双垂尾飞行器偏航力矩非线性变化分析

王延奎*,秦叶,黄茜

北京航空航天大学 教育部流体力学重点实验室,北京 100083

摘 要:以典型双垂尾飞行器为研究对象,通过风洞试验研究了模型在不同侧滑角下的偏航力矩特性,计算分析了风速为 30m/s、侧滑角为4°时模型随迎角变化的流场及偏航力矩变化特性。试验及计算结果表明模型在侧滑角1°及1°以上、迎角 大于10°时偏航力矩出现非线性变化特性,在迎角为0°~25°时,垂尾和机头是全机偏航力矩的主要贡献部件,而垂尾是全 机偏航力矩非线性变化的主要原因部件。

关键词:双垂尾布局;航向气动特性;涡干扰;侧滑角影响;迎角效应

中图分类号: V211.41+1 文献标识码: A DOI: 10.19452/j.issn1007-5453.2018.07.044

现代战斗机在气动布局上大量采用双垂尾布局,同时 隐身战斗机为了减小侧向雷达波反射,一般采用倾斜双垂 尾布局,如F-22、苏-S7等。其高机动、高敏捷性都是通过 大迎角飞行甚至是过失速飞行实现的,所以高效能的作战飞 行器必须具有优良的大迎角空气动力特性。但是这种布局 在侧滑飞行时,会使偏航力矩呈非线性变化。影响了飞行器 的航向操稳特性^[1-7]。本文以典型双垂尾布局模型为研究对 象,通过试验和数值模拟的方法分析了模型在不同侧滑角下 的偏航力矩非线性变化特性。

1 全机偏航力矩特性分析

1.1 模型

本文所研究模型几何平面视图如图1所示,在类似 YF-22 战斗机外形基础上,将平尾缩比后前移作为鸭翼,减 小垂尾面积,构成双垂尾鸭式布局,形成几何外形数模。



Fig.1 Plane view of model

1.2 全机偏航力矩特性分析

为考察全机在不同侧滑角下的偏航特性,本文对全机 模型在无侧滑角和侧滑角为1°、4°、8°状态进行了测力试 验,试验在北京航空航天大学 D4 风洞进行。图2给出了全 机在不同侧滑角下偏航力矩随迎角的变化规律,其中 β_0 , β_1 , β_4 , β_8 分别代表侧滑角为0°、1°、4°、8°,由图可以看出,在 迎角小于40°时,模型在无侧滑情况下偏航力矩变化不大, 基本在0°左右。在侧滑角为1°或超过1°后模型在迎角为 10°开始偏航力矩出现非线性变化情况。为研究模型在侧 滑条件下出现的这种偏航力矩非线性变化特性,本文重点分 析研究了模型在4°侧滑角下的流场特性和气动特性。



图 2 不同侧滑角下偏航力矩随迎角变化 Fig.2 Yaw moment coefficient at different sideslip angle

收稿日期: 2018-04-02; 退修日期: 2018-05-24; 录用日期: 2018-06-26 基金项目: 航空科学基金 (2016ZA51007)

* 通信作者 . Tel.: 010-82317524 E-mail: wangyankui@buaa.edu.cn

引用格式: Wang Yankui, Qin Ye, Huang Xi. Nonlinear characteristic analysis of the yaw moment of a twin-tailed configuration [J]. Aeronautical Science & Technology, 2018, 29 (07): 44-47. 王延奎,秦叶,黄茜. 双垂尾飞行器偏航力矩非线性变化分析 [J]. 航空 科学技术, 2018, 29 (07): 44-47.

2 计算模型及计算方法

采用有限体积法对控制方程进行离散,采用耦合连续 性方程、动量方程和能量方程求解,离散格式采用显式二阶 迎风格式,计算采用 SST *K*—ω 湍流模型。采用多面体非结 构网格对计算域离散,网格数量为 684 万,第一层网格厚度 使 *y*+ 达到 1 以下。将计算域外围设为压力远场边界条件, 机体表面设为不可滑移壁面条件。

3 计算结果验证

图3给出了模型在侧滑角为4°时模型升力、阻力以及 偏航力矩的计算结果与试验结果的对比情况,计算风速与试 验风速保持一致,风速为30m/s。由图中对比可以看出计算 结果和试验结果存在一定的误差,在迎角为25°时模型升力 系数计算结果低于试验结果,存在约4%的误差,整体来看 升阻力计算结果和试验结果误差较小,变化趋势相同。模 型偏航力矩计算结果和试验结果也存在一定的偏差,但变 化趋势和试验结果相同,能够反映出相同的非线性变化规 律。因此认为计算结果可靠,可以用于本文所研究问题的 分析。



