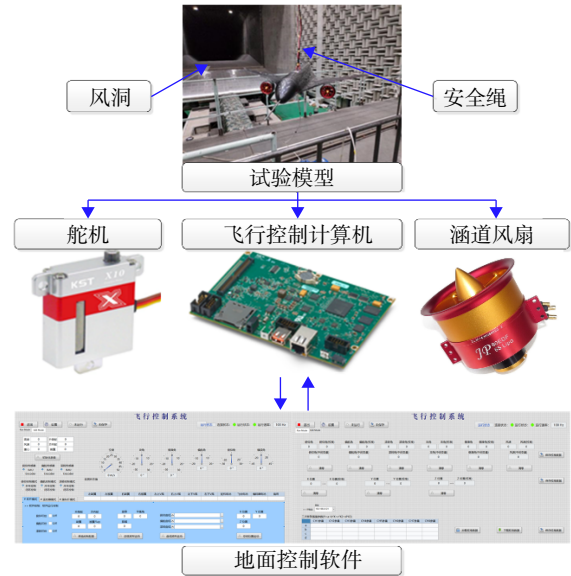


图 3 风洞自由飞试验系统
Fig. 3 Wind tunnel free-flight test system

试验只能做到部分相似参数模拟。该类试验常用风速为 10~40 m/s, 可忽略马赫数 Ma 影响, 在试验过程中不涉及快速机动, 可不模拟斯特劳哈尔数 Sr , 由于模型六自由度放开, 与真实飞行一致, 是重力与惯性力相比不能忽略的稳定与控制特性研究试验, 弗劳德数 Fr 必须满足相似准则。 Fr 和雷诺数 Re 不能在风洞试验中同时模拟, Re 只能在结果中分析影响。

综上所述, 风洞自由飞试验需要满足几何相似、质量及转动惯量相似、推力相似、 Fr 相同。

2 缩比模型设计

风洞自由飞试验系统模型几何、质量及转动惯量需严格按照相似准则设计, 原型机与缩比模型参数比例关系, 如表 1 所示。由于质量及转动惯量相似增大了设计的困难, 所以在模型设计阶段就需考虑机载设备对质量及转动惯量相似的影响, 并设计调整安装位置, 降低后期调节难度。

表 1 风洞自由飞试验模型参数相似关系
Table 1 Similarity relation for wind tunnel free-flight test model parameters

参数	原型机/缩比模型比例
m	N^3
$I_x、I_y、I_z$	N^5
S	N^2
$b、\bar{c}$	N

表 1 中 N 为原型机/缩比模型比例, m 为模型质量, $I_x、I_y、I_z$ 分别为绕 $x、y、z$ 轴转动惯量, S 为机翼面积, $b、\bar{c}$ 分别为翼展和平均气动弦长。

模型主要采用碳纤维结构, 机翼填充部分为高强度 PMI (polymethacrylimide) 泡沫, 支撑部分、安全吊装部分及舵机安装传动部分采用铝合金材质, 以充分保证模型强度。除运动操纵面外, 其他部分为一个整体。模具按照数模设计, 采用高强度铝合金精加工, 镜面抛光。基于以上设计, 保证足够的强度和韧性, 以及表面精度, 为满足相似准则, 模型内部设计配重点, 可多次调整配重的大小和位置, 缩比模型转动惯量测量, 如图 4 所示。



图 4 某翼身融合布局模型转动惯量测量
Fig. 4 Measurement of moment inertia of blended wing body model

本期试验选用某翼身融合布局缩比验证机作为研究对象, 比例为 1/24, 模型除满足几何相似, 质量及转动惯量误差均控制在 1% 以内。

3 控制系统设计

风洞自由飞试验控制系统主要实现模型稳定控制、姿态感知、试验数据获取与地面控制系统数据/指令交互等工作。本期试验所设计的控制系统包括飞行控制计算机、机载传感器系统、舵面驱动系统、动力系统、安全防护系统。

3.1 飞行控制计算机

飞行控制计算机作为试验控制的核心, 具备高实时、高精度、多接口等特点, 本期试验飞行控制计算机基于单板嵌入式系统开发设计, 采用 ARM/FPGA (advanced reduced instruction set computer machine/field programmable gate array) 架构, 运行实时操作系统。其中, ARM 端采集并处理机载传感器数据, 接收操纵机构指令, 运行滤波及控制律算法, 存储试验过程中运动参数并与主控

