

基于数值计算的抛鸟轨迹影响因素研究



冯传奇,张久峰,张琦

中国飞行试验研究院, 陕西 西安 710089

摘要:在采用气炮装置作为抛鸟设备进行航空发动机吞鸟试验时,通过鸟炮准确地将鸟体发射至发动机叶片上的选定位置是至关重要的一个环节,该过程受到多种因素的影响。采用嵌套网格方法对发动机吞鸟过程中的鸟轨迹变化及其影响因素进行了仿真研究,对比分析了不同鸟体模型、发射位置、发射速度及发动机工作状态对鸟体运动轨迹、速度及流场特性的影响。仿真结果为航空发动机吞鸟试验提供了数据支撑,可有效缩短试验周期,降低试验成本。

关键词:航空发动机; 吞鸟; 轨迹; 流场特性; 数值模拟

中图分类号:V263.3

文献标识码:A

DOI: 10.19452/j.issn1007-5453.2023.02.005

随着飞行事业的不断发展,飞行频次增加,低空飞行任务增多,飞行包线扩大,飞机各部位遭到鸟、沙砾、螺栓等外物撞击的次数明显增多,尤以鸟撞击最为突出^[1-2]。鸟撞击作为软物撞击的一种典型形式,是指鸟类与飞行中的飞机或其部件发生碰撞,造成损伤或者灾难事故^[3]。鸟撞击作为一种突发、多发的事故,严重威胁着航空飞行安全,甚至会造成灾难性的后果。基于此,鸟撞击成为飞机及发动机设计中必须考虑的重要内容之一^[4]。

目前,欧美国家相继在 FAR-33 部^[5]以及 CS-E^[6]中提出民用航空发动机吞鸟适航要求,都将发动机吞鸟试验列入民用发动机合格审定考核项目^[7],我国在 GJB 3727—1999^[8]、GJB 241A—2010^[9]及 CCAR-33-R2^[10]中也对航空发动机吞鸟试验要求提出了明确规定,可见发动机吞鸟试验仍然是鉴定发动机在起飞、降落及低空飞行时是否具有耐鸟撞能力不可或缺的手段^[11]。航空发动机吞鸟试验要求中规定试车台应有一套能把一定重量(质量)和数量的鸟,按所要求的速度抛入发动机的抛鸟设备,抛鸟设备应具有准确命中目标和多鸟发射的能力。发动机吞鸟试验通常采用气炮装置作为抛鸟设备,主要原理为:将弹体放入炮膛中,安装活塞和堵盖。活塞和堵盖中间有空腔,空腔内充气挤压活塞密封气室,当此空腔的气体释放后,气室的气体进

入气炮膛,推进弹壳加速前进,鸟体随弹壳一起飞出,弹壳在炮管出口处被集壳器阻挡并收集。

在采用空气炮发射方式进行发动机吞鸟试验时,鸟体运动轨迹受多种因素影响,可能出现发射的鸟体无法达到指定速度及命中目标位置的情况,为保证抛鸟准确度及试验安全,吞鸟试验前一般要经过多次调整靶试试验。因此,在发动机吞鸟试验前对抛鸟轨迹进行仿真计算,并以仿真结果作为参考确定鸟体发射速度及位置,可以极大减少调试成本,节约时间与资源。

目前,国内关于吞鸟的仿真计算集中在鸟撞击风扇模拟分析方法上,包括撞击理论模型、撞击损伤理论、鸟体模型研究、高应变率下材料性能、鸟撞击接触理论研究、撞击影响分析等^[12-14]。主要计算方法有基于 Ansys/Dyna 平台的接触冲击算法、基于 MSC.DYTRAN 平台的流固耦合方法以及基于 PAM-CRASH 平台的 SPH 方法等多种模拟分析方法^[15-17]。针对航空发动机吞鸟试验中鸟轨迹的仿真计算还很少,因此,本文以几种典型鸟体模型为对象,对发动机吞鸟过程中的鸟轨迹变化及其影响因素进行了仿真研究,分析了不同鸟体模型、发射位置、发射速度及发动机引气状态对鸟体运动轨迹、速度及流场特性的影响,从而为航空发动机吞鸟试验提供了有力支撑。

收稿日期: 2022-03-24; 退修日期: 2022-11-06; 录用日期: 2022-12-05

基金项目: 国家科技重大专项(2017-V-0001-0050)

引用格式: Feng Chuanqi, Zhang Jiufeng, Zhang Qi. Research on influencing factors of bird trajectory based on numerical simulation[J]. Aeronautical Science & Technology, 2023, 34(02): 34-40. 冯传奇,张久峰,张琦. 基于数值计算的抛鸟轨迹影响因素研究[J]. 航空科学技术, 2023, 34(02): 34-40.

