

飞机失速 / 尾旋特性飞行仿真方法研究

齐万涛*, 李伟, 吕新波

中航工业第一飞机设计研究院, 陕西 西安 710089

摘 要: 针对飞机失速 / 尾旋特性飞行仿真中的一些关键问题, 包括气动力建模、风洞试验数据使用和飞行动力学模型建模等, 提出了相应的解决方法: 采用多维数据组形式的非线性气动力模型建模; 对于组合舵偏的旋转效应的附加气动力, 采用单舵偏叠加的方法得到风洞试验数据; 飞行动力学模型必须采用六自由度仿真模型等。将这些方法应用于某算例飞机并进行了飞机的失速、尾旋仿真计算, 仿真得到的失速、尾旋进入和改出方法同自由飞试验的进入和改出方法吻合, 表明该方法可以应用于工程仿真。

关键词: 失速; 尾旋; 仿真

中图分类号: V212.11

文献标识码: A

文章编号: 1007-5453 (2016) 06-0016-04

飞机的失速 / 尾旋飞行特性直接影响飞机技战术发挥及飞机飞行安全。摸清飞机的失速 / 尾旋特性, 对防止飞机进入失速 / 尾旋、并使飞机有效改出失速 / 尾旋, 杜绝事故发生和提升飞行安全具有极其重要的意义。

研究飞机 / 失速尾旋特性的方法主要有: 尾旋风洞试验、模型自由飞试验、仿真计算和飞机试飞等。飞机失速 / 尾旋试飞具有很大的危险性, 试飞前主要通过尾旋风洞试验、模型自由飞试验和仿真计算等 3 种途径来进行飞机的失速 / 尾旋特性研究。尾旋风洞试验主要在于分析其尾旋特性, 以确定最佳的尾旋改出方案, 但不能模拟整个失速 / 尾旋过程的动态特性。模型自由飞试验尽管可以形象地获取飞机整个失速 / 尾旋运动的全过程, 然而在时间和经济上, 其代价不仅惊人, 而且难度也很大^[1]。仿真计算成本低, 可研究整个失速 / 尾旋过程并可对不同改出方法进行大量研究。由于失速 / 尾旋运动的复杂性, 需同时或交叉采用多种预测研究技术相互配合和补充, 才有可能成功地预测给定飞机的失速 / 尾旋特性^[2]。因此, 飞机的失速 / 尾旋飞行仿真对研究飞机失速 / 尾旋特性具有重要意义。

由于飞机在失速 / 尾旋区域飞行时气动力存在严重的非线性、纵横向耦合等现象, 这对风洞试验数据的使用^[3]、气动力和飞行动力学模型建模等都带来一定的问题。为解决这些问题, 本文提出相应的解决方法, 并将该方法用于某算

例飞机, 以表明方法的有效性。

1 气动力模型

飞机在失速 / 尾旋区域飞行时, 由于气流分离、涡破裂以及旋转等的影响, 气动力呈现严重非线性、迟滞效应、分叉等特性, 需要建立非线性气动力模型, 一般难以用数值计算方法准确获得气动数据, 因而气动数据主要依靠风洞试验获得, 但风洞试验存在试验状态点少、数据不规律等问题; 对于动导数和旋转天平试验数据还存在一个使用分配问题。

1.1 非线性气动力模型

为解决飞机在失速 / 尾旋区域飞行的气动力非线性问题, 建立了多维数据组形式的非线性气动力模型^[4]:

$$\begin{aligned} C_i = & C_i(\alpha, \beta, \delta = 0) + \Delta C_i(\alpha, \beta, \delta) \\ & + C_{ip} \frac{b}{2V} p_i + C_{iq} \frac{c_A}{2V} q_i + C_{ir} \frac{b}{2V} r_i \\ & + C_{i\phi} \left(\alpha, \beta, \delta, \frac{\omega_i b}{2V} \right) \end{aligned} \quad (1)$$

式中: α, β, δ 分别表示飞机迎角、侧滑角和操纵面偏度; ω_i 为飞机角速度在速度轴上分量; p_i, q_i, r_i 为飞机角速度除去 ω_i 后在飞机体轴上三分量; b, c_A 为飞机参考长度; V 为飞机速度。

式 (1) 中前两项由大迎角测力试验获得, 接下来的三项由大迎角动导数试验获得, 最后一项为飞机在旋转流场中

收稿日期: 2016-01-25; 退修日期: 2016-03-09; 录用日期: 2016-04-18

* 通讯作者. Tel.: 029-86832287 E-mail: nuaaqt@163.com

引用格式: Qi Wantao, Li Wei, Lv Xinbo. Research on flight simulation techniques for the stall and spin characteristics of the airplane [J]. Aeronautical Science & Technology, 2016, 27 (06): 16-19. 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 (06): 16-19.

