

文章编号:1674-8190(2014)04-521-08

# 飞行品质仿真计算与试飞数据对比分析

饶秋磊, 崔益华, 韩意新

(中国飞行试验研究院 飞机所, 西安 710089)

**摘要:** 随着飞行控制系统越来越复杂, 试飞过程逐渐向数字化过渡。在开展飞行试验前, 通过数值模拟对飞机的主要飞行品质参数进行仿真计算, 可以为试飞过程提供参考, 提高飞行试验的效率。根据某型飞机的风洞试验数据, 建立该型飞机的气动力数学模型, 基于 Flightgear 飞行模拟软件搭建功能完备的实时飞行模拟平台, 完成飞行品质的数字化试飞。选取典型试飞数据对所建立的气动力模型与数值仿真结果进行验证, 结果表明: 数值仿真结果与试飞结果具有较好的一致性。

**关键词:** 飞行仿真; 气动力建模; 飞行试验

中图分类号: V212.12

文献标识码: A

## Comparison and Analysis of Flying Quality Simulation and Flight Test Data

Rao Qiulei, Cui Yihua, Han Yixin

(Aircraft Department, Chinese Flight Test Establishment, Xi'an 710089, China)

**Abstract:** As the aircraft flight control system becoming more and more complicate, the process of flight test is gradually evolving a numerical one. Before the flight test, the parameters of the flight quality can be simulated through numerical calculation so as to supply a prediction and improve the flight test efficiency. The wind tunnel test data of certain type of aircraft are analyzed and its aerodynamic model is built. On the basis of the model a real time flight simulation platform is developed by using the Flightgear software and the calculation of the major flight handling quality is accomplished through numerical experiment. The typical real flight test data are selected to verify the results of the numerical simulation. The comparison of the result between the numerical calculation and flight test shows that both agree well.

**Key words:** flight simulation; aerodynamic modeling; flight test

## 0 引言

随着飞机设计向综合一体化方向发展, 国际上多数航空发达国家均已开展了数字化试飞技术的研究工作, 以便减少飞行试验的架次、缩短研制周期<sup>[1]</sup>。国外一架新机在研制过程中, 首先根据飞机设计数据进行大量的半实物仿真和飞机系统的综合测试与虚拟试飞, 在地面测试完成后再进行空中的飞行验证, 利用飞行数据检验仿真模型的正确性

和完整性, 为系统设计改进提供依据。美国 NASA 和空军、海军的飞行试验机构在试飞的过程中引入了虚拟试飞的方法, 以便飞行试验模拟的逼真度更为接近飞行试验。一旦模拟试验的逼真度在实际飞行试验条件下得到验证, 围绕该点区域内的飞行品质评定则可由模拟试验或虚拟飞行试验来完成; 而实际飞行试验的重点将转向预测结果较差的区域以及飞行包线的边界区域。例如 20 世纪 90 年代美国 NASA 推力矢量研究机 X29-A 的研制过程中, 利用 ITF 综合试验系统以及全新的试验方法, 节省了三分之二的试飞时间, 并使得在进入飞行试验前研究人员获得了更为完善的评估

收稿日期: 2014-04-10; 修回日期: 2014-07-31

通信作者: 饶秋磊, raoqiulei2003@sina.com

数据<sup>[2]</sup>;欧洲 CAE 仿真公司通过对飞行试验动作进行特殊设计,从典型试飞数据中提取相关信息对其进行修正,以提高地基模拟器的逼真度。

飞行仿真技术在我国三代电传飞机的试飞过程中也得到了一些应用,在某型电传飞机迎角限制器设计与试飞的过程中,前期通过大迎角气动力建模与仿真计算得到了飞机的大迎角失速、尾旋模态特性,并由试飞员在地面模拟器上对飞机的尾旋改出特性进行多次演练,以降低迎角限制器功能检查试飞过程中无法改出尾旋的风险;同时在飞行试验的过程中,通过飞行遥测数据与实际数据的实时对比结果来进行安全监控与试飞决策,起到优化任务的作用<sup>[3]</sup>。但总的来说,虚拟试飞技术在我国尚未开展广泛的研究与试验,未形成一套普遍的验证方法,难以推广到其他型号飞机的试飞工作中。随着新机研制任务的日益增多,开展飞行品质科目的数字化试飞研究对提高我国试飞水平、降低科研成本以及保障试飞安全都有着非常重要的意义。