1 数值计算方法

现阶段数值模拟中处理运动边界主要有三种方法：第一种是基于任意拉格朗日-欧拉(ALE)算法的贴体网格方法：计算网格随物体运动边界的变化而变化，并始终贴壁，主要采用非结构网格的生成策略；第二种是基于均匀笛卡儿网格的方法：生成均匀笛卡儿网格；第三种是嵌套网格方法：分割计算网格成几部分，彼此嵌套或重叠，贴体部分网格跟随物体共同运动。嵌套网格方法对于模拟多体耦合、大转角运动等问题具有更大的优势。嵌套网格容易生成，对网格质量的要求不高，有利于计算。

嵌套网格也称作 Chimera 网格或者重叠网格，普遍认为是由 Steger 首先提出的^[18]。嵌套网格方法的基本思想是分割区域再组合网格。通过分析计算域将计算区域分解成若干子区域，在各个子区域生成各自的网格。通过预处理操作，删除无效网格，在嵌套区域上建立网格间的变量传递关系。此时将得到且仅得到一套可用的计算网格，数值求解将在这套网格上进行。子区域可使用不同的求解器独立求解，求解收敛即得到计算域的流场分布。

2 模型与网格

为了对航空发动机吞鸟试验中抛鸟轨迹的影响因素进行研究，选择不同几何外形和重量的鸟体进行建模仿真。鸟体的几何形状和重量与鸟的种类有关，根据 GJB 3727 规定，航空发动机吞鸟试验中鸟的重量分为三个级别：大鸟 1.8~2kg、中鸟 0.9~1kg、小鸟 50~100g。参考相关标准及试验，结合国内机场鸟情和全国范围内高风险鸟类的总体分布情况^[19]，建立三种典型鸟体模型，分别为麻雀模型、环颈雉模型及两端半球中间圆柱简化鸟体模型，其中，三种鸟体模型的具体尺寸与重量见表 1，两端半球中间圆柱简化鸟体为试验和仿真分析鸟撞问题时常采用的简化模型，如图 1 所示。

表 1 鸟体模型参数

Table 1 Parameters of bird body model

模型种类	长 l/mm	宽 d/mm	高 h/mm	重量 m/kg
麻雀	130	52	43	0.05
环颈雉	200	126	46	1.0
简化鸟体	228	114	114	1.8

考虑发动机工作状态对抛鸟轨迹的影响，建立标准圆形进气道模型，半径为 452.5mm，计算域整体尺寸为 4m×4m×5m，图 2 为进气道三维模型及其网格划分示意图。考

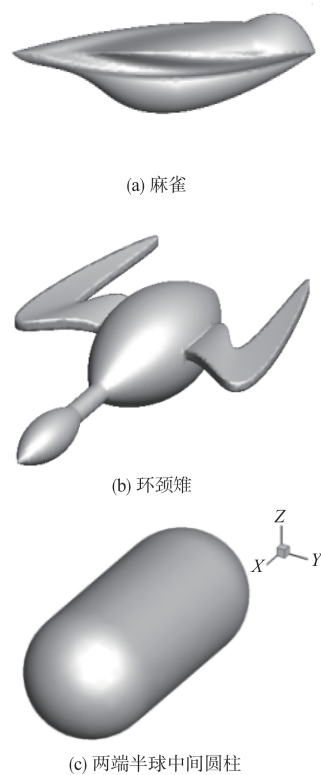


图 1 不同种类鸟体模型

Fig.1 Bird models of different types

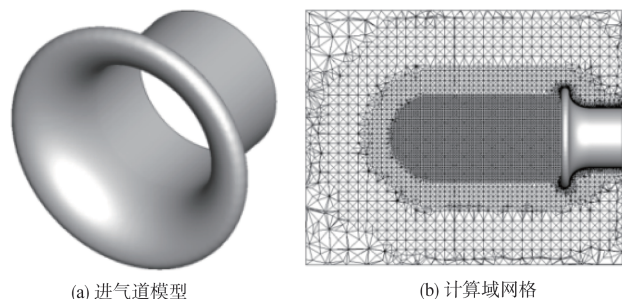


图 2 进气道模型及计算域网格

Fig.2 The model of air intake and computational domain grid

虑到鸟体模型并不规则，模型上曲面和锐角较多及不同计算工况下鸟体位置发生变化，若采用结构网格进行划分会大大增加工作量，降低计算效率，所以均采用四面体非结构化网格，并在鸟体附近及其大致运动轨迹范围内进行局部加密，在保证网格质量的同时提高计算效率与精度。

