DOI: 10.11883/1001-1455(2017)05-0937-08

鸟体姿态对结构抗鸟撞性能的影响*

寇剑锋[1],徐 绯[1],纪三红[2],张笑宇[1]
(1.西北工业大学航空学院,陕西 西安 710072;
2.中航飞机股份有限公司西安飞机分公司,陕西 西安 710089)

摘要:低于现行标准规定能量的大量鸟撞事故中,航空结构仍然发生实质性破坏的情况,说明只考虑鸟体的质量和速度不足以保证飞机安全。本文中针对弹性平板、雷达罩及机翼前缘等飞机典型结构,开展了不同姿态鸟体的鸟撞分析研究。分析结果发现,鸟体姿态对结构的抗鸟撞性能有比较显著的影响,不同的结构特点反映的响应规律也不同:对吸能结构,姿态角越大,吸收的能量越多,被保护的结构就越安全;而对承力结构,姿态角越大,高应力区域越大,结构就越危险。因此,在结构的抗鸟撞安全性评估中,除了完成特定姿态鸟体的鸟撞实验,针对危险工况还应通过数值分析评估不同鸟体姿态的结构撞击响应,进一步确保结构的抗鸟撞能力。

关键词:鸟撞;鸟体姿态;撞击响应;吸能;雷达罩;机翼前缘
中图分类号:O383.3;V215.2 **国标学科代码**:1303530 **文献标志码**:A

鸟撞是飞机飞行安全的一个严重威胁,J. P. Barber 等[1-2]、J. S. Wilbeck[3]系统地对鸟撞问题进行了理论和实验研究,分析了包括鸟体质量、孔隙率、撞击速度、入射角等因素对撞击压强的影响。但由于实验条件的限制以及理论模型的偏差,导致理论结果与实验结果吻合得并不是很好[4-5]。随着计算能力的增长,鸟撞分析的数值模拟技术得到了很大的发展,SPH(smoothed particle hydrodynamics)方法和 ALE(arbitrary Lagrange-Euler)方法能够很好地模拟鸟体的大变形问题[6-8],因而数值方法成为近来分析鸟撞问题的重要手段。为了能够提高数值方法计算的准确度,研究者们对鸟体的形状[9-10]及本构[11-12]进行了深入的分析。研究结果表明,鸟体模型应该反映鸟体躯干的主要形状,通常采用长径比 2∶1的椭球或两端为半球的圆柱体,本构方程采用弹塑性流体动力学本构模型和状态方程,在此基础上能够得到与实验比较吻合的结果[13]。

在 CCAR-25-R4《运输类飞机适航标准》和 HB 7084-1994《民用飞机结构抗鸟撞设计与试验要求》等规章标准中,对鸟撞实验中的鸟体质量、撞击速度、撞击位置作出了相应的规定,而对鸟体的偏航/俯仰姿态没有要求。只有极少的文献[14]中提到鸟体姿态对撞击压强峰值的影响,在撞击刚性板的分析中,鸟体以背腹方向撞击对刚性板产生的压强峰值是以头尾方向撞击的 3 倍左右。

值得注意的是,关于运输机抗鸟撞的通告中显示,在大量事故中,虽然鸟撞能量低于现行标准,但航空结构仍然发生了实质性破坏[15],说明只考虑鸟体的质量和撞击速度不足以保证飞机结构安全。同时,在鸟撞实验中发现,鸟体在从炮膛射出来后难免存在一定的偏航/俯仰旋转(见图 1),鸟体的轴线与速度方向成一定的俯仰/偏航夹角 α(定义为姿态角),从图片上估算 $\alpha\approx45°$,说明鸟体的姿态的变化非常显著。在实际飞行中,飞机结构亦可能受到随机的不同姿态鸟体的撞击。

首先,姿态角与被研究较多的斜撞角是不同的。斜撞角指的是鸟体速度与被撞结构表面法线之间的夹角(见图 2(a)中角度 β),工程界已经对斜撞进行了细致的研究[2-3]。斜撞角越大,鸟体作用在板上的动量越小,其撞击力与结构应力越小,结构越安全。而鸟体姿态的改变并不能改变作用到结构上的动量(见图 2(b)),但会影响鸟体与板的接触面积与撞击时间,因而影响撞击力和结构应力。

