

引用格式: 向欢, 杨应凯, 谢锦睿, 等. 战斗机大迎角/过失速机动下的进气道气动特性[J]. 航空学报, 2020, 41(6): 523460. XIANG H, YANG Y K, XIE J R, et al. Inlet aerodynamic characteristics of fighter under high angle of attack and post-stall maneuver[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2020, 41(6): 523460 (in Chinese). doi: 10.7527/S1000-6893.2019.23460

战斗机大迎角/过失速机动下的进气道气动特性

向欢, 杨应凯^{*}, 谢锦睿, 吴永胜

中国航空工业成都飞机设计研究所, 成都 610091

摘要: 为掌握战斗机在大迎角和过失速机动飞行时进气道的稳、动态气动特性, 采用基于动态嵌套网格的非定常雷诺平均 Navier-Stokes (URANS) 方程和大迎角风洞试验方法对某战斗机进行了研究, 并通过大迎角和过失速机动飞行试验进行了验证。结果表明: 大迎角稳态下进气道气动性能随迎角增大逐渐降低, 天地相关性吻合良好, 而计算仿真和飞行试验均捕捉了眼镜蛇机动下进气道的非定常迟滞效应。通过研究获得了战斗机在大迎角和过失速机动下的进气道气动特性, 建立了过失速机动下进气道非定常非线性特性问题的研究方法。

关键词: 进气道; 动态嵌套网格; 大迎角稳态; 过失速机动; 相关性分析; 迟滞效应

中图分类号: V211.48 **文献标识码:** A **文章编号:** 1000-6893(2020)06-523460-08

超机动性是第 4 代战斗机的基本特征之一, 而过失速机动是战斗机具有超强机动能力的重要标志。过失速机动能力的具备可使战斗机机头指向速度大幅提高, 近距格斗能力显著改善, 同时可突破传统飞行禁区, 最大限度地挖掘战机潜能。要实现过失速机动和全包线无忧虑飞行能力, 优异的进发匹配特性至关重要, 因为大迎角和过失速机动状态下进气畸变特性急剧恶化, 带来巨大的发动机稳定裕度损失, 极易引起发动机喘振停车, 给飞行安全带来严重威胁。因此战斗机要想获得过失速机动能力, 必须摸清大迎角及过失速机动飞行状态下进气道的气动特性。

常见的过失速机动包括眼镜蛇机动、赫伯特机动、榔头机动、轮盘机动等多种, 具有飞行迎角大、速度低、三轴角速率大以及速度/方向/高度大幅变化等特点, 同时进气道内部流动存在强烈的非定常和非线性特征, 因此给理论研究、计算仿真、试验技术、验证手段等方面都提出了巨大挑战。

20 世纪 90 年代, 美国先后通过 F-15 S/MTD、

F-16 MATV、F-15 ACTIVE、F/A-18A HARV 等计划开展了大量的大迎角进气道特性研究工作。其中在 F/A-18A HARV 项目中开展了大迎角进发相容性飞行试验, 主要研究了大迎角稳定飞行时进气道气动特性^[1]、快速机动等动态飞行过程与稳定飞行条件下进发匹配特性的差异^[2-4]、大迎角大偏航速率快速脱离机动飞行过程中进气道流动特性及发动机失速原因^[5]、CFD 计算仿真对大迎角进气道特性的预测能力^[6-11]、极端复杂工况下发动机换算流量的测量方法^[12-13]等问题, 取得了丰硕的成果。研究发现, 稳定飞行时随着迎角和侧滑角增大, 进气道总压恢复系数降低、峰值周向畸变和紊流度均增大, 且迎角 30° 以上时此影响显著加剧^[1]。快速俯仰机动飞行时, 进气道总压恢复系数与对应稳定飞行状态差异不大, 而周向畸变指数则普遍低于稳定飞行状态的^[3-4]。而大迎角下大偏航速率快速脱离机动飞行时出现了 12 次发动机失速现象^[14], 进一步研究表明除了进气畸变指数、压气机稳定裕度损失以外, 飞机三轴运动