本文针对飞行试验的一般方法,通过选取典型的试飞动作,对所建立的气动力模型进行验证,从飞行品质评级的角度分析仿真计算与飞行试验结

果的符合性,可以为今后虚拟试飞工作的探索提供参考。

## 1 气动力建模

在飞机数字化试飞过程中,如何根据飞机风洞试验数据建立一个合适的非线性气动力数学模型,对计算结果起着非常重要的作用<sup>[4]</sup>。根据风洞试验理论,飞机气动力模型包括静态气动力、振荡运动气动力、圆锥运动气动力,分别对应风洞试验中的静态六分量天平试验、强迫振荡天平试验、旋转天平试验<sup>[5]</sup>。在一般的飞机运动中既有绕速度轴的旋转,又有绕自身轴的振荡,故气动模型建立原则应体现三种试验数据的结合使用,同时需避免角速度矢量  $\omega$  的重叠使用<sup>[6]</sup>。因此,飞机迎角、侧滑角、舵面偏度等状态量应结合静态天平试验数据使用,旋转天平试验结果对应机体运动总的角速度  $\omega$  投影于速度轴上而得到的旋转分量  $\lambda$  使用,强迫振荡试验数据则应该对应于总的角速度  $\omega$  与旋转分量  $\lambda$  的差值  $\omega'$ ,即  $\omega' = \omega - \lambda$ 。依据上述原则以及风洞数据,本文所建立的气动力模型如式(1)所示。

$$\begin{cases} C_x = C_{x0}(\alpha, \beta) + C_x^{\delta_e}(\alpha)\delta_e + \Delta C_x(\alpha, \beta, \lambda) \\ C_y = C_{y0}(\alpha, \beta) + C_y^{\delta_r}(\alpha)\delta_r + C_y^{\delta_a}(\alpha)\delta_a + \Delta C_y(\alpha, \beta, \lambda) \\ C_z = C_{z0}(\alpha, \beta) + C_z^{\delta_e}(\alpha)\delta_e + \Delta C_z(\alpha, \beta, \lambda) \\ C_l = C_{l0}(\alpha, \beta) + C_l^{\delta_a}(\alpha)\delta_a + C_l^{\delta_r}(\alpha)\delta_r + \frac{L}{2V} [C_l^p(\alpha) + C_l^r(\alpha)r] + \Delta C_l(\alpha, \beta, \lambda) \\ C_m = C_{m0}(\alpha, \beta) + C_m^{\delta_a}(\alpha)\delta_a + \frac{b_A}{2V} [C_m^q(\alpha)q + C_m^{\dot{\alpha}}(\alpha)\dot{\alpha}] + \Delta C_m(\alpha, \beta, \lambda) \\ C_n = C_{n0}(\alpha, \beta) + C_n^{\delta_r}(\alpha)\delta_r + C_n^{\delta_a}(\alpha)\delta_a + \frac{L}{2V} [C_n^p(\alpha)p + C_n^r(\alpha)r + C_n^{\dot{\beta}}(\alpha)\dot{\beta}] + \Delta C_n(\alpha, \beta, \lambda) \end{cases} \quad (1)$$

式中:  $C_x$ 、 $C_y$ 、 $C_z$  分别为阻力系数、侧向力系数、升力系数;  $C_l$ 、 $C_m$ 、 $C_n$  分别为滚转力矩系数、俯仰力矩系数、偏航力矩系数;以  $C_x$  为例,  $C_{x0}(\alpha, \beta)$  为操纵面  $\delta=0$  的条件下(迎角为  $\alpha$ ,侧滑角为  $\beta$ )的  $C_x$  值;  $C_x^{\delta_e}(\alpha)\delta_e$  为升降舵的效能;  $\Delta C_x(\alpha, \beta, \lambda)$  为圆周运动对  $C_x$  产生的影响分量,  $\lambda$  为飞机绕速度轴化旋转角速率;  $b_A$  和  $L$  分别为平均气动弦长和翼展长,  $p$ 、 $q$  和  $r$  分别为振荡角速度矢量  $\omega'$  在机体系  $x$ 、 $y$  和  $z$  轴上的投影。

圆周运动对飞机气动力的影响分量如式(2)所示。

$$\begin{cases} \Delta C_x(\alpha, \beta, \lambda) = C_x(\alpha, \beta, \lambda) - C_x(\alpha, \beta, \lambda=0) \\ \Delta C_y(\alpha, \beta, \lambda) = C_y(\alpha, \beta, \lambda) - C_y(\alpha, \beta, \lambda=0) \\ \Delta C_z(\alpha, \beta, \lambda) = C_z(\alpha, \beta, \lambda) - C_z(\alpha, \beta, \lambda=0) \\ \Delta C_l(\alpha, \beta, \lambda) = C_l(\alpha, \beta, \lambda) - C_l(\alpha, \beta, \lambda=0) \\ \Delta C_m(\alpha, \beta, \lambda) = C_m(\alpha, \beta, \lambda) - C_m(\alpha, \beta, \lambda=0) \\ \Delta C_n(\alpha, \beta, \lambda) = C_n(\alpha, \beta, \lambda) - C_n(\alpha, \beta, \lambda=0) \end{cases} \quad (2)$$

