

发动机进排气对某型靶机气动特性影响研究



孟祥喆, 郑浩, 赵志俊

中国飞行试验研究院, 陕西 西安 710089

摘要: 为了更逼真地模拟典型四代机气动布局形式, 某型靶机采用了V尾、翼下进气的布局形式, 但这种布局形式容易受到发动机进气和排气效应的影响, 实际气动特性与风洞试验结果或常规进气道堵塞模型数值仿真结果存在一定差异。为了对发动机进排气影响进行定量分析和机理研究, 本文采用带发动机进排气模型的飞行器外流场数值模拟方法对不同飞行速度条件下的该飞机气动力和俯仰力矩、静稳定性的变化开展了计算和分析。计算结果表明, 发动机进排气显著增大了该靶机的低头力矩, 改变了升阻比, 提高了航向稳定性, 并且改变程度与飞行速度相关。将计算结果应用到动力学建模和仿真及控制律参数优化中。利用仿真模型开展了试飞结果预测。试飞结果显示, 考虑发动机进排气影响后, 该靶机动力学仿真结果与试飞数据较为接近, 表明动力学模型与飞机模态特性较为相似。本文所采用的带发动机进排气的靶机气动特性数值模拟和评估方法, 有助于提高飞发耦合布局的飞行器气动特性分析准确度, 有利于识别出发动机进排气对飞行器整体气动特性的影响程度, 为飞行器布局设计和优化、控制律设计和仿真、试验设计和风险识别提供了参考。

关键词: 靶机; V尾; 翼下进气; 发动机进排气; 数值模拟

中图分类号: V279+.1

文献标识码: A

DOI: 10.19452/j.issn1007-5453.2023.07.004

在飞行试验或军事训练中, 经常采用无人靶机作为模拟敌方作战飞机的假想敌, 以检查测试机载雷达或武器系统的作战效能。为了更好地模拟敌方战机的速度、机动性、隐身能力等技术特征, 无人靶机应具备高亚声速甚至超声速飞行、6~9g大载荷机动、0.01m²以下的雷达截面积(RCS), 这便要求无人靶机气动布局应采用三代、四代战斗机的设计思路, 采用内置发动机、后掠翼、V形尾翼(V尾)等布局形式。

某型靶机采用了单发、翼下进气、V尾的布局形式, 发动机通过Y形进气道从两侧翼下紧贴机身的位置进气, 从靠近V尾的尾喷口排气。由此带来的问题是: 发动机进气将影响机翼绕流, 而排气将改变V尾的绕流, 这将改变靶机的升阻特性、俯仰力矩特性以及静稳定性, 给控制律设计带来不确定性因素, 还有可能影响飞行安全。

为了分析发动机进排气对飞机本体气动特性的影响, 梁良、肖毅等^[1-2]采用了时均方法研究分析了分布式涵道动力装置对翼身融合(BWB)布局无人机的气动特性影响, 以及基于边界层抽吸的进气道性能优化方法; 段文琪等^[3]分

析了靶机助推火箭及推力线位置对起飞性能的影响; 高翔^[4]、贾洪印等^[5]采用了数值模拟方法开展了民机构型翼吊式发动机布局进排气影响分析。考虑到发动机进排气的布局设计技术研究方向, 郝卫东^[6]、邓帆等^[7]对吸气式高超声速平台技术和试验技术开展了研究。杨小川等^[8]对未来靶机发展趋势开展了综述研究, 任秀梅^[9]、郭继凯等^[10]对靶机控制律设计开展了仿真研究。

本文将采用基于RANS方程的数值模拟方法对上述翼下进气、V尾布局的靶机开展带发动机进排气模型的全机气动特性计算和分析, 得出不同飞行速度和发动机工作状态下的气动特性改变量, 以支撑动力学建模仿真和控制律参数优化的需要, 防止较大的改变对试飞安全造成影响, 同时提高对试飞的预测精度。

1 计算方法介绍

1.1 数值模拟方法

靶机飞行过程大部分在-4°~12°以内的迎角和侧滑

收稿日期: 2023-04-19; 退修日期: 2023-05-12; 录用日期: 2023-06-15

引用格式: Meng Xiangzhe, Zheng Hao, Zhao Zhijun. Study on Influence of engine intaking and exhausting on aerodynamic characteristics of a target drone[J]. Aeronautical Science & Technology, 2023, 34(07): 29-35. 孟祥喆, 郑浩, 赵志俊. 发动机进排气对某型靶机气动特性影响研究[J]. 航空科学技术, 2023, 34(07): 29-35.