产生的附加气动力项,由旋转天平试验获得,取为有旋转与无旋转的气动力数据之差。

1.2 风洞试验数据完善

旋转天平试验状态变量较多,如 α, β, λ , 此外还有三轴操纵面偏度等多达 6 个变量。若组合吹风,试验车次将会非常之多,试验无法进行。采用单边侧滑和旋转、单舵进行试验。根据飞机的对称性,并经推导验证,试验数据采用式 (2)、式 (3) 进行补齐和完善。

$$\Delta C_{Long}(\alpha, \beta, \lambda, \delta) = \Delta C_{Long}(\alpha, -\beta, -\lambda, \delta) \quad (2)$$

$$\Delta C_{Lat}(\alpha, \beta, \lambda, \delta) = -\Delta C_{Lat}(\alpha, -\beta, -\lambda, \delta) \quad (3)$$

对于组合舵偏的旋转效应的附加气动力,采用单舵偏叠加的方法得到,经风洞试验验证,该方法在工程应用中是可行的。通过风洞试验数据补齐、完善,解决了试验数据状态点少和数据不规律等问题。

1.3 飞机角速度的分解

在使用式 (1) 所示的气动力模型时,一个关键问题是如何将飞机角运动分解成振荡运动和圆锥运动 ω_l , 从而分别使用大迎角动导数试验数据和旋转天平试验数据。

文献 [5] 给出了飞机角运动分解的 3 种方法,3 种方法各有其优缺点和适用范围。通过仿真计算分析比较,文中采用如下方法对角运动进行分解:

$$\omega_l = (p \cos \alpha + r \sin \alpha) \cos \beta + q \sin \beta \quad (4)$$

$$p_l = p - \omega_l \cos \alpha \cos \beta \quad (5)$$

$$q_l = q - \omega_l \sin \beta \quad (6)$$

$$r_l = r - \omega_l \sin \alpha \cos \beta \quad (7)$$

式中: p, q, r 分别为飞机角速度在飞机体轴上各分量。

分解后得到的 (p_l, q_l, r_l) 用于大迎角动导数试验数据, ω_l 用于旋转天平试验数据,这样就解决了大迎角动导数试验数据和旋转天平试验数据这两类数据的分配使用问题。

2 飞行动力学模型

飞机失速/尾旋时,存在严重的纵横向耦合、惯性交感等现象,必须采用六自由度仿真模型解决此问题。

飞机的六自由度运动方程如下^[6]:

$$\dot{u} = \frac{F_x}{m} - qw + rv \quad (8)$$

$$\dot{v} = \frac{F_y}{m} - ru + pw \quad (9)$$

$$\dot{w} = \frac{F_z}{m} - pv + qu \quad (10)$$

$$\dot{p} = \frac{I_{zz}}{(I_{xx}I_{zz} - I_{xz}^2)} [M_x + (I_{yy} - I_{zz})qr + I_{xz}pq] + \frac{I_{xz}}{(I_{xx}I_{zz} - I_{xz}^2)} [M_z + (I_{xx} - I_{yy})pq - I_{xz}qr] \quad (11)$$

$$\dot{q} = \frac{1}{I_{yy}} [M_y + (I_{zz} - I_{xx})pr - I_{xz}(p^2 - r^2)] \quad (12)$$

$$\dot{r} = \frac{I_{xz}}{(I_{xx}I_{zz} - I_{xz}^2)} [M_x + (I_{yy} - I_{zz})qr + I_{xz}pq] + \frac{I_{xx}}{(I_{xx}I_{zz} - I_{xz}^2)} [M_z + (I_{xx} - I_{yy})pq - I_{xz}qr] \quad (13)$$

式中: (F_x, F_y, F_z) , (M_x, M_y, M_z) 分别为作用在飞机上的力和力矩在体轴系上各分量, $I_{xx}, I_{yy}, I_{zz}, I_{xz}$ 为相应惯性矩和惯性积。

飞机飞行动力学微分方程组采用四阶龙格-库塔法求解,为更加精确的仿真模拟出飞机在失速/尾旋区域的飞行特性,积分步长要足够小。

3 失速/尾旋飞行仿真

在前述理论的基础上,基于 Matlab 平台,搭建 Simulink 仿真模型,对某算例飞机进行了失速/尾旋飞行仿真。采用拉杆到底检验飞机能否进入失速、推杆能否改出失速,升降舵操纵历程和飞机响应曲线见图 1 和图 2。