图 3 计算结果与试验值对比 (β_4) Fig.3 Contrast of experiment and CFD data (β_4)

4 偏航力矩贡献分析

由图 3 (b) 可以看出模型在 4° 侧滑角的情况下偏航力 矩随迎角增加呈现出较明显的非线性变化规律,影响飞机的 航向操稳性能,为分析模型偏航特性,将模型分成不同的部 件,通过各不同部件的受力情况来分析模型偏航力矩的变化 原因并寻找模型偏航力矩非线性变化的主控部件。模型部 件划分如图 4 所示。



图 5 给出了模型各部件偏航力矩随迎角的变化规律,

由图中对比可以看出迎角在0°~25°范围内,双垂尾是模型 偏航力矩非线性变化的主控部件,双垂尾偏航力矩具有和模 型整体偏航力矩相同的非线性变化趋势。



5 偏航力矩非线性变化分析

通过前面的分析认为,垂尾是全机偏航力矩主要贡献 部件。因此垂尾区域的流动就成了影响全机偏航力矩非 线性变化的主要因素。图6给出了两侧垂尾偏航力矩随 迎角的变化规律,由图可以看出迎角在0°~10°范围内,双 垂尾的偏航力矩变化不大,基本是线性变化的。当迎角在 10°~20°时,双垂尾偏航力矩进入非线性变化,此时迎风侧 (右)垂尾的偏航力矩变化更剧烈,右垂尾偏航力矩具有和 双垂尾偏航力矩相似的变化趋势,因此此时迎风侧垂尾主控 垂尾偏航力矩变化。当迎角大于 20°时,迎风侧垂尾的偏航 力矩区域趋于平稳,而背风侧垂尾(左)垂尾的偏航力矩变 化比较明显,具有和双垂尾较一致的变化趋势,并在 α =30°时 偏航力矩达到最大值,此时背风侧垂尾主控垂尾偏航力矩变 化。因此,根据偏航力矩变化特征将迎角区域分为线性区 (0° $\leq \alpha < 10^\circ$)、迎风侧主控区(10° $\leq \alpha < 20^\circ$)、背风侧主控区 (20° $\leq \alpha \leq 30^\circ$)和尾流区($\alpha > 30^\circ$)。





图 7 给出了垂尾某一相同截面处在几个典型的迎角下 的流动特征和涡量分布情况。垂尾截面位置如图 7 (e) 所 示,由图可以看出:

(1) 在迎角为 5° 时每个垂尾的外侧,前机身形成的涡 和机翼涡刚刚形成,涡量不大而且距离垂尾较远,对垂尾 的诱导作用不大,两侧垂尾区域的流动都是附着流动,因 此,两侧垂尾的偏航力矩都变化不大,而且是接近线性变 化的。

(2)迎角为15°时,由机头涡、前机身涡、鸭翼涡以及边条涡卷绕而成的前体涡,与机翼涡发展到垂尾截面,并对垂尾表面有诱导作用,此时迎风侧的前体涡距离右垂尾更近,涡量更大,对右垂尾外表面的诱导作用更大。迎角处于迎风侧主控区,迎风侧垂尾的偏航力矩变化更剧烈,迎风侧垂尾的偏航力矩变化主控垂尾的偏航力矩的变化。

(3)迎角为25°时迎风侧机翼涡与前体涡混合成为一 个涡结构且被右垂尾分割,对右垂尾内外表面都开始有诱导 作用,而背风侧的前体涡和机翼涡对左垂尾外表面诱导作用 逐渐增强,此时背风侧垂尾主控垂尾的偏航力矩变化,迎角 处于背风侧主控区。

(4)迎角为35°时迎风侧前体涡和机翼涡均已破裂,残 存涡量极小,背风侧机翼涡、前体涡相继破裂且逐渐远离垂 尾,对垂尾诱导作用下降,迎角进入尾流区。





(c) $\alpha = 25^{\circ}$







6 结论

对典型双垂尾布局飞行器偏航特性进行了试验及数值 研究,并将数值计算结果与试验结果进行对比,验证了计算 结果的可靠性。试验及计算结果表明模型在侧滑角1°及 1°以上在迎角大于10°时偏航力矩出现非线性变化特性。 模型在迎角为0°~25°时,垂尾和机头是全机偏航力矩的主 要贡献部件,而垂尾是全机偏航力矩非线性变化的主要原因 部件。