角范围内进行,一般不会超过失速迎角。在该范围内,利用雷诺平均N-S方程(RANS)开展数值模拟可以获得与真实飞行条件较为接近的气动特性数据。

本文采用CFX求解器,利用基于SST二方程湍流模型的RANS方法开展靶机气动特性数值模拟。

1.2 发动机进排气模拟方法

靶机稳定飞行过程中,发动机进排气状态变化较小,可认为处于稳态。在亚声速范围内,只要靶机进气道喉道面积与发动机进气口面积相差不大,也可认为发动机进气流量与理论接近。

基于上述假设,在设置发动机进排气条件时,不考虑发动机内部涡轮转子及燃烧的数学模型。只提取发动机进气截面和排气截面的形状、站位和进出口条件,将无人机外流域、进气道内流域、发动机排气流统一为一个计算域。

文献[1]采用了压力进口边界和流量出口边界来模拟发动机进气和排气特性,从而得到了不同发动机工作状态下的溢流阻力变化情况,对于本文研究具有一定参考价值。本文结合靶机发动机试验结果中的各种进排气参数测量结果,选取适合的边界条件:

(1)针对发动机进气流,主要参数为进气流量,因此将进气口边界等效为计算流域的“质量流量出口”边界,给定质量流量,该参数可以通过查阅发动机技术手册获得。

(2)针对发动机排气流,主要参数为总压、总温及排气速度,因此将排气口边界等效为计算流域的“速度进口”或“压力进口”边界,同样可以通过查阅发动机技术手册给定上述参数的具体数值。

(3)需要对参数进行换算以适应不同的求解器边界条件设置方式,如通过总温、总压及排气速度得到静压和静温等,标准转换公式如下

$$T_t = T_s + \frac{V_{ch}^2}{2009} \quad (1)$$

$$\frac{p_t}{p_s} = \left(\frac{T_t}{T_s} \right)^{3.5} \quad (2)$$

式中, T_t 为排气口总温; T_s 为排气口静温; V_{ch} 为排气速度; p_t 为排气口总压; p_s 为排气口静压。

2 网格划分和边界条件

2.1 进排气计算模型网格及对照组网格划分

某靶机采用了中单梯形翼、V尾、单发两肋进气的布局形式,机长3.3m,翼展长2.1m。本文采用ICEM软件将靶机外形曲面、进气道、远场边界以及无人机内外流域划分成约

