

文章编号:1674-8190(2020)02-264-08

涡桨飞机发动机进气道排除异物特性数值研究

王利敏¹, 张彦军¹, 米百刚², 杨梅花³

(1. 航空工业第一飞机设计研究院 总体气动所, 西安 710089)

(2. 清华大学 航天航空学院, 北京 100084)

(3. 北京金风科创风电设备有限公司, 北京 100176)

摘要: 冰雹、冰块等外来异物被吸入进气道进而进入发动机, 易导致发动机性能下降或者停车, 威胁飞行安全, 因此分析涡桨飞机进气道旁通道的排异特性具有重要意义。根据适航规范, 针对两种常见外来异物——冰雹和冰块进行本体特性分析, 确定其几何、质量以及初始姿态特性; 通过计算流体力学(CFD)联合六自由度(6DOF)方法, 对某国产新型涡桨支线飞机主发动机进气道中的外来异物运动排除特性进行数值模拟, 进一步耦合 LS-DYNA 软件对排除中遇到的碰撞问题进行仿真分析。结果表明: 一旦异物与壁面发生碰撞, 碎裂成若干很小的碎块, 能量损失, 对发动机威胁较小, 无论是进入主发动机或者旁通道, 均可认为排除; 但下壁面结冰区的冰块容易直接进入主发动机, 有可能造成严重影响, 需要重点关注。

关键词: 涡桨发动机; 外来异物; 冰雹; 冰块; 进气道; 旁通道; 数值模拟

中图分类号: V211.3

文献标识码: A

DOI: 10.16615/j.cnki.1674-8190.2020.02.017

开放科学(资源服务)标识码(OSID):



Numerical Simulation on Excluding Foreign Objects from Engine Inlet of Turboprop Aircraft

WANG Limin¹, ZHANG Yanjun¹, MI Baigang², YANG Meihua³

(1. Institute of General Aerodynamics, AVIC The First Aircraft Institute, Xi'an 710089, China)

(2. School of Aerospace Engineering, Tsinghua University, Beijing 100084, China)

(3. Beijing Goldwind Science & Creation Windpower Equipment Co., Ltd., Beijing 100176, China)

Abstract: Hail, ice and other foreign matters are sucked into the intake port and then enter the engine, which can easily lead the engine performance degradation or stop, threatening the flight safety. Therefore, it is of great significance to analyze the exhaust characteristics of the channel beside the intake port of turboprop aircraft. According to the airworthiness criterion, two kinds of foreign bodies, hail and ice, are analyzed to determine their geometry, mass and initial attitude. By means of CFD and 6DOF method, the movement and exclusion characteristics of foreign bodies in the main engine inlet of a new turboprop regional aircraft are simulated. Further coupling the LS-DYNA software to simulate and analyze the collision problems encountered in the exclusion. A numerical simulation method for the removal of foreign matter from the intake port of turboprop engine is established. The results show that once the foreign body collides with the wall, it will break up into some small pieces. The energy loss is less threatening to the engine. Whether it enters the main engine or the side channel, it can be considered to be eliminated; However, the ice in the ice area of the lower wall is likely to enter the main engine directly, which may cause serious impact, so it needs to be focused on.

Key words: turboprop engine; foreign objects; hail; ice cube; engine inlet; bypass duct; numerical simulation

收稿日期:2019-06-17; 修回日期:2019-07-24

通信作者:王利敏, wlm15991775885@163.com

引用格式: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)

0 引 言

航空科学技术的发展对新型飞行器的性能要求越来越高。能够适应各种各样的飞行环境,在恶劣的飞行条件下仍可保持较好的性能是其中的一个重要方面。民用飞机和军用飞机对该指标的标准和考核要求存在差异,对于民用航空领域的涡桨支线飞机,该指标的一个体现方面是飞机具有在外来异物的影响下保持要求的飞行性能。因此,必须在飞机设计的初始阶段考虑外来物的影响。

目前,涡桨支线客机应用较多,比如我国的新舟系列飞机、ATR 公司的涡桨客机系列以及庞巴迪公司的 Q 系列飞机等,这些涡桨客机以高性价比得到广泛关注,并获得大量应用。随着我国通用航空产业的发展,对涡桨支线客机的需求必将急剧增加。