角速率是发动机失速的重要因素^[15]。

而中国在大迎角/过失速机动下气动特性研究方面起步较晚。近年来,中国空气动力研究与发展中心巫朝君等^[16]采用双力矩电机同步驱动研制了快速俯仰机动进气道试验装置,建立了战斗机进气道非定常性能试验方法。成都飞机设计研究所杨应凯^[17]对某型飞机进气道在快速俯仰机动条件下的动态特性进行了试验研究,获得了一定迎角变化范围内进气道气动特性,发现进气道总压恢复系数和畸变指数都出现了很强的非定常迟滞效应,与相同迎角下的稳态结果存在明显差异。在计算仿真方面,南京航空航天大学胡铃心等^[18]采用基于非结构嵌套网格的算法对一种鸭式布局战斗机眼镜蛇机动下的外部气动力特性进行了研究,分析了非定常流动机理;而成都飞机设计研究所向欢^[19-21]则应用动态嵌套网格对战斗机在快速俯仰机动下的进气道动态气动特性进行了研究,同样捕捉到了非定常迟滞效应,并分析了其影响因素与机理。但目前国内开展的研究都仅限于地面仿真与试验,而大迎角/过失速机动飞行试验尚处空白,天地相关性问题的研究也无从谈起。

因此,有必要通过大迎角风洞试验和计算仿真相结合的地面验证以及飞行试验等手段,系统完备地研究进气道在大迎角稳态/过失速机动下的气动特性及其天地相关性,解决过失速机动下的非定常非线性研究难题。

1 大迎角稳态特性

1.1 计算仿真和风洞试验

以某战斗机为研究对象,首先通过计算仿真和风洞试验相结合的地面验证手段研究进气道在大迎角稳定飞行状态下的气动特性。

计算仿真采用基于有限体积法求解三维可压缩 Navier-Stokes 方程的 InHouse 计算程序,其中无黏对流通量的空间离散采用具有较高间断分辨率的二阶迎风 Roe 格式,黏性扩散通量的离散则采用二阶中心差分格式,湍流模型采用 Realizable $k-\epsilon$ 模型,近壁面采用标准壁面函数,时间推进采用定常隐式算法。通过 ICEM 商业软件生成全结构化网格 (Structural Grid) 以提高计算精度,流场计算域网格结点数约 2 000 万,壁面第

1 层网格法向高度取 1.0×10^{-5} m。

采用全金属缩尺模型开展大迎角稳态风洞试验,试验方法和测试手段不再赘述,试验状态面向过失速机动任务。如图 1 所示,根据大迎角滚转、赫伯斯特、榔头、眼镜蛇、直升机等 5 个过失速机动动作在不同进入条件下的控制律仿真结果,确保马赫数 Ma 、迎角 α 、侧滑角 β 等进气道风洞试验条件范围对飞行试验的全覆盖。

运用上述计算仿真和风洞试验方法,建立了包含高度、马赫数、迎角、侧滑角、发动机状态等影响因素在内的全包线进气道气动特性数据库。图 2 为不同迎角下进气道稳态气动性能,图中 φ 为流量系数, σ 为总压恢复系数。可以看到,迎角为 0° 时进气道总压恢复性能最高,随着迎角的不断增大,