计算机网络通讯, 控制循环周期小于 5 ms; FPGA 端并行高速控制舵面角度及涵道风扇推力。

风洞自由飞试验飞行控制计算机系统原理, 如图 5 所示。

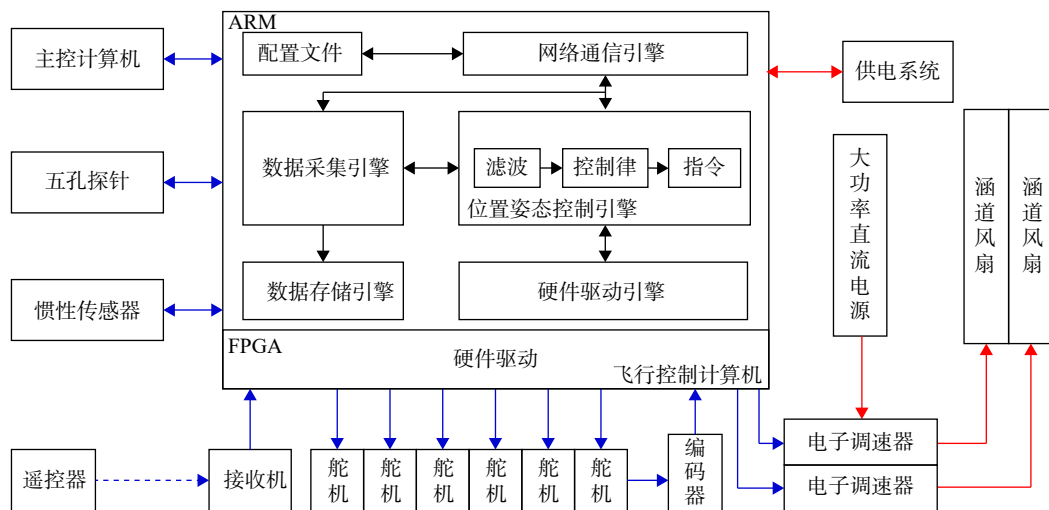


图 5 风洞自由飞试验飞行控制计算机系统

Fig. 5 Flight control computer system of wind tunnel free-flight test

3.2 机载传感器系统

机载传感器系统测量试验过程中运动参数, 包括惯性传感器及五孔探针。

3.2.1 惯性传感器

惯性传感器测量飞机模型姿态角及角速度等数据, 其性能指标如表 2 所示。

表 2 惯性传感器性能指标

Table 2 Performance index of inertial sensor

参数	量程	精度
俯仰、滚转角度/(°)	-180~180	0.2
俯仰、滚转角速度/(°/s)	-300~300	1

惯性传感器安装在三轴转台上, 如图 6 所示。该设备可以按设定的振幅和频率做正弦运动, 分别测量惯性传感器俯仰、滚转角度及角速度, 试验结果表明, 满足性能指标。

3.2.2 五孔探针

五孔探针通过测量五个孔的压力计算三维流场的总压、静压以及速度大小和方向, 从而得到飞机模型空速、迎角及侧滑角等数据, 其性能指标如表 3 所示。

五孔探针安装在风洞转盘上, 如图 7 所示。风洞风速从 0 m/s 到 50 m/s, 转盘从 -30°到 30°转动, 分别测量五孔探针空速、迎角及侧滑角, 试验结果表明, 满足性能指标。

机载传感器系统要求满足时间尺度相似, 由

于飞机模型空间有限, 并且要满足质量和转动惯量相似, 在质量和体积都有限制的条件下, 机载传感器系统很难满足相似要求, 根据文献 [17] 试验结果, 其影响可忽略不计。