新一代国产涡桨飞机使用的发动机进气道形式与常规涡桨发动机存在较大不同^[1-3]。为了防止外来异物被吸入进气道进入发动机,导致发动机性能下降或者停车,从而威胁飞行安全,在进气道内增设外来物排除装置,称为旁通道。该通道的设计目的是期望超过发动机吞咽极限的异物能够在气流的作用下进入该通道排出,从而减小对发动机性能的影响,保证安全性,也能够满足飞机在恶劣环境下飞行时的动力需求。

带有旁通道的进气道构型出现在 20 世纪 80 年代初,是一种较为新型的进气道形式,目前国外也只有 Q-8 等少数飞机使用。我国在 20 世纪 90 年代初引进普惠的发动机为运 7 换发时曾经做过一些试验研究^[4],但是由于技术封锁,很难掌握详细的设计分析方法^[5]。

尽管如此,与该研究相关的一些外来物的研究开展相对较多。国外, M. Papadakis 等^[6]建立了四自由度轨迹分析代码,研究了三维均匀流场中方形冰块的运动轨迹,并对其落点进行了概率分析; G. S. Baruzzi 等^[7]开展了六自由度冰块的运动轨迹研究,并利用大量实验获取轨迹仿真所需要的气动力数据; H. Kim 等^[8]基于 DYNA3D 开发了冰雹的第一个数值计算模型。国内, 李玉龙等^[9]、王计真等^[10]通过建立鸟炮装置,使用明胶代替飞鸟,详细研究了鸟撞飞机部件的结构破坏情况,为飞机的

结构设计提供了翔实的参考;刁斌等^[11]、朱书华等^[12]、杨立文等^[13]、李旦等^[14]、王文智等^[15]、陈佳慧等^[16]、施萌等^[17]分别通过数值模拟手段,对鸟撞现象中的发动机叶片损失进行详细评估并与试验进行了对比分析。可以看出,国内外的研究多集中在结构方面,只关注异物与飞机部件发生碰撞的瞬时过程,而对异物在撞向飞机的过程中对飞机气动性能的影响鲜少涉及,因此很难分析得到外来异物的运动轨迹,从而无法进一步分析进气道的效能和旁通道的设计合理性。

本文针对国产新型涡桨飞机进气道一旁通道设计分析技术开展研究,将 CFD 和六自由度方法耦合,率先开展外来异物进入进气道的运动轨迹计算分析,并耦合冲击动力学方法,对运动中可能发生的碰撞现象进行探索分析,初步建立涡桨飞机进气道排除外来异物的数值模拟方法。

1 计算模型

本文选取某型国产新型涡桨支线飞机主发动机短舱进气道作为研究对象。根据设计需求,位于进气道末端的旁通道必须排除超过发动机吞咽极限的各种外来异物,防止其进入压气机进气道内部,影响发动机性能,威胁飞行安全。该发动机短舱模型如图 1 所示。

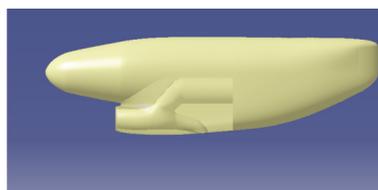


图 1 计算短舱模型

Fig. 1 Computational nacelle model

2 基于适航规范的外来异物属性分析

涡桨飞机实际飞行中可能遇到的外来异物种类较多,比如在简易跑道上起降时,砂石有可能被吸入发动机;在高空飞行时,有可能遇到飞鸟;气温变化较大时,有可能遇到冰雹和结冰现象。这些外来异物均可能对飞行产生影响,其中,以冰雹和结冰现象的威胁最大,因此本文重点对冰雹和结冰现

象的影响进行研究,这也是涡桨发动机供应商重点考虑的因素。

涡桨支线客机需要面向民用航空领域,因此需要根据适航规范,结合各类国标首先确定外来物特性。

2.1 冰 雹

根据适航规范^[18],冰雹数量与发动机的进气道面积有关,对于进气道面积大于 0.064 m² (100 in²)的发动机,每 0.096 8 m² (150 in²)的进气道面积或其余数,为 1 颗 25 mm (1 in)直径和 1 颗 50 mm (2 in)直径的冰雹。根据该规范,本文的计算模型需要布置 2 颗 20 mm 和 2 颗 50 mm 直径的冰雹,等距分布,并且为了考虑冰雹的位置影响,分别计算唇口上、中、下位置的冰雹排除特性,如图 2 所示。