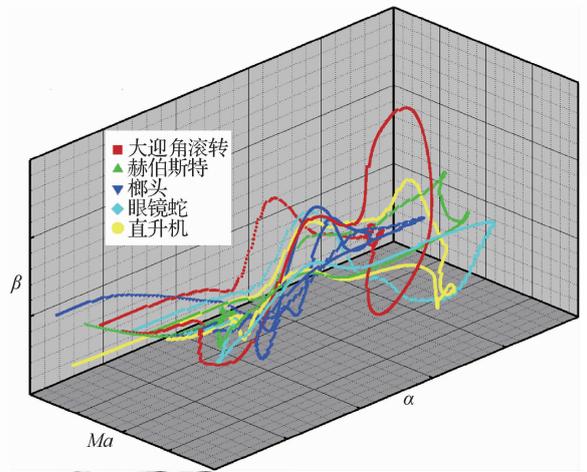


图 1 典型过失速机动仿真曲线

Fig. 1 Simulation curves of typical post-stall maneuvers

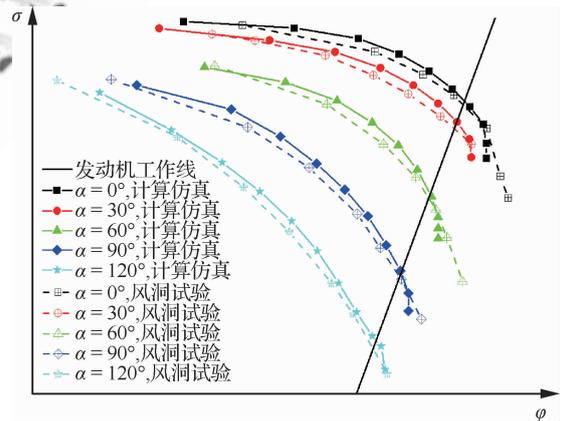


图 2 进气道大迎角稳态气动性能

Fig. 2 Inlet steady aerodynamic performance at high angle of attack

特别是大于 30° 以后,进气道唇口分离愈发严重,导致进气道性能显著降低,同时不同迎角下计算仿真与风洞试验结果吻合良好。

为了更好地揭示进气道内部流动形成发展机理,图 3 列举了不同迎角下进气道内部主要流动特征。可以看到,小迎角时进气道出口图谱中存在 3 个低压区,分别位于左上、右上和正下方 3 个方位,其中左上、右上 2 个低压区是由气流绕过机头两侧进入进气口发展成 S 弯管道对转旋涡形成的,而唇口绕流进入内管道后一直沿着壁面发展最终附面层越积越厚形成正下方低压区。随着迎角增大,气流不再绕机头流动而是直接冲入进气口发展成 S 弯管道对转旋涡,而下唇口绕流的一部分分支沿侧壁面向上与对涡汇合,另一分支则继续沿下壁面发展,因此左上、右上 2 个低压区势

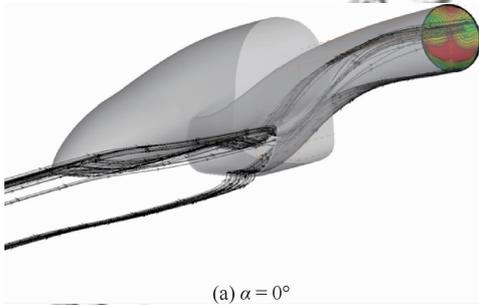
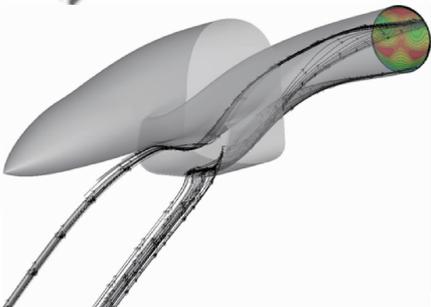
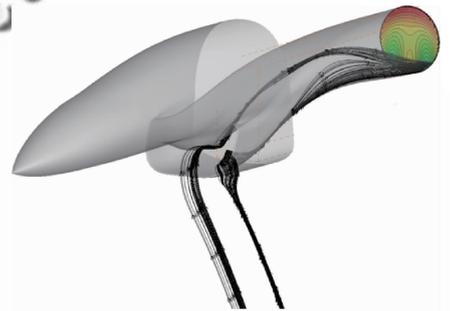
(a) $\alpha = 0^\circ$ (b) $\alpha = 30^\circ$ (c) $\alpha = 60^\circ$ (d) $\alpha = 90^\circ$ (e) $\alpha = 120^\circ$

图 3 不同迎角下进气道流动特性

Fig. 3 Inlet flow characteristics at different angles of attack

力范围加大,并有向下运动的趋势。当迎角继续增大,对涡气流在管道后段下甩,形成与唇口绕流进一步合拢的发展态势,因此出口截面上对涡低压区也与唇口绕流低压区汇合。此后,迎角进一步增大,对涡气流与唇口绕流的汇合作用更加强烈,进气道出口最终呈现出高压区在上、低压区在下的图谱形态。

1.2 飞行试验

通过在发动机进口截面处加装进气道测量耙开展大迎角稳态进发匹配特性的飞行试验研究,测量系统由稳态和动态 2 部分组成,与风洞试验一致。此处研究的大迎角稳态,是指飞行高度、马赫数、迎角、侧滑角、发动机油门杆等主要影响参数均稳定保持 1 s 时间以上的飞行状态。

图 4 为不同迎角下飞行试验所得进气道出口总压恢复系数、综合畸变指数(W)与风洞试验结果的对比。可以看到,与风洞试验趋势一致,随着迎角的增大进气道气动性能持续下降,表现为总压恢复的降低与综合畸变指数的增大。总体来讲,风洞

试验和飞行试验的各参数天地一致性良好。总压恢复系数在中等迎角处存在最大约 0.02 的差异,而小迎角和大迎角下差异均小于 0.01,风洞试验结果线性度高于飞行试验;综合畸变指数在小迎角范围内存在小于 1% 的差异,而大迎角时吻合度高。