通过气炮装置进行航空发动机吞鸟试验时，鸟体几何外形、质量，鸟体发射速度、位置和发动机状态均会对抛鸟轨迹产生影响。因此，确定抛鸟轨迹影响因素见表 2，其中，发射距离 l 为鸟体模型质心到进气道进口截面之间的距离，

鸟撞击点径向位置 h 用叶片高度 h_0 的百分比表示, h_0 可视为与进气道半径一致,且撞击点均位于12点钟方向。发动机工作状态用进口气流压力表示,表中三个值分别对应发动机处于最大、中间和慢车状态。为了模拟抛鸟过程中各因素对抛鸟轨迹的影响,进气道入口处采用压力入口边界条件,首先进行稳态计算得到对应工况下的流场分布,随后赋予鸟体初始运动速度并转为瞬态计算得到鸟体运动轨迹及运动过程中流场特性的变化情况。

表2 鸟轨迹影响因素

Table 2 Influencing factors of bird trajectory

影响因素	参数		
鸟体模型	麻雀	环颈雉	简化鸟体
发射速度 $v/(m/s)$	80~100	100~150	150~180
发射高度 $h/(h_0\%)$	20	50	80
发射距离 l/m	2.0	2.5	3.0
鸟体质量 m/kg	0.05	1.0	1.8
发动机状态 p/Pa	80000	85000	95000

为了保证计算的准确性,需要对数值计算方法进行验证,选取某型涡扇航空发动机吞鸟模拟试验的结果与数值仿真计算结果进行对比分析。选择质量为1.8kg的家鸽为试验鸟体,发射速度为100m/s,发射距离为2.5m,目标位置为6点径向位置80%叶高处,发动机吞鸟试验中鸟体位置与数值计算得到的鸟体位置对比如图3所示,可以看出,在相同时刻,数值仿真计算得到的鸟体位置变化与吞鸟试验得到的结果基本一致,所以可认为,采用的数值计算方法满足要求,计算得到的结果准确可靠。

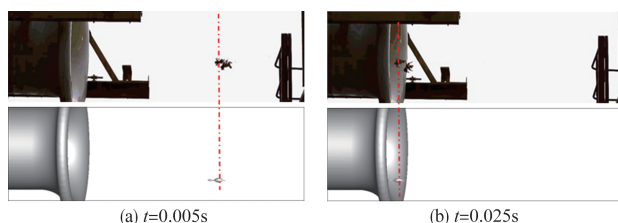


图3 吞鸟试验(上)鸟体位置与数值计算(下)结果对比

Fig.3 Comparison between bird position between numerical calculation results and bird ingestion test

3 计算结果与分析

3.1 发射速度对鸟轨迹的影响

这里以质量为1.8kg的中间圆柱两端半球鸟体模型为对象,选择发射高度 $h=80\%h_0$,发射距离 $l=2.0m$,发动机状态为中间状态,即 $p=85000Pa$,分别对发射速度为 $v=80m/s$ 、

$v=100m/s$ 、 $v=150m/s$ 、 $v=180m/s$ 情况下的抛鸟运动过程进行仿真研究,图4为不同发射速度下鸟体运动轨迹($Z-X$)曲线图。从图4中可以看出,鸟体在运动到进气道进口截面过程中,由于重力及发动机进气流场的作用,其运动轨迹呈抛物线状。发射速度越大,鸟体质心下移距离越小,但整体下移距离均小于5mm,所以可以认为在这些发射速度下,鸟体均能够达到预期的位置。图5为发射速度 $v=100m/s$ 、 $v=150m/s$ 时鸟体运动速度随距离变化曲线,从图5中可以看出,鸟体在远离进气道时因受到气流阻滞而速度逐渐减小,在靠近进气道时因受到发动机引气作用而速度逐渐增大,最终到达进气道入口处的速度较初始发射速度降低不超过1m/s。