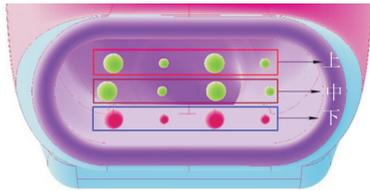


图 2 冰雹分布

Fig. 2 Hails located in the engine inlet

实际飞行中冰雹相对飞机具有水平和垂直的下落速度,垂直下落速度可以根据适航规范由式(1)确定。

$$V = \left(\frac{4\rho_a g D}{3\rho_a C_D} \right)^{\frac{1}{2}} \quad (1)$$

式中: ρ_a 为空气密度; C_D 为阻力系数。

水平方向的速度是随着距离飞机进气道的距离不同而发生变化的。当距离较远时,进气道内流场对冰雹的水平干扰较小,相对速度可认为是飞机的飞行马赫数;当距离较近时,水平方向的速度受到唇口处的内流影响。为了全面研究该影响,水平方向的速度取飞行速度和内流速度两个极值。

2.2 冰 块

与冰雹不同,冰块主要是发动机唇口或者内部区域在环境剧烈变化时产生的异物,因此其初始运动状态与飞机一致。冰块相对于飞机初始速度为 0,当脱落后,在气流的冲刷下局部翘起、折断、脱落

后运动。发动机进气系统的结冰,指的是进气道前缘、锥形整流罩、支柱以及第一级压气机前导流叶片等处的结冰^[19-20]。本文重点考虑从唇口以及进气道内部结冰区脱落的冰块,因为这部分冰块对进气道的影响最大。

根据适航规范,发动机的吞冰试验仅考虑一个冰块,形状主要为混合冰,结合某型国产涡桨支线飞机发动机的排异能力实际和吞冰试验的尺寸规范,冰块的大小选定为最大排异尺寸。冰块的脱落位置选为唇口上下左右以及进气道下壁面结冰区域;同时,冰块在脱落后会受力翘起一定角度,目前并没有对冰块初始姿态的准确研究,本文设定冰块初始翘起角度为 30°,主要是模拟大翘起角度下受气流冲击力较大情形时的冰块运动现象。因此,选定的冰块计算模型如图 3~图 4 所示。

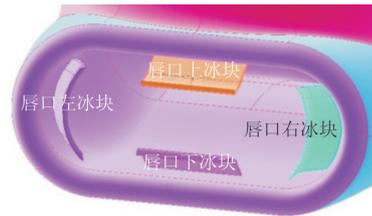


图 3 唇口周围的冰块

Fig. 3 Ice cubes around the engine inlet

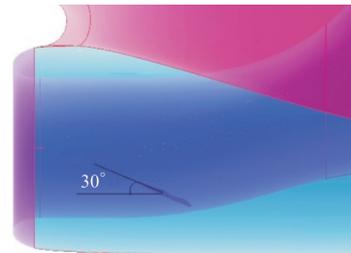


图 4 进气道下壁面结冰区冰块

Fig. 4 Ice cube near the lower wall in engine inlet

3 外来异物在进气道中运动过程的数值仿真方法

3.1 基本步骤

无论是冰雹还是冰块,在进入进气道之后,都会在进气道内流的作用下进行运动,可以借助计算流体力学(CFD)计算联合六自由度(6DOF)方法求解得到异物的运动轨迹。需要注意的是,由于计

算状态的不同, 异物在受力运动之后, 有可能会发生与壁面的碰撞或者异物之间的碰撞, 此时, 需要进一步耦合冲击动力学方法开展异物的碰撞分析。总体来看, 对于冰雹或者冰块的排除, 数值模拟时可以分为以下步骤:

一是使用 CFD 联合 6DOF 求解非定常运动, 实时计算异物与壁面、异物之间的最小距离;

二是当异物与异物之间或者异物与壁面之间距离不断减小, 并且小于设定的阈值 ($d = 0.1 \text{ mm}$) 时, 认为碰撞发生, 此时调用冲击动力学程序处理碰撞。

计算结果的判定方法为: ①若没有碰撞直接进入旁通道, 认为异物排除, 而直接进入主发动机, 则可能严重威胁飞行安全; ②发生碰撞则判定碰撞后的尺寸形状, 如果远小于排异能力, 认为即使进入主发动机也不会有严重影响, 计算结束; 如果碰撞后尺寸较大, 则继续计算。