图 5 为某大迎角下飞行试验测得进气道出口截面总压分布云图与风洞试验结果的对比,可见二者高低压区分布一致,均呈现出高压区在上、低压区在下的总体形态,与图 3 进气道流动发展机理分析结论相吻合。

因此,不管是总体气动特征参数还是内管道流动形态,天地相关性均吻合良好。表明本文采用的研究手段和方法是合理正确的,可有效支撑大迎角进气道气动特性的研究。

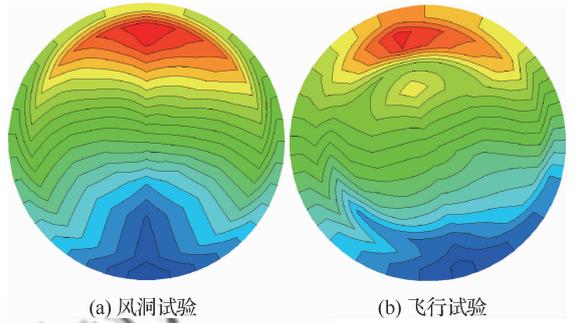


图 5 进气道大迎角总压分布云图飞行试验与风洞试验的结果对比

Fig. 5 Results comparison of inlet total pressure distribution contours between wind tunnel test and flight test at high angle of attack

2 过失速机动非定常非线性特性

2.1 计算仿真

为掌握过失速机动下进气道非定常非线性气动特性与规律,揭示进气道动态特性机理,采用基于动态嵌套网格的 URANS 算法进行仿真。计算程序中时间推进采用双时间步非定常隐式算法,物理时间步长 Δt 取 5.0×10^{-6} s。

建立图 6 所示包含 2 个同心球体的计算域,分别为飞行空域的外部流场和包含飞机在内的内部流场,采用 ICEM 软件生成全结构嵌套网格,内外流场边界相互交叉。在模拟过失速机动的计算过程中外部流场域静止不动,而包含飞机机体在内的内部流场网格随着飞机一起绕重心作三轴旋转运动,飞机每运动一步都需要搜寻内、外流场间的嵌套边界和宿主单元,并交换流场信息。

为简化问题只考虑战斗机快速俯仰机动过程,即只通过迎角变化近似模拟眼镜蛇机动。给定内部流场网格随着飞机一起绕重心作单轴旋转运动的规律为正弦函数,同时研究俯仰速率对进气道动态特性的影响,给定图 7 所示的 4 种运动规律。需要指出的是,因正弦函数的特点,运动过程中不同迎角下的角速度(即俯仰速率)不同,表现为中间高、两端低,因此图中 F_1 、 F_2 、 F_3 、 F_4 均为平均俯仰速率。

计算得到的进气道非定常非线性特性如图 8 所示。从图 8(a)中可以看到,进气道总压恢复动态

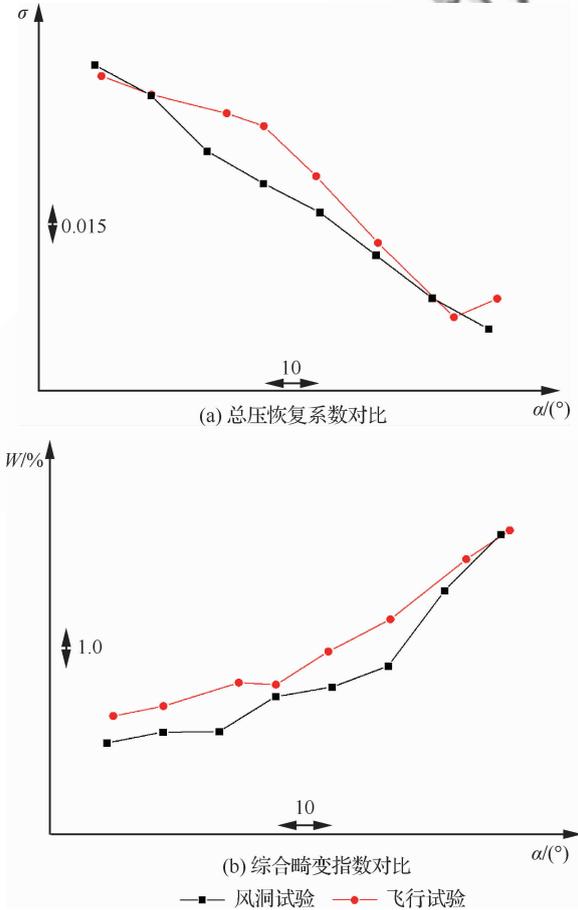


图 4 进气道大迎角稳态气动性能飞行试验与风洞试验的结果对比

Fig. 4 Results comparison of inlet aerodynamic performance between wind tunnel test and flight test at high angle of attack steady state