### 2 飞机动力学建模

对于飞机本体而言,假设飞机上的旋转部件在飞机运动时产生的陀螺力矩和飞机本身的惯性力矩相比较小,可以忽略<sup>[7]</sup>。视飞机为刚体,其体轴系下的动力学方程组可写成如下形式<sup>[8]</sup>:

$$m\left(\frac{dv}{dt} + \omega \times v\right) = F_a + P + G \quad (3)$$

$$\frac{dh}{dt} + \omega \times h = \sum M \quad (4)$$

式中: $v$ 为飞机质心相对地轴系的运动速度矢量; $F_a$ 为作用在飞机上的空气动力矢量; $P$ 为发动机推力; $G$ 为飞机本身重力矢量; $h$ 为机体相对于惯性主轴的动量矩; $\sum M$ 为作用在机体上的外力矩矢量和。

为了解六自由度方程组,需要利用地轴系中飞机重心位置与其运动速度的关系、飞机运动方位角与其角速度之间的关系,确定飞机位置及姿态的变化。

运动学方程组:

$$\begin{cases} \dot{\psi} = q \sin\phi \sec\theta + r \cos\phi \sec\theta \\ \dot{\theta} = q \cos\phi - r \sin\phi \\ \dot{\phi} = \sec\theta (q \sin\phi + r \cos\phi) \end{cases} \quad (5)$$

飞机的重心运动轨迹可按式(6)计算。

$$\begin{cases} \dot{x} = v(A \cos\psi + B \sin\psi) \\ \dot{y} = v(-A \sin\psi + B \cos\psi) \\ \dot{z} = -v[\cos\theta(\sin\beta \sin\phi + \cos\beta \sin\alpha \cos\phi) - \cos\beta \cos\alpha \sin\theta] \end{cases} \quad (6)$$

$$\begin{cases} A = \cos\beta \cos\alpha \cos\theta + \sin\theta(\sin\beta \sin\phi + \cos\beta \sin\alpha \cos\phi) \\ B = \sin\beta \cos\phi - \cos\beta \sin\alpha \sin\phi \end{cases} \quad (7)$$

在对上述模型进行求解过程中,本文采用 Simulink 中标准大气模块(COESA),该模块实现了 1976 年国际标准大气委员会指定的大气数学模

型,可根据地理高度计算空气的密度、温度等<sup>[9]</sup>。多数飞行试验选择在气流平稳的天气状况下进行,因此大气扰动的作用可以忽略。

### 3 仿真平台的构建

根据上述气动力模型,本文构建基于 UDP 网络协议的地面仿真平台,用于开展数字化试飞。该平台由仿真主机、操纵系统、视景系统、监控系统等四部分组成。仿真主机完成对操纵信号的采集、飞机六自由度方程的解算,并根据飞机位置、姿态等计算结果驱动视景设备进行三维显示。实时仿真系统多采用定步长法进行仿真计算<sup>[10]</sup>,平台在仿真计算的过程中步长设为 0.01 s。

为了便于分析与研究,系统平台对 Flightgear 软件进行了二次开发,通过 Flightgear 软件中 UDP 接口协议将关键飞行参数打包由以太网发送至监控系统进行实时显示<sup>[11]</sup>,并将每个架次的数据以十进制文本文件的形式进行存储,系统整体架构示意如图 1 所示。在监控界面的制作过程中,选取实际试飞过程中飞行品质科目的关键参数作为监控量,对其数值与时间历程进行实时显示,其中特定参数可由图形化的方式进行显示,例如油门杆位置采用刻度尺、起落架的收/放采用开关量指示灯等,具体画面如图 2 所示。