* **收稿日期**:2016-01-22;**修回日期**:2016-05-11
基金项目:高等学校学科创新引智计划项目(B07050)
第一作者:寇剑锋(1984—),男,博士研究生;**通信作者**:徐 绯,xufei@nwpu.edu.cn。

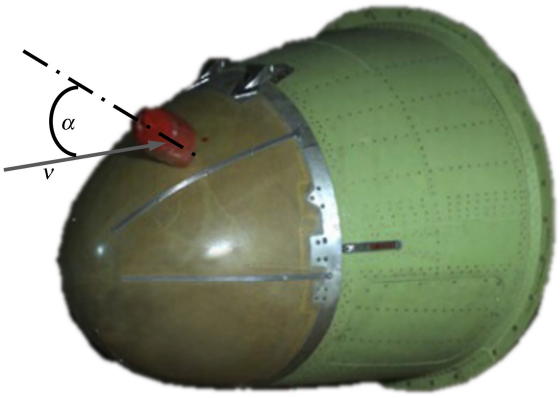

图 1 实验中鸟体俯仰旋转

Fig. 1 Pitch rotation of bird in bird-strike experiment

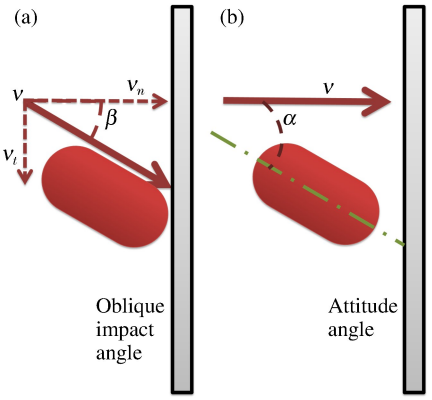

图 2 斜撞角和姿态角

Fig. 2 Angle of oblique impact and bird orientation

其次,目前在飞机抗鸟撞考核实验中,对结构的撞击位置与撞击速度是否满足实验设计要求非常关注,而实验过程中鸟体姿态发生改变后对实验结果造成的影响通常被忽视。

因此,为了确保结构的抗鸟撞安全性,有两个问题需要解决:(1)鸟体姿态对结构吸收能量的影响;(2)鸟体姿态对结构应力响应的影响。

针对这两个问题,本文中,先通过弹性平板得出一般性规律,然后分别分析对飞机典型吸能结构和承力结构的影响。由于现有的实验条件很难控制鸟体的姿态,并且鸟体模型与数值方法的应用已经成熟,所以主要采用数值方法分析上述问题。

1 弹性平板

采用平板大小为 1 m×1 m×4 mm,材料弹性模量按铝合金考虑取为 70 GPa,板的四周固支约束。鸟体模型采用长径比为 2∶1 两端半球形状,质量为 1.8 kg,采用无网格 SPH 方法建模,粒子间距为 4 mm。由于鸟撞过程鸟体表现出类流体的行为,所以材料的本构关系采用如下状态方程[7]:

$$p = B((\rho/\rho_0)^{\gamma} - 1) \tag{1}$$

式中:B 是体积模量相关系数,为 128 MPa,γ 是量纲一系数,为 7.98;ρ_0 是鸟体的初始密度,为 950 kg/m^3;ρ 是当前密度。

鸟体选取某型运输机海平面的最大平飞速度 116.7 m/s、方向为 z 轴的负向(见图 3),鸟体俯仰姿态角从左至右分别为 0°、22.5°、45°、67.5°、90°,鸟体重心与板中心在速度方向上重合。