1500万个四面体非结构网格(含15层附面层网格),机翼前缘网格尺度约为1.7‰MAC,翼面最大网格尺度为1.4‰MAC,网格划分效果如图1所示。

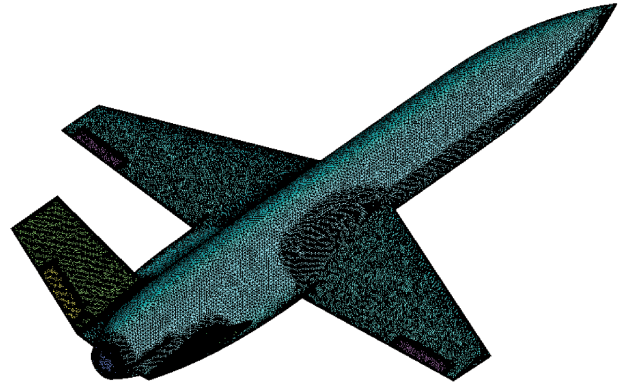


图1 靶机外形网格

Fig.1 Mesh on surface of the target drone

按照1.2节发动机进排气模拟方法,对靶机的发动机进排气口进行了界面建模和网格划分,如图2所示。作为不考虑发动机进排气影响的对照组,通气模型网格划分如图3所示。

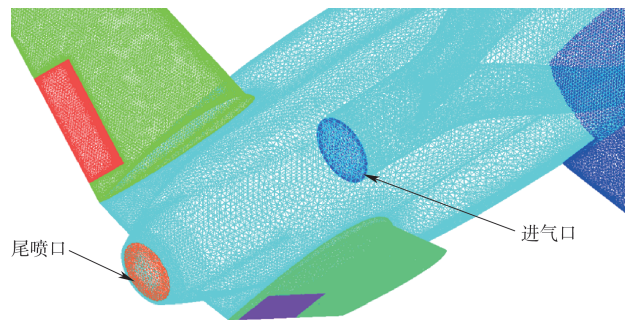


图2 进气和排气边界网格

Fig.2 Mesh on intake and exhaust boundary

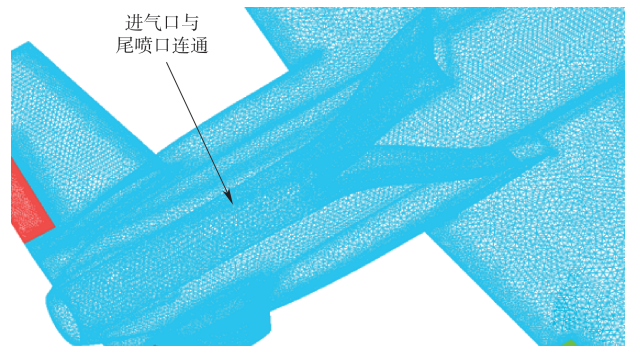


图3 通气模型网格

Fig.3 Mesh on ventilating model

2.2 边界条件设置

计算采用了4种边界条件。速度进口:前方和四周远场边界、发动机排气口;压力出口:后方远场边界;质量出口:发动机进气口;壁面:靶机外型面和进气道内型面。边界条件参数设置见表1。

表1 边界条件

Table 1 Boundary conditions

参数	第一组	第二组	备注
高度/m	1000	8000	
来流马赫数	0.2	0.7	
迎角/(°)	-4~20	0~8	2°间隔
发动机转速比	55%~100%	70%~100%	5%间隔
进气流量/(kg/s)	0.89~2.45	0.78~1.36	每个状态查表确定
排气速度/(m/s)	200~515	280~525	
排气总温/K	780~900	553~830	
排气总压/kPa	98~155	46~82	

3 计算结果及分析

3.1 升阻特性对比

靶机起飞阶段一般以较高的转速比(发动机工作状态的表征参数)完成弹射起飞和爬升,中间过程主要处于高度、速度持续增加的爬升和加速过程,巡航飞行时发动机一般处于额定工作状态。因此本文选取了起飞状态(Ma 0.2, 发动机转速比为90%)和巡航状态(Ma 0.7, 发动机转速比为90%)两个状态计算升阻特性。

如图4所示, Ma 0.2起飞状态,进排气模型与通气模型相比升力系数差别较小,但阻力系数略有增大,因此最大升阻比降低了1.6左右。 Ma 0.7巡航状态,进排气模型与通气模型相比阻力系数差别缩小,进排气条件下升阻比反而提高了0.5左右。

为了确定起飞状态下阻力增加的原因,本文对不同发动机转速比和飞行速度状态的靶机零升阻力进行了计算和对比。如图5所示, Ma 0.2时,零升阻力系数随着发动机转速比的提高而不断增大,说明发动机排气对干扰机体的干扰越来越强,干扰阻力越来越大。 Ma 0.5时,零升阻力随发动机转速比增加的斜率相比 Ma 0.2时更平缓。 Ma 0.7时,零升阻力随转速比变化趋势出现波动。由于发动机进排气对V尾上翼面绕流具有引射作用,因此升力系数略有增大,本文3.5节对全机表明压力分布的对比可以说明这一点。