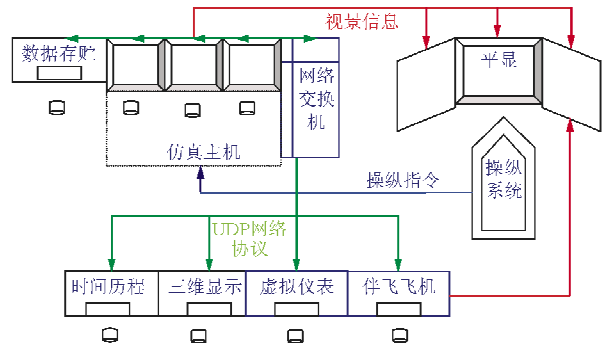


图 1 仿真平台结构示意图

Fig. 1 Diagrammatic sketch of simulation platform

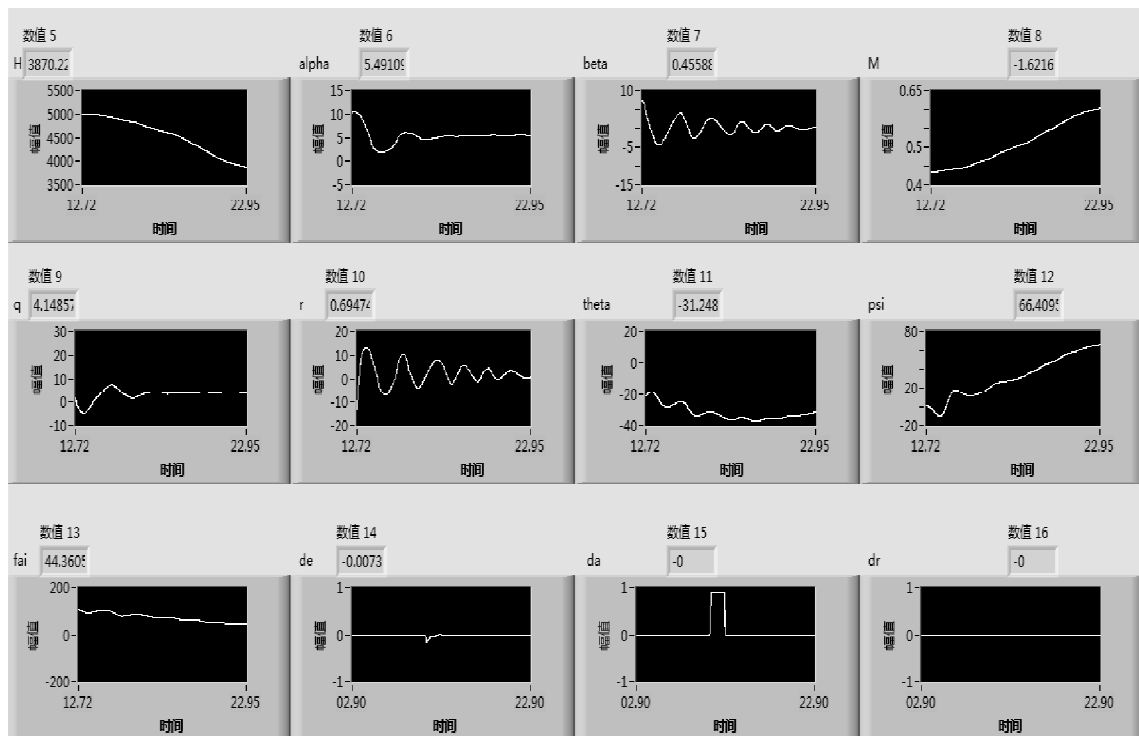


图 2 仿真平台监控画面

Fig. 2 Monitor screen of simulation platform

## 4 模型验证

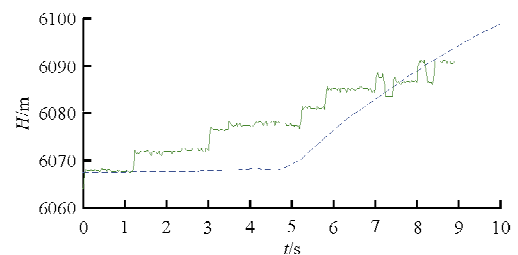
数字化试飞是地面集成试验向实际试飞的过渡阶段,其结果可靠性需要通过实际试飞结果验证<sup>[12]</sup>。本文数字化试飞的方法与真实试飞方法一致,并采用时间历程曲线结果对比和飞行品质评定结果对比两种方式,对仿真计算结果与真实试飞结果的相关性进行分析。

### 4.1 时间历程曲线对比

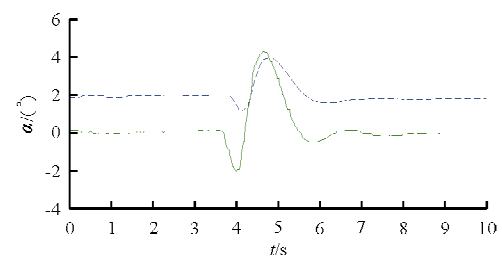
模型配平于实际试飞数据的初始高度、速度,将试飞动作过程中采集到的舵面数据作为激励信号输入飞机气动模型,通过对比飞行参数,从时域的角度分析仿真模型短周期、荷兰滚、快速滚转等典型模态的准确性。选取的试飞动作包括倍脉冲升降舵、倍脉冲方向舵、阶跃副翼等。

#### 4.1.1 倍脉冲升降舵

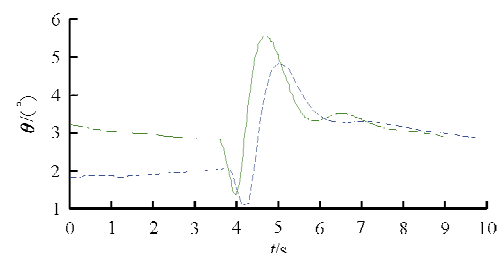
为了检验模型的纵向特性,选取一纵向倍脉冲的操纵输入进行对比验证,初始配平高度约为 6 km,飞行真空速 831 km/h,对比结果如图 3 所示,虚线为模型仿真计算结果,实线为试飞结果(下同),该组试飞参数由加装的六组合传感器测得。