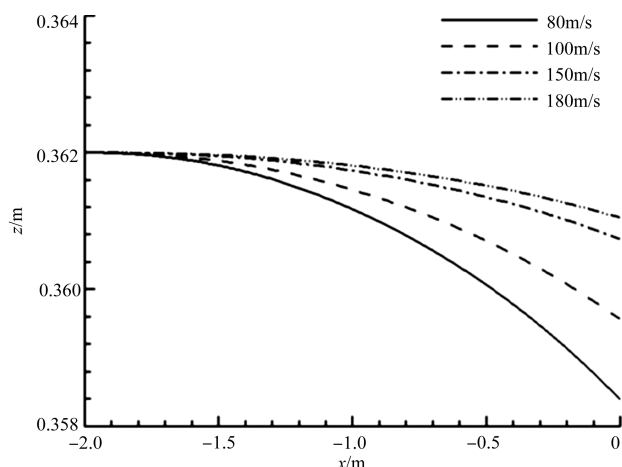


图4 不同发射速度鸟体运动轨迹

Fig.4 The trajectory of the bird under different launch velocities

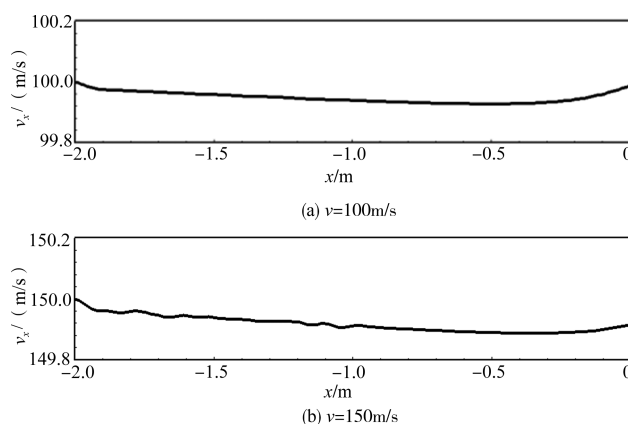


图5 不同发射速度鸟体运动速度变化曲线

Fig.5 The bird speed under different launch velocities

3.2 发射位置对鸟轨迹的影响

在发动机吞鸟试验中,通常会将鸟体从不同距离和高度打出以考察对叶片的损伤程度,图6(a)为发射距离 l 分别

为2.0m、2.5m、3.0m时,鸟体运动轨迹($Z-X$)曲线和速度变化曲线。从图6(a)中可以看出,发射距离越远,鸟体到达进气道进口截面时重心下降的距离越大,但都不超过10mm。从图6(b)中可以看出,鸟体受到发动机引气气流影响,速度先降低后增大,且不同发射距离的鸟体在相同位置处速度开始增大,发射距离越远,运动前段鸟体速度降低的越多。

同时,选择发射距离 $l=2.0\text{m}$,发动机状态为中间状态,即 $p=85000\text{Pa}$,发射速度为 $v=80\text{m/s}$,发射高度 h 分别为 $20\%h_0$ 、 $50\%h_0$ 、 $80\%h_0$ 的吞鸟过程进行数值仿真,对计算结果进行分析发现,发射位置越高,鸟体运动轨迹距离进气道中心轴线则越远,进气道引气的气体速度与鸟体运动速度之间的夹角越大,鸟体尾部高速区域越偏下,鸟体下侧的低压区域范围越大。受进气道引气流场影响,发射位置高的鸟体,其重心下移距离更大。

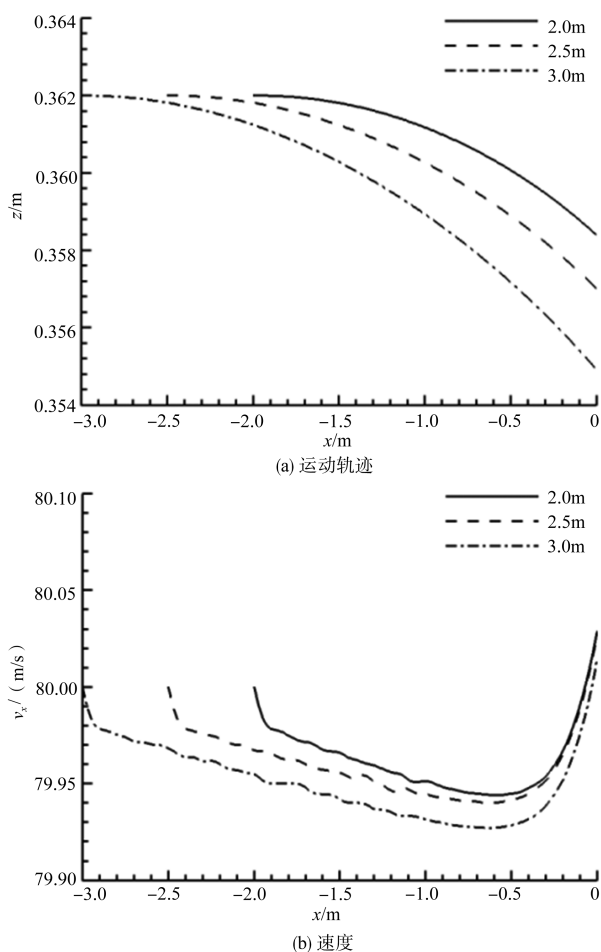


图6 不同发射高度鸟体运动轨迹和速度变化曲线
Fig.6 The trajectory and speed of the bird under different launch heights

