

文章编号: 1000-8055(2024)12-20230083-15

doi: 10.13224/j.cnki.jasp.20230083

涡桨飞机发动机进气道吞鸟特性数值研究

周浩宇¹, 吴祯龙¹, 谢买祥², 谭慧俊¹, 郑高杰¹, 张峰旗¹, 罗刚¹, 陈伟¹

(1. 南京航空航天大学 能源与动力学院, 南京 210016;

2. 中国航发湖南动力机械研究所, 湖南 株洲 412002)

摘 要: 根据适航规章, 针对常见外来异物—鸟进行属性分析, 确定其几何、质量以及初始姿态和速度特性; 通过计算流体力学(CFD)将“动网格法”和六自由度方法耦合, 对涡桨飞机主发动机进气道的吞鸟特性进行数值模拟, 研究在螺旋桨/进气道/旁通道一体化条件下, 鸟类异物被吸入发动机进气道过程中的轨迹特性与排除特性的影响规律。结果表明: 鸟类异物进入进气道后会使得进气道流动环境恶化, 进气道气动界面(AIP)内的总压恢复系数降低、总压畸变指数增大; 在所模拟的工况下鸟都从旁通道排除或者与旁通道壁面碰撞, 均可认为排除; 来流马赫数对鸟进入进气道入口前的姿态有很大影响, 高主流出口马赫数和大飞行攻角下鸟更容易被吸入主发动机, 有可能对主发动机造成严重影响。

关 键 词: 涡桨发动机; 外来异物; 鸟撞; 进气道; 旁通道

中图分类号: V211.3

文献标志码: A

Numerical simulation on bird ingestion characteristics from engine inlet of turboprop aircraft

ZHOU Haoyu¹, WU Zhenlong¹, XIE Maixiang², TAN Huijun¹, ZHENG Gaojie¹,
ZHANG Fengqi¹, LUO Gang¹, CHEN Wei¹

(1. College of Energy and Power Engineering,

Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, Nanjing 210016, China;

2. Hunan Aviation Powerplant Research Institute,

Aero Engine Corporation of China, Zhuzhou Hunan 412002, China)

Abstract: According to airworthiness regulations, attribute analysis on common foreign objects—birds, was conducted, and their geometric, mass, initial attitude, and velocity characteristics were determined; through computational fluid dynamics (CFD), the “dynamic grid method” and the six degrees of freedom method were coupled to numerically simulate the bird swallowing characteristics of the main engine inlet of a turboprop aircraft. The influence of the trajectory characteristics and exclusion characteristics of birds being sucked into the engine inlet was studied under the condition of integrated propeller/inlet/bypass channels. The results showed that the flow environment of the inlet may deteriorate, the total pressure coefficient of restitution in the aerodynamic interface plane (AIP) of the inlet may decrease, and the total pressure distortion may increase after the birds enter the inlet; under the simulated working conditions, birds were excluded from the side channel or collided with the wall of the side channel, which can be considered exclusion; the incoming Mach number had a significant impact on the attitude of

收稿日期: 2023-02-17

基金项目: 民用飞机专项科研项目(MJ-2020-F-10)

作者简介: 周浩宇(1998—), 男, 硕士生, 主要从飞行器进气道设计和研究。E-mail: sz2102831@nuaa.edu.cn

通信作者: 吴祯龙(1988—), 男, 教授、博士生导师, 博士, 主要从事飞行器内外流设计与研究。E-mail: zhenlongwu@nuaa.edu.cn

引用格式: 周浩宇, 吴祯龙, 谢买祥, 等. 涡桨飞机发动机进气道吞鸟特性数值研究[J]. 航空动力学报, 2024, 39(12): 20230083. ZHOU Haoyu, WU Zhenlong, XIE Maixiang, et al. Numerical simulation on bird ingestion characteristics from engine inlet of turboprop aircraft[J]. Journal of Aerospace Power, 2024, 39(12): 20230083.

birds before entering the inlet. At high outlet Mach numbers and high angles of attack, the bird body was more likely to be sucked into the main engine, which may have a serious impact on the main engine.

Keywords: turboprop engine; foreign objects; bird impact; inlet; bypass duct

涡轮螺旋桨(简称涡桨)发动机具有耗油率低、推进效率高等优点^[1-3],广泛应用于支线民用飞机和军事运输机的动力装置。其中我国的新舟系列飞机、ATR 公司的涡桨客机系列(如 ATR72)等支线客机,以及运八、运九、AG600、C130、A400M 等运输机均采用涡桨发动机。航空宇航技术的发展对飞行器性能等各方面的要求越来越高,涡桨飞机在民用方面应用广泛,其在飞行过程中的安全性能是技术要求的重要方面。飞机在起降过程中会遇到飞鸟,在野外环境等特定跑道起降时,甚至会吸入砂石,或者在高空飞行过程中遇到飞鸟发生鸟撞。进气道一旦吞入异物,可能会对发动机乃至整机造成严重后果^[4],为了减少沙尘、鸟、冰雹等异物从进气道进入发动机而威胁发动机正常工作,对涡桨飞机进气道采用旁通道设计,旁通道的设计能够排除大部分进入进气道的外来异物,从而减小异物对发动机性能的影响,保证安全性^[5-8]。

飞机外来异物的研究主要集中在外来异物撞击飞机过程中飞机结构的变形以及结构的刚度和强度,而对于外来异物运动轨迹方面,国外学者, Papadakis 等^[9]使用四自由度模型研究冰块在三维流场中的运动,得到了冰块在三维流场中的轨迹曲线。Baruzzi 等^[10]基于重叠网格方法,在 FENSAP-ICE 飞行结冰系统中开发了一种模拟碎片轨迹的数值方法。Deschene 等^[11]基于蒙特卡罗统计方法和六自由度跟踪模型,在 FENSAP-ICE 飞行结冰系统中开发了一种完全基于 CFD 的粒子跟踪方法。国内,李玉龙等^[12]使用明胶材料制作鸟弹模型,研究了鸟撞向飞机过程中飞机结构的变化,为飞机结构设计提供了数据参考。西北工业大学的米百刚等^[13]针对一种带有旁通道涡桨发动机进气系统开展排异特性研究,针对立方体与球状金属异物开展异物排除特性数值仿真研究,提出了一种计算流体力学和动态非结构网格技术的六自由度运动轨迹数值模拟方法。王利敏等^[14]通过数值模拟对冰雹、冰块等外来异物被吸入发动机过程中对发动机性能影响进行了研究,并结合 LS-DYNA 软件对排除过程中的碰撞问题进行了仿真,得到了外来异物在进气道中运

动过程的数值仿真结果。可以看出,国内外的研究多集中在外流与结构方面,重点关注鸟在外流中运动的轨迹、鸟与飞机部件发生碰撞的瞬时过程以及对结构强度的影响,而在气动方面的报道很少,尤其是发动机吞鸟过程中鸟的轨迹、异物/气动耦合、发动机进气道气动性能的影响鲜有报道,因此有必要对涡桨飞机发动机进气道吞鸟特性进行研究^[15]。

本文对某型涡桨飞机进气道/旁通道/螺旋桨一体化模型进行吞鸟特性研究,采用 CFD(computational fluid dynamics)数值模拟方法将动网格技术与物体六自由度运动模型相结合,开展鸟类异物六自由度运动轨迹气固耦合模拟仿真,研究了螺旋桨/进气道/旁通道一体化条件下,鸟类异物被吸入发动机进气道过程中的轨迹特性与排异特性的影响规律,为异物轨迹与排异特性的仿真预测提供参考。

1 模型和网格划分

根据适航规范^[16],鸟的质量、数量选取与发动机进口面积有关,规定进口喉部面积的每 0.032 m² 或不足 0.032 m² 的部分,选一只 85 g 的鸟。根据本文研究的进气道模型,选取单只质量为 85 g 的鸟进行研究,鸟体的几何参数见表 1 和图 1。图 1 中 L_b 为鸟体长度, C 为翅膀宽度。

表 1 鸟体几何参数表
Table 1 Geometric parameters table of birds

类型	质量/g	L_b /mm	C/L_b	翅膀厚度/mm
小鸟	85	165.7	0.6	2

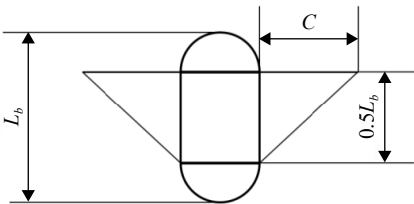


图 1 鸟体几何参数
Fig. 1 Geometric parameters of birds

图 2 为螺旋桨/进气道/旁通道/短舱一体化模型和胶囊鸟体模型。模型的全局网格划分采取非

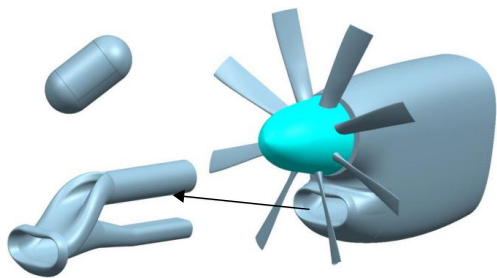


图 2 计算模型

Fig. 2 Computational model

结构方法, 旋转的螺旋桨和六自由度运动的鸟体采用内部面包裹起来形成动网格策略计算。建立包裹鸟体和螺旋桨的动网格区域, 计算域网格量约 540 万, 如图 3 所示。流体仿真分析时, 使用的边界条件包括远场、壁面以及压力出口。压力出口边界设置在发动机进气道出口位置, 通过调节出口压力的变化, 可以迭代修正得到满足发动机质量流量要求的计算工况^[17-20]。