综上,靶机在起飞状态和高转速比状态下升阻比会降低,而 Ma 0.7巡航时升阻比会略微提高。

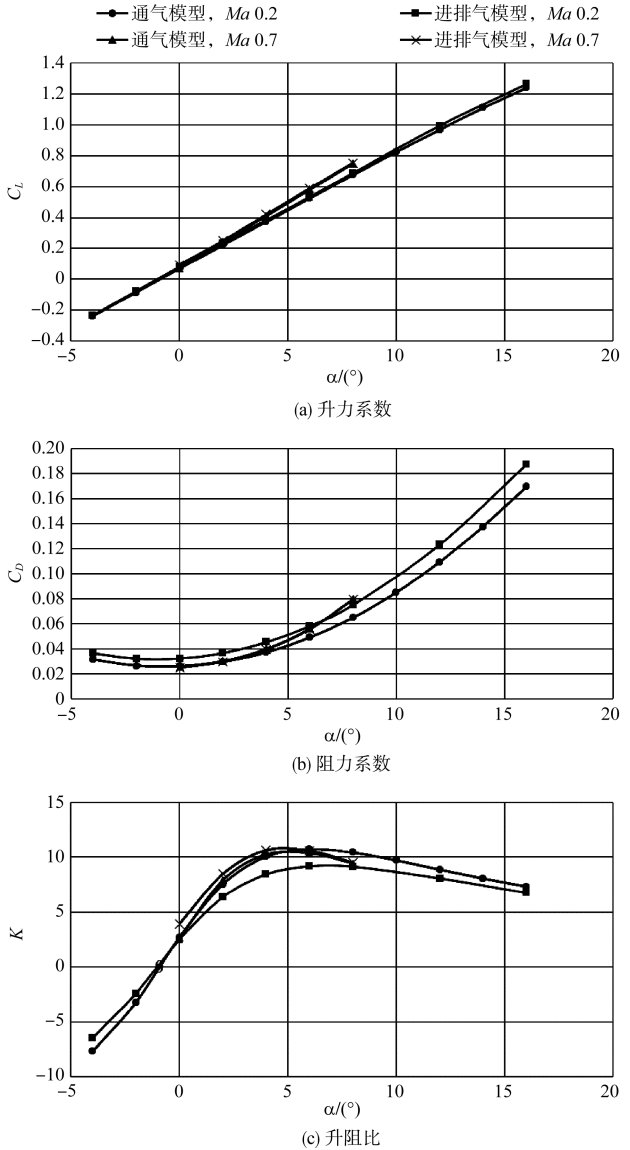


图4 升阻特性曲线对比

Fig.4 Comparison between lift and drag coefficient curves

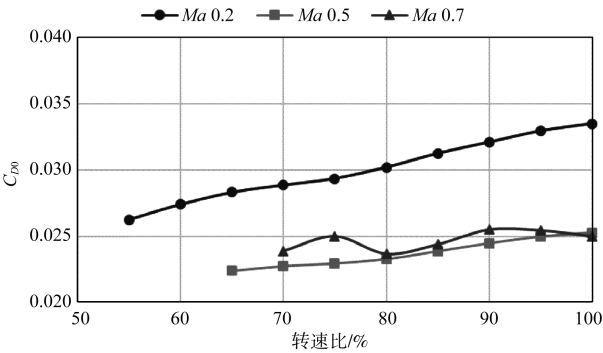


图5 零升阻力对比

Fig.5 Comparison of zero-lift drag coefficients

3.2 俯仰力矩特性对比

本文参考零升阻力分析方法整理出了不同飞行状态下零升俯仰力矩系数随发动机转速比的变化情况,如图6所示。飞行速度 Ma 0.2时,零升俯仰力矩系数随发动机转速比增大以接近线性的趋势减少,最低达到-0.07,该减少量将对靶机产生额外的低头力矩影响,若起飞阶段不对该低头力矩进行配平,极有可能发生机头非指令性下俯的情况,可能会造成靶机弹射起飞高度不足甚至坠地的事故发生。为了降低该影响,可采取调整助推火箭安装角、设置升降舵预偏量等措施。

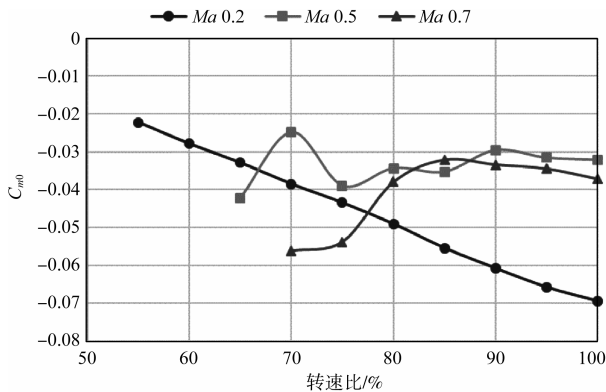


图6 零升俯仰力矩系数对比

Fig.6 Comparison between zero-lift pitching moment coefficients

飞行速度 Ma 0.5时,零升俯仰力矩系数在60%~80%转速比范围内出现波动。飞行速度 Ma 0.7时,零升俯仰力矩系数呈随发动机转速比增大而先降低后略微增大的趋势。

3.3 纵向静稳定性对比

靶机纵向俯仰力矩系数随升力系数变化曲线如图7所示。 Ma 0.2起飞状态,进排气模型与通气模型相比俯仰力矩系数负向增大了0.05左右,表明下俯力矩增大。为了保持纵向配平,靶机需要增大升降舵上偏角。