3.3 发动机状态对鸟轨迹的影响

在吞鸟试验中,当发动机处于不同工作状态时,其引气流量的差异会导致鸟体飞行区域内的流场发生变化,从而影响鸟体运动轨迹及速度。

图7为发动机在慢车、中间和最大状态,即 $p=95000\text{Pa}$ 、 $p=85000\text{Pa}$ 和 $p=80000\text{Pa}$ 时鸟体运动速度随距离变化曲线。从图7中可以看出,受进气道引气流场影响,鸟体运动速度先减小后增大,且当发动机处于最大状态时,鸟体在运动后段的速度增加更大。图8为三种发动机状态下鸟体运动过程中其质心绕 Y 轴旋转角度随时间变化曲线,鸟体运动过程中姿态角变化均很小,在远离进气道进口截面时基本不变,靠近进气道后,鸟体绕 Y 轴旋转角度即俯仰角随发动机状态增大而增大。

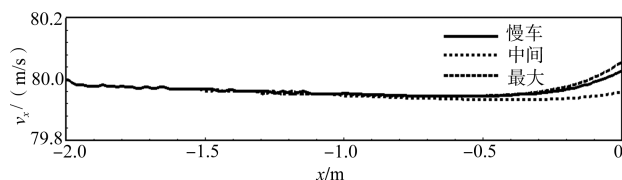


图7 不同发动机状态下鸟体运动速度变化曲线
Fig.7 The speed of bird under different engine states

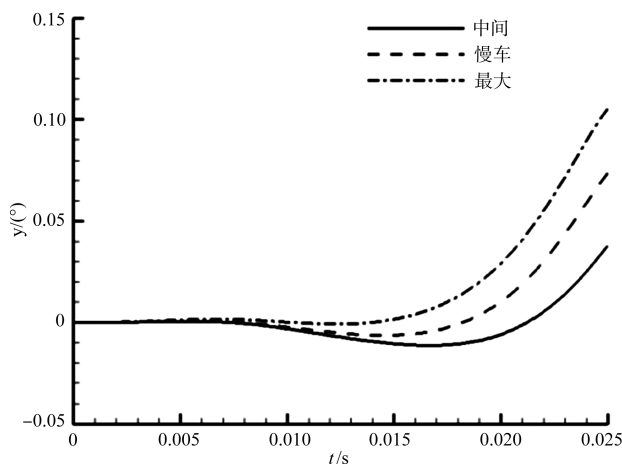


图8 不同发动机状态下鸟体姿态角度变化曲线
Fig.8 The attitude angle of bird under different engine states

3.4 鸟体种类对鸟轨迹的影响

在航空发动机吞鸟试验中,不同种类鸟的几何外形与质量不同,会对其运动轨迹产生影响。选择发射速度 $v=80\text{m/s}$,发射高度 $h=80\%h_0$,发射距离 $l=2.0\text{m}$,发动机状态为中间状态,即 $p=85000\text{Pa}$,分别对 $m=0.05\text{kg}$ 的麻雀模型和 $m=1.0\text{kg}$ 的环颈雉模型的抛鸟运动过程进行仿真研究。图9和图10分别为两种鸟体模型在运动过程中相同时刻的速度及压力分布云图,从图中可以看出,鸟体在运动过程中头部前端和颈

部区域气流经滞止后随鸟体一起向前运动,形成一个高速高压区域,同时尾部气体向鸟体运动方向回流,也形成一个高速高压区域,躯干上下两侧则形成低速低压区域。对比两种模型运动过程中的流场分布特性,可以发现体型、质量较小的鸟体受到发动机引气的影响更大。