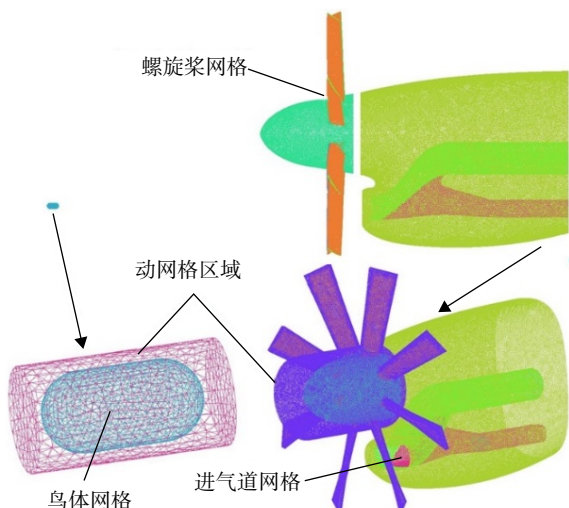


图 3 模型网格

Fig. 3 Model grid

$$\mathbf{R} = \begin{bmatrix} \cos \theta \cos \psi & \cos \theta \sin \psi & -\sin \theta \\ \sin \phi \sin \theta \cos \psi - \cos \phi \sin \psi & \sin \phi \sin \theta \sin \psi + \cos \phi \cos \psi & \sin \phi \cos \theta \\ \cos \phi \sin \theta \cos \psi + \sin \phi \sin \psi & \cos \phi \sin \theta \sin \psi - \sin \phi \cos \psi & \sin \phi \cos \theta \end{bmatrix} \quad (4)$$

式中 ϕ 、 θ 、 ψ 分别为欧拉角。

2.2 算例验证

使用进气道模型(见图 4)和鸟撞模型对本文的流场计算方法和物体轨迹计算方法进行验证, 将计算结果与实验结果进行对比。

2.2.1 进气道模型验证

为了验证本文所用模型的气动性能, 用如图 4 实验模型校验本文三维流场计算方法的准确性。

2 数值模拟方法及算例验证

2.1 数值模拟方法

1) CFD 方法: 计算采用动网格方法和非定常雷诺平均 N-S(Reynolds-averaged Navier-Stokes, RANS) 方程, 湍流模型采用 $k-\omega$ SST($k-\omega$ shear stress transport) 模型。计算使用双时间步精度计算, 时间步长为桨叶转动 1° 的真实时间长度, 每计算一步时长桨叶转动 1° , 桨叶转动一圈 360° 为一个周期时间。采用隐式格式的时间推进法以加速收敛, 采用 2 阶迎风格式对流动控制方程进行离散。全局网格划分方法是非结构网格下的动态网格方法, 由于部件运动的关系, 采用在运动部件周围添加一个流体域, 此流体域与运动部件、相对运动部件之间构成运动网格关系。

2) 6DOF 仿真方法: 使用 Fluent 软件中内置的六自由度模块, 定义鸟的六自由度方程^[21-22]。包括绕自身重心转动的 3 个转动角速度和 3 个方向的平移速度, 绕自身重心的控制方程为

$$\dot{\mathbf{v}}_g = \frac{1}{m} \sum \mathbf{f}_g \quad (1)$$

式中 $\dot{\mathbf{v}}_g$ 为鸟体中心的运动加速度; m 为鸟体质量; $\mathbf{f}_g$ 为鸟体重力向量。

鸟体转动角加速度可以使用式(2)计算得到

$$\dot{\mathbf{w}}_b = \mathbf{L}_i^{-1} \left(\sum \mathbf{M}_b - \mathbf{w}_b \mathbf{L}_i \mathbf{w}_b \right) \quad (2)$$

式中 $\mathbf{L}_i$ 为惯性张量; $\mathbf{M}_b$ 为力矩向量; $\mathbf{w}_b$ 为角速度向量。

力矩通过式(3)得到

$$\mathbf{M}_b = \mathbf{R} \mathbf{M}_g \quad (3)$$

式中 $\mathbf{R}$ 为转换矩阵, 其表达式为

图 5 给出实验与数值仿真的对比结果, 其中 C_p 为压力系数, x/L 为原点到 x 轴当地位置的距离与机体长度之比, 可以看出壁面沿程压力分布曲线的实验值和仿真值吻合, 所以本文的流场计算方法可以计算涡桨飞机进气道旁通道内流场。

表 2 列出了实验与数值模拟所得气动性能参数, 可以看出仿真与实验的误差在可接受范围之内。

2.2.2 鸟运动轨迹验证

为了验证鸟体轨迹计算方法, 对长径比为

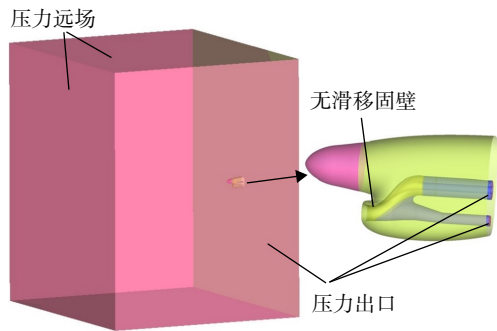


图 4 进气道模型及边界条件
Fig. 4 Model and boundary conditions of inlet

2 : 1 的圆柱体明胶鸟模型进行运动轨迹验证整, 鸟体的属性见表 3。

计算网格采用动网格方法, 给运动部件(鸟)生成包裹其的动网格区域, 动网格区域和鸟体一起做刚体运动, 通道网格静止。计算模型网格单

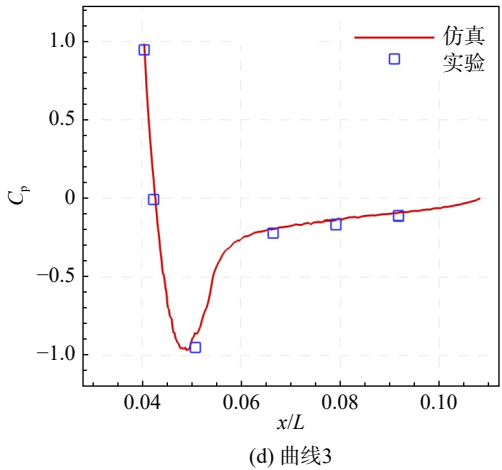
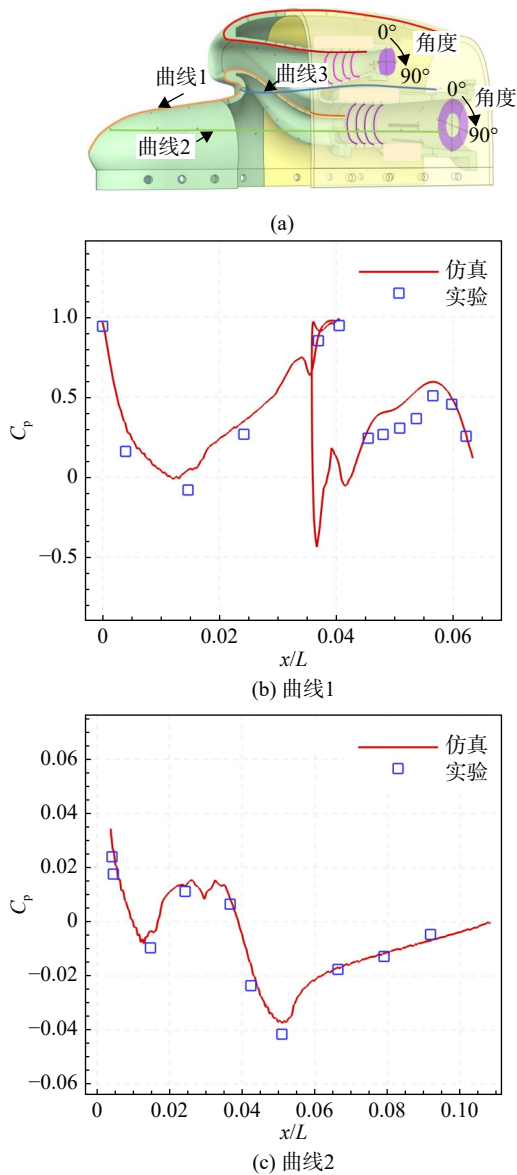