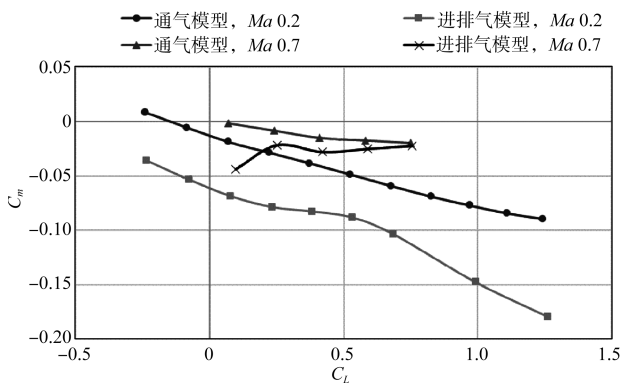


图7 俯仰力矩系数曲线对比

Fig.7 Comparison between pitching moment coefficient curves

Ma 0.7巡航状态,进排气模型与通气模型相比俯仰力矩系数减少了0.025左右,俯仰力矩系数减少的程度相比低速情况有所改善,但纵向静裕度在0附近波动,呈中立稳定趋势。靶机应调整重心位置或控制律采取纵向增稳措施,以获得足够的纵向稳定性。

3.4 横航向静稳定性对比

如图8所示,进排气模型与通气模型在不同马赫数下滚转力矩系数随侧滑角变化情况基本一致,但进排气模型的偏航力矩系数曲线斜率更大,表明进排气效应增加了航向稳定性,但对横向稳定性影响较小。

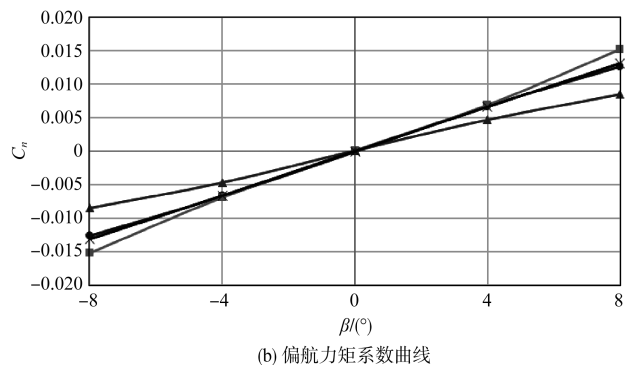
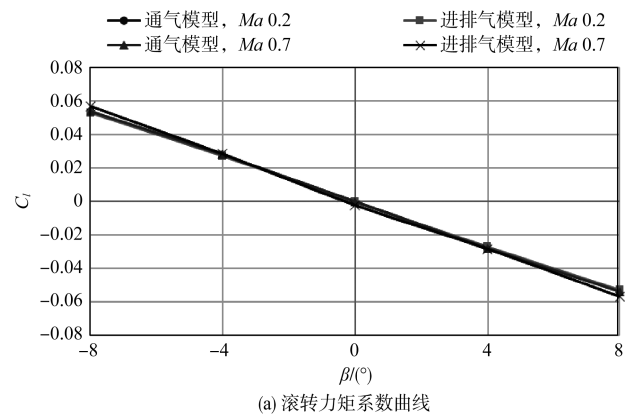


图8 滚转和偏航力矩系数曲线

Fig.8 Roll and yaw moment coefficients curves

3.5 压力分布对比

如图9所示,受发动机进气对进气道抽吸作用影响,靶机进气口前侧的机翼下表面出现低压区,由此产生对重心的低头力矩;受发动机排气引射作用影响,V尾中间的机身低压区范围和强度均增大,在增加V尾升力的同时也增大了对重心的低头力矩。进气和排气共同作用使俯仰力矩系数降低。若降低该影响,靶机可采取的设计优化措施有:改变V尾安装角、优化翼下进气道入口的站位、延长尾椎或前移V尾使其远离发动机微喷口等。