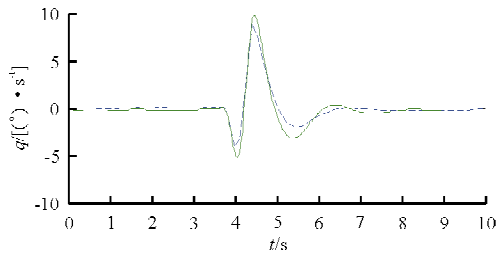
(a) 高度时域响应



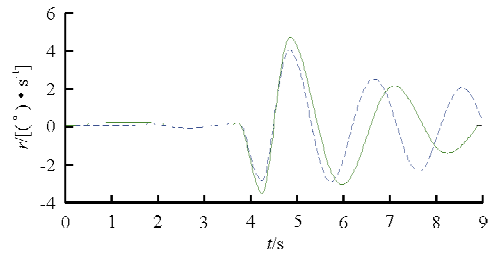
(b) 迎角时域响应



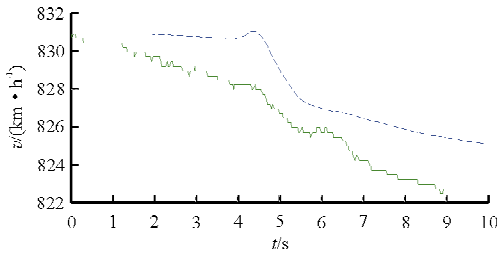
(c) 俯仰角时域响应



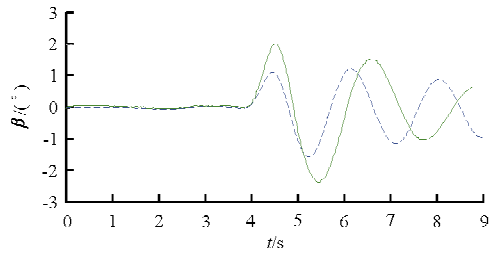
(d) 俯仰速率时域响应



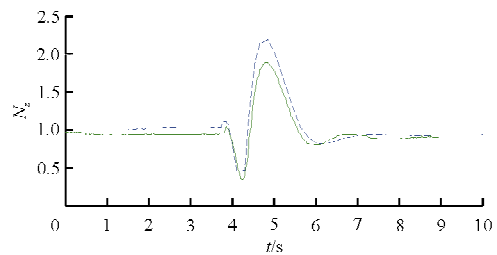
(b) 偏航速率时域响应



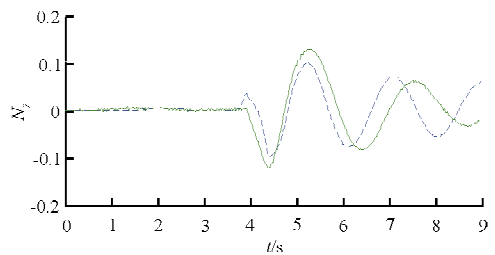
(e) 真速时域响应



(c) 侧滑角时域响应



(f) 法向过载时域响应



(d) 侧向过载时域响应

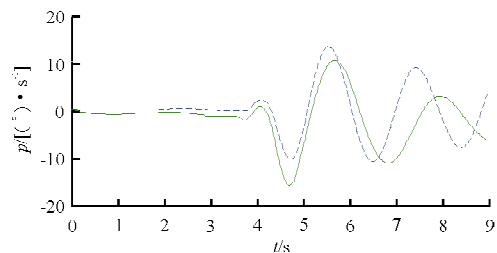
图 3 倍脉冲升降舵

Fig. 3 Double pulse elevator example

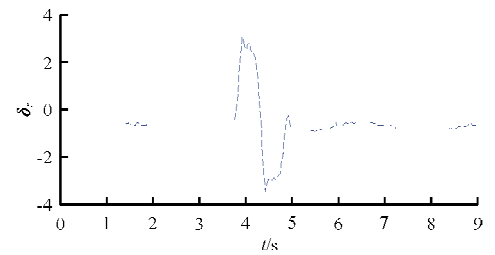
从图 3 可以看出:仿真结果的俯仰角速率、过载与实际试飞数据吻合较好,而迎角有一定差异,经分析主要原因有两个。一是试飞结果中的迎角是由加装在机体前端的空速管测得的局部迎角,该测量结果受到飞机俯仰运动的干扰,而仿真结果中的迎角为全机迎角,只与来流方向有关而与飞机俯仰运动无关;二是试飞结果中的迎角数据尚未经过校准,与真实值之间存在着一定的传感器误差。

#### 4.1.2 倍脉冲方向舵

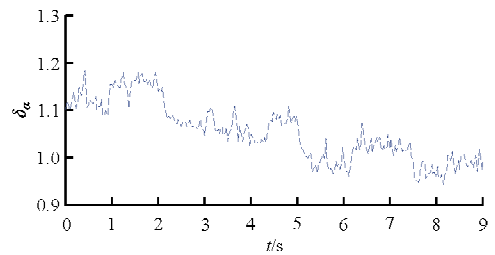
为了检验模型的航向动特性,选取一组倍脉冲方向舵输入进行验证,对比结果如图 4 所示。



