

4-20-2022

Key Technology Research on Stall Spin Simulation Training System of an Aircraft

Guangxu Xi

1.PLA 95840 Troops, Baoding 072750, China;; xgx159@163.com

Yongyi Liu

1.PLA 95840 Troops, Baoding 072750, China;

Chong Wu

1.PLA 95840 Troops, Baoding 072750, China;; wuchong1208@163.com

Junjie Zhang

2.Beijing Lantian Aviation Technology Co. , Ltd, Beijing 100085, China;

See next page for additional authors

Follow this and additional works at: <https://dc-china-simulation.researchcommons.org/journal>



Part of the Artificial Intelligence and Robotics Commons, Computer Engineering Commons, Numerical Analysis and Scientific Computing Commons, Operations Research, Systems Engineering and Industrial Engineering Commons, and the Systems Science Commons

This Paper is brought to you for free and open access by Journal of System Simulation. It has been accepted for inclusion in Journal of System Simulation by an authorized editor of Journal of System Simulation.

Key Technology Research on Stall Spin Simulation Training System of an Aircraft

Abstract

Abstract: *In order to realize the simulation continuity of the multi-state evolution of traffic and to solve the problem that multi-state traffic can only be simulated by single state traffic through multiple times, the middleware model of continuous traffic event simulation is built by the secondary development interface of VISSIM simulation software, and the original two related traffic simulation events are jointly driven. The secondary development of VISSIM-com is carried out by C# and database. The survey data of the intersection of Ganghua Road and Baihua Road in the Yuzhong District of Chongqing is selected as the example, and the continuous simulation verification for the traffic operation state of "Peacetime-Congestion-Dissipation" is carried out. The experimental results show that the traffic waves with speeds of -16.3 km/h and -7.47 km/h will be generated in the continuous simulation, and the average delay, total delay, parking times and average speed of the continuous simulation are more accurate, while the differences are 1.318 s, 0.748 h, 308 times and 0.647 km/h, respectively. Compared with the single simulation, the continuous simulation and the actual survey data are more consistent.*

Keywords

traffic simulation, secondary development, continuous simulation, intersection

Authors

Guangxu Xi, Yongyi Liu, Chong Wu, Junjie Zhang, and Yinghao Chen

Recommended Citation

Guangxu Xi, Yongyi Liu, Chong Wu, Junjie Zhang, Yinghao Chen. Key Technology Research on Stall Spin Simulation Training System of an Aircraft[J]. Journal of System Simulation, 2022, 34(4): 878-890.

某型飞机失速尾旋模拟训练系统关键技术研究

西光旭¹, 刘永易¹, 吴冲^{1*}, 张俊杰², 陈英豪¹

(1. 中国人民解放军 95840 部队, 河北 保定 072750; 2. 北京蓝天航空科技股份有限公司, 北京 100085)

摘要: 针对国内某型飞机失速尾旋模拟训练需求, 研制了某型飞机失速尾旋模拟训练系统。系统由多通道球幕视景系统、半实物仿真座舱以及操纵力控制加载系统等组成, 采用分布式仿真技术, 构建了逼真的人在回路模拟训练环境。针对失速尾旋仿真, 对多源气动数据进行了综合处理, 构建了大迎角非定常气动力模型, 采用大载荷数字电动控制加载技术进行失速尾旋交变力和抖振特性仿真, 实现了人在回路的失速尾旋模拟训练。

关键词: 失速尾旋; 模拟训练; 操纵力控制加载; 非定常气动力; 人在回路

中图分类号: TP391

文献标志码: A

文章编号: 1004-731X(2022)04-0878-13

DOI: 10.16182/j.issn1004731x.joss.22-0237

Key Technology Research on Stall Spin Simulation Training System of an Aircraft

Xi Guangxu¹, Liu Yongyi¹, Wu Chong^{1*}, Zhang Junjie², Chen Yinghao¹

(1. PLA 95840 Troops, Baoding 072750, China; 2. Beijing Lantian Aviation Technology Co., Ltd, Beijing 100085, China)

Abstract: Aiming at the domestic aircraft stall spin simulation training need, a stall spin simulation training system is developed. The training system consists of the multi-channel dome visual system, the semi-physical simulation cockpit and the maneuvering force control loading system, etc. Distributed simulation technology is used to develop a realistic man-in-the-loop simulation training environment. For the stall spin simulation, the multi-source aerodynamic data is processed comprehensively, and an unsteady aerodynamic model at high angle of attack (AOA) is constructed, and the heavy-load digital electric control loading technology is used to realize the simulation of stall spin alternating force and jitter characteristics of steering, which realizes the stall spin simulation training of man-in-the-loop.

Keywords: stall spin; simulation and training; maneuvering force control loading; unsteady flow aerodynamics; man-in-the-loop

引言

失速和尾旋是影响飞行安全的一种飞行状态, 它的动力学特性以及进入和改出的操作方法都与使用飞行包线范围内的飞行状态有着本质区别。失速和尾旋伴随飞机的出现就存在的一种危险飞行状况。目前国内各型模拟训练设备因失速及尾旋实际飞行数据缺失, 尚无关于失速尾旋专项训练的人在回路仿真训练设备。

失速尾旋仿真研究主要涉及飞机大迎角非定常气动力建模仿真技术, 20 世纪 70 年代, NASA 就开展了利用飞行模拟器研究战斗机的失速尾旋特性。20 世纪 80 年代开始广泛研究非定常气动力建模研究, 出现了多种数学建模方法, 典型代表有 Lin 等^[1]以飞机飞行状态为变量的非线性代数模型表达非定常气动力。在 20 世纪 90 年代后期, 气动力建模中出现了基于神经网络和模糊逻辑原理的建模方法。对于采用模糊逻辑原理进行的气动力

收稿日期: 2022-03-19

修回日期: 2022-04-07

第一作者: 西光旭(1973-), 男, 博士, 高级工程师, 研究方向为系统仿真。E-mail: xgx159@163.com

通讯作者: 吴冲(1982-), 男, 硕士, 工程师, 研究方向为飞行仿真。E-mail: wuchong1208@163.com

建模, 通过研究隶属函数的选取, 来调整建模的精度^[2]。W Zhongjun 等^[3]研究了F-16XL纵向正弦振荡风洞实验, 应用小扰动线性叠加理论的气动力模型能很好的仿真飞机纵向运动, 横向运动与试飞结果相差较大。

汪清等^[4]对大迎角非定常气动力建模研究的进展进行了系统综述, 包括数学建模方法和人工智能建模方法2类, 指出目前大迎角非定常气动力建模研究工作仍处于学术研究阶段, 距离工程应用还有一定差距。齐万涛等^[5]采用多维数据组形、单舵偏叠加以及建立六自由度飞行动力学模型等方法, 解决了飞机失速尾旋飞行仿真中气动力的非线性、气动力数据的获取及使用、纵横向耦合、惯性交感等问题。饶秋磊等^[6]根据风洞实验数据建立了某型教练机的大迎角气动力数学模型, 通过人在环仿真实验, 得到了典型尾旋模态的重要参数, 为实现人在回路模拟失速尾旋特性研究提供了新的思路。

关于大迎角非定常气动力模型研究有气动导数模型、阶跃响应模型、状态空间模型、微分方程模型、神经网络模型、模糊逻辑模型, 以及支持向量机模型等, 这些理论研究结果都表现出较好的非定常气动力预测精度, 然而要实现工程化尤其是应用于人在回路的实时飞行仿真系统, 存在着表达形式过于复杂、参数辨识困难且不利于人在回路调参过程等缺点。

为了更好地实现人在回路失速尾旋仿真训练工程化应用, 本文采用了在大迎角动导数模型的基础上增加了非定常气动增量, 该增量由飞行模拟仿真领域常用的Dryden大气紊流模型描述, 经过傅里叶变换为时域内的表达形式, 便于进行人在回路的修正调试, 模拟训练系统输出失速尾旋特征数据与飞机真实飞行特征数据一致。经过飞行员试飞验证, 采用上述模型的某型飞机失速尾旋模拟训练系统很好地实现了该型飞机全模态尾旋模拟。