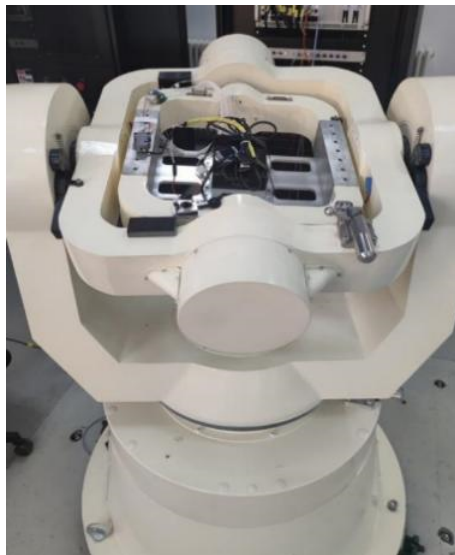


图 6 惯性传感器动态性能测试

Fig. 6 Dynamic performance test of inertial sensor

表 3 五孔探针性能指标

Table 3 Performance index of five-hole probe

参数	量程	精度
迎角、侧滑角/(°)	-30~30	0.5
俯仰、滚转角速度/(°/s)	5~50	0.5

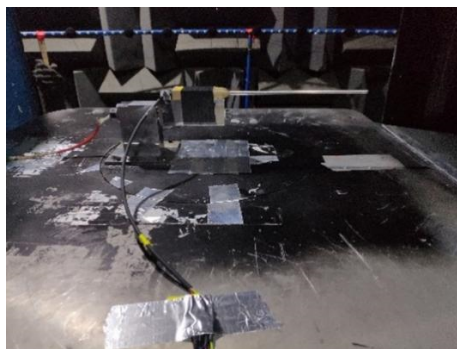


图 7 五孔探针空速/迎角/侧滑角测试

Fig. 7 Airspeed/angle of attack/sideslip angle test of five-hole probe

3.3 舵面驱动系统

舵面驱动系统采用微型舵机加传动机构的形式,如图 8 所示,在满足响应带宽及试验力矩的前提下,以减小整体质量和传动间隙为主要设计方向。

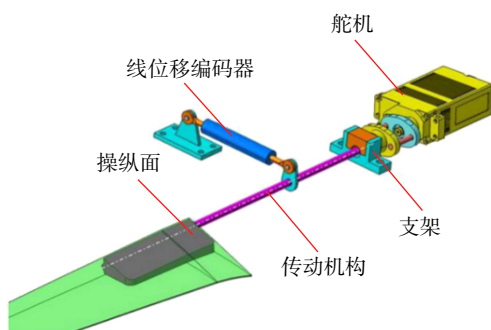


图 8 舵面驱动系统

Fig. 8 Surface driver system

由于舵机安装误差及传动机构存在间隙和死区,需对舵面偏转角度进行地面校准测试。舵机采用脉宽调制控制方式,给定不同占空比脉冲信号,使用角度测量工装测量舵面偏转角度。副翼、V 尾脉冲信号 P (1 000~2 000 μs 高电平,频率为 50 Hz) 与舵面偏转角度之间对应关系,如图 9、图 10 所示。舵机正常偏转范围为 $-45^\circ \sim 45^\circ$,可以发现,舵面偏转比较大的情况下会出现死区,由于试验过程中,舵面偏转范围为 $-30^\circ \sim 30^\circ$,故死区不影响缩比模型控制性能,其中 δ_a 为副翼舵面角度, δ_v 为 V 尾舵面角度。试验过程中,舵面偏转角度通过线位移传感器采集。

3.4 动力系统

风洞自由飞试验动力系统可选用高压气源、微型涡喷发动机及涵道风扇种方式,由于高压气源管路带来的额外干扰力不易解耦,微型涡喷发

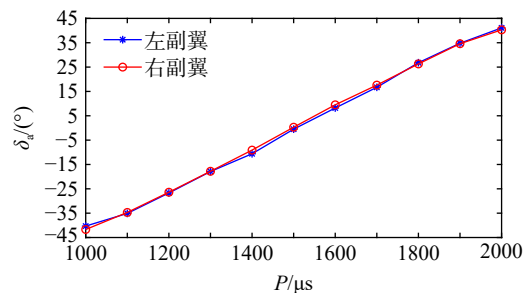


图 9 副翼脉冲信号-副翼舵面角度对应关系

Fig. 9 Corresponding relationship between aileron pulse signal and aileron control surface angle

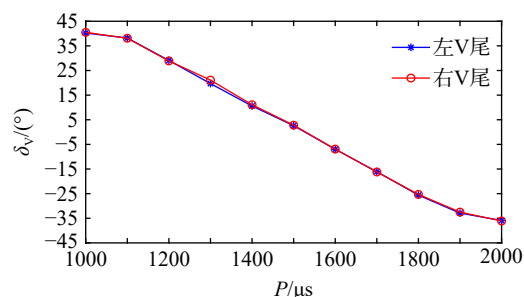


图 10 V 尾脉冲信号-V 尾舵面角度对应关系

Fig. 10 Corresponding relationship between V-tail pulse signal and V-tail rudder surface angle

动机存在污染风洞的可能,本项目以涵道风扇设计模型动力系统,该方式响应速度快,推质比满足试验要求。动力系统设计包括大功率直流电源、电子调速器、涵道风扇组成。大功率直流电源安装于风洞外部,可以输出 0~60 V 可调电压, 0~300 A 可调电流。通过供电线缆为模型内部的电子调速器供电,电子调速器接收飞行控制计算机油门开度信号并为涵道风扇供电。左右涵道风扇采用正反桨安装,以抵消自身带来的滚转力矩^[18-19]。

涵道风扇在试验前需要校准推力与风速之间的函数关系。将涵道风扇安装在风洞下壁板,如图 11 所示。风洞风速从 0 m/s 到 30 m/s,涵道风扇油门开度从 0% 到 100%,通过六分量天平测得推力。风洞无风条件下,不同油门开度对应推力,如图 12 所示,可以发现,推力响应时间小于 0.5 s,波动小于 0.5 N。风洞 0 m/s 风速条件下与 30 m/s 风速条件下,不同油门开度对应推力,如图 13 所示。