总体的方法如图 5 所示。

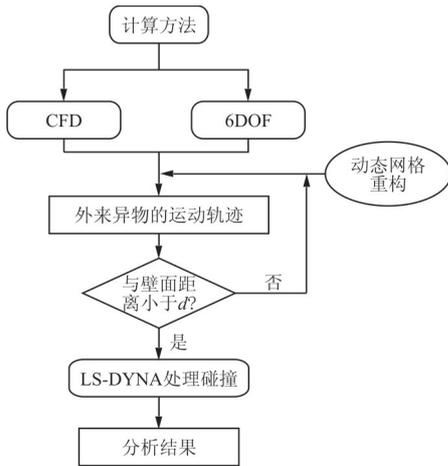


图 5 计算流程图

Fig. 5 Simulation flow chart

3.2 仿真中的计算方法

根据外来物的排除数值计算过程, 使用的方法包括 CFD 方法、六自由度方程以及冲击碰撞模拟。

(1) CFD 方法

本文的分析方法需要大量的动态非定常计算, 因此 CFD 计算基于三维非定常欧拉方程, 不考虑粘性的影响, 其控制方程为

$$\frac{\partial}{\partial t} \iiint_V \mathbf{W} dV + \iint_{\partial V} \mathbf{F} \cdot \mathbf{n} ds = 0 \quad (2)$$

(2) 6DOF 仿真

使用六自由度方程来计算随气流运动的冰块的位移以及绕着重心的角速度。Fluent 软件中内置了相应的六自由度模块, 惯性坐标系下的绕着重心的控制方程为

$$\mathbf{v}_G = \frac{1}{m} \sum \mathbf{f}_G \quad (3)$$

式中: \mathbf{v}_G 为中心的运动加速度; m 为运动物体质量; \mathbf{f}_G 为因重力而产生的力向量。

物体的角运动可以使用物体坐标计算得到

$$\dot{\boldsymbol{\omega}}_B = L^{-1} \left(\sum \mathbf{M}_B - \boldsymbol{\omega}_B L \boldsymbol{\omega}_B \right) \quad (4)$$

式中: L 为惯性张量; \mathbf{M}_B 为物体力矩向量; $\boldsymbol{\omega}_B$ 为刚体角速度向量。

力矩通过式(5)从惯性到体坐标转换得到

$$\mathbf{M}_B = \mathbf{R} \mathbf{M}_G \quad (5)$$

式中: \mathbf{R} 为转换矩阵, 其形式为

$$\mathbf{R} = \begin{bmatrix} C_\theta C_\psi & C_\theta S_\psi & -S_\theta \\ S_\phi S_\theta C_\psi - C_\phi S_\psi & S_\phi S_\theta S_\psi + C_\phi C_\psi & S_\phi C_\theta \\ C_\phi S_\theta C_\psi + S_\phi S_\psi & C_\phi S_\theta S_\psi - S_\phi C_\psi & S_\phi C_\theta \end{bmatrix} \quad (6)$$

式中: $C_\chi = \cos(\chi)$; $S_\chi = \sin(\chi)$; ϕ, θ, ψ 分别为欧拉角。

(3) 碰撞仿真

碰撞的仿真分析基于 FE 有限元模型, 该方法是求解连续介质力学问题的典型方法, 可以重现高速撞击下的物体行为。网格建立在物体上, 当物体发生大的变形时, 网格也发生变化。

3.3 仿真计算中的边界条件设置

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。碰撞分析时, 需要定义物体的材料属性、接触碰撞面、载荷以及约束条件等。需要注意的是, 根据结冰的条件等, 冰的属性非常多, 并且每一种属性的冰, 其碰撞结果都不相同, 要全部模拟该形式计算量巨大, 本文仅使用常见的一种属性参数来构建冰雹以及冰块排出的数值模拟方法^[21-22]。