在研究某型飞机定型试飞情况以及摸索尾旋

训练方法的基础上, 分析辨识飞机风洞、试飞等数据, 研制了某型飞机失速尾旋专项模拟训练系统(以下简称模拟训练系统)。

1 系统概述

模拟训练系统主要由仿真座舱、飞机性能仿真、7通道球幕视景仿真、操纵力控制加载、控制台, 以及教学讲评等14个分系统组成, 如图1所示。除了可用于某型飞机基本驾驶、特情处置等常规模拟训练科目, 该系统最大特色是可以针对该型飞机失速尾旋特性进行专项模拟训练, 通过“训-教-评”一体的模式解决了此前该型飞机缺乏失速尾旋专用地面模拟训练手段的难题。

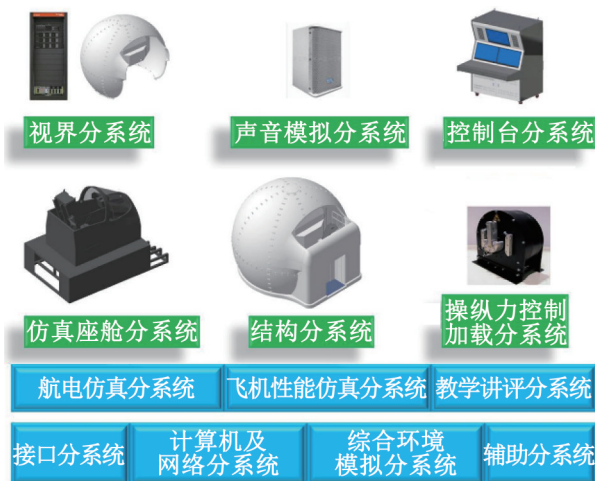


图1 某型飞机失速尾旋模拟训练系统组成图
Fig. 1 Composition diagram of stall tail spin simulation training system of an aircraft

2 系统关键技术

模拟训练系统是人在回路的数字实时仿真训练设备, 在正常飞行模拟训练过程可认为气动力是定常的, 采用一般的定常气动特性建模方法。当飞机处于大迎角、大侧滑角机动过程中, 此时需综合处理风洞、试飞等数据, 采用非定常气动力建模。此外, 由于模拟训练系统未配备运动系统、抖振座椅等动感提示设备, 在被仿真飞机进入失速尾旋过程中产生的动感提示由飞机操纵系统提供, 即高频抖

振、大载荷交变力等操纵力感，涉及能够实现实时大载荷、高动态响应操纵力的控制加载技术。

2.1 非定常气动数据处理

2.1.1 问题描述

充足可信的数据是失速螺旋仿真的基础，失速螺旋仿真需要的数据主要包括两大类：气动数据和试飞数据。气动数据可以通过风洞实验、计算流体力学(computational fluid dynamics, CFD)计算和气动辨识的方法获取，但是 CFD 和气动辨识方法存在较大的局限性，对失速螺旋关注的大攻角气动数据计算无能为力。因此，气动数据的主要和最佳来源就是风洞实验数据。经过对被仿真飞机的气动数据源进行整理和分析，发现数据存在很多问题，必须对数据花大量时间仔细分析和处理。发现的主要气动数据问题如下：

- (1) 气动数据攻角和侧滑角范围无法满足失速螺旋仿真需求；
- (2) 不同来源的同一气动数据差异很大；
- (3) 小攻角气动数据和大攻角气动数据坐标不统一，分辨率不一致。

以纵向气动数据升力系数为例，图 2 给出了各个纵向气动数据分项在各个参考资料中的分布情况。可以看出，部分数据缺失，许多数据在各个资料中都有存在。

2.1.2 问题机理

20 世纪 80 年代，某型飞机开展了大迎角静态测力风洞实验、大迎角旋转天平风洞实验、大迎角强迫振荡风洞实验、大迎角静态和动态条件下的流谱观察实验、大迎角升降舵、方向舵和副翼的铰链力矩风洞实验，以及模型自由飞行实验，实验用的模型比例有多级不等。气动数据不一致的原因一方面是不同的风洞吹风时产生的气动数据不一致，不同的风洞实验中所选取的飞机模型尺寸也不一致，这都会导致气动数据的坐标、分辨率和大小存在一定的差异。

	资料1	资料2	资料3	资料4	资料5	资料6	资料7
升力系数							
基本升力系数	√	√	√	√	√	√	√
升降舵产生的升力系数	√				√		√
迎角变化率产生的升力系数							
地面效应产生的升力系数	√	√					
起落架产生的升力系数	√						
襟翼产生的升力系数	√	√					
发动机产生的升力系数							
外挂物产生的升力系数	√						
全机最大升力系数		√					
抖振升力系数		√		√			

图 2 多源数据分布情况
Fig. 2 Distribution of multi-source data

2.1.3 解决方法

由于不同的气动数据是在不同类型的风洞中获取的，数据分辨率、数据精度都会不一致。因此，获取这些数据后，还需要根据数据情况和分辨率进行处理和修正。采用综合多源气动数据的处理方式，对多源气动数据野值进行识别和修正。采用低阶多项式滑动拟合方法来识别野值^[7]。

$$\begin{cases} \hat{y}_1 = (32y_1 + 15y_2 + 3y_3 - 4y_4 - 6y_5 - 3y_6 + 5y_7) / 42 \\ \hat{y}_2 = (5y_1 + 4y_2 + 3y_3 + 2y_4 + y_5 - y_7) / 14 \\ \hat{y}_3 = (y_1 + 3y_2 + 4y_3 + 4y_4 + 3y_5 + y_6 - 2y_7) / 14 \\ \hat{y}_4 = (-2y_1 + 3y_2 + 6y_3 + 7y_4 + 6y_5 + 3y_6 - 2y_7) / 21 \\ \hat{y}_5 = (-2y_1 + y_2 + 3y_3 + 4y_4 + 4y_5 + 3y_6 + y_7) / 14 \\ \hat{y}_6 = (-y_1 + y_2 + 2y_4 + 3y_5 + 4y_6 + 5y_7) / 14 \end{cases} \quad (1)$$

$$\hat{y}_i = (5y_{i-6} - 3y_{i-5} - 6y_{i-4} - 4y_{i-3} + 3y_{i-2} + 15y_{i-1} + 32y_i) / 42, \quad i=7, 8, \dots, N \quad (2)$$

式中： y_i 为原始数据； \hat{y}_i 为插值后数据。

需要对前 6 个数据点进行检验。如果前 6 个点

不是野值, 则采用式(2)按时间顺序逐点计算 \hat{y}_i 及新息 $v_i = y_i - \hat{y}_i$ 。对于野值, 其 v_i 远大于正常值。通常采用式(3)作为准则来进行野值的识别。若 y_k 为野值点, 则 y_k 和 \hat{y}_k 满足:

$$|y_k - \hat{y}_k| > C \sqrt{\sum_{i=k-6}^k \frac{(y_i - \hat{y}_i)^2}{6}} = E \quad (3)$$

式中: C 为常数, 取值2.2。

此外, 在飞行实验中还可能会出现连续的跳点。通常, 连续跳点的值会比较接近, 此时可以采用式(4)判断连续跳点:

$$|y_{k+1} - y_k| < E, \quad i = 1, 2, \dots, m \quad (4)$$

式中: m 为连续跳点的个数。通常, 连续跳点的个数不会超过4个, 因此考虑 m 最大值为3, 以避免将阶跃信号作为跳点剔除。若 $m > 3$, 则认为 $y_k, y_{k+1}, \dots, y_{k+m}$ 均为正常值。