3.5 安全防护系统

安全防护系统保障试验过程中人员及飞机模型安全。在支撑架的上下壁面安装卷扬机,采用迪尼玛绳吊装飞机模型,通过遥控器独立控制升

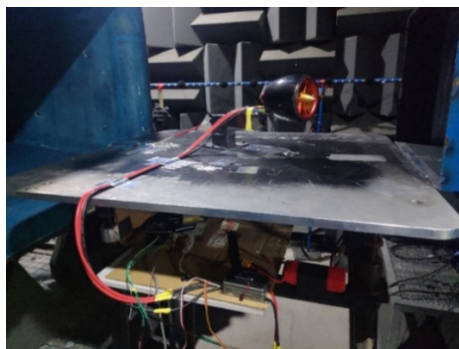


图 11 涵道风扇推力测试

Fig. 11 Thrust test of ducted fan

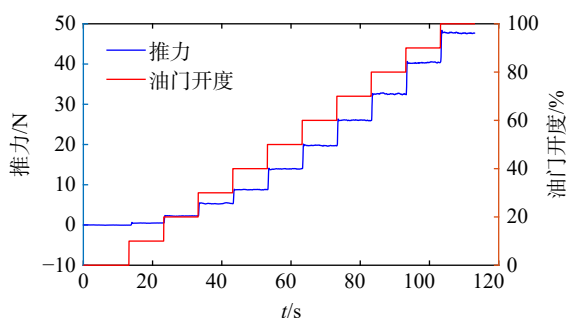


图 12 无风条件下油门开度与推力对应关系

Fig. 12 Corresponding relationship between throttle and thrust under no wind condition

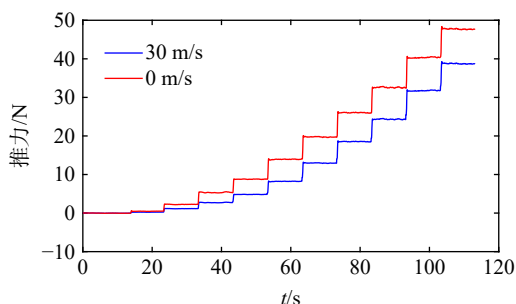


图 13 0 m/s 及 30 m/s 风速条件下油门开度与推力对应关系

Fig. 13 Corresponding relationship between different throttle and thrust under 0 m/s and 30 m/s wind speed

降,这种上下防护模型的方式方便快捷、保证飞机模型在安全区域运动,同时便于试验人员调试。涵道风扇供电线缆随上卷扬机牵引绳同步连接,通讯线缆采用网线的形式,与下牵引绳同步捆绑。安全防护系统,如图 14 所示。

同时,空间位置测量系统测量飞机模型实时位置,当模型超出安全空间时,给予试验人员警示。该系统基于 UWB 无线载波通信技术,通过 AOA(angle of arrival)定位算法及 TDOA(time difference of arrival)定位算法解算空间位置。主从



(a) 支撑架上壁卷扬机



(b) 支撑架下壁卷扬机

图 14 安全防护系统

Fig. 14 Safety protection system

传感器安装于支撑装置四周,标签传感器安装于模型内部,标签传感器发出的 UWB 信号会被从传感器接收,从传感器解码 UWB 信号的角度和时间差信息,然后将这些数据传输到主传感器。主传感器汇集所有的数据在平台中计算出标签的位置信息,并通 TCP/IP(transmission control protocol/internet protocol)发送给飞行控制计算机。

4 建模及控制律设计

4.1 飞行器力与力矩模型

气动力与力矩模型用以模拟飞行器的非线性空气动力学特性。通过航空工业气动院 FL-51 风洞静、动态试验数据得到飞行器气动力与力矩系数,并根据气动力与力矩系数、大气环境及几何特征参数计算飞行器所受的 6 个气动力及力矩分量。

$$\begin{cases} L = 1/2\rho V^2 S C_L \\ D = 1/2\rho V^2 S C_D \\ Y = 1/2\rho V^2 S C_Y \end{cases} \quad (1)$$

$$\begin{cases} M = 1/2\rho V^2 S c C_M \\ \bar{L} = 1/2\rho V^2 S b C_{\bar{L}} \\ N = 1/2\rho V^2 S b C_N \end{cases} \quad (2)$$