4 涡桨飞机进气道排异特性仿真结果及分析

4.1 冰雹排除特性分析

冰雹存在时的计算网格如图 6 所示,全部使用非结构网格,总网格量 350 万,使用动态网格重构技术来模拟冰雹的实时运动,同时实时监控其运动轨迹。

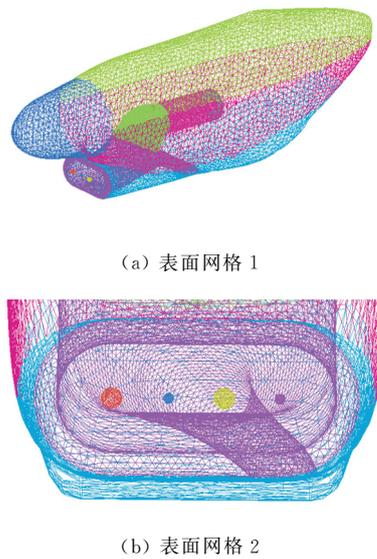


图 6 冰雹排除计算网格

Fig. 6 Computational grids in hail exclusion

该发动机的计算工况如表 1 所示,根据本文建立的外来物排除计算方法得到的结果为:四颗冰雹均与进气道壁面发生碰撞。

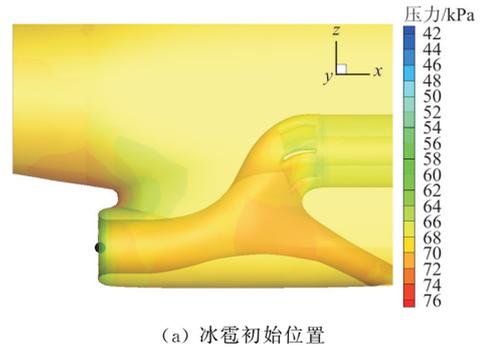
表 1 冰雹排除计算工况
Table 1 Cases of hail exclusion

高度(H)/m	Ma	攻角(α)/($^\circ$)	侧滑角(β)/($^\circ$)
0	0.200	0	0
1 000	0.248	0、6、12	0、10
3 000	0.338	0、6	0、10
6 000	0.527	0、6	0、10

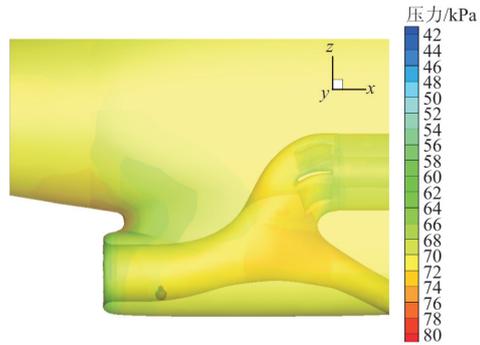
所有的计算工况下,四颗冰雹均与壁面发生了碰撞,并未发生没有碰撞直接进入主发动机或者旁通道的现象。由于质量特性的不同,碰撞发生的先后顺序也存在差异。整个过程为冰雹在初始速度下向发动机进气道内部运动,同时气流的作用力改变了其三向运动速度和三轴转动速度,其运动轨迹

也随之变化。当冰雹向着壁面运动并且最小间距小于设定的阈值时,调用 LS-DYNA 软件计算碰撞过程。

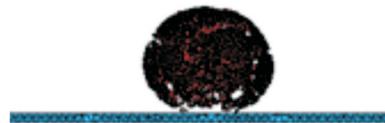
其中一个状态的碰撞发生后的仿真结果如图 7 所示,可以看出:碰撞之后冰雹碎裂成若干个小冰块,这些小冰块的最大体积远小于发动机的排异尺寸,并且碰撞完成后,整个冰雹的动能损失极大,碰完的小碎块反弹速度很小,多数沿着壁面向进气道内部滑向旁通道区域。因此,对于冰雹进入进气道的情形,运动过程实际上应该是:运动—碰撞—破碎—排除,即使是碰撞完的碎片进入主发动机,也因尺寸远小于吞咽极限而不会对压气机系统造成明显影响,因此该工况下的冰雹异物对发动机安全性的影响不大。