图 5 壁面沿程压力分布
Fig. 5 Pressure distribution along the wall

表 2 仿真与实验主流出口性能参数对比表
Table 2 Comparison table of simulation and experimental mainstream outlet performance parameters %

参数	实验结果	仿真结果
总压恢复系数 σ	97.79	98.99
总压畸变指数 $\bar{D}$	4.819	6.111

表 3 鸟类异物属性
Table 3 Bird attribute

直径/m	质量/g	转动惯量/ $10^{-8}(\text{g}\cdot\text{m}^2)$
0.019 2	85	$I_{xx}=1.566\ 72$ $I_{yy}=I_{zz}=4.961\ 28$

元约 97 万, 边界条件有压力远场、压力出口和无滑移固壁等(图 6), 鸟体运动轨迹测量实验设备及图像见图 7。

图 8 给出了鸟体被鸟炮打出后在通道中运动轨迹的计算结果与实验结果, 结果较为吻合, 而相较于仿真来说, 实验中空气黏性阻力和气流的不稳定性对鸟体轨迹的影响更为显著。证实了动网格及非定常方法求解的可靠性, 可用于涡桨飞机发动机进气道排除鸟类异物轨迹计算分析。

涡桨发动机进气道性能指标主要有进气道出口气动交界面(AIP)上的总压恢复系数和总压畸变指数, 定义如下:

1) 总压恢复系数

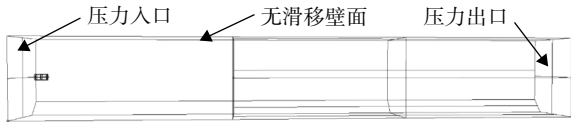


图 6 鸟撞模型及边界条件
Fig. 6 Model and boundary conditions of bird impact



图 7 鸟轨迹测量实验

Fig. 7 Bird trajectory measurement experiment

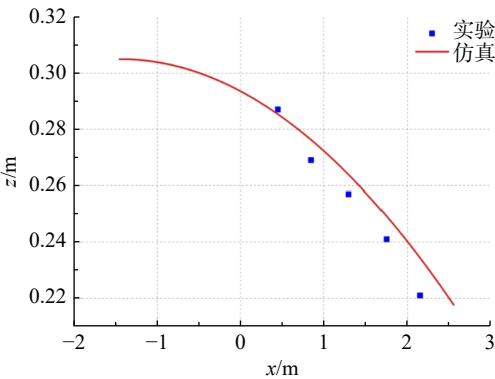


图 8 鸟体轨迹计算结果与实验结果的比较

Fig. 8 Comparison between the calculated and experimental results of bird trajectory

$$\sigma = p_1^*/p_0^* \quad (5)$$

式中 p_0^* 为远前方来流总压, p_1^* 为进气道出口 AIP 上总压的平均值。

2) 总压畸变指数

畸变指数 $\bar{D}$ 描述 AIP 的周向压力脉动, 反映流场总压周向分布的不均匀程度, 定义:

$$\bar{D} = \frac{p_{AIP,max} - p_{AIP,min}}{p_{AIP,ave}} \quad (6)$$

式中 $p_{AIP,max}$ 为进气道出口 AIP 上最大总压, $p_{AIP,min}$ 为进气道出口 AIP 上最小总压, $p_{AIP,ave}$ 为进气道出口 AIP 上的平均总压。

3 计算结果分析

3.1 鸟体属性对排异特性的影响

图 9 给出了两种不同结构的鸟体, 左边为鸟撞实验所用明胶材质的胶囊体鸟模型, 右边为仿真鸟体, 使用这两种鸟体研究不同鸟体属性对排异特性的影响, 其主要几何结构参数参考表 3, 属性参数见表 4。坐标沿流向为 x 轴方向, 纵向为 y 方向, z 方向由右手定则定义, 并以此坐标定义鸟的 3 个方向的转动惯量。

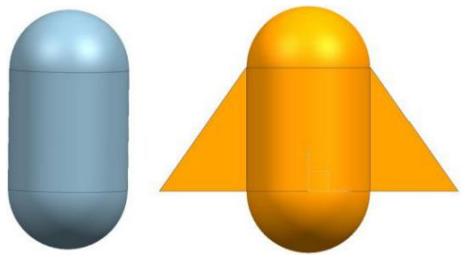


图 9 鸟体模型

Fig. 9 Bird model

表 4 鸟属性参数

Table 4 Bird attribute parameters

类型	质量/g	转动惯量/ $10^{-8} (\text{g} \cdot \text{m}^2)$
无翅鸟	85	$I_{xx}=6.701\ 58$ $I_{yy}=I_{zz}=17.682\ 81$
有翅鸟	85	$I_{xx}=7.80$ $I_{yy}=I_{zz}=180$

图 10 为鹌鹑被炮体打出后在通道中运动轨迹实验图。图 11 为仿真计算得到的鹌鹑在通道中运动的速度云图。图 12 为鹌鹑在通道中运动轨迹的实验与仿真结果对比, x 、 y 坐标轴代表鸟体前飞和下落方向的坐标。可以看出仿真与实验结果吻合较好, 并且带翅膀和不带翅膀的鸟体轨迹仿真结果重合。这是因为在通道型简单流场中

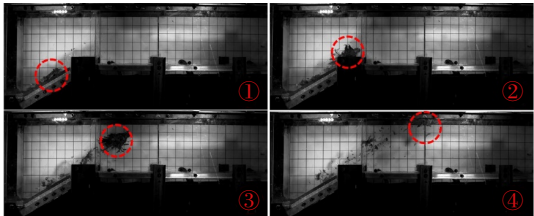


图 10 鹌鹑运动轨迹实验

Fig. 10 Quail trajectory experiment

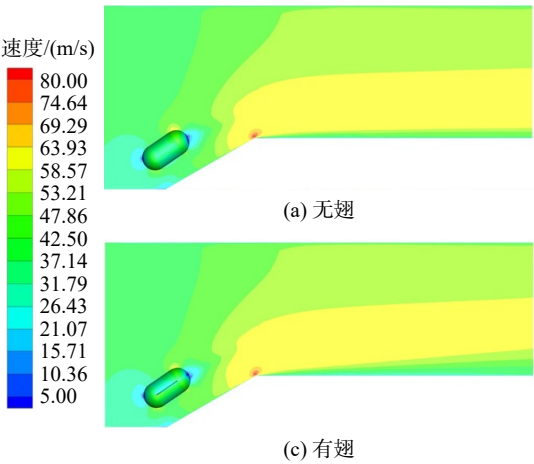


图 11 鹌鹑运动速度分布

Fig. 11 Quail motion velocity distribution

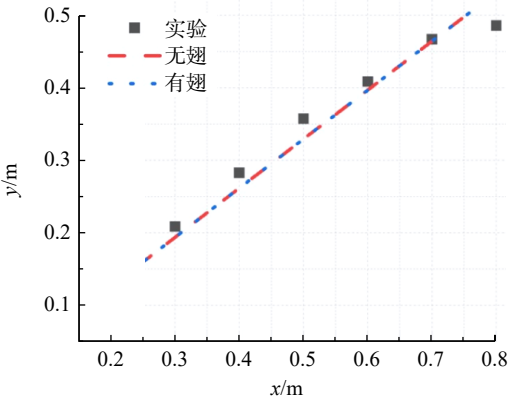


图 12 鹌鹑飞行轨迹对比

Fig. 12 Comparison of quail flight trajectories

流场结构简单,两种鸟的尺寸小、转动惯量相差较小,因此仿真得到的两种鸟模型的轨迹重合,而在螺旋桨和进气道抽吸流耦合的复杂流场中不同鸟体模型的轨迹会受到一定的影响。因此在实际的鸟撞研究(适航取证实验与仿真)中,为了降低问题复杂度,往往采用不带翅膀的鸟弹模型。

图 13 所示为鹌鹑撞击在壁面上反弹实验,图中点①、点②~点④为撞击在壁面后的运动轨迹,鸟经过壁面撞击后在壁面上滑行一小段距离后开始慢慢下坠,其撞击在壁面后并没有强烈的反弹迹象,而是贴着壁面向下游滑行。因此,后文主要针对鸟撞击到壁面之前的轨迹进行预测。

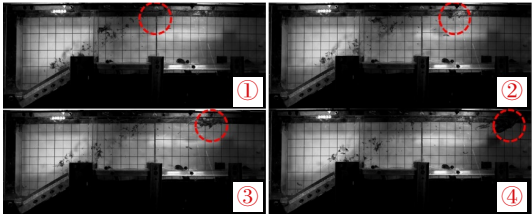


图 13 鹌鹑撞击壁面实验

Fig. 13 Quail impact on wall experiment

进气道流场计算工况如表 5 所示,由本文所建立的排除鸟类异物模型计算结果显示,鸟体在穿越螺旋桨平面后进入进气道并与进气道壁面发生碰撞从旁通流道排出。

表 5 计算条件

Table 5 Calculation conditions

来流边界	来流马赫数 Ma_0	主流出口马赫数 Ma_{out}	螺旋桨转速/(r/min)	桨距/(°)	鸟速/(m/s)
Farfield	0.3	0.3	920	35	80