式中 C_L 、 C_D 、 C_Y 分别为机体坐标系下的无量纲化的升力、阻力和侧向力系数; C_M 、 C_L 、 C_N 分别为机体坐标系下无量纲化的俯仰力矩、滚转力矩、偏航力矩系数; ρ 为大气密度, V 为速度; S 、 c 、 b 分别为参考机翼面积、平均气动弦长、翼展; L 、 D 、 Y 升力、阻力和侧向力; M 、 $\bar{L}$ 、 N 分别为机体轴系下的俯仰力矩、滚转力矩、偏航力矩。

4.2 飞行器动力学与运动学模型

4.2.1 飞行器动力学方程

刚体飞行器动力学方程包括描述质心平动的 3 个动力学方程和描述绕质心转动的 3 个动力学方程。

$$\begin{cases} \dot{u} = (-D + T)/m - g \sin \theta - qw + rv \\ \dot{v} = Y/m + g \sin \phi \cos \theta - ru + pw \\ \dot{w} = -L/m + g \cos \phi \cos \theta - pv + qu \end{cases} \quad (3)$$

$$\begin{cases} \dot{x}_g = u \cos \theta \cos \psi + v (\sin \phi \sin \theta \cos \psi - \cos \phi \sin \psi) + w (\cos \phi \sin \theta \cos \psi + \sin \phi \sin \psi) \\ \dot{y}_g = u \cos \theta \sin \psi + v (\sin \phi \sin \theta \sin \psi + \cos \phi \cos \psi) + w (\cos \phi \sin \theta \sin \psi - \sin \phi \cos \psi) \\ \dot{h} = -u \sin \theta + v \sin \phi \cos \theta + w \cos \phi \cos \theta \end{cases} \quad (5)$$

$$\begin{cases} \dot{\phi} = p + \tan \theta (q \sin \phi + r \cos \phi) \\ \dot{\theta} = q \cos \phi - r \sin \phi \\ \dot{\psi} = q \sin \phi \sec \theta + r \cos \phi \sec \theta \end{cases} \quad (6)$$

式中 x_g 、 y_g 、 h 分别为机体坐标系下轴向、侧向、法向位置, ϕ 、 θ 、 ψ 分别为机体坐标系下滚转、俯仰、偏航角。

4.3 飞行控制系统仿真模型

式(1)~式(6)构成了刚体飞行器运动方程组,

$$\begin{cases} \dot{p} = (c_1 r + c_2 p) q + c_3 \bar{L} + c_4 N \\ \dot{q} = c_5 p r + c_6 (r^2 - p^2) + c_7 (M + T z_l) \\ \dot{r} = (c_8 p - c_2 r) q + c_4 \bar{L} + c_9 N \end{cases} \quad (4)$$

式中 $c_0 = I_x I_z - I_{xz}^2$ 、 $c_1 = (I_y - I_z) I_z - I_{xz}^2 / c_0$ 、 $c_2 = (I_x - I_y + I_z) I_{xz} / c_0$ 、 $c_3 = I_z / c_0$ 、 $c_4 = I_{xz} / c_0$ 、 $c_5 = (I_z - I_x) / I_y$ 、 $c_6 = I_{xz} / I_y$ 、 $c_7 = 1 / I_y$ 、 $c_8 = I_x (I_x - I_y) + I_{xz}^2 / c_0$ 、 $c_9 = I_x / c_0$,其中 I_x 、 I_y 、 I_z 为机体坐标系下滚转、俯仰、偏航转动惯量, I_{xz} 为机体坐标系惯性积, g 为重力加速度, m 为飞行器质量, u 、 v 、 w 分别为机体坐标系下轴向、侧向、法向速度。 T 为发动机推力, z_l 为翼吊式发动机轴线距离质心的 z 向力臂。

4.2.2 飞行器运动学方程

刚体飞行器运动学方程包括描述飞行器空间位置的 3 个质心运动学方程和描述飞行器空间姿态的绕质心转动的 3 个运动学方程。

它描述了飞行器在已知外力及外力矩作用下的轨迹、速度、姿态角和姿态角速率的变化规律。结合飞行器力与力矩模型构建飞行控制系统仿真模型,仿真模型还包括飞行器控制系统、作动器模型、传感器模型、发动机模型^[20],大气模型,如图 15 所示。