将野值点识别并剔除后, 需对相应的数据进行补正, 可采用线性插值处理:

$$y_{k+i} = \frac{i+1}{m+1} y_{k+m} + \frac{m-i}{m+1} y_{k-1}, \quad i = 0, 1, \dots, m-1 \quad (5)$$

2.2 失速尾旋仿真建模

2.2.1 问题描述

模拟训练系统用于训练飞行员在飞机失速和尾旋状态下飞行并控制飞机改出, 因此失速和尾旋是重点模拟部分。失速和尾旋都是在大迎角或大侧滑角情况下发生的, 具有典型的非定常空气动力学特性^[8]。基于风洞实验的非定常气动力建模是研究飞机非定常空气动力学的主要方法^[9]。由于该机型未进行充分的大迎角和大侧滑角下的风洞实验, 大迎角和大侧滑角下的气动数据缺失给飞行仿真建模带来了很大的困难。

2.2.2 失速和尾旋机理

失速是指当机翼迎角增大到一定的程度(达到或超过临界迎角)后, 机翼表面气流分离, 导致升力减小, 如图3所示。此时飞机将低头下沉, 操纵迟滞甚至失效。由于机翼旁形成的湍流, 机体可

能会产生抖动, 直至获得足够升力飞行。在飞行高度低时发生失速是危险的, 飞行高度足够高时, 可以练习失速的改出。失速的主要原因是气流分离导致的升力丧失, 在飞机左右机翼气流发生分离时, 容易出现左右升力失衡的现象, 这时飞机会进入滚转或偏航, 可能会进入尾旋或荷兰滚模态。

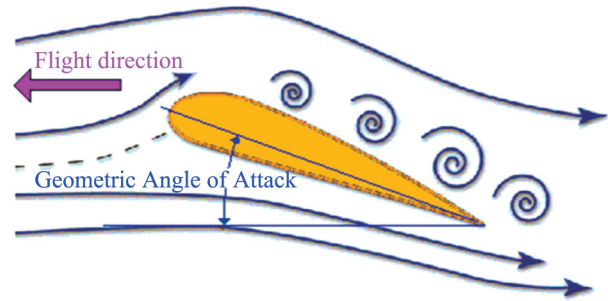


图3 机翼失速气流分离示意图

Fig. 3 Schematic diagram of wing stall flow separation

尾旋是固定翼飞机的一种非正常飞行状态, 即飞机在失速的状态下, 一面做向下的小半径尾旋运动, 一面在机身3个轴向(滚转、俯仰和偏航)做自旋运动的飞行状态。其特点是高迎角、低空速和大下降率。由于该飞行状态具有很高的下降率, 所以在低空条件下如不及时改出是十分危险的。尾旋产生的根本原因是两侧机翼出现不协调的失速, 飞机会围绕失速严重的一侧机翼方向旋转。完整的尾旋运动由3个阶段组成, 即进入阶段、尾旋阶段和改出阶段^[10]。

2.2.3 解决方法

2.2.3.1 气动导数模型

飞行动力学研究领域最为广泛接受的气动模型是气动导数模型^[11]。假设气动载荷可描述为飞机一系列即时状态变量, 如飞机迎角、角速度、舵面偏角等的函数, 则利用泰勒级数展开方法可将方程展开分解为多项级数^[12]。保留级数一次项、忽略高阶项, 形成简化的气动模型。保留的一次项中系数部分被称为气动导数。在飞行模拟训练系统中, 气动导数模型一般描述为基本气动系数和其他增量代数叠加的方式, 模型中的气动系数

和气动导数均为整机数据。

2.2.3.2 基于部件的非定常气动模型

上述气动导数模型建立在整机气流一致性的基础上，即把流场看做定常的。但是在失速和尾旋状态下，飞机各处气流流动情况存在较大差异，无法对大迎角和大侧滑角情况下的气动特性进行仿真。根据飞机失速和尾旋的产生机理，结合本项目的实际情况，采用基于部件的非定常气动模型对飞机失速和尾旋进行仿真。

(1) 基于部件的气动建模

从尾旋的产生机理可以看出，两侧机翼出现不协调的失速，飞机会围绕失速严重的一侧机翼方向旋转^[13]，因此，在尾旋进入阶段仿真中，至少要考虑左右机翼失速的不平衡性，这就要求左右机翼必须分开建模，模拟左右机翼的当地流场特性，进而计算左右机翼的气动力和气动力矩。除此之外，考虑到进入尾旋后的横航向的气动特性，需要对横航向的气动面和舵面分开建模。因此，根据被仿真飞机的气动构型，初步将飞机分为如表 1 所示的部件进行气动建模。

表 1 被仿真飞机气动部件划分
Table 1 Division of pneumatic components of simulated aircraft

序号	部件名称	说明
1	左机翼	含左侧副翼和左侧襟翼
2	右机翼	含右侧副翼和右侧襟翼
3	左平尾	含左升降舵、左调整片
4	右平尾	含右升降舵、右调整片
5	机身	含起落架、减速板
6	垂尾	含方向舵、方向舵调整片

以飞机的升力系数为例，飞机的整机升力系数表达式为各气动部件升力系数贡献之和：

$$C_L = C_{LLW} + C_{LRW} + C_{LLHT} + C_{LRHT} + C_{LFUS} + C_{LVT}$$

式中： C_{LLW} 为左机翼升力系数； C_{LRW} 为右机翼升力系数； C_{LLHT} 为左平尾升力系数； C_{LRHT} 为右平尾升力系数； C_{LFUS} 为机身升力系数； C_{LVT} 为垂尾升力系数。

(2) 非定常气动建模

大迎角范围内气动特性的风洞实验研究表明，气动载荷的非线性变化与飞机表面涡分离存在直接

关系。飞机机动过程中，机体表面涡系也在进行调整，调整过程本身具有动态特性，因此作用于飞机的气动载荷滞后于飞机飞行状态的变化^[13]。大迎角下飞机气动部件的流场不能视为定常或准定常的，必须采用非定常气动建模方法，即大迎角下的气动特性与时间历程相关^[13]，以飞机升力系数为例：

$$C = C_{att}(\alpha) + C_q(\alpha) \frac{\bar{c}}{2v} q + C_{dyn}(t) \quad (6)$$

式中： $C_{att}(\alpha)$ 为气流无分离假设下流场不随运动变化静态气动力； $C_q(\alpha) \frac{\bar{c}}{2v} q$ 为俯仰运动旋转流场附加的定常气动导数； \bar{c} 为平均气动弦长， v 为飞行速度。 $C_{att}(\alpha)$ 和 $C_q(\alpha) \frac{\bar{c}}{2v} q$ 只与当前的飞行状态迎角和俯仰角速度有关，为定常气动载荷，可以按照经典方法得出。 $C_{dyn}(t)$ 为飞机运动过程中流场涡系拓扑结构迟滞运动产生的非定常气动力^[14]，无法通过经典方法获得。

每个部件的所有气动力和气动力矩系数均建立非定常气动模型，因此，原有的气动计算方程将扩展为 36 个气动方程计算。

(3) 非定常气动计算及修正

对于 $C_{dyn}(t)$ 的计算方法，飞行模拟训练系统上可以采用基于 Dryden 大气紊流的原理近似计算飞机各个气动面气流分离后的局部紊流，其空间频谱函数为

$$\Phi_{W_x}(\Omega) = \sigma_x^2 \frac{L_x}{\pi} \frac{1}{1 + (L_x \Omega)^2}$$

$$\Phi_{W_y}(\Omega) = \sigma_y^2 \frac{L_y}{\pi} \frac{1 + 12(L_y \Omega)^2}{[1 + 4(L_y \Omega)^2]^2}$$

$$\Phi_{W_z}(\Omega) = \sigma_z^2 \frac{L_z}{\pi} \frac{1 + 12(L_z \Omega)^2}{[1 + 4(L_z \Omega)^2]^2}$$

$$\Phi_{W_{yx}}(\Omega) = \frac{\Omega^2}{1 + \left(\frac{4l}{\pi} \Omega\right)^2} \Phi_{W_y}(\Omega)$$

$$\Phi_{W_{yz}}(\Omega) = \sigma_y^2 \frac{0.2 \left(\frac{\pi L_y}{2l}\right)^{1/8}}{L_y} \frac{1}{1 + \left(\frac{4l}{\pi} \Omega\right)^2}$$

$$\Phi_{W_x}(\Omega) = \frac{\Omega^2}{1 + \left(\frac{3l}{\pi}\Omega\right)^2} \Phi_{W_z}(\Omega)$$