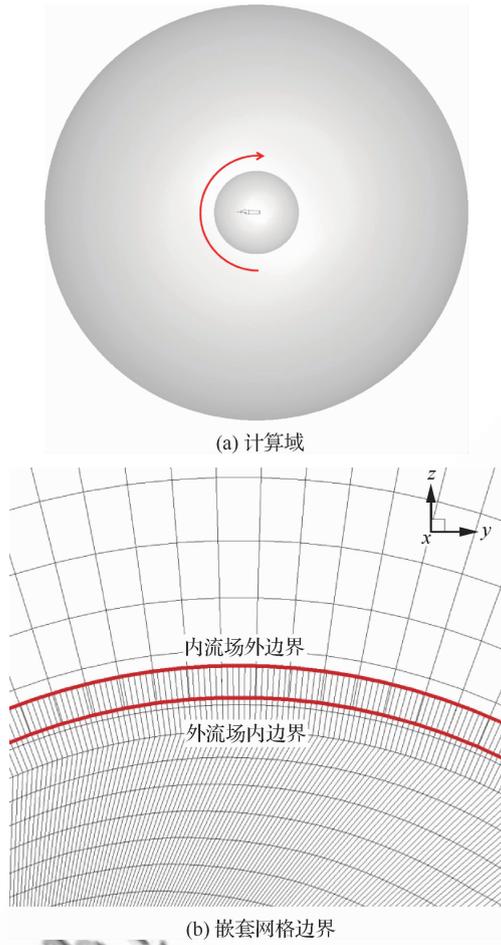


图 6 过失速机动计算原理图

Fig. 6 Schematic diagram of post-stall maneuver calculation

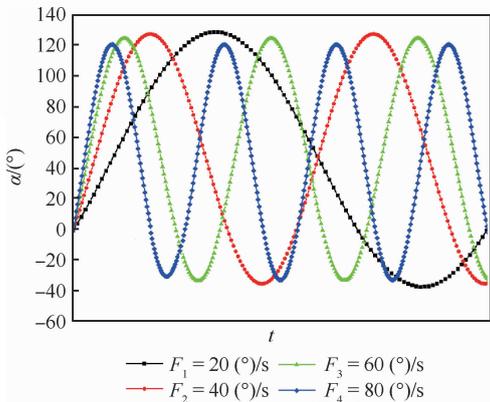
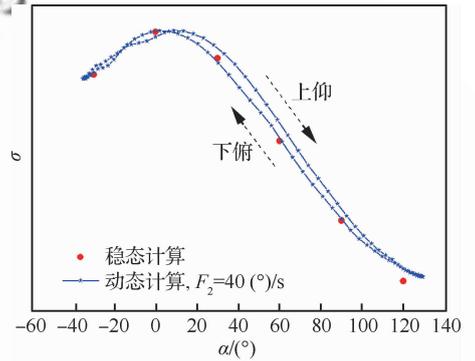


图 7 过失速机动计算运动规律

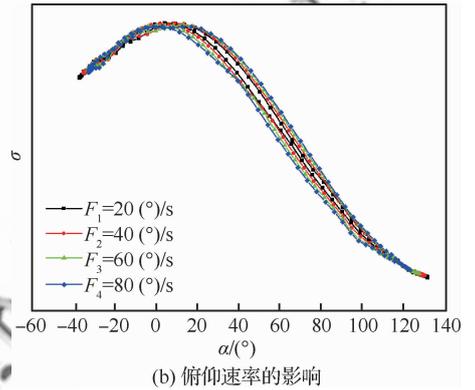
Fig. 7 Movement rules for post-stall maneuver calculations

特性总体上随迎角增大而降低,与稳态特性一致,但在俯仰机动周期内形成一个“∞”形的交叉闭合环路。正迎角部分,上仰过程性能高于下俯过程,呈现出明显的迟滞现象,且 $20^{\circ} \sim 80^{\circ}$ 迎角范围内差