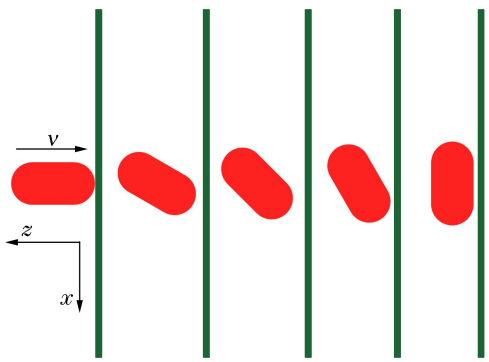

图 3 不同俯仰姿态的鸟体撞击模型

Fig. 3 Numerical models of bird-strike of different bird pitch angles

图 4 给出了鸟体在不同姿态下、撞击弹性平板过程的撞击力(鸟体与平板接触力的合力)曲线。图中显示,随着姿态角的增加,到达最大撞击力需要的时间减小,由 0°姿态的 1.56 ms 减少为 90°姿态的 0.51 ms,这是由于 90°姿态鸟体投影在速度方向上的长度为 0°姿态的一半,作用持续时间短。同时,最大撞击力随着姿态角增大而增大,最小的 0°姿态撞击力为 108.7 kN,最大的 90°姿态为 191.5 kN,两者相差 64%。

图 5 显示的是撞击过程中板吸收的能量。随着姿态角的增大,板吸收的能量越多,0°姿态下板吸收的能量最小为 4.28 kJ,在 90°姿态下板吸收的能量高达 6.64 kJ,两者相差约 55%。

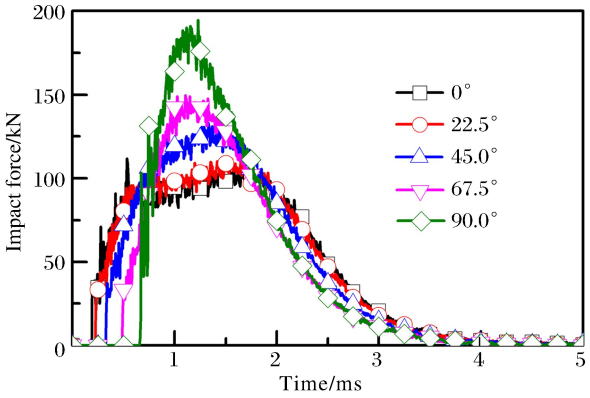

图 4　鸟体撞击力

Fig. 4　Impact force of bird-strike

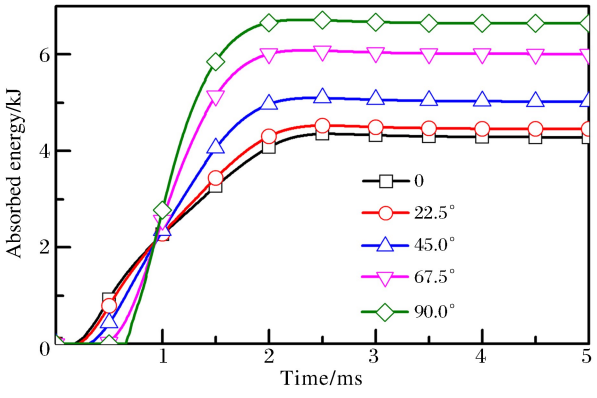

图 5　板吸收的能量

Fig. 5　Energy absorbed by panel

鸟撞过程中的最大应力出现在平板背面，图 6 给出了不同鸟体姿态撞击下平板背面的 Von-Mises 应力云图。由于篇幅限制，图中只显示了 0°、45°、90°的应力云图，22.5°和 67.5°的应力云图与 45°相似。