(a) 冰雹初始位置



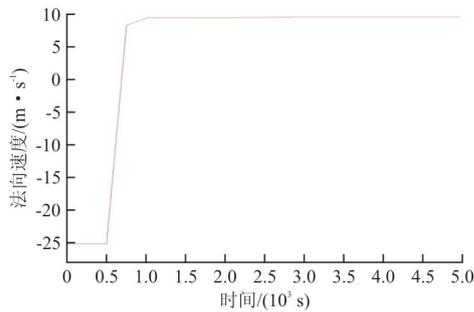
(b) 冰雹撞击位置



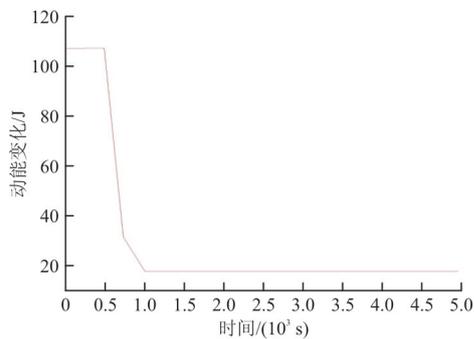
(c) 冰雹撞击开始



(d) 冰雹撞击结束



(e) 撞击过程法向速度变化



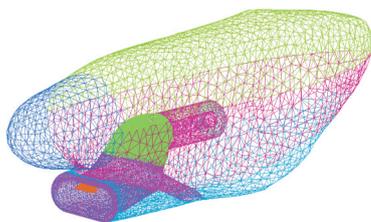
(f) 撞击过程能量损失

图 7 冰雹排除计算结果(唇口中部)

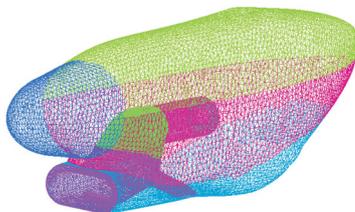
Fig. 7 Exclusion results of hail located in middle of engine inlet

4.2 冰块排除特性分析

冰块的计算工况与冰雹一致,其计算网格同样采用非结构动态网格重构,网格量约为 400 万,如图 8 所示。



(a) 唇口上部冰块计算网格



(b) 下壁面结冰区冰块计算网格

图 8 计算网格

Fig. 8 Computation grids of hail

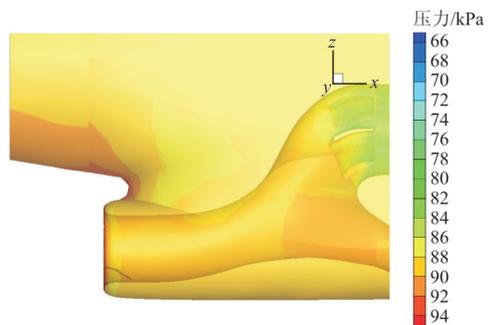
各个工况下的计算结果如表 2 所示,可以看出:当冰块位于唇口周围时,在所有的计算工况下唇口周围上下左右部分的冰块最终都与进气道壁面发生了碰撞。

表 2 冰块排除结果

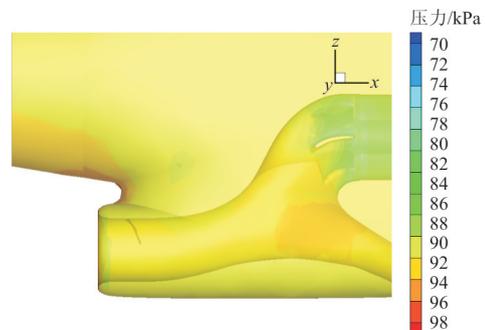
Table 1 Cases and results of ice cube exclusion

高度(H)/m	Ma	冰块位置	计算结果
0	0.200	唇口上下左右	碰撞
		下壁面	直接进入主发动机
1 000	0.248	唇口上下左右	碰撞
		下壁面	直接进入主发动机
3 000	0.338	唇口上下左右	碰撞
		下壁面	直接进入主发动机
6 000	0.527	唇口上下左右	碰撞
		下壁面	直接进入主发动机

$H=6\ 000\text{ m}$, $Ma=0.527$, 攻角和侧滑角均为 0° 时的唇口下部冰块的计算结果如图 9 所示。冰块不同于冰雹,它没有初始速度,即相对发动机的初始速度为 0,之后在气流的作用下,承受三轴力和力矩,开始进行运动,姿态也随之发生变化,最终当冰块与壁面之间的距离不断减小并小于设定的阈值时,认为碰撞发生,调用 LS-DYNA 进行碰撞分析。