式中: Ω 为沿 x 轴方向的空间频率, 对于以速度 v 飞行的飞行器说, 与时间频率 ω 的关系为 $\Omega=\omega/v$; σ_x 、 σ_y 、 σ_z 为3个方向的紊流强度; L_x 、 L_y 、 L_z 为3个方向的紊流尺度, 对于各向同性的紊流, 有 $\sigma_x=\sigma_y=\sigma_z$, $L_x=2L_y=2L_z$; l 为机翼展长^[15]。

Dryden 紊流速度的时间历程曲线见图4, 通过在局部使用Dryden 紊流模型, 可以模拟各个气动部件气流分离后的随机涡流, 但这种涡流与实际存在一定差异, 在初始阶段可根据被仿真飞机失速尾旋试飞技术报告的定性描述建立粗略模型, 再根据飞机失速尾旋试飞的客观数据以及飞行员在模拟训练系统上的主观试飞感受进行修正拟合和参数辨识。

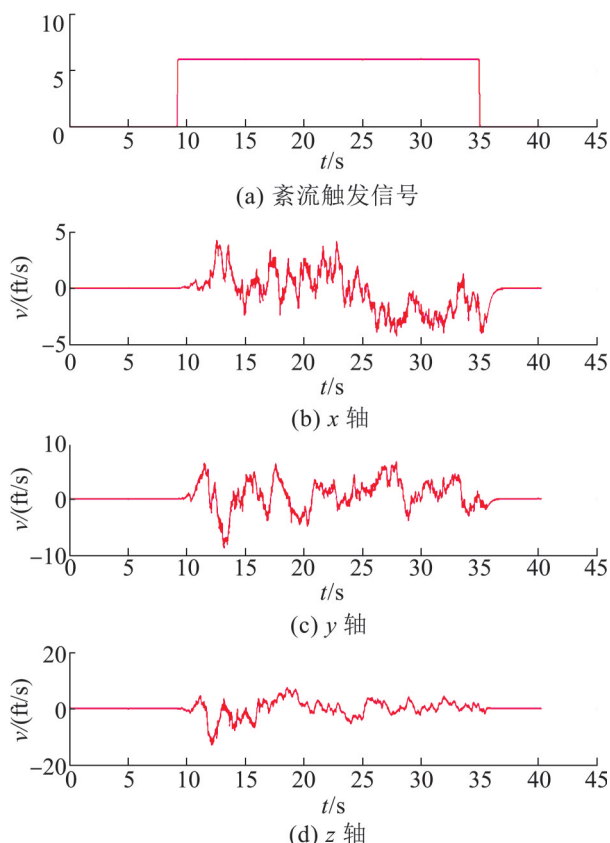


图4 Dryden 紊流速度的时间历程曲线

Fig. 4 Time history curve of Dryden turbulent velocity

2.3 失速、尾旋操纵特性仿真

2.3.1 问题描述

飞机在巡航构型平飞失速时, 在接近临界迎角时, 飞机会出现明显的抖振, 缓慢地向一个方向倾斜, 有时左右小幅度摆动, 同时杆、舵抖动明显, 操纵变轻。这种飞机杆、舵抖动就是即将失速的征兆, 一般飞机出现飞行员能够觉察到抖动时的迎角叫抖动迎角($\alpha_{抖}$)。被仿真飞机升降舵和方向舵均为硬式有回力操纵系统, 舵面的抖振和铰链力矩的变化都会直接反应到驾驶杆和脚踏上。由于该模拟训练系统无运动系统, 机身抖振特性无法模拟, 因此, 驾驶杆和脚踏的抖振成为唯一的力感提示方式。

此外, 被仿真飞机在尾旋状态下, 杆、舵上存在交变力, 且杆、舵上的交变力会随进入尾旋的时间增长而增大, 保持准确的杆舵位置较为困难。交变力的变化是被仿真飞机尾旋过程中的主要操纵特点, 在模拟训练系统上必须实现逼真的交变力。

2.3.2 操纵力产生机理分析

被仿真飞机是方向舵和升降舵是可逆的人工操纵系统, 气动感觉由作用在操纵面上气动力确定, 通过计算作用在操纵面铰链上的力矩来模拟操纵力感^[16]。在飞机迎角接近或超过临界迎角时, 机翼和舵面上会发生气流分离, 导致机身和驾驶杆纵向和脚踏出现抖振现象。由于在气动模型中把飞机看成整机, 气流在全机的分布一样, 按照这种算法, 平尾和垂尾处的迎角和侧滑角与机身一致, 无法实现抖振交及变力特性的模拟。因此, 要实现失速尾旋操纵特性的模拟, 必须考虑失速尾旋中平尾和垂尾当地的气流运动特性, 根据气流运动特性和飞机的运动, 估算平尾和垂尾处的当地迎角和当地侧滑角^[10]。

2.3.3 解决方法

2.3.3.1 数字电动操纵力控制加载技术架构

采用基于数字控制器的电动操纵力控制加载

方案, 如图 5 所示。作为典型的被动式力加载系统, 飞行员施加在杆上的力及杆位移通过位置传感器反馈至主控制系统, 经由主控制系统底层模型计算出理论位置及理论杆力。单轴控制系统通过 EtherCAT 总线将控制参数发送至驱动器, 进而控制电动机的扭矩输出, 如图 6 所示。

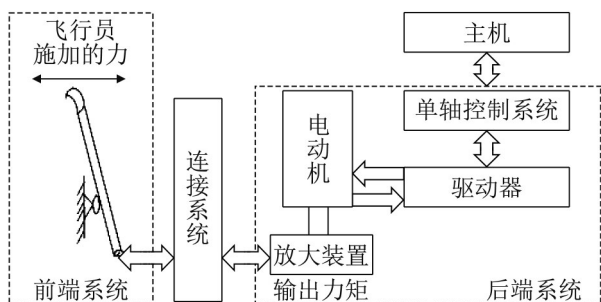


图 5 单轴数字电动控制加载系统模型
Fig. 5 Model of single-axis digital electric control loading system

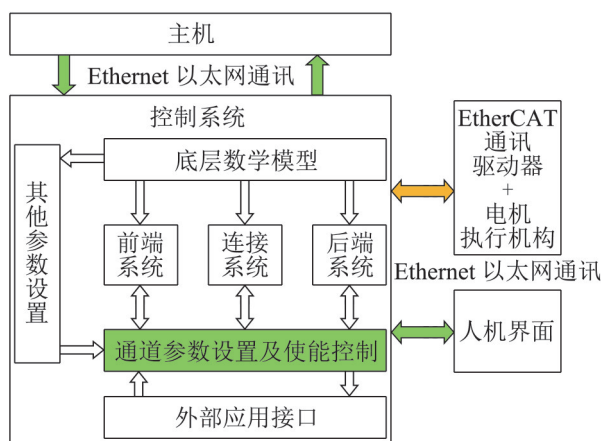


图 6 单轴数字电动控制加载软件架构
Fig.6 Single-axis digital electric control loading software model