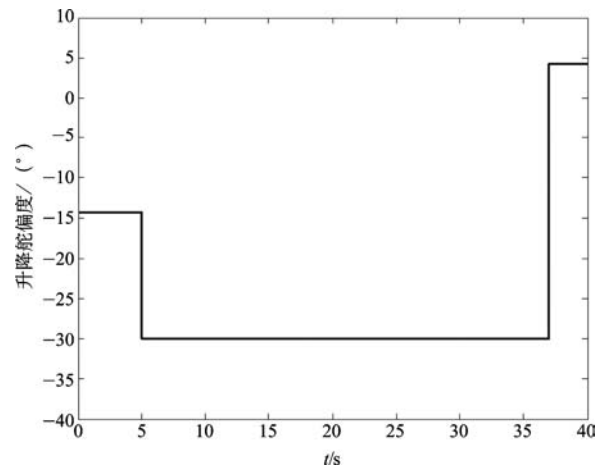


图 1 升降舵输入时间历程曲线 (失速)
Fig.1 Time history of elevator input (for stall)

由图 1 和图 2 可见,飞机稳定飞行 5s 后拉杆到底,飞机迎角迅速增大,在第 8s 达到失速迎角 (算例飞机失速迎角为 15°), 进行推杆即可很快改出失速。采用拉杆使飞机失速后蹬方向舵,强迫飞机进入尾旋,然后采用舵面回中方法看飞机能否改出尾旋。舵面操纵历程和飞机响应曲线如图 3~图 5 所示。

由图 3~图 5 可见,飞机拉杆失速后蹬满舵,能使飞机进

入尾旋,飞机舵面回中后,从迎角和飞行轨迹在地面投影可知,飞机能有效的改出尾旋。

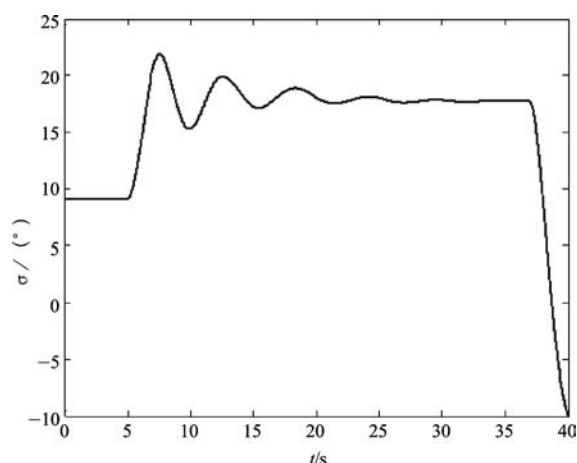


图2 迎角时间历程曲线(失速)

Fig.2 Time history of angle of attack (for stall)

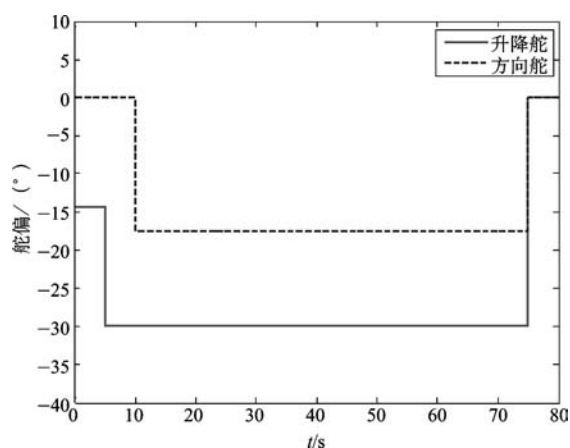


图3 舵面输入时间历程曲线(尾旋)

Fig. 3 Time history of control input (for spin)

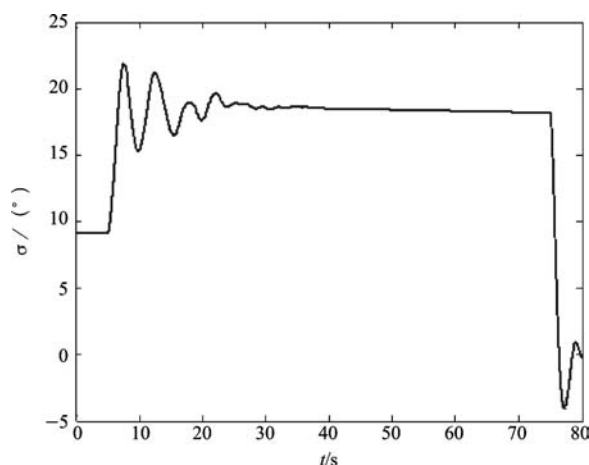


图4 迎角时间历程曲线(尾旋)