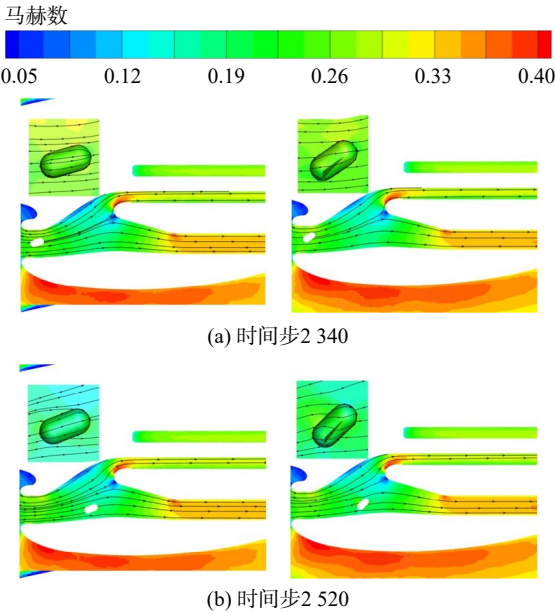
对两种鸟体排除的非定常计算结果如图 14~图 16 所示。鸟从前方来流以相对速度 80 m/s 撞向飞机,穿过螺旋桨平面,进入到进气道并与进气道壁面发生碰撞停止计算。

图 14 展示了鸟体在进入进气道后,不同时刻的进气道对称面马赫数云图。可以看出鸟在刚进入进气道入口时,对进气道的捕获面积形成了遮挡,阻挡了来流,使得流量减少,主流道出口 AIP 上总压恢复系数降低。

从图 15 可知流场稳定后鸟的释放位置和姿态是一致的,并且鸟运动的初始条件是一样的。而图 14(a)中鸟在进入进气道时姿态是不一样的,说明两种类型的鸟在飞行过程中,受到螺旋桨气动力和流场中气流作用,导致其穿越螺旋桨过程中受到气动力的影响是不一样的,其中带翅膀的鸟体受到的气动力影响更大。最后时刻的碰撞位置(图 14(c)),两种鸟体最后都从旁通道排除,未对发动机产生威胁。通过图 14 看到鸟的 y 方向坐标在下移,这是因为旁通道的马赫数较高抽吸能力强,并且鸟在运动到扩张段时,上方的流体流动速度低下方流动速度快,形成了压力差,使

得鸟体向下运动,最终从旁通道排除。

图 16 展示了两种鸟在被吞入涡桨飞机进气道全过程的受力以及轨迹。图中 x 轴坐标使用鸟距进气道唇口的初始距离 l 无量纲化, $x/l=1$ 表征鸟运动到进气道唇口位置处。图 16(a)、图 16(b)



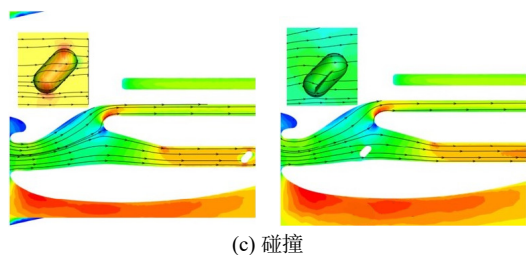


图 14 不同时刻进气道对称面马赫数分布
Fig. 14 Mach number distribution of inlet symmetry
at different times

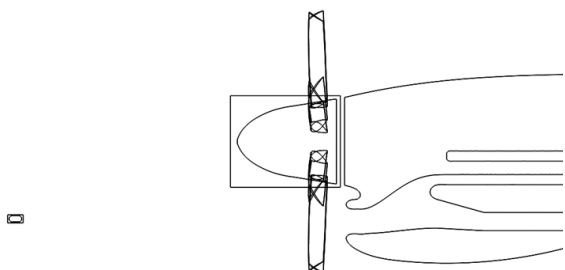


图 15 异物初始位置
Fig. 15 Initial position of foreign object

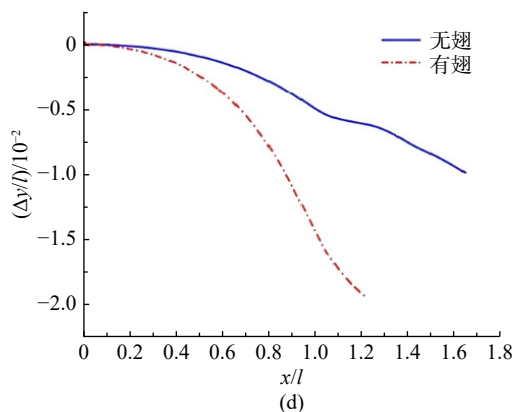
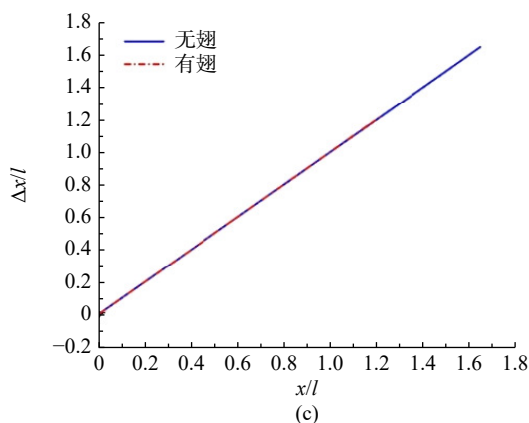
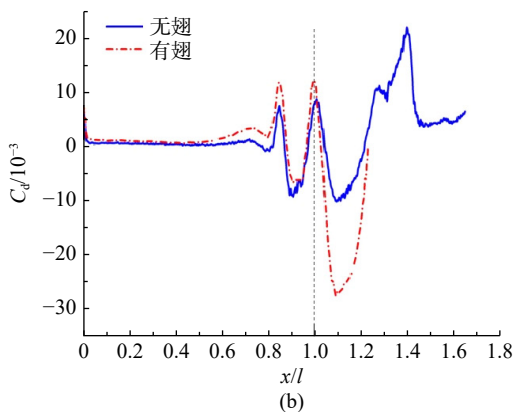
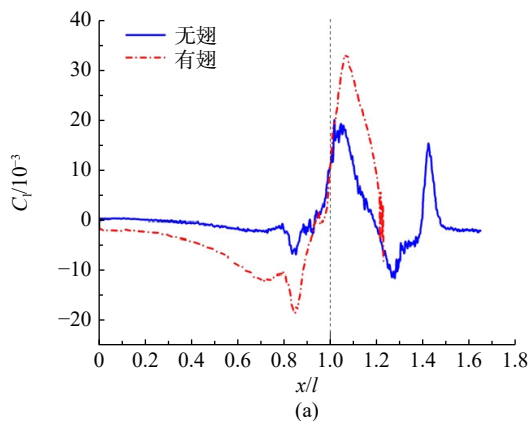
看出鸟全程升阻力系数的变化, 纵坐标 C_l 表示鸟体的升力系数、 C_d 表示鸟体的阻力系数。在靠近螺旋桨平面的过程中, 其升阻力系数有着明显波

动, 两种鸟进入进气道后升力都有所增大, 带翅膀鸟的升力增加得更大, 在进气道内受到气动力的升力更大。阻力 x 轴正向为正, 在分流器之前, 鸟体所受的是阻力, 并且有一个峰值的变化, 在鸟进入旁通道后, 其受到的阻力变为推力, 表征了旁通道的流体流动速度快对鸟体有一个推力效果。图 16(c)~图 16(e) 的纵坐标 $\Delta x/l$ 、 $\Delta y/l$ 、 $\Delta z/l$ 表示鸟在 x 、 y 、 z 三个方向的运动距离, 并使用 l 进行无量纲化。图 16(f)~图 16(h) 的纵坐标 γ_x 、 γ_y 、 γ_z 表示鸟在 x 、 y 、 z 三个方向的转动角度。可以看出, 鸟体轨迹主要在 x 、 y 方向的平移跟 z 方向的转动比较明显, 而带翅膀的鸟在图 16(d)、图 16(h) 曲线的斜率大, 受到气动力影响后的反馈比无翅鸟更快。

表 6 展示了鸟体进入进气道内以后对进气道内部流动恶化的程度, 无翅鸟对流动的影响表现为使得 AIP 上的总压恢复系数降低了 0.009 5%, 总压畸变指数增大了 0.14%; 有翅鸟对流动的影响表现为使得 AIP 的总压恢复系数降低了 0.042%, 总压畸变指数增大了 0.4%。