根据垂尾处流场流动特性,分析了模型偏航力矩系数 随迎角增大呈现出强非线性变化的原因,在有侧滑的状态 下,两侧机身前体形成的前体涡到达垂尾处所处的位置不 同,在10°~20°迎角范围内,迎风侧前体涡更靠近垂尾外表 面,对垂尾诱导作用更强。在20°~30°范围内,迎风侧由前 体涡和机翼涡混合而成的涡结构被垂尾分割,同时诱导迎风 侧垂尾内外表面,迎风侧垂尾提供偏航力矩保持相对稳定, 而背风侧前体涡依然处于背风侧垂尾外表面,对背风侧垂尾 有一定的诱导作用,背风侧垂尾提供的偏航力矩起主要影响。这种不同迎角下前体涡对垂尾诱导作用的不同是全机的偏航力矩非线性变化的主要导致因素。

根据偏航力矩变化规律,将全机流场分为线性区、迎风 侧主控区、背风侧主控区、尾流区4个区域,并根据不同分区 垂尾附近流动特性引起的偏航力矩变化进行了相应分析,给 出了干扰规律,分析了全机偏航力矩随迎角变化呈现出的非 线性变化特性。

参考文献

[1] 秦叶.双垂尾布局飞行器横航向静稳定特性分析 [D].北京: 北京航空航天大学, 2014.

Qin Ye. The investigation on non-linear characteristic of yawing moment of twin-tailed configuration [D].Beijing: Beihang University, 2014. (in Chinese)

[2] 钱丰学,梁贞桧.现代战斗机纵横向稳定性改进研究 [C]// 全国低跨超声速空气动力学文集(第1卷),1996:113-117.
Qian Fengxue, Liang Zhenhui. Research on improvement of vertical and horizontal stability of modern fighter[C]//National Low-SPAN Supersonic Air Dynamics Anthology (Vol. I), 1996:113-117. (in Chinese)

[3] 吕志咏,李建强,秦燕华.鸭翼布局中双立尾对全机气动及流场 特性的影响[J].北京航空航天大学学报,2011,27(6):677-680. Lv Zhiyong, Li Jianqiang, Qin Yanhua. Effect of double vertical tail on the aerodynamic and flow field characteristics of the duck wing in the layout of the canard [J]. Journal of Beihang University, 2011, 27 (6): 677–680. (in Chinese)

- [4] 李建强,三翼面气动特性研究及双立尾对全机气动特性的影响[D].北京:北京航空航天大学,2001.
 Li Jianqiang. Study on aerodynamic characteristics of three-wing surface and effect of double vertical tail on the aerodynamic characteristics of the whole machine [D]. Beijing: Beihang University, 2001. (in Chinese)
- [5] Richard C, Robert L. To tail or two tails-The effective design and modeling of yaw control devices[R].AIAA paper, 2002– 4609, 2002.
- [6] Lorincz D J. Water tunnel visualization of the vortex flows of the F-15[R].79-1649, 1979.
- [7] Brandon JM, Nguyen LT. Experimental effects of forebody geometry on high AOA static and dynamic stability[R]. AIAA Paper 86–0311, 1986.

作者简介

王延奎(1967-) 男,教授。主要研究方向:空气动力学。 Tel.: 010-82317524 E-mail: wangyankui@buaa.edu.cn

Nonlinear Characteristic Analysis of the Yaw Moment of a Twin-tailed Configuration

Wang Yankui*, Qin Ye, Huang Xi

Ministry-of-Education Key Laboratory of Fluid Mechanics, Beihang University, Beijing 100083, China

Abstract: The variation rule of yaw torque at different slip angles was calculated with the model of a double vertical tail as the research object, and the flow field and yaw moment varication characteristics of the model with the angle of attack were analyzed when wind speed was 30m/s and the sideslip angle was 4°. The calculate results show that the yaw moment of the model starts to appear non-linear change law at slip angle of 1° and above, the angle of attack 10°, when the angle of attack is at 0° ~25°, the vertical tail is the main contributing part of the yaw moment of the whole model, and the vertical tail is also the main reason of the nonlinear variation of the yaw moment.

Key Words: twin-tailed configuration; directional characteristic; vortex dynamics; sideslip angle effect; attack angle effect

Received:2018-04-02;Revised:2018-05-24;Accepted:2018-06-26Foundation item:Aeronautical Science Foundation of China (2016ZA51007)*Corresponding author.Tel.:010-82317524E-mail:wangyankui@buaa.edu.cn