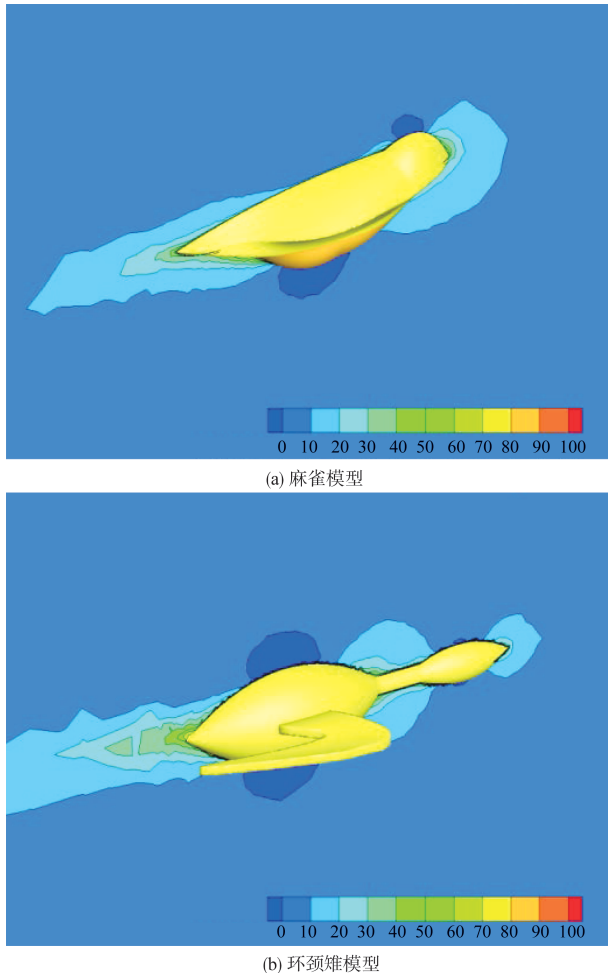


图9 不同鸟体模型速度分布

Fig.9 The velocity distribution under different bird models

对比分析了两种鸟体模型的运动轨迹及姿态角度的变化,如图11(a)所示,在运动前段,两种模型的运动轨迹基本一致,在运动后段受到发动机进气影响,环颈雉模型重心下降的距离更多。图11(b)为鸟体在运动过程中的姿态角度变化,可以看出,简化麻雀模型的俯仰角变化要远大于简化环颈雉模型,简化麻雀模型受到气流影响会有明显的抬头趋势,俯仰角接近 30° 。

4 结论

本文对航空发动机吞鸟试验过程中的鸟轨迹变化及其

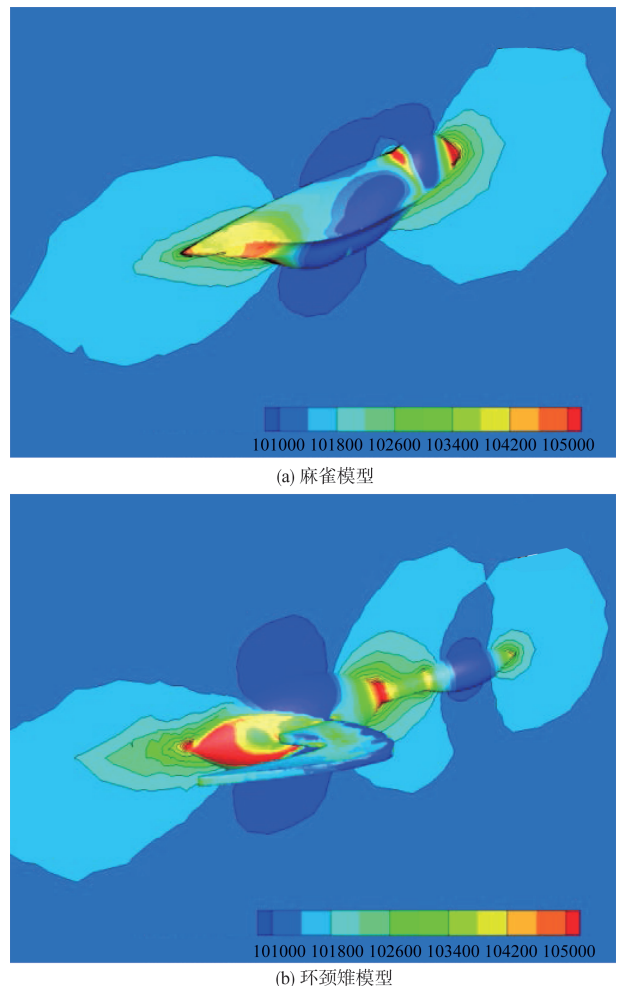


图10 不同鸟体模型压力分布

Fig.10 The pressure distribution under different bird models

影响因素进行了数值仿真研究,对比分析了不同鸟体模型、发射位置、发射速度及发动机引气状态对鸟体运动轨迹、速度及流场特性的影响。主要结论如下:

(1) 鸟体发射速度分别为80m/s、100m/s、150m/s、180m/s时,鸟体在运动过程中重心下移距离随发射速度增大而减小,鸟体在运动前段的速度衰减与发射速度成正比,在运动后段的速度增加与发射速度成反比。