其中前端系统(前舱系统)为飞行员控制飞机舵面的操纵装置, 如升降舵操纵杆、脚蹬等; 后端系统(尾翼、副翼及执行机构, 这里使用电动机进行模拟)为弹簧、自动驾驶仪、控制舵面等; 连接机构: 连接机构为前端系统和后端系统的装置, 如钢索、连杆等。

2.3.3.2 操纵力控制加载软件模型

亚声速的气动铰链力矩的简单线性描述为

$$H_M = \frac{1}{2} \rho v^2 S_c \dot{c}_c (C_m^a \alpha + C_m^{\delta c} \delta_c + C_m^{\delta t} \delta_t)$$

式中: $\frac{1}{2} \rho v^2$ 为动压; S_c 为舵面面积; \dot{c}_c 为舵面平均气动弦长; C_m^a 为舵面当地迎角力矩系数; $C_m^{\delta c}$ 为舵面铰链力矩系数; $C_m^{\delta t}$ 为调整片铰链力矩系数; α 为舵面当地迎角; δ_c 为活动舵面位移; δ_t 为配平调整片位移。

考虑操纵面偏角变量可能变化很快, 如果操纵力控制加载系统将操纵面偏角传送到主机, 主机计算上述公式, 然后将结果传回操纵力控制加载系统, 那么计算可能不稳定, 这是因为主机计算速率相对较低(典型的是 30~100 Hz)。因此可以考虑下列方案: 主机计算梯度 G 和偏差 O , 送到操纵力控制加载系统, 偏差是气动力的慢变(低频分量)部分, 梯度将与操纵面偏角相乘, 并与气动力偏差相加^[16]:

$$H_M = O + G \delta_c$$

其中: $O = \frac{1}{2} \rho v^2 S_c \dot{c}_c (C_m^a \alpha + C_m^t \delta_t)$

$$G = \frac{1}{2} \rho v^2 S_c \dot{c}_c C_m^{\delta c} \delta_c$$

由于深度失速的尾旋模态气流变化复杂, 尤其进入抛动状态后飞机机身气流严重扰动, 铰链力矩的施加由多个飞行状态参数决定, 包括飞机迎角、过载、飞机三向角速度、迎角变化率、配平片偏转、操纵面的气流分离、空速、高度等^[17], 在综合分析试飞曲线的特殊模态, 采用数据拟合和加权算法修正气动力偏差和梯度项。

通过主机送给操纵力控制加载系统的气动力偏差 O 和梯度 G , 完成铰链力矩的计算, 通过电机施加操纵力感。

2.3.3.3 抖振操纵力仿真实现方法

不同的失速程度, 抖动的强度也不一样, 一般分为几个程度:

- (1) 轻微抖动: $\Delta n_y = (0.035 \sim 0.1]$, 飞行员能觉察, 不影响飞行;
- (2) 轻度抖动: $\Delta n_y = (0.1 \sim 0.2]$, 飞行员能明显感觉到, 对飞行无明显影响;

(3) 中度抖动: $\Delta n_y=(0.2\sim 0.6]$, 飞行员感觉厌烦, 瞄准困难;

(4) 重度抖动: $\Delta n_y=(0.6\sim 1]$, 飞行员感觉难以忍受, 瞄准已不可能, 但飞机仍能操纵。

因此, 飞机的杆、舵抖振特性的模拟对失速尾旋模拟训练系统来说十分重要, 需要在操纵力控制加载系统中实现逼真的杆、舵抖振现象。

通过操纵力控制加载模型, 主机输入抖振幅值和频率, 抖振器力是基于一个正弦波发生器, 该发生器使用 Taylor 级数, 根据频率参数构造一个波信号。它把时间, 时间步长和方向用于回复时间积分算法^[17], 如图7所示。

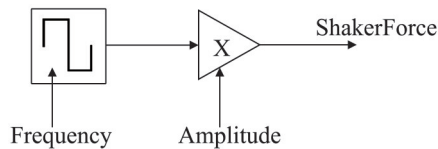


图7 机理示意图

Fig.7 Schematic diagram of mechanism

从飞机试飞数据中可以提取飞机在失速尾旋过程中的特征抖振数据, 这些数据经过频谱分析, 能获取飞机实际飞行中的抖振特性, 即不同状态下的抖振频率和振幅。这需要对被仿真飞机试飞数据中的过载数据进行频域分析。使用 MATLAB 对时域下的过载数据转换至频域进行分析, 得到三向加速度的频域曲线, 如图8~10所示。

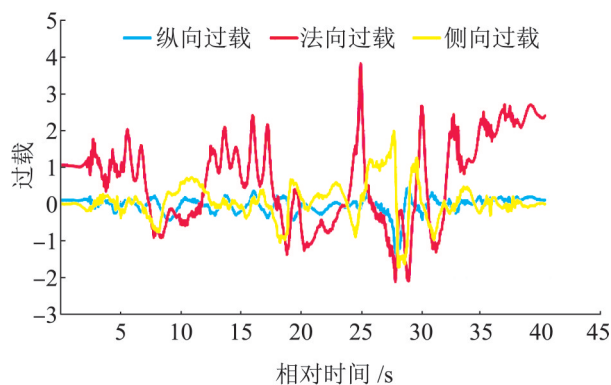


图8 被仿真飞机过载曲线图(时域)

Fig. 8 Overload curve of simulated aircraft (time domain)

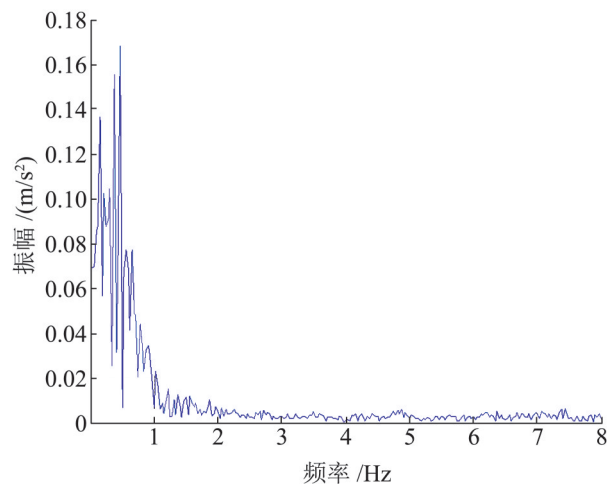


图9 被仿真飞机纵向过载曲线图(频域)

Fig.9 Longitudinal overload curve of simulated aircraft (frequency domain)

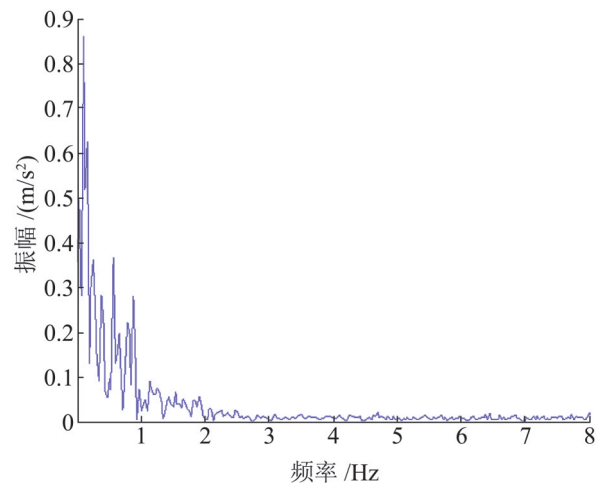


图10 被仿真飞机法向过载曲线图(频域)

Fig.10 Normal overload curve of simulated aircraft (frequency domain)