(a) 滚转速率时域响应



(e) 方向舵操纵输入



(f) 副翼操纵输入

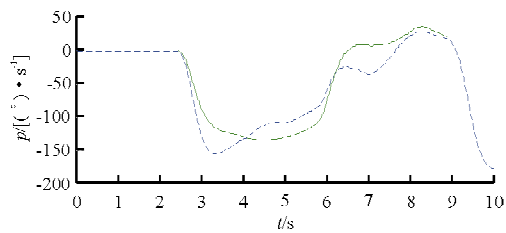
图 4 倍脉冲方向舵

Fig. 4 Double pulse rudder example

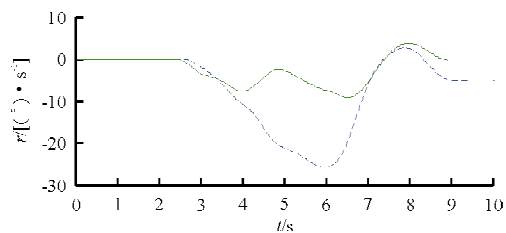
从图 4 可以看出:模型计算得到的荷兰滚模态频率与试飞结果各参数均符合得较好。

#### 4.1.3 阶跃副翼

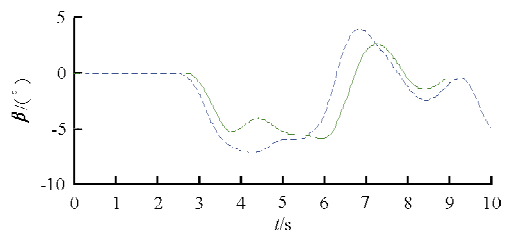
选取试飞数据中等速度范围内( $v_i$  约为 527 km/h)阶跃副翼产生的滚转机动进行验证。该过程中最主要的响应是滚转角速率与滚转角,可以看作是典型的急滚机动<sup>[13]</sup>,对比结果如图 5 所示。



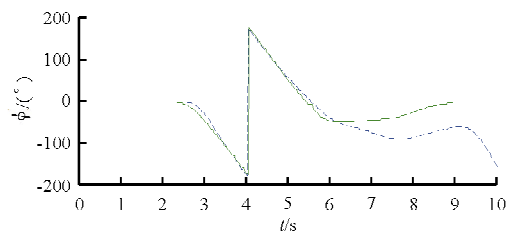
(a) 滚转速率时域响应



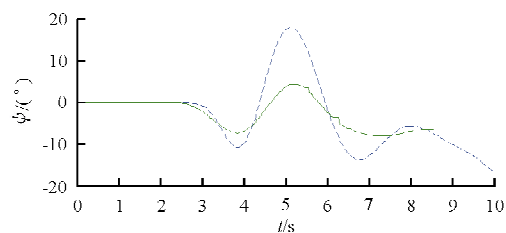
(b) 偏航速率时域响应



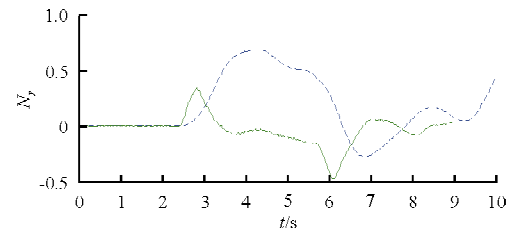
(c) 侧滑角时域响应



(d) 滚转角时域响应



(e) 偏航角时域响应



(D) 侧向过载时域响应

图 5 阶跃副翼

Fig. 5 Step aileron example

从图 5 可以看出:对于阶跃副翼输入,作为主要响应的滚转角、滚转速率均符合得较好,表明气动模型对副翼效率的模拟较为准确;航向的参数中,试飞数据与计算结果之间侧向过载差异较大。在急滚过程中,飞机的速度基本保持不变,因此侧向过载与侧滑角应具有较为相似的形状,如图 5 中仿真结果的侧滑角与侧向过载形状基本是关于  $y$  轴对称的。而观察图 5 中的试飞数据,侧滑角与侧向过载相关性很小;但是分析图 4 试飞数据中侧滑角与侧向过载的关系,二者基本是关于  $y$  轴对称的,具有较高的相关性。

上述现象表明,试飞数据中侧滑角、侧向过载在不同的输入情况下,呈现出不同的相关性。图 4 的响应属于解耦输入下产生的小扰动响应,侧滑角、侧向过载相关性较好,图 5 的响应属于快速输入激发的即滚耦合响应,侧滑角、侧向过载相关性较差。产生这种情况的原因可能是由于侧向过载传感器的加装位置偏离质心,进而在急滚中测得的侧向过载叠加了由飞机滚转引起的向心加速度,因而影响了试飞数据本身的相关性,同时也影响了侧向过载的准确性,造成了仿真结果与试飞结果的差异较大<sup>[14]</sup>。

## 4.2 飞行品质结果对比

### 4.2.1 纵向短周期频率、阻尼、操纵期望参数特性

通过飞行试验得到飞机的短周期阻尼比、频率及操纵期望参数是评价飞机飞行品质的一个重要指标<sup>[15]</sup>。短周期阻尼比对比结果如图 6 所示,短周期频率( $\omega_{nsp}$ )对比结果如图 7 所示,操纵期望参数 CAP 对比结果如图 8 所示。