异最大,而最大迎角附近二者差异不大,表明瞬时俯仰速率越大迟滞现象越严重。这是由于飞机姿态改变所引起的进气道内部流场重新建立需要一定时间,进气道出口流场的瞬时反应始终滞后于飞机姿态的实时变化。而飞机俯仰速率越大,进气道出口流场反应相对于飞机姿态变化的滞后作用也就越大。此现象在图 8(b)中得到印证,平均俯仰速率越大,“∞”形交叉闭合环路呈现出向外扩张一环套一环、愈加饱满的趋势。此外,整个机动历程中进气道性能最差状态点出现在迎角最大处。



(a) 非非常迟滞效应



(b) 俯仰速率的影响

图 8 过失速机动计算非非常非线性特性

Fig. 8 Unsteady and nonlinear characteristics of post-stall maneuver calculations

2.2 飞行试验

同样通过在发动机进口截面处加装进气道测量耙的方法,开展了多个过失速机动动作下进发匹配动态特性的飞行试验。

选取典型的眼镜蛇机动进行分析,其迎角飞行参数如图 9 所示。可以看到,进入机动作后飞机快速拉杆增大迎角直至到达最大迎角,然后低头改出。总体上呈现出非线性特征,与计算仿

真给定理想的正弦函数有所区别。

图 10 为眼镜蛇机动下进气道气动特性的动态响应。可以看到,进入机动后随着飞机快速拉杆到最大迎角,进气道总压恢复系数显著降低、综合畸变指数急剧增大;从最大迎角到改出机动一段,总压恢复系数逐渐增大、综合畸变指数则明显回落;整个机动历程的进气道特征参数曲线仍然是非线性的。

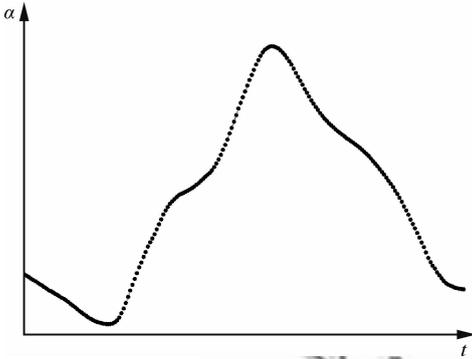
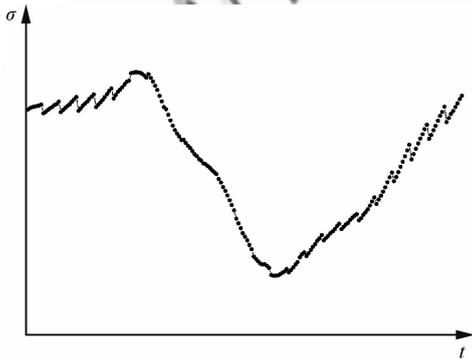
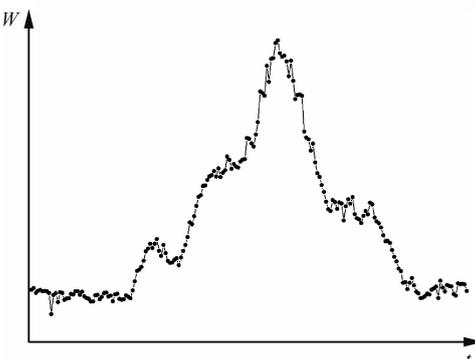


图 9 眼镜蛇机动飞行参数

Fig. 9 Flight parameter of cobra maneuver



(a) 总压恢复系数



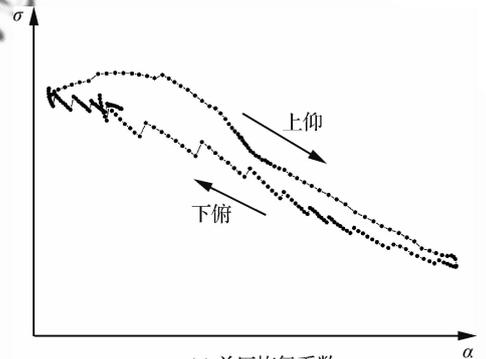
(b) 综合畸变指数

图 10 眼镜蛇机动下进气道特性动态响应

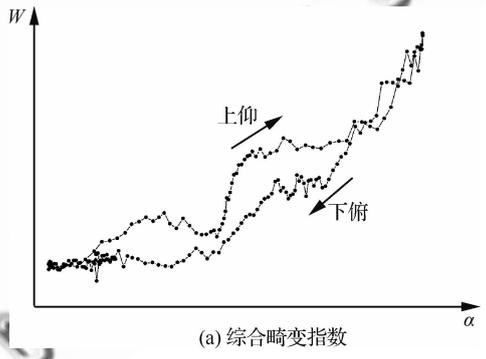
Fig. 10 Dynamic responses of inlet characteristic under cobra maneuver