由图9~10中可见, 飞机抖振振幅随着抖振频率的增加而减小, 抖振振幅数据对应飞机的抖振强度, 因此, 可以根据频域下的抖振特性模拟驾驶杆和脚蹬的抖振特性。

根据抖振频谱曲线建立与迎角、侧滑角、空速相关的抖振计算模型, 将抖振分为4级抖振, 模拟飞机在不同飞行状态下的抖振特性。

2.3.3.4 大载荷交变操纵力仿真实现

根据尾旋过程中气流运动特性和飞机的运动, 按照以下算法, 估算平尾和垂尾处的当地迎角和

当地侧滑角，再估算升降舵和方向舵在不同迎角和侧滑角下的气动力，对特殊模态下的气动力矩计算进行修正，然后根据气动力计算升降舵和方向舵上的铰链力矩，最后经过一定的传动比，把变化的力矩施加在驾驶杆和脚踏上^[10]。

(1) 平尾当地空速计算

忽略飞机尾旋时机翼对平尾和垂尾的流场影响，则考虑飞机旋转运动的飞机平尾处当地空速：

$$\mathbf{v}_{HT} = \mathbf{v}_{CG} + \boldsymbol{\omega}_{CG} \cdot (\mathbf{P}_{HT} - \mathbf{P}_{CG}) \quad (7)$$

式中： \mathbf{v}_{HT} 为平尾空速； \mathbf{v}_{CG} 为重心空速； $\boldsymbol{\omega}_{CG}$ 为机体轴角速度； \mathbf{P}_{HT} 和 \mathbf{P}_{CG} 分别为平尾和重心的位置矢量，均为机体轴的绝对坐标。

(2) 当地迎角、侧滑角计算

飞机平尾处当地迎角为

$$\alpha_{HT} = \arctan \frac{v_{zHT}}{v_{xHT}} \quad (8)$$

飞机平尾处当地侧滑角为

$$\beta_{HT} = \arctan \frac{v_{yHT}}{\sqrt{v_{xHT}^2 + v_{zHT}^2}} \quad (9)$$

同理，

飞机垂尾处当地迎角为

$$\alpha_{VT} = \arctan \frac{v_{zVT}}{v_{xVT}} \quad (10)$$

飞机垂尾处当地侧滑角为

$$\beta_{VT} = \arctan \frac{v_{yVT}}{\sqrt{v_{xVT}^2 + v_{zVT}^2}} \quad (11)$$

v_{xHT} 、 v_{yHT} 、 v_{zHT} 分别为平尾空速在机体轴的三节向分量； v_{xVT} 、 v_{yVT} 、 v_{zVT} 分别为垂尾空速在机体轴的三节向分量。

(3) 升降舵、方向舵铰链力矩计算

由于该型飞机未对平尾和垂尾进行单独的风洞试验，可用整机的升降舵和方向舵铰链力矩系数代替。

飞机升降舵气动铰链力矩为

$$M_{\delta e} = (C_{He\alpha} \alpha_{HT} + C_{He\beta} \beta_{HT}) \delta e \quad (12)$$

式中： $M_{\delta e}$ 为升降舵偏转引起的气动铰链力矩； $C_{He\alpha}$ 为升降舵铰链力矩系数对迎角的导数； $C_{He\beta}$ 为

升降舵铰链力矩系数对侧滑的导数，一般可以忽略； δe 为升降舵偏角。

飞机方向舵气动铰链力矩为

$$M_{\delta r} = (C_{Hr\alpha} \alpha_{VT} + C_{Hr\beta} \beta_{VT}) \delta r \quad (13)$$

式中： $M_{\delta r}$ 为方向舵偏转引起的气动铰链力矩； $C_{Hr\alpha}$ 为方向舵铰链力矩系数对迎角的导数，一般可以忽略； $C_{Hr\beta}$ 为方向舵铰链力矩系数对侧滑的导数； δr 为方向舵偏角。

式(7)~(13)表现了一般的尾旋过程中铰链力矩的变化规律，具体力矩的大小需要根据试飞数据进行适当的修正。

3 验证情况

3.1 非定常气动数据处理验证

按照2.1节中多源数据处理方法，经过对不同的数据进行优选、拟合和修正，获得了满足要求的高质量气动数据，奠定了失速螺旋仿真的基础。以升力系数为例，拟合修正后的数据以及某型飞机数据对比如图11~12所示，基本与某型飞机数据保持一致。

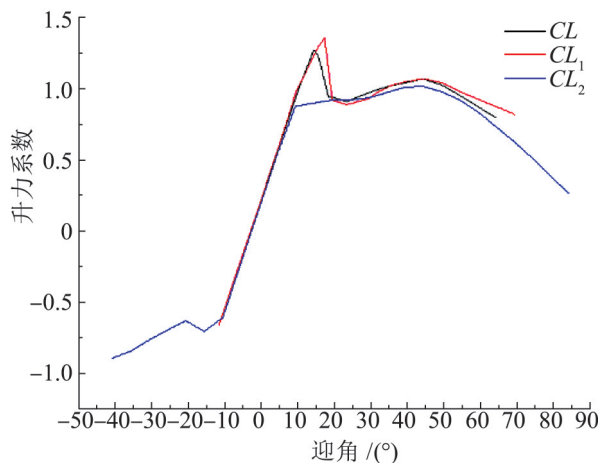


图 11 升力系数修正图(无侧滑)

Fig. 11 Lift coefficient correction diagram (without sideslip)

3.2 平尾旋模态仿真验证

在模拟训练系统平尾旋仿真调试过程中，平尾旋模态问题具体表现为2个阶段：第一阶段，经过强振荡陡尾旋发展后，即使长时间保持，也无

法进入平尾旋; 经过第一阶段的工作, 实现了平尾旋的进入, 在强振荡陡尾旋后, 迎角进一步增大, 能进入平尾旋, 但是, 这种平尾旋模态太容易改出, 使用普通尾旋的改出方法也能改出, 这就无法达到训练普通尾旋和平尾旋改出动作的目标。

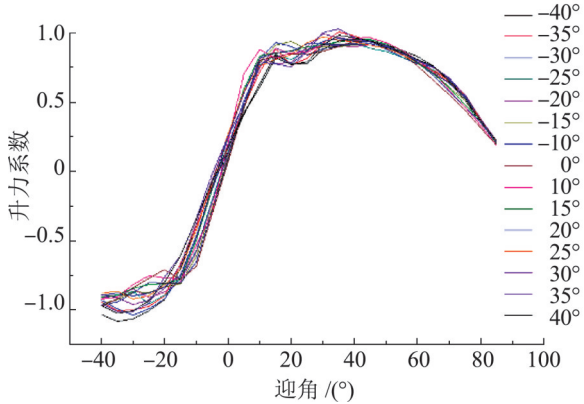


图 12 某型飞机大迎角大侧滑角升力系数总图
Fig. 12 General diagram of lift coefficient of an aircraft with a large angle of attack and a large side slip angle

采用前述的基于部件的非定常气动模型建模, $C_{dyn}(t)$ 表示飞机运动过程中气动迟滞产生的非定常气动力, 这部分无法通过经典方法获得。采用 2.1 节中修正后的数据加载非定常气动模型, 并通过飞行员在模拟训练系统上试飞反馈进行反复调整, 得到了与某型飞机典型尾旋特征数据一致的结果。根据测试情况, 可以认为平尾旋的进入、动态响应以及改出方法接近某型飞机真实情况, 达到了预期的效果, 如图 13~15 所示。