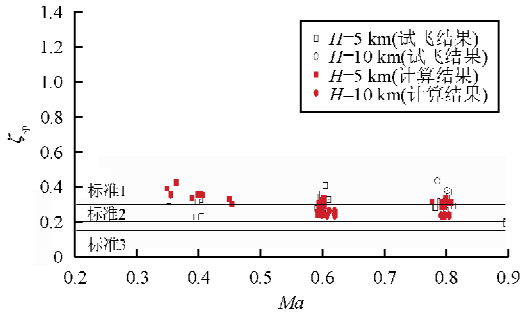


图 6 短周期阻尼比

Fig. 6 Short period damping ratio

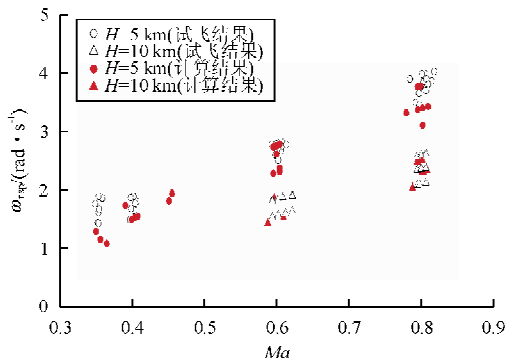


图 7 纵向短周期频率

Fig. 7 Short period frequency

=10 km 试飞得到的短周期阻尼比( $\zeta_{sp}$ )为 0.23~0.43, 满足国军标标准 2 的要求; 仿真计算结果中, 在  $H_p=5$  km 和  $H_p=10$  km 时, 短周期阻尼比试飞值为 0.24~0.42, 满足国军标标准 2 的要求。

从图 7~图 8 可以看出: 仿真计算与实际试飞结果的纵向短周期频率数值十分接近, 且操纵期望参数均满足国军标标准 1 的要求。

#### 4.2.2 荷兰滚模态

荷兰滚模态频率、阻尼比特性试飞与计算的对比结果如图 9~图 10 所示。

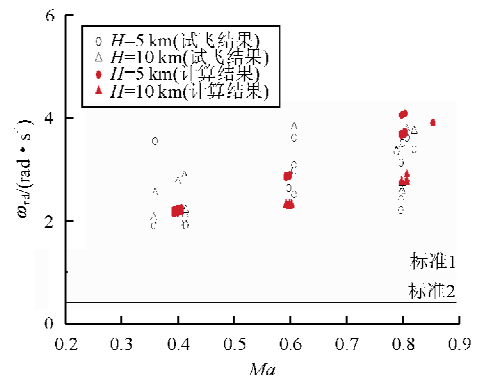


图 9 荷兰滚模态无阻尼频率

Fig. 9 Holland roll mode undamped frequency

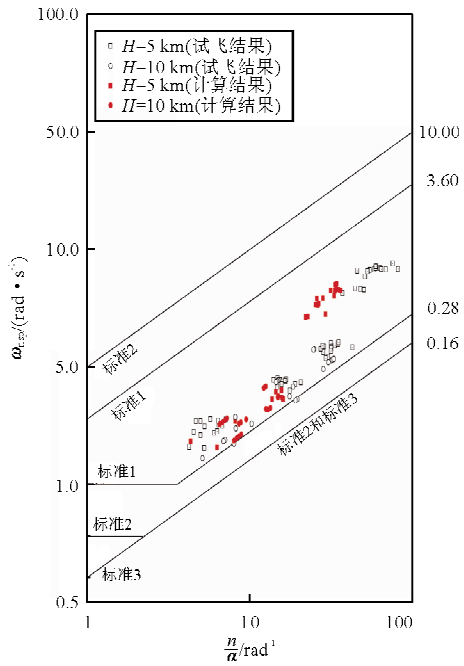


图 8 操纵期望参数

Fig. 8 Control anticipation parameter

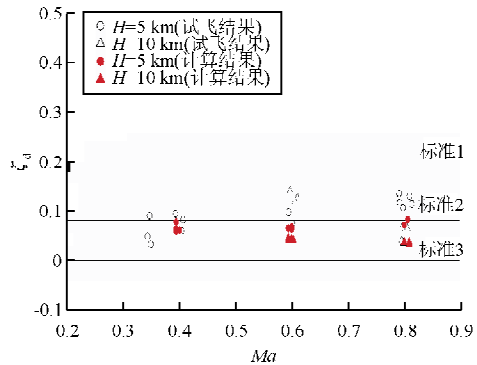


图 10 荷兰滚模态阻尼比

Fig. 10 Holland rolling mode damping ratio

从图 9~图 10 可以看出: 试飞结果与计算结果的荷兰滚模态无阻尼自然频率均大于 1 rad/s, 满足国军标标准 1 要求; 试飞结果荷兰滚模态阻尼比大于 0.02, 满足国军标标准 3 要求, 计算结果得到的荷兰滚模态阻尼比略小于试飞结果, 也满足国军标标准 3 要求; 荷兰滚模态阻尼比的差异在马赫数较低的状态下较小, 在马赫数较高的状态下逐渐变大, 可能与本文所使用的气动数据均为低速风洞