(2) 发动机状态分别为慢车、中间和最大,即进气道出口压力 p 分别为95000Pa、85000Pa和80000Pa时,距离进气道进口截面较近位置处,发动机状态越大,鸟体头部和尾部的高压区域范围越大,环绕鸟体肩部的低压区域范围则越小。鸟体运动速度先减小后增大,且当发动机处于最大状态时,鸟体在运动后段的速度增加更大。

(3) 体型、质量较小的鸟体在运动过程中受发动机引气的影响更大,简化麻雀模型受到气流影响会有明显的抬头趋势,俯仰角接近 30° 。

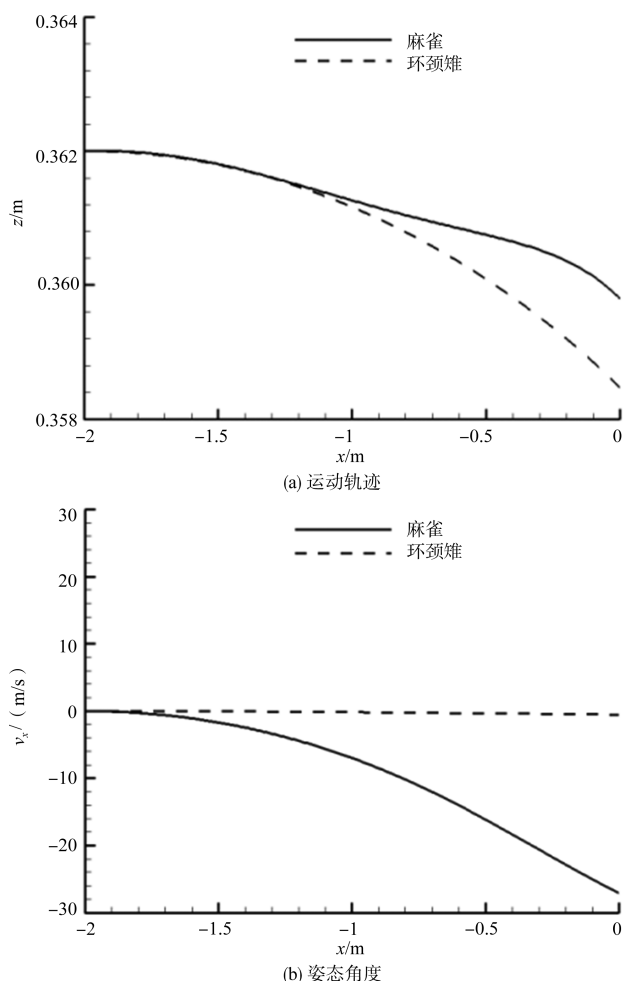


图 11 不同模型鸟体运动轨迹和姿态角度变化曲线

Fig.11 The trajectory and attitude angle of bird under different models

参考文献

- [1] 关玉璞,陈伟,高德平.航空发动机叶片外物损伤研究现状[J].航空学报,2007,28(4):851-857.
Guan Yupu, Chen Wei, Gao Deping. Present status of investigation of foreign object damage to blade in aeroengine [J]. Acta Aeronautical et Astronautica Sinica, 2007, 28(4): 851-857. (in Chinese)
- [2] 胡绪腾.外物损伤及其对钛合金叶片高循环疲劳强度的影响[D].南京:南京航空航天大学,2009.
Hu Xuteng. Foreign object damage and its effect on high cycle fatigue strength of Titanium alloy engine blades[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2009. (in Chinese)
- [3] Thorpe J. Update on fatalities and destroyed civil aircraft due to bird strikes with appendix for 2008 & 2009[C]//Proceedings of the 29th International Bird Strike Committee Meeting, 2010.
- [4] Kelly T A. Require bird strike reports[Z]. New York: McGraw Hill Inc, 1998.
- [5] Federal Aviation Administration. FAR 33: Airworthiness standards: aircraft engine[S]. Washington: Federal Aviation Administration, 1984.
- [6] European Aviation Safety Agency. CS-E: Certification specifications and acceptable means of compliance for engines[S]. Koeln: European Aviation Safety Agency, 2010.
- [7] 徐浩军.航空器适航性概论[M].西安:西北工业大学出版社, 2012.
Xu Haojun. Introduction to aircraft airworthiness[M]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University Press, 2012. (in Chinese)
- [8] 中国人民解放军总装备部. GJB3727—1999: 航空发动机吞鸟试验要求[S].北京:中国人民解放军总装备部, 1999.
People's Liberation Army General Armaments Department. GJB3727—1999: Requirements for test of bird ingestion, aircraft engine[S]. Beijing: People's Liberation Army General Armaments Department, 1999. (in Chinese)
- [9] 中国人民解放军总装备部. GJB 241A—2010: 航空涡轮风扇及涡轮喷气发动机通用规范[S].北京:中国人民解放军总装备部, 2010.
People's Liberation Army General Armaments Department. GJB3727—1999: General specification for aircraft turbojet and turbofan engine[S]. Beijing: People's Liberation Army General Armaments Department, 1999. (in Chinese)
- [10] 中国民用航空局. CCAR—33: 中国民用航空规章第33部: 航空发动机适航规定[S].北京:中国民用航空局, 2012.
Civil Aviation Administration of China. CCAR—33: airworthiness requirements for aircraft engine[S]. Beijing: CAAC, 2012. (in Chinese)
- [11] 葛治美,姜锡明.军用航空涡喷和涡扇发动机吞鸟试验[J].航空发动机, 1998, 24(1): 32-38.
Ge Zhimei, Jiang Ximing. Bird impact test of military aviation turbojet and turbofan engines[J]. Aeroenginbe, 1998, 24(1): 32-38. (in Chinese)
- [12] 王富生,李立州,王新军,等.鸟体材料参数的一种反演方法[J].航空学报, 2007, 28(2): 344-347.
Wang Fusheng, Li Lizhou, Wang Xinjun, et al. A method to