(a) 唇口下部冰块初始位置



(b) 唇口下部冰块碰撞位置

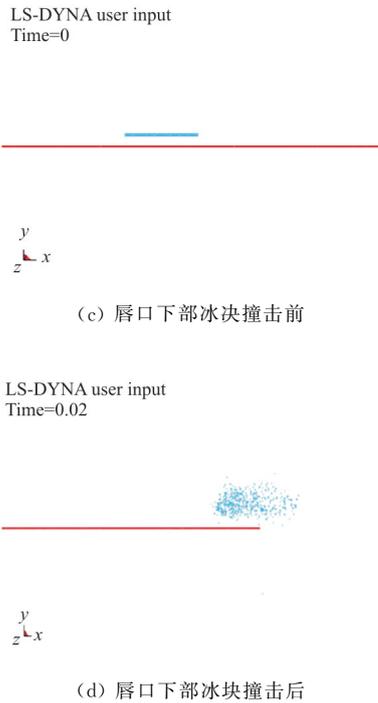
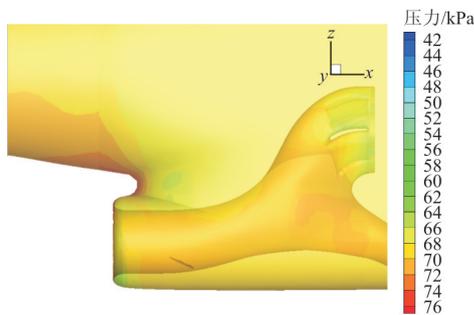


图 9 冰块排除计算结果(唇口下部)

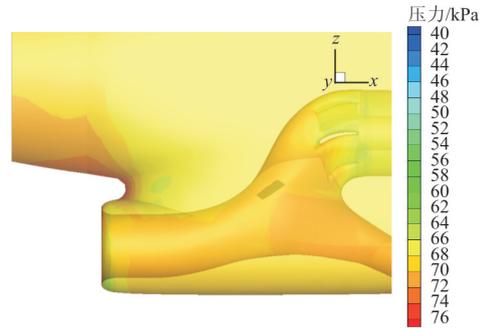
Fig. 9 Exclusion results of ice cube located at the bottom of engine inlet

从图 9 可以看出:冰块与壁面发生碰撞时,更易碎成若干很小的冰块,这些冰块的尺寸远小于发动机的排异尺寸,因为能量损失,同样也会沿着进气道壁面滑向旁通道,不会严重威胁发动机的安全。

所有工况下,当冰块位于进气道内部下壁面结冰区时,30°偏角的冰块在气流作用下未与壁面发生碰撞,而是直接进入了主发动机。 $H=6\ 000\ \text{m}$, $Ma=0.527$,攻角和侧滑角均为 0°时的下壁面结冰区冰块的计算结果如图 10 所示。



(a) 下壁面结冰区冰块初始位置



(b) 下壁面结冰区冰块进入主发动机

图 10 下壁面结冰区冰块的计算结果

Fig. 10 Exclusion results of ice cube near lower wall of engine inlet

从图 10 可以看出:在气流的作用下,冰块向发动机内部翻滚飘入主发动机,这种情形十分危险,尽管进入主发动机的冰块会与其叶片等发生碰撞,之后碎裂成较小的冰块,但是碰撞过程中尺寸较大、速度较高的冰块极易损伤发动机内部部件,对其性能和安全性产生严重的威胁。

综合冰块的计算结果可以看出:唇口的冰块进入进气道后,易碰撞在进气道内部壁上破碎,对于发动机的威胁较小;而进气道下壁面结冰区的冰块有不碰撞直接进入主发动机的趋势,极可能对发动机产生严重威胁,因此在进行进气道设计时,该处需要特别注意设置相应的防冰措施。

5 结 论

(1) 冰雹进入进气道后,在选定的计算工况下,均与壁面发生碰撞,碎裂成的小冰块尺寸远小于发动机排异能力,对发动机威胁较小。

(2) 唇口周围的冰块在气流作用下运动,均与壁面碰撞破碎,对发动机威胁很小;但是下壁面结冰区的冰块有不发生碰撞直接进入主发动机的趋势,对整个发动机性能和安威胁极大,需要重点关注。