从图 11 进气道动态特性随迎角的变化规律可以看到,眼镜蛇机动飞行周期内总压恢复系数和综合畸变指数特性均表现为一个闭合的迟滞环路,上仰过程的特征参数均高于下俯过程,呈现出明显的迟滞现象,而进气道性能最差状态点同样出现在最大迎角处,与计算仿真结论一致。

因此,过失速机动下进气道动态特性的天地相关性同样吻合良好,表明本文采用的研究方法可有效解决过失速机动下进气道流动非定常非线性的研究难题。



(a) 总压恢复系数



(a) 综合畸变指数

图 11 眼镜蛇机动下进气道非定常非线性特性

Fig. 11 Unsteady and nonlinear inlet characteristics under cobra maneuver

3 结论

本文通过计算仿真和风洞试验相结合的地面验证以及飞行试验等手段,系统研究了战斗机在大迎角和过失速机动下的进气道气动特性。

1) 大迎角稳定飞行下进气道性能的天地相关性吻合良好,眼镜蛇机动下进气道非定常气动特性呈现出明显的迟滞效应。

2) 获得了战斗机在大迎角和过失速机动下的进气道气动特性,建立了过失速机动下进气道

非正常非线性特性问题的研究方法。

参 考 文 献

- [1] WALSH K R, YUHAS A J, WILLIAMS J G, et al. Inlet distortion for an F/A-18A aircraft during steady aerodynamic conditions up to 60° angle of attack; NASA-TM-104329[R]. Washington, D. C. : NASA, 1997.
- [2] SMITH C F, PODLESKI S D, BARANKIEWICZ W S. Comparison of F/A-18A high alpha research vehicle inlet analysis results with flight data; AIAA-1995-2758[R]. Reston; AIAA, 1995.
- [3] YUHAS A J, STEENKEN W G, WILLIAMS J G. F/A-18A inlet flow characteristics during maneuvers with rapidly changing angle of attack; NASA-TM-104327[R]. Washington, D. C. : NASA, 1997.
- [4] STEENKEN W G, WILLIAMS J G, WALSH K R. Inlet flow characteristics during rapid maneuvers for an F/A-18A airplane; NASA-TM-206587[R]. Washington, D. C. : NASA, 1999.
- [5] STEENKEN W G, WILLIAMS J G, YUHAS A J, et al. An inlet distortion assessment during aircraft departures at high angle of attack for an F/A-18A aircraft; NASA-TM-104328[R]. Washington, D. C. : NASA, 1997.
- [6] PODLESKI S D. Installed F/A-18 inlet flow calculations at 60° angle-of-attack and 10° sideslip; AIAA-1993-1806[R]. Reston; AIAA, 1993.
- [7] SMITH C F, PODLESKI S D. Installed F/A-18 inlet flow calculations at 30° angle-of-attack; A comparative study; AIAA-1994-3213[R]. Reston; AIAA, 1994.
- [8] SMITH C F, PODLESKI S D, BARANKIEWICZ W S, et al. Evaluation of F/A-18A HARV inlet flow analysis with flight data; NASA-TM-107130[R]. Washington, D. C. : NASA, 1995.
- [9] SMITH C F. Prediction of wind tunnel effects on the installed F/A-18A inlet flow field at high angle-of-attack; NASA-CR-195429[R]. Washington, D. C. : NASA, 1995.
- [10] PODLESKI S D. PARC3D calculations of the F/A-18A HARV inlet vortex generators; NASA-CR-195456[R]. Washington, D. C. : NASA, 1995.
- [11] NORBY W P, LADD J A, YUHAS A J. Dynamic inlet distortion prediction with a combined computational fluid dynamics and distortion synthesis approach; NASA-CR-198053[R]. Washington, D. C. : NASA, 1996.
- [12] YUHAS A J, RAY R J, BURLEY R R. Design and development of an F/A-18 inlet distortion rake: A cost and time saving solution; NASA-TM-4722[R]. Washington, D. C. : NASA, 1995.
- [13] WILLIAMS J G, STEENKEN W G, YUHAS A J. Estimating engine airflow in gas-turbine powered aircraft with clean and distorted inlet flows; NASA-CR-198052[R]. Washington, D. C. : NASA, 1996.
- [14] WALSH K R, STEENKEN W G, WILLIAMS J G. Summary of inlet characteristics of the F/A-18A High Alpha Research Vehicle; AIAA-1998-3713[R]. Reston; AIAA, 1998.
- [15] STEENKEN W G, WILLIAMS J G, YUHAS A J, et al. Factors affecting inlet-engine compatibility during aircraft departures at high angle of attack for an F/A-18A; NASA-TM-206572[R]. Washington, D. C. : NASA, 1999.
- [16] 巫朝君, 聂博文, 孔鹏, 等. 战斗机进气道非正常性能试验技术[J]. 实验流体力学, 2017, 31(2): 98-103.
- WU C J, NIE B W, KONG P, et al. Test technology on unsteady characteristics of inlet flow during fighter plane maneuvers[J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2017, 31(2): 98-103 (in Chinese).
- [17] 杨应凯. 飞机快速俯仰机动下 Bump 进气道的动态特性研究[J]. 实验流体力学, 2013, 27(6): 39-42.
- YANG Y K. The study on bump inlet dynamic characteristics under aircraft fast pitching maneuver[J]. Journal of Experiments in Fluid Mechanics, 2013, 27(6): 39-42 (in Chinese).
- [18] 胡铃心, 昂海松, 肖天航. 鸭式布局战斗机非常规机动的流场机理数值分析[J]. 南京航空航天大学学报, 2014, 46(6): 874-881.
- HU L X, ANG H S, XIAO T H. Numerical analysis on flow-field around unconventionally maneuvering canard fighter[J]. Journal of Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2014, 46(6): 874-881 (in Chinese).
- [19] 向欢. 基于动态嵌套网格的非正常数值模拟方法在战斗机进气道工程实际中的应用[C]//第五届发动机进排气学术交流会议论文集. 南京: 南京航空航天大学, 2017: 371-379.
- XIANG H. The use of URANS algorithm based on over-set grids in aircraft inlet engineering[C]//Proceedings of the 5th Engine Inlet and Nozzle Conference. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2017: 371-379 (in Chinese).
- [20] 向欢. 战斗机快速俯仰机动下进气道动态特性的数值模拟[C]//第六届全国进气道/尾喷管学术交流会议论文集. 西宁: 青海大学, 2018: 633-640.
- XIANG H. The calculation of inlet dynamic characteristics under aircraft rapid pitching maneuver[C]//Proceedings of 6th National Inlet and Nozzle Conference. Xining: Qinghai University, 2018: 633-640 (in Chinese).
- [21] 向欢. 战斗机快速俯仰机动下的进气道动态特性[C]//中国航空学会飞机总体分会第十四次学术交流会议论文集. 成都: 成都飞机设计研究所, 2018: 563-570.