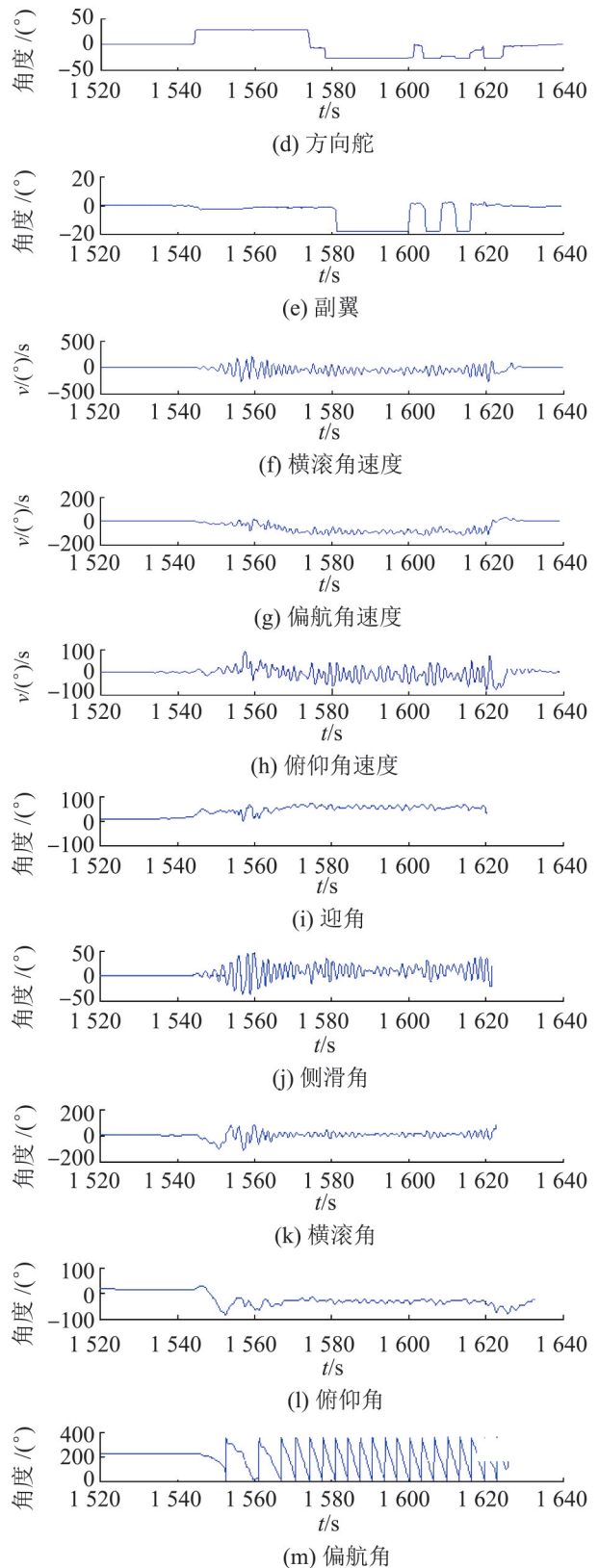
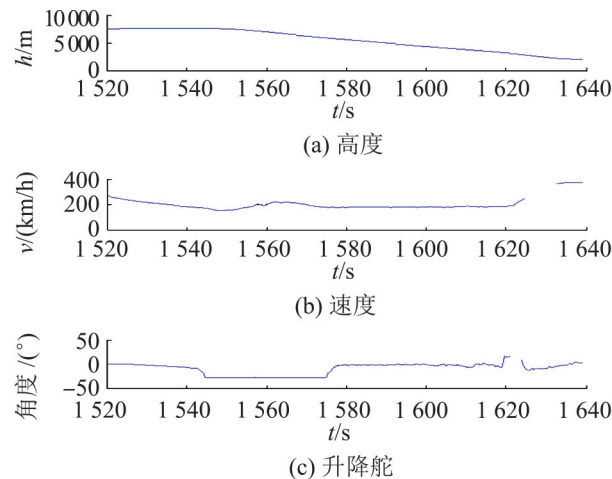


图 13 模拟训练系统平尾旋试飞曲线
Fig. 13 Simulated training system flat tail spin test flight curve

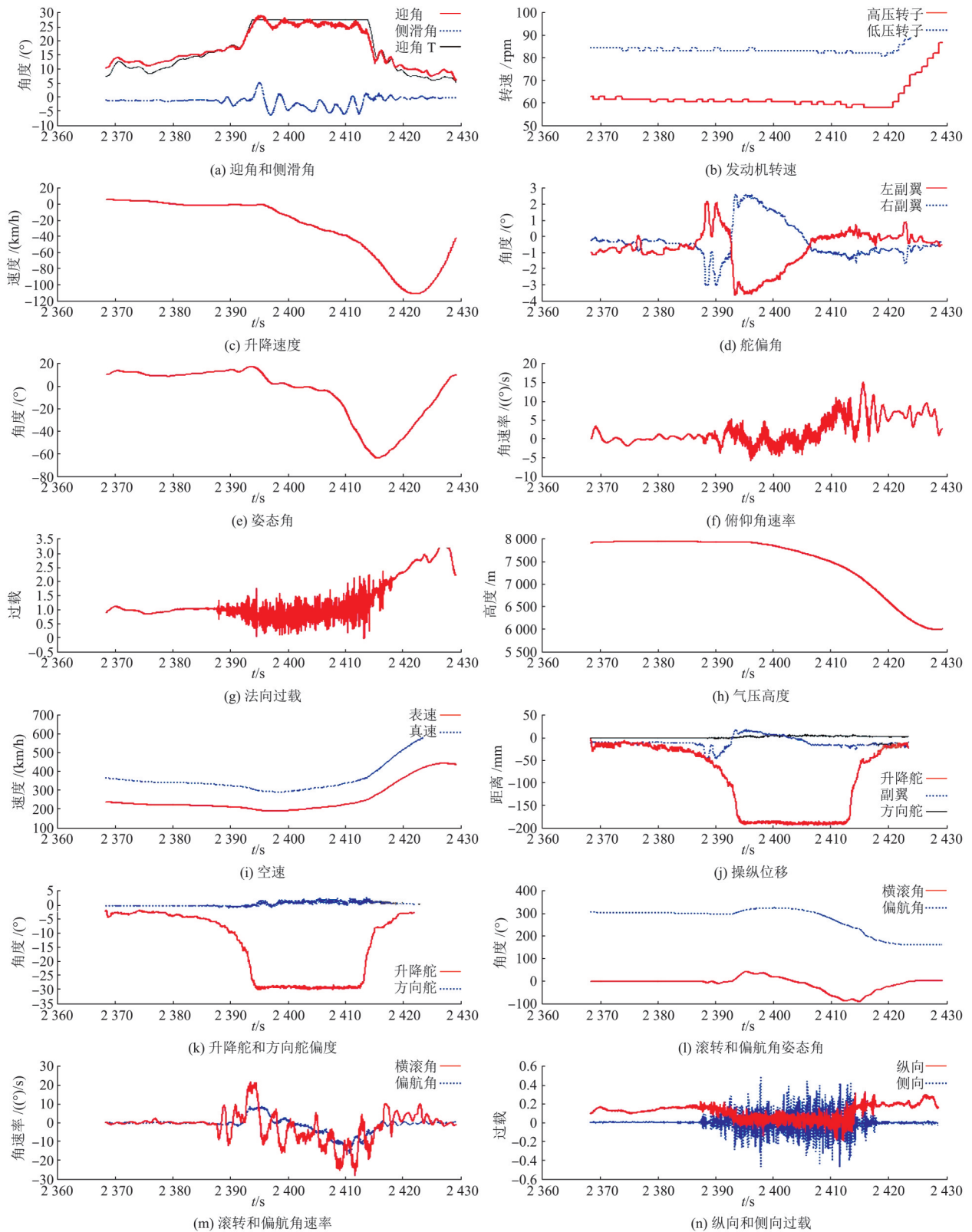


图 14 某型飞机平螺旋试飞曲线
Fig. 14 A type of aircraft flat spiral test flight curve

<http://www.china-simulation.com>

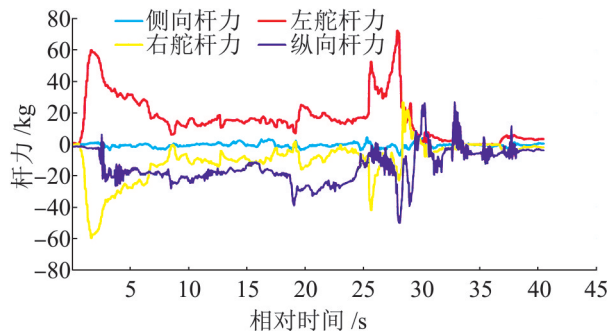


图15 飞机不稳定尾旋杆力变化曲线

Fig. 15 Aircraft unstable tail rotor force variation curve

3.3 失速、尾旋操纵特性仿真验证

根据某型飞机尾旋模态原因分析报告, 杆、舵上存在较大的交变力, 固定操纵杆和脚蹬要用力 ΔP 升降舵 = $\pm(30 \sim 40) \times 9.8 \text{ N}$ 、 ΔP 方向舵 = $\pm(40 \sim 50) \times 9.8 \text{ N}$ 。飞行过程中的杆力变化曲线见图15(图中脚蹬力峰值为72 kg, 驾驶杆纵向力峰值为50 kg)。