3.2 飞行攻角对排异特性的影响

在来流马赫数 ($Ma_0=0.3$) 和进气道主流出口



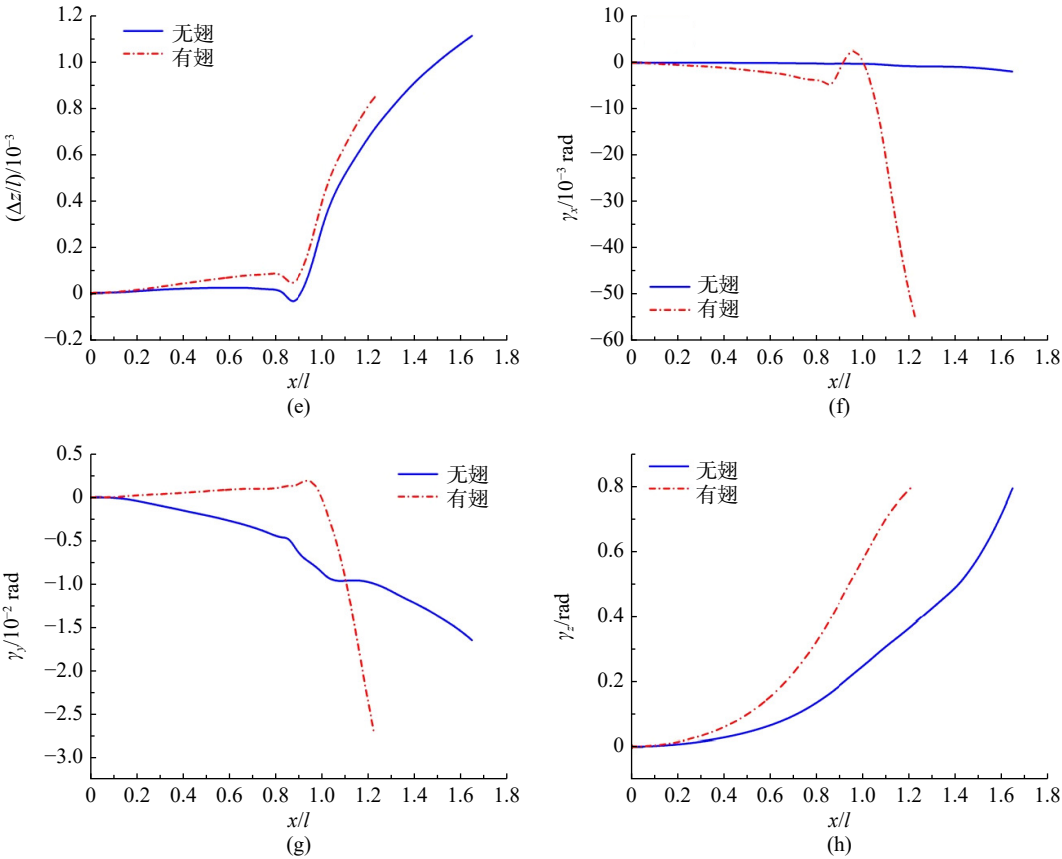


图 16 两种异物运动状态的比较

Fig. 16 Comparison of two kinds of foreign object motion

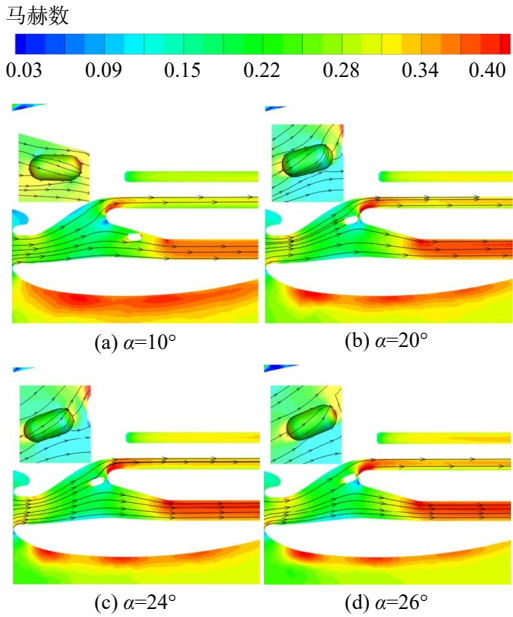
表 6 异物碰撞位置和进气道性能比较			
Table 6 Comparison of foreign object impact location and inlet performance			
类型	碰撞位置/m	AIP 总压	
		恢复系数	畸变指数
气场		1.006 58	0.022 3
无翅鸟	(5.981,0.157,0.004 7)	1.006 48	0.023 7
有翅鸟	(4.171,0.174,0.003 6)	1.006 16	0.027 7

马赫数($Ma_{out}=0.3$)一定时,研究随着飞机攻角 α 的增加进气道吞鸟轨迹的变化,图 17、图 18 为不同飞行攻角下鸟运动状态的变化。

图 17、图 18 为不同飞行攻角下进气道吞鸟撞击位置云图和运动轨迹,图中 x 、 y 轴 0 点坐标代表进气道入口型面的最低点。图 18 可以看到随着飞行攻角的增大,鸟进入主流的可能性越大,在飞行攻角为 $20^{\circ}\sim 26^{\circ}$ 时,鸟体撞击在进气道分流器前端;在飞行攻角为大于 26° 时鸟体进入主流道。在大攻角飞行和起飞工况下,飞机有很大概率吞入飞鸟,对主流道造成堵塞,威胁发动机安全和飞行安全,因此在进行进气道设计时,有大攻角飞行需求的飞机需要特别注意设置相应的排除鸟类措施。

3.3 来流参数对排异特性的影响

在主流道出口马赫数一定时($Ma_{out}=0.3$),研究随着来流马赫数的增加,进气道性能的变化以及整个过程中鸟姿态的变化,图 19、图 20 为来流马赫数 $Ma_0=0, 0.3, 0.45$ 时,进气道性能的变化和鸟运动状态的变化。



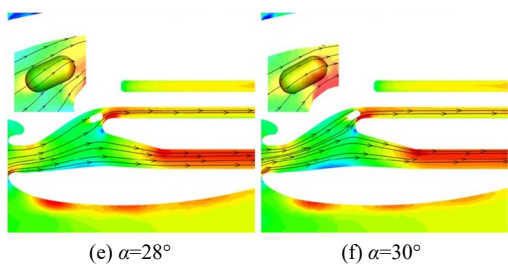


图 17 不同飞行攻角下进气道对称面马赫数云图

Fig. 17 Mach number cloud diagram of inlet symmetry surface at different angles of attack

从图 19 可以看出, 在不同来流马赫数下, 气流的作用, 使得鸟在进入进气道入口时的姿态是不一样的, 通过绕流在其表面的流线看出, 在进气道内部的运动其受气流作用下, 鸟发生了较大的滚转, 最终都从旁通道排除。

图 20 展示了 3 种来流速度下鸟飞行全过程中运动状态的变化, 可以看到来流速度增大, 鸟的升阻力系数都随之增大; 随着来流速度增大鸟向 y 负向运动得更快, 并在 z 方向滚转随着鸟体 x 轴位移增大而增大; 高来流马赫数, 导致鸟的 z

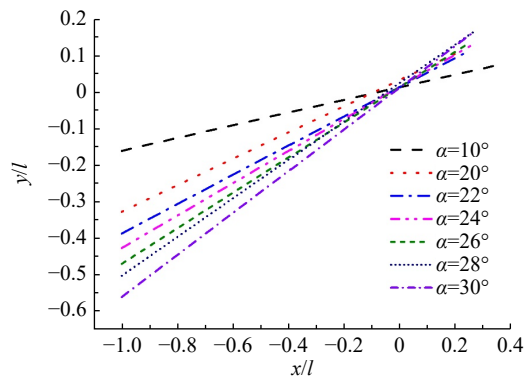


图 18 不同攻角下鸟体运动轨迹

Fig. 18 Motion trajectory of bird body under different angles of attack

向滚转更剧烈更快速; 在进气道内部, 来流马赫数为 0 时, 鸟体向 z 轴负方向滚转; 来流马赫数为 0.3、0.45 时, 鸟体都是 z 轴正向滚转。这是因为随着旁通流道马赫数上升, 气流作用在鸟体表面, 使得其向 z 正向滚转。