Fig. 4 Time history of angle of attack (for spin)

仿真得到的飞机失速/尾旋进入和改出方法同自由飞试验的进入改出方法吻合,表明本文的计算方法有效,结果可信。

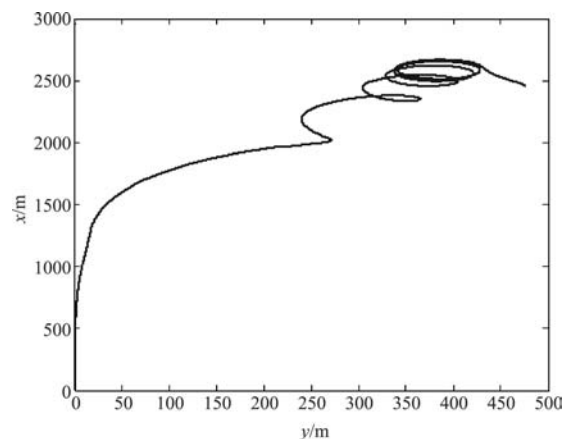


图5 飞行轨迹在地面投影

Fig.5 The projection of flight path on the ground

4 结束语

通过采用多维数据组形式建立非线性气动力模型、采用单舵偏叠加的方法得到组合舵偏的旋转效应的附加气动力数据,采用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。通过算例验证了仿真方法的可行性。该方法对于研究飞机失速/尾旋的进入和改出具有指导作用。

AST

参考文献

- [1] 张爱婷,王俊扬. AC500 飞机尾旋特性飞行试验研究[J]. 南京航空航天大学学报, 2007, 39 (1): 113-116.
ZHANG Aiting, WANG Junyang. Research on AC500 aircraft spin flight test[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2007, 39 (1): 113-116. (in Chinese)
- [2] 李永富,陈洪. 研究尾旋的风洞试验技术[M]. 北京: 国防工业出版社, 2002: 9-10.
LI Yongfu, CHEN Hong. Wind tunnel techniques for studying spin[M]. Beijing: National Defence Industry Press, 2002: 9-10. (in Chinese)
- [3] 齐万涛,吕新波,赵一飞. 飞机稳态尾旋平衡点的综合求解方法研究[J]. 航空科学技术, 2014, 25 (11): 31-34.
QI Wantao, LV Xinbo, ZHAO Yifei. Comprehensive method

- research of airplane steady spin equilibrium[J].Aeronautic Science & Technology, 2014, 25 (11): 31-34. (in Chinese)
- [4] Stevens B L, Lewis F L. Aircraft control and simulation[M]. Printed in the USA, 2003: 67-80.
- [5] 黎先平,唐登斌,刘昶. 飞机尾旋特性的综合数据分析法[J]. 航空学报, 1999, 20 (6): 537-541.
- LI Xianping, TANG Dengbin, LIU Chang. Integrative data analysis techniques of spin characteristics of the airplane[J].Acta Aeronautica Et Astronautica Sinica, 1999, 20 (6): 537-541. (in Chinese)
- [6] Kim F D. Formulation and validation of high-order mathematical models of helicopter flight dynamics[D]. Maryland: The University of Maryland, 1991: 29-30.
- ### 作者简介
- 齐万涛 (1985—) 男, 硕士, 工程师。主要研究方向: 飞机设计。
Tel: 029-86832287
E-mail: nuaaqwt@163.com
- 李伟 (1968—) 男, 硕士, 研究员。
吕新波 (1977—) 男, 硕士, 高级工程师。

Research on Flight Simulation Techniques for the Stall and Spin Characteristics of the Airplane

QI Wantao*, LI Wei, LV Xinbo

AVIC The First Aircraft Design Institute, Xi'an 710089, China

Abstract: This paper was focused on solutions to the flight simulation for the stall and spin of airplane, such as modeling of the aerodynamics and flight dynamics and the application of wind tunnel test data. To cope with these problems, used corresponding methods, including nonlinear aerodynamics modeling approach using multidimensional data sets; using wind tunnel test data coming from the method of single control surface deflection superposition as additional aerodynamics of combination control surfaces and flight dynamics modeling based on six-freedom simulation model. Applying these methods, carried out numerical simulation of one aircraft's stall and spin. The simulation results show the methods entry into and recovery from stall and spin are similar to the methods of model free flight and the methods of this paper can be used to engineering simulation.

Key Words: stall; spin; simulation

Received: 2016-01-25; Revised: 2016-03-09; Accepted: 2016-04-18

*Corresponding author. Tel. : 029-86832287 E-mail: nuaaqwt@163.com