- identify bird's material parameters[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2007, 28(2): 344-347. (in Chinese)
- [13] 刘小川, 郭军, 孙侠生, 等. 用于鸟撞试验的仿真鸟弹研究[J]. *实验力学*, 2012, 27(5): 623-629.
- Liu Xiaochuan, Guo Jun, Sun Xiasheng, et al. Investigation on the artificial bird projectile used in bird strike test[J]. *Journal of Experimental Mechanics*, 2012, 27(5): 623-629. (in Chinese)
- [14] 刘建明, 蒋向华. 材料参数对叶片鸟撞响应影响数值模拟[J]. *航空发动机*, 2010, 36(5): 36-38.
- Liu Jianming, Jiang Xianghua. Numerical simulation of blade material effect on dynamic response of bird impact on flat blade[J]. *Aeroengine*, 2010, 36(5): 36-38. (in Chinese)
- [15] 刘建明, 蒋向华, 王东, 等. 实体元空心叶片鸟撞流固耦合研究及数值模拟[J]. *航空发动机*, 2013, 39(2): 70-74.
- Liu Jianming, Jiang Xianghua, Wang Dong, et al. Fluid-solid coupling study and numerical simulation of bird impact solid-element hollow blades[J]. *Aeroengine*, 2013, 39(2): 70-74. (in Chinese)
- [16] Hou B D, Xu Y, Yang J H, et al. SPH method based on bird impact numerical simulation of aircraft engine fan[C]//2011 International Conference on Mechatronics and Materials Processing, 2011.
- [17] Goyal V K, Huertas C A, Vasko T J. Arbitrary lagrange eulerian approach for bird-strike analysis using LS-DYNA[J]. *American Transactions on Engineering & Applied Sciences*, 2013, 2(2): 109-132.
- [18] Steger J L, Dougherty F C. Chimera grid scheme, American society of mechanical engineers[J]. *Fluids Engineering Division*, 1983(5): 59-69.
- [19] 罗刚, 张海洋, 吴春波, 等. 影响航空安全的高风险鸟类在中国境内的分布[J]. *航空发动机*, 2020, 46(5): 40-48.
- Luo Gang, Zhang Haiyang, Wu Chunbo, et al. Distribution of high-risk birds distribution affecting aircraft safety in China[J]. *Aeroengine*, 2020, 46(5): 40-48. (in Chinese)

Research on Influencing Factors of Bird Trajectory Based on Numerical Simulation

Feng Chuanqi, Zhang Jiufeng, Zhang Qi

Chinese Flight Test Establishment, Xi'an 710089, China

Abstract: When using air cannon device as the bird throwing equipment in the bird ingestion test of aero-engine, it is a crucial part to launch the bird body to the position selected on the engine blade through the bird cannon accurately, and the process is affected by many factors. The overset meshing method is used to simulate the bird trajectory change and its influencing factors in the process of the bird ingestion test. The effects of different bird models, launch positions, launch speeds and engine bleed air states on the bird's trajectory, velocity and flow field characteristics are compared and analyzed. The simulation results provide data support for the aero-engine bird swallowing test, which can effectively shorten the test period and reduce the test cost.

Key Words: aero-engine; bird ingestion; trajectory; flow characteristics; numerical simulation

Received: 2022-03-24; **Revised:** 2022-11-06; **Accepted:** 2022-12-05

Foundation item: National Science and Technology Major Project (2017-V0001-0050)