本文通过 Matlab/Simulink 搭建仿真环境,设计飞行控制律结构及参数。

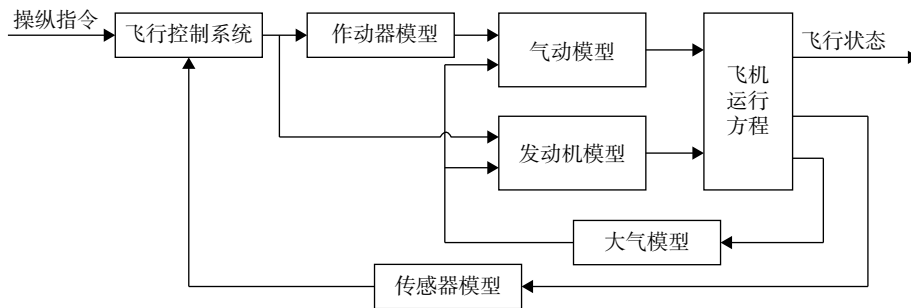


图 15 飞行控制系统仿真模型

Fig. 15 Flight control system simulation model

5 试验验证

在航空工业气动院 FL-10 风洞建立了试验系统。该风洞是一座具有开/闭口双试验段的回流式低速风洞,开口试验段设计最大风速 85 m/s,闭口试验段设计最大风速 110 m/s,试验段尺寸宽为 8 m,高为 6 m。风洞自由飞试验常用风速为 10~

40 m/s,模型尺寸为 2 m 量级,本期试验选用开口试验段进行试验。

风洞自由飞试验流程如下:①模型通过安全绳吊装在风洞中,调整上下安全绳长度,使飞机模型处于风洞试验段中心区域;②开启闭环控制,风洞起风;③逐步增加风速到试验目标风速,在

此过程中调节安全绳长度与油门开度,使飞机逐渐进入配平飞行状态;④达到目标风速后,通过操作人员操作,使飞机模型在风洞流场中心区域保持 $1g$ 平飞;⑤进行各科目飞行试验验证;⑥停风,逐步减小油门开度并收紧安全绳,模型停稳后关闭飞行控制律;⑦试验结束,分析试验过程中运动参数。

在 30 m/s 风速下,控制缩比模型在 5° 配平迎角下稳定飞行,此时俯仰角速度、滚转角、滚转角速度、左右 V 尾舵面角度、副翼舵面角度、升降舵面角度(左 V 尾舵面角度-右 V 尾舵面角度)、方向舵面角度(左 V 尾舵面角度+右 V 尾舵面角度),如图 16 所示。其中 α 为配平迎角、 q 为俯仰角速度、 ϕ 为滚转角、 r 为滚转角速度、 δ_a 为副翼舵面角度、 δ 为升降舵方向舵角度。

通过图 16 可知,五孔探针测量风速为 $(30 \pm 0.1)\text{ m/s}$,风洞流场品质稳定。由于安全绳在试验过程中处于松弛状态,对试验模型不存在约束,影响可忽略。供电、信号线缆在试验过程中处于拉紧状态,会给试验模型一个正向俯仰力矩,本

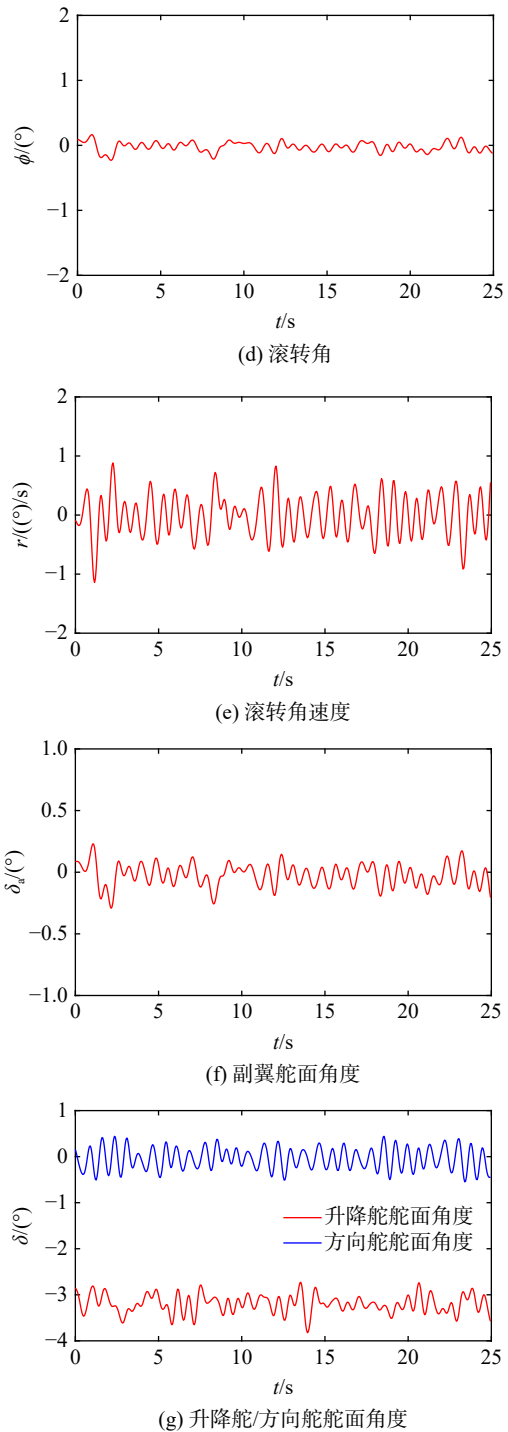
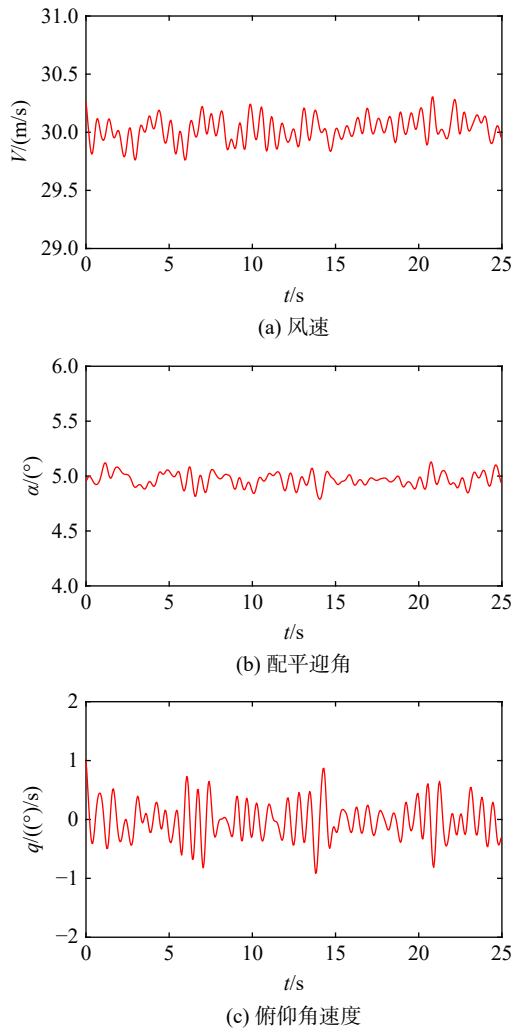