该领域的研究工作尚处于起步阶段,缺少大量试验数据的支撑,下一步需要结合试验方法以及更细致的气动设计方法,对发动机性能分析、进气道设计以及旁通道设计进行深入研究。

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[J]. Aeroengine, 2016, 42(6): 9-17. (in Chinese)
- [2] YAZAR I, YASA T, KIYAK E. Simulation based steady-state aero-thermal model for small-scale turboprop engine[J]. Aircraft Engineering & Aerospace Technology, 2017, 89(2): 203-210.
- [3] 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, 2016.
XU Hongli. Analytical design of turboprop S-duct intake [D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2016. (in Chinese)
- [4] 陈晓, 李潞龙, 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(3): 267-270.
CHEN Xiao, LI Lulong, MA Ruolong. Experiment on aerodynamics of inlet with bypass duct[J]. Journal of Aerospace Power, 1994(3): 267-270. (in Chinese)
- [5] MI B G, ZHAN H. Numerical simulation on rigid foreign object exclusion in the turboprop engine intake system with a bypass duct[J]. IEEE ACCESS, 2019, 7: 61920-61933.
- [6] PAPANAKIS M, YEONG H W, SUARES I, et al. Experimental and computational investigation of ice shedding from aircraft surfaces [C] // AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. USA: AIAA, 2006: 261-267.
- [7] BARUZZI G S, LAGACÉ P, AUBÉ M S, et al. Development of a shed-ice trajectory simulation in FENSAP-ICE [R]. [S.l.]: SAE Technical Papers, 2007.
- [8] KIM H, KEDWARD K T. Modeling hail ice impacts and predicting impact damage initiation in composite structures [J]. AIAA Journal, 2012, 38(7): 1278-1288.
- [9] 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)
- [10] 王计真, 刘小川. 鸟撞平板试验与鸟体本构参数识别方法[J]. 航空学报, 2017, 38(s1): 101-106.
WANG Jizhen, LIU Xiaochuan. Test of bird striking on panel and identification method for bird constitutive parameters[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2017, 38(s1): 101-106. (in Chinese)
- [11] 刁斌, 左洪福, 蔡景. 基于 PAM-CRASH 的鸟撞风挡有限元分析[J]. 航空计算技术, 2016, 46(5): 112-114.
DIAO Bin, ZUO Hongfu, CAI Jing. Finite element analysis of bird-impact windshields based on PAM-CRASH[J]. Aeronautical Computing Technique, 2016, 46(5): 112-114. (in Chinese)
- [12] 朱书华, 王跃全, 郭亮, 等. 鸟撞飞机风挡非线性数值分析[J]. 南京航空航天大学学报, 2011, 43(6): 738-744.
ZHU Shuhua, WANG Yuequan, GUO Liang, et al. Non-linear numerical simulation of bird impact on aircraft windshield[J]. Journal of Nanjing University Aeronautics & Astronautics, 2011, 43(6): 738-744. (in Chinese)
- [13] 杨立文, 韩全民, 张彦军. 隔板支持刚度对机翼前缘鸟撞性能的影响分析[J]. 力学与实践, 2016, 38(1): 33-38.
YANG Liwen, HAN Quanmin, ZHANG Yanjun. Influence of rib-supporting stiffness on response of bird impact for leading edge structure[J]. Mechanics in Engineering, 2016, 38(1): 33-38. (in Chinese)
- [14] 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)
- [15] 王文智, 万小朋, 郭葳. 民机风挡结构抗鸟撞仿真分析与设计[J]. 西北工业大学学报, 2009, 27(4): 481-484.
WANG Wenzhi, WAN Xiaopeng, GUO Wei. Studying cause of crack due to bird impact of windshield support structure of a certain Chinese civil aviation aircraft and its solution[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2009, 27(4): 481-484. (in Chinese)
- [16] 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)
- [17] 施萌, 孔令勇. 基于 SPH 算法的襟翼鸟撞分析研究[J]. 科技视界, 2018(14): 33-35.
SHI Meng, KONG Lingyong. Bird impact analysis of wing inner flap based on SPH method[J]. Science and Technology Horizon, 2018(14): 33-35. (in Chinese)
- [18] 中国人民解放军总装备部. 航空涡轮喷气和涡轮风扇发动机通用规范: GJB 241A-2010[S]. 北京: 中国人民解放军总装备部, 2010.
Chinese PLA General Armament Department. General specification for engine, aircraft, turbojet and turbofan: GJB 241A-2010[S]. Beijing: Chinese PLA General Armament Department, 2010. (in Chinese)
- [19] 白龙, 刘月平. 航空发动机进气系统结冰适航性条款研究[J]. 燃气涡轮试验与研究, 2013, 26(5): 41-45.
BAI Meng, LIU Yueping. Airworthiness standard on aero-engine induction system icing[J]. Gas Turbine Experiment and Research, 2013, 26(5): 41-45. (in Chinese)
- [20] 冯丽娟, 李冬, 易贤. 民用航空发动机进气道防冰系统设计方法研究[J]. 航空工程进展, 2017, 8(3): 335-341.
FENG Lijuan, LI Dong, YI Xian. Civil aero-engine inlet anti-icing system power requirement definition methodology (下转第 278 页)