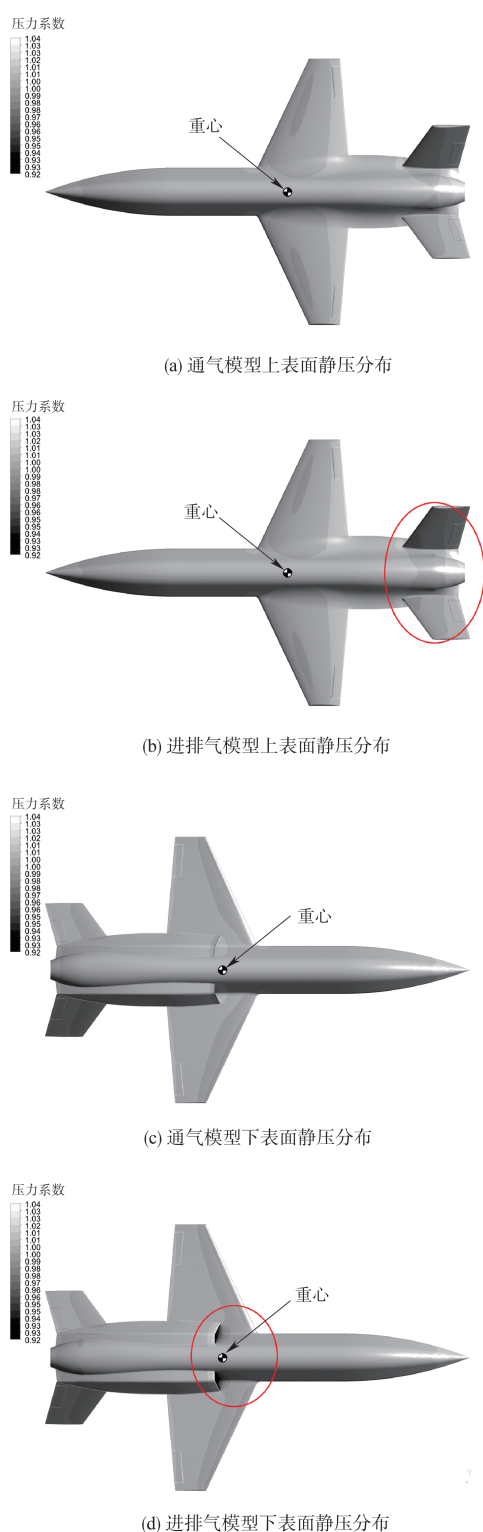


图9 表面静压分布对比

Fig.9 Comparison of static pressure contours

3.6 流场分布对比

如图10所示,靶机通气模型尾部流线存在涡线,表明

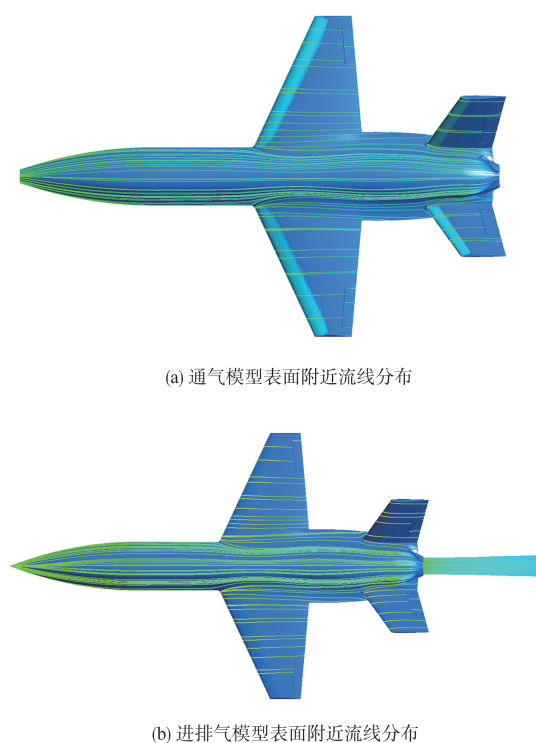


图10 表面流线分布对比

Fig.10 Comparison between surface streamline distribution

此处存在涡流;进排气模型尾部则不存在涡流,表明在发动机排气的引射作用下,尾部湍流得到改善,流动加速效果较为明显。

4 试飞验证

该靶机动力学建模和仿真时,直接采用带发动机进排气模型的气动特性数据。考虑到起飞阶段发动机进排气效应产生的额外低头力矩影响,靶机试飞时设置了上偏 10° 的升降舵预偏角,起飞过程中纵向配平较好,未出现明显低头趋势。试飞数据与仿真结果对比如图11所示。