图 16 30 m/s 风速下配平稳定飞行

Fig. 16 Trim stable flight at 30 m/s wind speed

期试验模型为 V 尾结构,将其控制效果分解为升降舵和方向舵,升降舵舵面偏控制在 -3.2° 左右,略小于仿真配平升降舵舵偏 -4.5° 。通过 Matlab/Simulink 建模仿真设计的飞行控制律结构及参数,得到配平迎角为 5° ,由于供电、信号线缆的干扰以及惯性传感器、五孔探针精度的影响,可将飞机模型迎角控制在 $(5 \pm 0.2)^\circ$ 范围内,滚转角控制在 $(0 \pm 0.2)^\circ$ 范围内。

6 结 论

1) 搭建了风洞自由飞试验平台, 建立了模型设计、控制系统设计、建模仿真、风洞试验等一系列方法, 有利于提升风洞动态试验能力以及工程化应用。

2) 按照相似准则建立风洞自由飞试验, 该试验是风洞常规试验到大气模型飞行试验中间的重要过渡阶段, 实现了飞行器气动/飞行/控制一体化研究, 可有效降低飞行器设计技术风险, 能够反映原型机本体特性, 初步具备工程化试验能力。

3) 为了进一步提升试验能力, 需要根据相似准则优化飞行控制系统, 重点提升机载传感器系统及舵机舵面系统动态响应能力。同时可采用高压气源作为模型动力, 以达到更高推质比, 并采用红外光学测量系统对模型的姿态及位置进行测量, 以提高测量精度及更新频率。

参考文献:

- [1] 孙海生, 岑飞, 聂博文, 等. 水平风洞模型自由飞试验技术研究现状及展望[J]. *实验流体力学*, 2011, 25(4): 103-108.
SUN Haisheng, CEN Fei, NIE Bowen, et al. Present research status and prospective application of wind-tunnel free-flight test technique[J]. *Journal of Experiments in Fluid Mechanics*, 2011, 25(4): 103-108. (in Chinese)
- [2] 岑飞, 聂博文, 刘志涛, 等. 面向先进战斗机研制的风洞模型飞行试验技术[J]. *航空学报*, 2020, 41(6): 523444.
CEN Fei, NIE Bowen, LIU Zhitao, et al. Wind tunnel model flight test technique for advanced fighter aircraft design[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2020, 41(6): 523444. (in Chinese)
- [3] 卿理勋. 几种动态模型自由飞试验技术[J]. *飞行力学*, 1995, 13(3): 18-23.
QING Lixun. Dynamic model free-flight test techniques[J]. *Flight Dynamics*, 1995, 13(3): 18-23. (in Chinese)
- [4] 刘志涛, 聂博文, 郭林亮, 等. 风洞虚拟飞行试验中的飞行控制系统快速原型设计与部署技术[J]. *空气动力学学报*, 2017, 35(5): 700-707.
LIU Zhitao, NIE Bowen, GUO Linliang, et al. Rapid prototyping and implementation of flight control system for wind tunnel virtual flight test[J]. *Acta Aerodynamica Sinica*, 2017, 35(5): 700-707. (in Chinese)
- [5] OWENS B, BRANDON J, CROOM M, et al. Overview of dynamic test techniques for flight dynamics research at NASA LaRC[R]. AIAA2006-3146, 2006.
- [6] CHAMBERS J R. Modeling flight the role of dynamically scaled free-flight models in support of NASA's aerospace programs[M]. Columbia, US: Create Space Independent Publisher, 2013: 94-102.
- [7] SMITH C C. Flight tests of a 1/6-scale model of the Hawker P. 1127 jet VTOL airplane [R]. NASA TM SX-531, 1961.
- [8] BOISSEAU P C. Flight investigation of dynamic stability and control characteristics of a 1/10-scale model of a variable-wing-sweep fighter airplane configuration[R]. NASA TM X-1367, 1967.
- [9] NEWSOM W A, GRAFTON S B. Free-flight investigation of a 1/17-scale model of the B-1 airplane at high angles of attack[R]. NASA-TM-SX-2744, 1973.
- [10] MURRI D G, NGUYEN L T, GRAFTON S B. Wind-tunnel free-flight investigation of a model of a forward-swept-wing fighter configuration [R]. NASA TP-2230, 1984.
- [11] GRAFTON S B, CHAMBERS J R. Wind-tunnel free-flight investigation of a model of a spin-resistant fighter configuration [R]. NASA-TN D-7716, 1974.
- [12] MULLIN S N. The evolution of the F-22 advanced tactical fighter [R]. AIAA-1992-4188, 1992.
- [13] CHAMBERS J R, BURLEY J R. High-angle-of-attack technology-accomplishments, lessons learned, and future directions[R]. NASA/CP-1998-207676, 1998.
- [14] JACKSON E B, BUTTRILL C W. Control laws for a wind tunnel free-flight study of a blended-wing-body aircraft [R]. NASA-TM-2006-214501, 2006.
- [15] HUANG Min, WANG Zhongwei. A review of wind tunnel based virtual flight testing techniques for evaluation of flight control systems[J]. *International Journal of Aerospace Engineering*, 2015, 2015: 1-22.
- [16] 岑飞, 聂博文, 刘志涛, 等. 低速风洞带动力模型自由飞试验[J]. *航空学报*, 2017, 38(10): 121214.
CEN Fei, NIE Bowen, LIU Zhitao, et al. Low speed wind tunnel free-flight test of powered sub-scale aircraft[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2017, 38(10): 121214. (in Chinese)
- [17] 刘志涛, 岑飞, 聂博文, 等. 低速风洞模型自由飞试验飞行控制系统相似准则及模拟方法研究[J]. *空气动力学学报*, 2017, 35(5): 693-699.
LIU Zhitao, CEN Fei, NIE Bowen, et al. Similarity criteria and simulation method for flight control system of free-flight test in low speed wind tunnel[J]. *Acta Aerodynamica Sinica*, 2017, 35(5): 693-699. (in Chinese)
- [18] 张航, 宋笔锋, 王海峰, 等. 电动固定翼无人机动力系统建模与优化设计[J]. *航空动力学报*, 2019, 34(6): 1311-1321.
ZHANG Hang, SONG Bifeng, WANG Haifeng, et al. Modeling and optimal design of power system for electric fixed-wing quadrotor hybrid unmanned aerial vehicle[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2019, 34(6): 1311-1321. (in Chinese)
- [19] 王军杰, 俞志明, 陈仁良, 等. 倾转四旋翼飞行器垂直飞行状态气动特性[J]. *航空动力学报*, 2021, 36(2): 249-263.
WANG Junjie, YU Zhiming, CHEN Renliang, et al. Aerodynamic characteristics of quad tilt rotor aircraft in vertical flight[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2021, 36(2): 249-263. (in Chinese)
- [20] 赵洪, 李建波, 崔钊. 小型无人涵道飞行器飞行动力学特性[J]. *航空动力学报*, 2014, 29(7): 1721-1728.
ZHAO Hong, LI Jianbo, CUI Zhao. Flight dynamics characteristics of miniature unmanned ducted vehicle[J]. *Journal of Aerospace Power*, 2014, 29(7): 1721-1728. (in Chinese)

(编辑: 王碧珺)