表 7 表示了进气道性能的变化, 进气道内鸟体周围的流动发生紊乱, 并阻挡了部分来流流量,

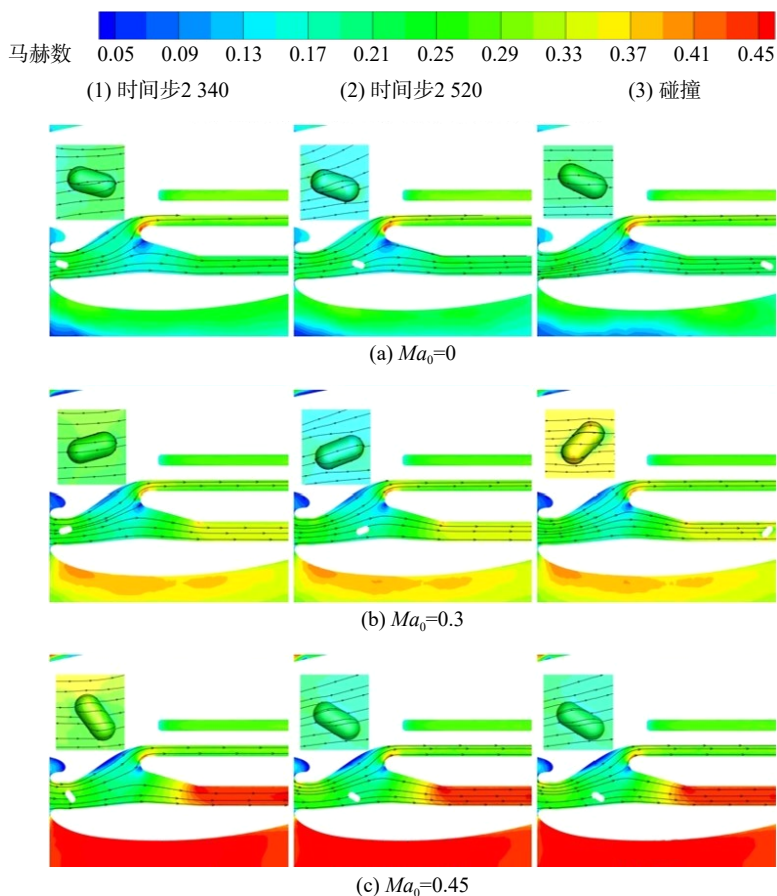


图 19 不同来流速度下进气道对称面马赫数分布

Fig. 19 Mach number distribution on the symmetry plane of the inlet at different incoming velocities

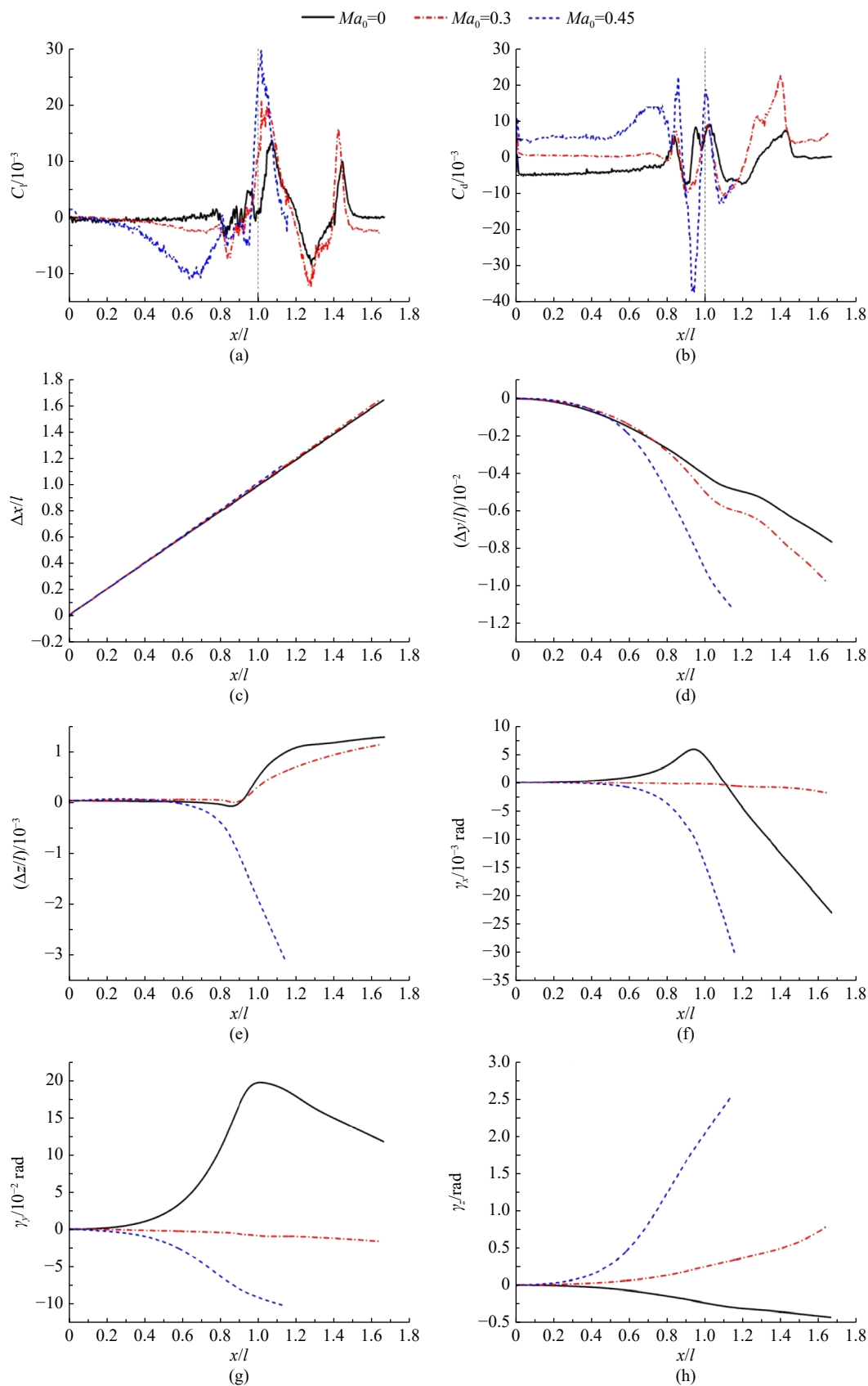


图 20 不同来流速度下鸟运动状态的比较

Fig. 20 Comparison of bird motion state under different incoming velocities

恶化进气道性能, 表征为进气道出口总压恢复系数降低约 0.35%, 总压畸变指数增大 0.009 9%。

3.4 出口马赫数对排异特性的影响

出口马赫数 Ma_{out} 是决定进气道工作状态和

表 7 不同来流速度下进气道出口性能

Table 7 Inlet outlet performance at different incoming velocities

来流马赫数	进气道总压恢复系数	进气道总压畸变指数	进气道总压恢复系数(鸟)	进气道总压畸变指数(鸟)
0	1.023 18	0.028 173	1.019 60	0.028 272
0.3	1.006 58	0.022 321	1.006 48	0.023 756
0.45	0.988 01	0.030 080	0.984 96	0.030 173

进气道/发动机匹配的关键参数。

在来流马赫数一定时($Ma_0=0.3$), 研究随着主流道出口马赫数 Ma_{out} 的增加, 进气道性能的变化以及整个过程中鸟姿态的变化, 图 21、图 22 为主流道出口马赫数 $Ma_{out}=0.2, 0.3, 0.45$ 时, 进气道性能的变化和鸟运动状态的变化。

从图 21 可以看出: 在相同来流条件下, 鸟进入发动机入口时的姿态是一致的。出口马赫数 $Ma_{out}=0.45$ 状态下, 鸟运动进气道入口处时, 此处流场速度与鸟速相差较大, 鸟体周围流体流动受到鸟体扰动较大, 图 21(c) 可以看出鸟体前后方形成低能流体区。在 3 种不同出口马赫数下, 鸟

体在流道内的运动状态相差不大, 最终都从旁通道排除。

图 22 展示了 3 种主流出口马赫数下鸟飞行全过程中运动状态的变化。图 22(a)、图 22(b) 可以看出在鸟进入发动机进气道入口之前, 3 种状态下的升阻力系数的变化曲线是重叠的, 说明在来流相同的状态下, 气流对鸟体的作用力基本是一样的; 当其进入进气道后, 由于进气道流量系数的增大, 导致气流流动速度增大, 横向脉动增大, 对鸟的作用力变大, 表现为鸟的升阻力系数增加。当鸟进入旁通道后, 可以看到升阻力曲线在 $x/l=1.4$, 之后 3 条曲线重合, 说明鸟在旁通