如图16所示, 在尾旋模拟训练系统飞行过程中, 通过记录数据绘制曲线进行分析, 方向舵通道峰值输出力达到50 kg, 升降舵通道峰值输出力达到32 kg, 在高强度的训练过程中能够持续稳定安全运行, 与某型飞机交变杆力变化特性相符。

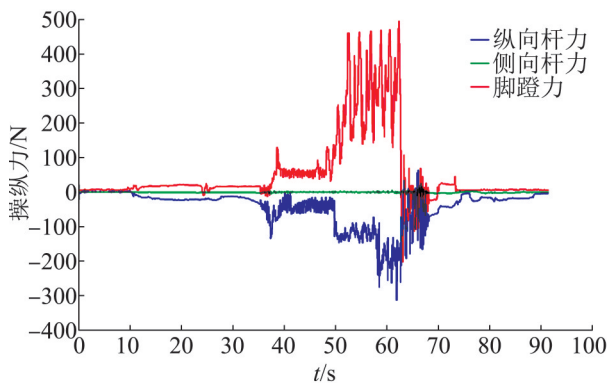


图16 模拟训练生成杆力变化曲线

Fig. 16 Simulation training to generate rod force variation curve

4 结论

研制的某型飞机失速尾旋模拟训练系统, 在失速尾旋专项科目训练方面, 该系统采用全新的

建模方法, 建立了适用于大迎角和大侧滑角机动飞行的非定常气动力模型, 通过数字电动操纵力控制加载技术实现失速尾旋过程中的大载荷交变力和抖振特性仿真, 成功地实现了某型飞机的失速尾旋的人在回路模拟训练, 实现了该型飞机人在回路的失速尾旋专项模拟训练。

参考文献:

- [1] Lin G F, Lan C E. A Generalized Dynamic Aerodynamic Coefficient Model for Flight Dynamics Application[C]. AIAA-97-3643, 1997.
- [2] 杨勤. 大攻角非定常气动力建模和气动力模型及飞行仿真研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2011.
Yang Meng. Large Angle of Attack Non-Constant Aerodynamic Modeling and Aerodynamic Modeling and Flight Simulation Research[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2011.
- [3] Wang Zhongjun, Lan Edward C. Unsteady Aerodynamic Effects on The Flight Characteristics of An F-16XL Configuration[C]. AIAA-2000-2964, 2000.
- [4] 汪清, 钱炜祺, 丁娣. 飞机大迎角非定常气动力建模研究进展[J]. 航空学报, 2016, 37(8): 2231-2347.
Wang Qing, Qian Weiqi, Ding Di. A Review of Unsteady Aerodynamic Modeling of Aircraft at High Angle of Attack[J]. Journal of Aeronautics, 2016, 37(8): 2231-2347.
- [5] 齐万涛, 李伟, 吕新波. 飞机失速/尾旋特性飞行仿真方法研究[J]. 航空科学技术, 2016, 27(6): 16-19.
Qi Wantao, Li Wei, Lü Xinbo. Study on the Flight Simulation Method of Aircraft Stall/Tailspin Characteristics[J]. Aviation Science and Technology, 2016, 27(6): 16-19.
- [6] 饶秋磊, 韩意新. 大迎角气动力建模与失速/尾旋模态仿真[J]. 应用力学学报, 2018, 35(3): 472-478.
Rao Qiulei, Han Yixin. Aerodynamic Modeling and Stall/Tail Rotation Modal Simulation for Large Angle of Attack[J]. Journal of Applied Mechanics, 2018, 35(3): 472-478.
- [7] 刘超, 刘庆, 田福礼. 用于气动导数辨识的试飞数据处理方法研究[J]. 航空工程进展, 2014, 5(2): 187-192.
Liu Chao, Liu Qing, Tian Fuli. Research on Test Flight Data Processing Method for Aerodynamic Derivative Identification[J]. Advances in Aeronautical Engineering, 2014, 5(2): 187-192.
- [8] 西光旭, 雷励星, 吴冲, 等. 飞行模拟器和飞行训练模拟方法: 202110540610.0[P]. 2021-10-18.
Xi Guangxu, Lei Lixing, Wuchong, et al. Flight Simulator and Flight Training Simulation Method:

- 202110540610.0[P]. 2021-10-18.
- [9] 周光勇. 大攻角非定常气动力建模及飞机尾旋特性的仿真研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2013.
Zhou Guangyong. Simulation Study of Large Angle of Attack Non-Constant Aerodynamic Modeling and Aircraft Tailspin Characteristics[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2013.
- [10] 西光旭, 吴冲, 雷励星, 等. 失速尾旋实时飞行仿真建模及失速尾旋飞行模拟方法: 202110540652.4[P]. 2021-10-13.
Xi Guangxu, Wu Chong, Lei Lixing, et al. Real-Time Flight Simulation Modeling of Stall-Tailspin and Stall-Tailspin Flight Simulation Method: 202110540652.4[P]. 2021-10-13.
- [11] 邓超. 弹箭非线性角运动规律研究[D]. 南京: 南京理工大学, 2013.
Deng Chao. Study on the Nonlinear Angular Motion Law of Bullet and Arrow[D]. Nanjing: Nanjing University of Science and Technology, 2013.
- [12] 韩冰. 三角翼大迎角动态气动特性及结构抖振数值模拟[D]. 西安: 西北工业大学, 2014.
Han Bing. Numerical Simulation of Dynamic Aerodynamic Characteristics and Structural Jitter of Triangular Wing with Large Angle of Attack[D]. Xi'an: Northwestern Polytechnic University, 2014.
- [13] 龚正. 先进飞行器非定常气动力建模、控制律设计及验证方法研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2011.
Gong Zheng. Research on Unsteady Aerodynamic Modeling, Control Law Design and Verification Methods of Advanced Aircraft [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2011.
- [14] 刘超. 大迎角飞翼布局飞行器非定常气动力分析与建模方法研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2014.
Liu Chao. Study of Non-constant Aerodynamic Analysis and Modeling Methods for Large-angle Flying Wing Layout Aircraft[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2014.
- [15] 赵震炎, 肖业伦, 施毅坚. Dryden 大气紊流模型的数字仿真技术[J]. 航空学报, 1986, 7(5): 433-443.
Zhao Zhenyan, Xiao Yelun, Shi Yijian. Digital Simulation of Dryden Atmospheric Turbulence Model[J]. Journal of Aeronautics, 1986, 7(5): 433-443.
- [16] 廖峰. 基于飞行模拟机操纵系统的仿真研究[J]. 中国民航飞行学院学报, 2009, 20(2): 56-59.
Liao Feng. Simulation Research of Control System Based on Flight Simulator[J]. Journal of Civil Aviation Flight College of China, 2009, 20(2): 56-59.
- [17] 高亚奎, 朱江, 林皓. 飞行仿真技术[M]. 上海: 上海交通大学出版社, 2015.
Gao Yakui, Zhu Jiang, Lin Hao. Flight Simulation Technology[M]. Shanghai: Shanghai Jiaotong University Press, 2015.