从图 6 可以看出: 该飞机在  $H_p=5$  km 和  $H_p$

数据有关。

## 5 结 论

(1) 纵向特性时间历程吻合较好,根据短周期阻尼比、频率、操纵期望参数的对比,可以看出仿真计算、实际试飞的飞行品质评级具有良好的—致性。

(2) 横航向特性的对比结论显示,滚转性能仿真可以准确地反映飞机副翼的效能。对于荷兰滚模态,随着速度的增大,荷兰滚阻尼比的差异增大,可能与本文用到的数据为低速风洞数据有关,但通过计算得到的飞行品质评级与试飞结果具有一致性。另外传感器的精度、加装位置可能对结果的对比造成一定的影响,尤其是在运动剧烈、纵向横航向运动耦合严重的情况下。

### 参考文献

- [1] Bui-thanh T, Damodara M, Willcox K. Aerodynamic data reconstruction and inverse design using proper orthogonal decomposition[J]. AIAA Journal, 2004, 42(8): 1505-1516.
- [2] John P Smith, Lawrence J Schilling, Charles A Wagner. Simulation at dryden flight research facility from 1957 to 1982[R]. NASA TM-101695, 1989.
- [3] 赵涛. 大迎角失速/尾旋及反尾旋伞仿真计算研究[D]. 西安: 西北工业大学, 2003.  
Zhao Tao. The high attack angle of stall/spin and anti spin parachute simulation[D]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University, 2003. (in Chinese)
- [4] 高剑军. 飞机失速/尾旋特性及旋转天平的应用[D]. 哈尔滨: 航空航天工业部第六二七研究所, 1990.  
Gao Jianjun. Application of stall and spin characteristics and rotation balance[D]. Harbin: Aerospace Industry 627 Institution, 1990. (in Chinese)
- [5] 恽起麟. 风洞试验[M]. 北京: 国防工业出版社, 2001: 66-67.  
Yun Qilin. Wind tunnel test[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2001: 66-67. (in Chinese)
- [6] 解亚军, 叶正寅, 高永卫. 半模机翼振动的风洞室验技术研究[J]. 航空工程进展, 2012, 3(1): 39-43.  
Xie Yajun, Ye Zhengyin, Gao Yongwei. Experiment technology investigation for vibration of a half model in wind tunnel[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2012, 3(1): 39-43. (in Chinese)
- [7] 顾诵芬, 等. 飞机总体设计[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2001: 32-40.  
Gu Songfen, et al. Aircraft conceptual design[M]. Beijing: Beihang University Press, 2001: 32-40. (in Chinese)
- [8] 高浩. 高等飞行动力学[M]. 北京: 国防工业出版社, 2006: 15-17.  
Gao Hao. The advanced flight dynamic[M]. Beijing: National Defense Industry Press, 2006: 15-17. (in Chinese)
- [9] Robert L Binkley, Dale Mackall. System overview of the NASA dryden integrated test facility [R]. NASA TM-104250, 1992.
- [10] 贾荣珍, 王行仁. 飞行仿真系统的建模与验证[J]. 飞行力学, 1996, 14(1): 80-84.  
Jia Rongzhen, Wang Xingren. Modeling and verification of flight simulation system[J]. Flight Dynamic, 1996, 14(1): 80-84. (in Chinese)
- [11] 郭卫刚, 韩维, 王秀霞. 基于 Matlab/Flightgear 飞机飞行性能的可视化仿真系统[J]. 实验技术与管理, 2010, 27(10): 110-112.  
Guo Weigang, Han Wei, Wang Xiuxia. Visual simulation system of flight performance based on Matlab/Flightgear [J]. Experimental Technology and Management, 2010, 27(10): 110-112. (in Chinese)
- [12] Mackall Dale, Norlin Kenneth, Cohen Dorothea, et al. Rapid development of the X-31 simulation to support flight-testing[R]. NASA TM-104256, 1992.
- [13] Paul Jackson. Jane's all the world's aircraft 2007-2008 [M]. England: Cambridge University, 2007.
- [14] Gorge S Campbell, Joseph weil. The interpretation of non-linear pitching moments in relation to the pitch-up problem [J]. NASA TN D-193, 1959.
- [15] Roger H H. 飞机飞行品质标准和手册[M]. 全昌业, 译. 北京: 国防科工委空气动力学协作办公室, 1997: 67-68.  
Roger H H. The flight quality standards and manuals[M]. Translated by Quan Changye. Beijing: COSTIND Aerodynamics Coordination Office, 1997: 67-68. (in Chinese)

### 作者简介:

饶秋磊(1984—), 硕士, 工程师。主要研究方向: 飞行力学、飞行试验。

崔益华(1980—), 硕士, 高级工程师。主要研究方向: 飞行试验、参数辨识。

韩意新(1987—), 硕士, 工程师。主要研究方向: 飞行力学、参数辨识。

(编辑: 赵毓梅)