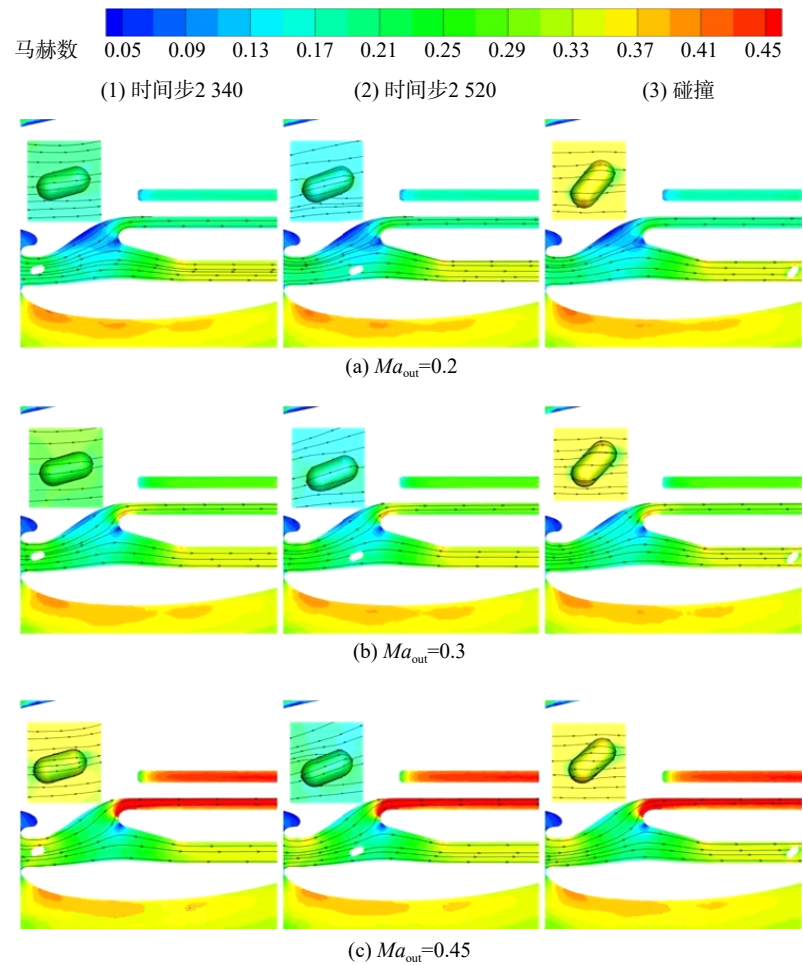


图 21 不同出口马赫数下进气道对称面马赫数分布

Fig. 21 Mach number distribution on inlet symmetry plane at different outlet Mach numbers

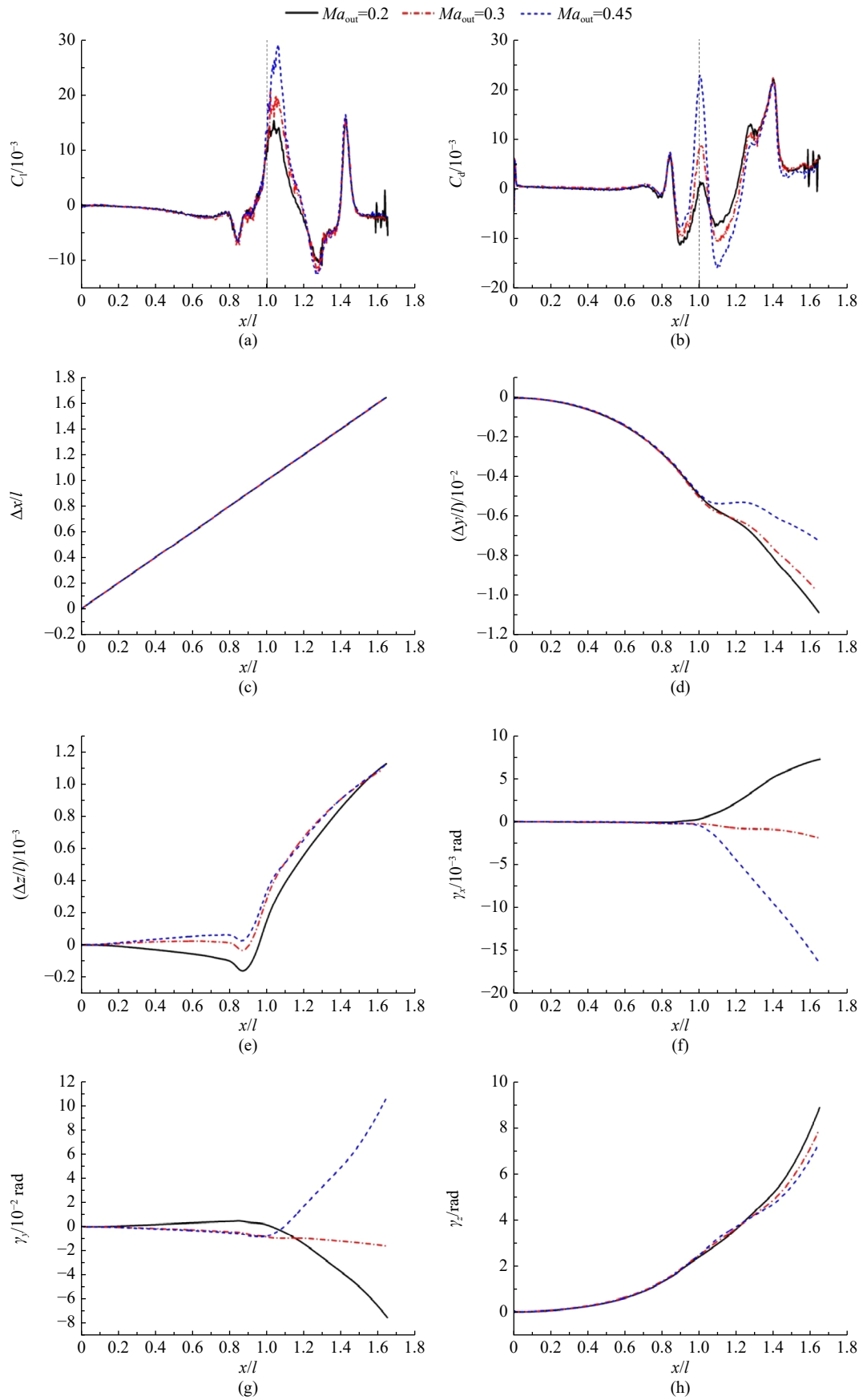


图 22 不同出口马赫数下鸟运动状态的比较

Fig. 22 Comparison of bird motion at different outlet Mach numbers

道中运动的升阻力变化是基本一样的,因为 3 种出口马赫数下旁通道的流动状态是处于一种通流状态,3 种情况下的来流马赫数是一样的,说明了鸟体在进气道中受到气流影响是比较敏感的,不同的流动状态对其的升阻力变化都是有较大影响的。

图 22(d)可以看到 3 种状态下,随着主流出口抽吸能力的变大,鸟在 y 向下坠运动在减弱,有着向主流道运动的趋势;特别是主流出口马赫数为 0.45 时,鸟在进入进气道后,有着向主流道运

动的趋势,表现为 y 轴坐标曲线有 y 轴正向的增大。在高出口马赫数下,鸟进入进气道后,有着威胁发动机的可能性,使得发动机进入危险工作状态。

表 8 表示了进气道性能的变化,整体的趋势仍是随着出口马赫数的增大,进气道出口 AIP 上的性能降低。鸟体进入进气道后,进气道内鸟体周围的流动发生紊乱,并阻挡部分来流流量,恶化进气道性能,表征为进气道出口总压恢复系数降低约 0.15%,总压畸变指数增大 0.009 3%。

表 8 不同出口马赫数下进气道出口性能

Table 8 Inlet outlet performance at different outlet Mach numbers

出口马赫数	进气道总压恢复系数	进气道总压畸变指数	进气道总压恢复系数(鸟)	进气道总压畸变指数(鸟)
0.2	1.012 28	0.011 678	1.011 78	0.011 684
0.3	1.006 58	0.022 321	1.006 48	0.023 756
0.45	0.995 30	0.052 773	0.993 70	0.052 858

3.5 减少鸟体进入主流道的初步思考

针对鸟体进入主流道威胁发动机安全工作,提出改变进气道入口型面来改变鸟体在进气道内部运动轨迹。研究方法为保持其进气道入口面积不变,改变长高比,基于基础型面 R980 提出 R970 和 R1010 两种型面如图 23 所示,并进行吞鸟计算。

图 24、图 25 为攻角 26° 和 28° 时不同口面布局进气道吞鸟轨迹对比,可以看出进气道入口型面的变化对鸟体在进气道内部运动轨迹有一定的影响。

因此,可以改变进气道入口型面、旁通道鼓包高度和分流器位置等结构配合主旁流出口马赫数去影响鸟体在进气道内的轨迹,使其尽量撞击在分流器以下位置,减少进入主流的概率,以保证飞行的安全性。

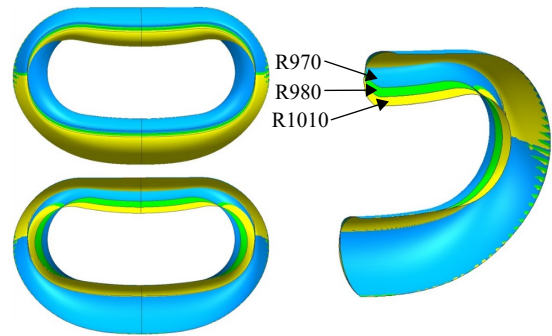


图 23 进气道入口型面
Fig. 23 Inlet profile

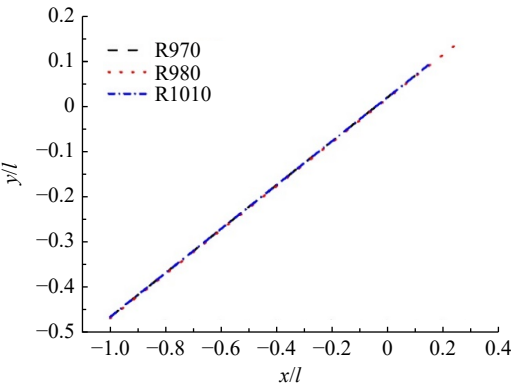


图 24 26° 攻角下不同口面布局吞鸟轨迹
Fig. 24 Inlet swallowing bird trajectories with different mouth layouts at 26° angle of attack