该靶机试飞结果显示,0~80s起飞过程中,受到风向、火箭推力波动等干扰因素影响,起飞过程飞行状态变化范围大,因此仿真与试飞的俯仰角和升降舵有所不同,但变化趋势基本一致。而巡航过程中,飞行状态变化范围小,升降舵、俯仰角、发动机转速试飞实测值与仿真结果吻合度较好,表明采用本文方法得到的靶机动力学模型与实际飞机模态特性相似度较高。

5 结束语

本文采用了数值模拟方法研究了发动机进排气效应对

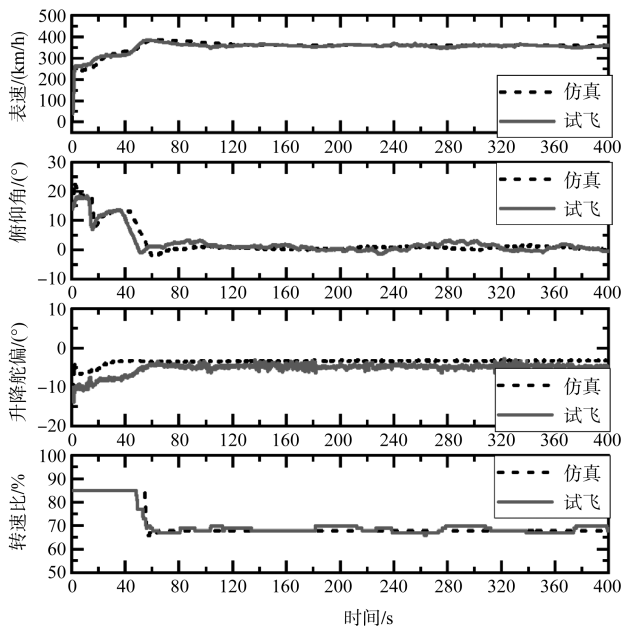


图11 动力学仿真结果与真实试飞数据对比

Fig.11 Comparison between flight dynamics simulation results and real flight test data

某型采用翼下进气、V尾布局靶机气动特性的影响,结果表明:

(1)起飞状态下,相比通气模型计算结果,带发动机进排气模型时靶机升阻比减小,俯仰力矩系数减小,减小程度与转速比线性相关,横向稳定性不变,航向稳定性提高。

(2)高速巡航状态下,带发动机进排气模型时升阻比略微增大,俯仰力矩系数减小程度减弱,俯仰力矩系数减小程度与转速比相关性降低并呈现非线性变化,横向稳定性不变,航向稳定性提高,飞行速度增大后纵向稳定性降低。

发动机进排气效应对靶机气动特性产生的影响,将改变靶机的稳定性和操纵性,给控制律设计和调参带来难度。上述研究成果有效指导了该靶机动力学建模仿真,为提高试飞预测准确度和降低试飞风险提供了有力支撑。 **AST**

参考文献

- [1] 梁良,钟伯文,江善元,等.分布式涵道风扇对BWB无人机气动特性的影响研究[J].航空科学技术,2023,34(5):25-37.
Liang Liang, Zhong Bowen, Jiang Shanyuan, et al. Research on influence of distributed ducted fans on the aerodynamic characteristics of BWB UAV[J]. Aeronautical Science & Technology, 2023,34(5):25-37. (in Chinese)
- [2] 肖毅,沈亮,刘敏,等.基于边界层抽吸的埋入式进气道性能

优化研究[J].航空科学技术,2022,33(7):23-28.