XIANG H. The inlet dynamic characteristics under aircraft rapid pitching maneuver[C]//Proceedings of Chinese Society of Aeronautics and Astronautics Aircraft Branch

14th Academic Forum and Exchange. Chengdu: Chengdu Aircraft Design and Research Institute, 2018: 563-570 (in Chinese).

(责任编辑: 王娇)

Inlet aerodynamic characteristics of fighter under high angle of attack and post-stall maneuver

XIANG Huan, YANG Yingkai^{*}, XIE Jinrui, WU Yongsheng

AVIC Chengdu Aircraft Design and Research Institute, Chengdu 610091, China

Abstract: In order to capture the inlet aerodynamic characteristics of fighter under high angles of attack and unsteady nonlinear post-stall maneuvers, the Unsteady Reynolds Averaged Navier-Stokes (URANS) numerical simulation employing dynamic overset grids technique and wind tunnel tests are used. Flight tests under above conditions are adopted for validation and in-depth analysis. Results indicate that under high angle of attack steady state, wind tunnel test prediction matches well with flight test data and both reveal inlet performance reduction as the angle of attack increases. The unsteady over-loop effects of the inlet under cobra maneuver are observed in both URANS calculations and flight tests. Furthermore, fighter inlet aerodynamic characteristics are uncovered under high angle of attack and post-stall maneuver conditions in the scope of current investigation. The method for inlet unsteady and nonlinear characteristics analysis is finally established.

Keywords: inlet; dynamic overset grids; high angle of attack steady state; post-stall maneuver; relevance analysis; over-loop effect

Received: 2019-09-10; **Revised:** 2019-09-30; **Accepted:** 2019-11-04; **Published online:** 2019-11-18 11:24

URL: <http://hkxb.buaa.edu.cn/CN/html/20200616.html>

*** Corresponding author.** E-mail: 865370131@qq.com