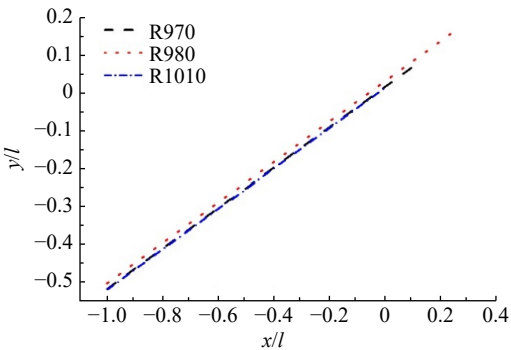


图 25 28° 攻角下不同口面布局吞鸟轨迹
Fig. 25 Inlet swallowing bird trajectories with different mouth layouts at 28° angle of attack

4 结 论

本文对某型涡桨飞机螺旋桨/进气道/旁通道

吞鸟气动/排异耦合特性进行了数值仿真,在不同工况下进气道的性能和鸟的运动状态都有显著变化,具体表现为:

1) 异物在进入进气道后恶化了进气道的性能,使得总压恢复系数减小约 0.358%,总压畸变指数增大 0.14%。

2) 在飞行攻角大于 26° 时出现危险状态,鸟会被吸入主流道影响发动机正常工作。

3) 不同来流速度,对鸟的飞行姿态影响较大,改变鸟的 y 向坠落幅度和滚转幅度。

4) 随着出口马赫数的增加,进气道出口总压恢复系数降低,总压畸变指数增加,使鸟的 y 向位移减小,有着进入主流道的趋势。

5) 为了避免大攻角时鸟进入主流,可采用改变进气道入口型面、旁通道鼓包高度和分流器位置等结构配合主旁流出口马赫数的方式去影响鸟体在进气道内的轨迹,减少其进入主流道的概率。

该领域的研究工作还处于初步阶段,缺少实验数据的支撑,下一步还需要结合进气道吞鸟实验进行更细致深入的分析。

参考文献:

- [1] 陈怀荣,王曦.国外涡桨发动机控制技术[J].航空发动机,2016,42(6):9-17.
CHEN Huairong, WANG Xi. Development of turboprop engine control technology in the west[J]. Aeroengine, 2016, 42(6): 9-17. (in Chinese)
- [2] 刘沛清.空气螺旋桨理论及其应用[M].北京:北京航空航天大学出版社,2006.
LIU Peiqing. Air propeller theory and its application[M]. Beijing: Beijing University of Aeronautics and Astronautics Press, 2006. (in Chinese)
- [3] 李杰,杨钊,段卓毅,等.涡桨飞机发展现状及关键气动问题[J].航空学报,2019,40(4):71-81.
LI Jie, YANG Zhao, DUAN Zhuoyi, et al. Development status and key aerodynamic problems of turboprop aircraft[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2019, 40(4): 71-81. (in Chinese)
- [4] 陈佳慧,胡宇群,陈川.大型民用飞机风挡鸟撞的适航分析与数值仿真[J].航空计算技术,2016,46(4):91-94,98.
CHEN Jiahui, HU Yuqun, CHEN Chuan. Airworthiness analysis and numerical simulation of bird impact on large civil aircraft windshield[J]. Aeronautical Computing Technique, 2016, 46(4): 91-94, 98. (in Chinese)
- [5] 付焱晶.直升机发动机进气防护装置研究[D].沈阳:东北大学,2011.
FU Yanjing. Study on inlet protective equipment of helicopter engine[D]. Shenyang: Northeastern University, 2011. (in Chinese)
- [6] 陈晓,李璐龙,马若龙.带有腔室旁通道的进气道气动性能试验研究[J].航空动力学报,1994,9(3):42-45,107-108.
CHEN Xiao, LI Lulong, MA Ruolong. Experimental study on aerodynamic performance of inlet with bypass channel[J]. Journal of Aerospace Power, 1994, 9(3): 42-45, 107-108. (in Chinese)
- [7] 徐弘历.涡桨飞机进气道设计方法及性能研究[D].南京:南京航空航天大学,2015.
XU Hongli. Study on design method and performance of turboprop aircraft inlet[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2015. (in Chinese)
- [8] MI Baigang. A CFD-CSD coupling method for simulating the dynamic impact and expulsion of fragile foreign objects from the 'inlet-bypass duct' junction of a turboprop aircraft[J]. Engineering Applications of Computational Fluid Mechanics, 2022, 16(1): 73-94.
- [9] PAPADAKIS M, YEONG H W, SUARES I, et al. Experimental and computational investigation of ice shedding from aircraft surfaces[R]. AIAA 2006-1010, 2006.
- [10] BARUZZI G S, LAGACÉ P, AUBÉ M S, et al. Development of a shed-ice trajectory simulation in FENSAP-ICE[R]. Warrendale, PA, US: SAE Technical Paper Series 400 Commonwealth Drive, 2007.
- [11] DESCHENES J M, BARUZZI G S, LAGACE P, et al. FENSAP-ICE: a CFD Monte Carlo approach to shed-ice trajectory and impact[R]. SAE Technical Paper 2011-38-0089, 2011.
- [12] 李玉龙,石霄鹏.民用飞机鸟撞研究现状[J].航空学报,2012,33(2):189-198.
LI Yulong, SHI Xiaopeng. Investigation of the present status of research on bird impacting on commercial airplanes[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2012, 33(2): 189-198. (in Chinese)
- [13] MI Baigang, ZHAN Hao. Numerical simulation on rigid foreign object exclusion in the turboprop engine intake system with a bypass duct[J]. IEEE Access, 1920, 7: 61920-61933.
- [14] 王利敏,张彦军,米百刚,等.涡桨飞机发动机进气道排除异物特性数值研究[J].航空工程进展,2020,11(2):264-271,278.
WANG Limin, ZHANG Yanjun, MI Baigang, et al. Numerical simulation on excluding foreign objects from engine inlet of turboprop aircraft[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2020, 11(2): 264-271, 278. (in Chinese)
- [15] 李旦,赵廷渝,王永虎.鸟撞飞机风挡数值模拟研究[J].四川理工学院学报(自然科学版),2017,30(4):36-40.
LI Dan, ZHAO Tingyu, WANG Yonghu. Numerical simulation of bird impact on aircraft windshield[J]. Journal of Sichuan University of Science & Engineering (Natural Science Edition), 2017, 30(4): 36-40. (in Chinese)
- [16] 唐伟,刘启国,朱瑾,等.FAR 33 与 GJB 241A 技术要求对比分析[J].航空标准化与质量,2012(4):36-40.
TANG Wei, LIU Qiguo, ZHU Jin, et al. Comparative analysis on technical requirements of FAR 33 and GJB 241A[J]. Aeronautic Standardization and Quality, 2012(4): 36-40. (in Chinese)
- [17] 徐静,杨永,左岁寒.模拟螺旋桨滑流的桨盘理论应用研究及验证[J].航空计算技术,2008,38(3):65-67.
XU Jing, YANG Yong, ZUO Suihan. Numerical simulation of propeller/wing-nacelle configuration interaction[J]. Aeronautical Computing Technique, 2008, 38(3): 65-67. (in Chinese)
- [18] YAZAR I, YASA T, KIYAK E. Simulation-based steady-state aero-thermal model for small-scale turboprop engine[J]. Aircraft Engineering and Aerospace Technology, 2017, 89(2): 203-210.

- [19] 周诗睿. 螺旋桨与进气道的气动干扰研究[D]. 南京: 南京航空航天大学, 2019.
ZHOU Shirui. Research on aerodynamic interference of propeller and inlet[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2019. (in Chinese)
- [20] RUIZ-CALAVERA L, FUNES-SEBASTIAN D, PERDONES-DIAZ D. Powered model wind tunnel tests of a high-offset subsonic turboprop air intake[R]. AIAA 2010-6502, 2010.
- [21] CHEN Xi, HUTCHINSON J W. Particle impact on metal substrates with application to foreign object damage to aircraft engines[J]. [Journal of the Mechanics and Physics of Solids](#), 2002, 50(12): 2669-2690.
- [22] MURMAN S, AFTOSMIS M, BERGER M. Simulations of 6-DOF motion with a Cartesian method[R]. AIAA 2003-1246, 2003.

(编辑: 陈 越)