- Xiao Yi, Shen Liang, Liu Min, et al. Research on performance optimization of submerged inlet based on boundary layer suction[J]. Aeronautical Science & Technology, 2022,33(7):23-28. (in Chinese)
- [3] 段文琪,方雄,党万腾,等.靶机零长发射过程中的刚柔耦合动力学分析[J].航空科学技术,2022,33(1):49-57.
Duan Wenqi, Fang Xiong, Dang Wanteng, et al. Rigid-flexible coupling dynamical analysis during zero-length launch of drone aircraft[J]. Aeronautical Science & Technology, 2022,33(1):49-57. (in Chinese)
- [4] 高翔,李密,王定奇.发动机进排气系统对飞机气动特性影响的数值研究[J].航空动力学报,2020,35(5):1000-1008.
Gao Xiang, Li Mi, Wang Dingqi. Numerical study on the influence of aero-engine intake and exhaust system on aerodynamic characteristics of aircraft[J]. Journal of Aerospace Power, 2020,35(5):1000-1008. (in Chinese)
- [5] 贾洪印,马明生,吴晓军,等.发动机进排气效应对民机构型气动特性影响[J].航空动力学报,2017,32(8):1900-1910.
Jia Hongyin, Ma Mingsheng, Wu Xiaojun, et al. Study on aerodynamic characteristics of different types of civil aircrafts with engine air intake and exhaust[J]. Journal of Aerospace Power, 2017,32(8):1900-1910. (in Chinese)
- [6] 郝卫东,邓学莹,曲芳亮.高速风洞发动机进排气动力模拟试验技术[J].北京航空航天大学学报,2005(4):459-463.
Hao Weidong, Deng Xueying, Qu Fangliang. Simulated test technique for engine air intake and exhaust in high speed wind tunnel[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2005(4):459-463. (in Chinese)
- [7] 邓帆,关键,王毓栋.吸气式飞行器通用飞行试验平台技术研究[J].航空科学技术,2020,31(11):89-96.
Deng Fan, Guan Jian, Wang Yudong. Research on the technology of universal flight test platform for air-breathing vehicle[J]. Aeronautical Science & Technology, 2020,31(11):89-96. (in Chinese)
- [8] 杨小川,张思远,魏建烽,等.美国第五代航空靶机发展历程及应用趋势分析[J].飞航导弹,2021(8):7-11.
Yang Xiaochuan, Zhang Siyuan, Wei Jianfeng, et al. Analysis of the development history and application trends of the fifth generation aviation target aircraft in the United States[J].

- Aerodynamic Missile Journal, 2021(8):7-11. (in Chinese)
- [9] 任秀梅, 王明辉, 凤颖玲. 高机动靶机发动机控制与应用[C]. 中国航天第三专业信息网第四十届技术交流会暨第四届空天动力联合会议, 2019:97-101.
- Ren Xiumei, Wang Minghui, Feng Yingling. Engine control and application of high mobility target aircraft[C]. The 40th Technical Exchange Conference of China Aerospace Third Professional Information Network and the 4th Aerospace Power Joint Conference, 2019:97-101. (in Chinese)
- [10] 郭继凯, 王道波, 李晓萌, 等. 某型高速无人靶机飞行控制的设计与实现[J]. 机械与电子, 2018, 36(6):54-57, 61.
- Guo Jikai, Wang Daobo, Li Xiaomeng, et al. Design and implementation of flight control for high-speed unmanned target drone[J]. Machinery & Electronics, 2018, 36(6): 54-57, 61. (in Chinese)

Study on Influence of Engine Intaking and Exhausting on Aerodynamic Characteristics of a Target Drone

Meng Xiangzhe, Zheng Hao, Zhao Zhijun

Chinese Flight Test Establishment, Xi'an 710089, China

Abstract: In order to simulate the aerodynamic configuration of a typical 4th generation fighter more similarly, V-tail and under-wing-air-intake aerodynamic configuration have been used for a target drone. However, the practical aerodynamic characteristics of this configuration is easily affected by the engine intake and exhaust effects, which differ from wind tunnel test results or numerical simulation results of conventional inlet blockage model. To conduct quantitative analysis and mechanism research on the impact of engine intake and exhaust, the method of aircraft outflow field numerical simulation with considering engine intakeing and exhausting model is applied to quantitatively analyze the aerodynamic force, moment and static stability on different flight velocity. The simulation results show that the engine intaking and exhausting effects significantly increased the head down moment, changed the lift-drag-ratio, affected the longitudinal stability and enhanced heading stability. The research results above have been applied to the flight dynamics modeling and simulation, and the optimization of control law parameters. The flight test results of the target drone show that the flight dynamics simulation results are closer to the flight test data after considering the influence of engine intake and exhaust. The numerical simulation and evaluation method of the aerodynamic characteristics of the target aircraft with engine intake and exhaust in this paper is helpful to improve the accuracy of the aerodynamic characteristics analysis on the aircraft in the flight engine coupled configuration, to identify the impact on the intake and exhaust of the starter on the overall aerodynamic characteristics of the aircraft, and to provide a reference for the layout design and optimization of the aircraft, control law design and simulation, design of experiments and risk identification.

Key Words: target drone; V-tails; under-wing-air-intake; engine intaking and exhausting; numerical simulation