随着姿态角的增大，板的高应力区域逐渐增大，应力云图中，在 300 MPa 以上的区域，0°的明显小于 45°的，45°的又明显小于 90°的。

为了分析板在不同姿态鸟体撞击下的应力响应，在板的背面选取了图 7 所示 y 轴方向上的 A、B、C、D、E 等 5 个监测点。

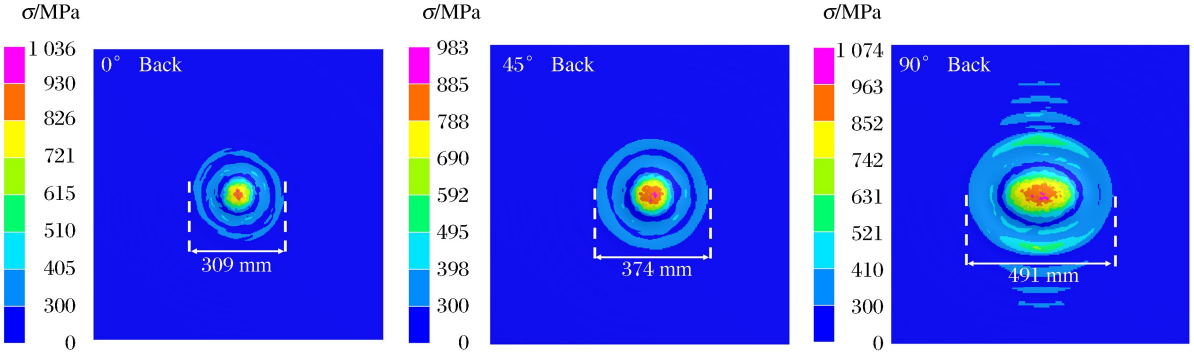

图 6　不同鸟体姿态的板的应力分布

Fig. 6　Plate stress contour of different bird orientations

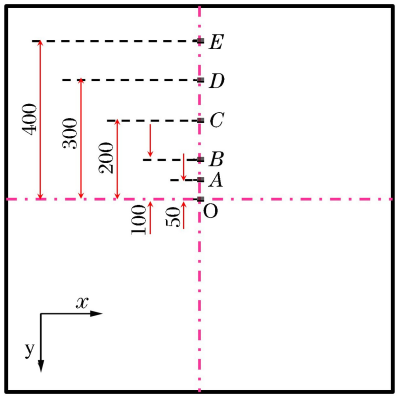

图 7　应力监测点位置

Fig. 7　Monitoring position of panel stress

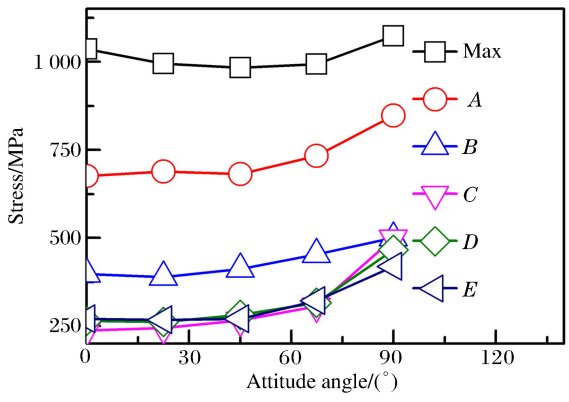

图 8　监测点最大应力值

Fig. 8　Maximum stresses in monitoring positions

各姿态下最大应力点及监测点的应力如图 8 所示。最大应力点出现在着弹点附近,姿态角从 22.5°到 90°增加时,应力随之增大,最大应力都出现在鸟体为 90°姿态时。各姿态监测点的应力与 0°姿态的偏差 η 见表 1。

表 1 不同鸟体姿态在监测点应力与 0°的偏差

Table 1 Deviation of panel stress between 0° orientation and the others

α/(°)	η_{max}/%	η_A/%	η_B/%	η_C/%	η_D/%	η_E/%
22.5	−4.1	2.0	−0.6	2.6	−1.5	−1.3
45.0	−2.5	0.8	1.0	11.7	6.1	0
67.5	1.4	8.5	4.0	28.9	19.2	18.7
90.0	3.6	25.5	7.3	109.7	75.8	55.0

鸟体姿态对最大应力影响较小,不同姿态的最大应力与 0°相比不超过 5%,但当远离着弹点的位置,不同姿态下的应力相差较大,在远端监测点 C、D、E 在 90°姿态下的偏差都超过了 50%,在 C 点更是高达 100%。同时,当姿态小于 45°时,所有监测点的应力与 0°的偏差都小于 10%,当旋转角大于 67.5°时远端偏差会超过 20%。总体上看,除了着弹点附近,平板的应力随着姿态角增加而增加,这与平板吸收能量的规律相吻合。如果平板材料采用弹塑性模型,其监测点的应变也有类似规律。

注意,虽然不同姿态下撞击力的峰值及其持续时间相差较大,但平板的最大应力相差较小,这是因为应力不仅与最大力相关,还与接触面积和撞击时间相关。90°姿态下虽然最大撞击力大,但其作用时间短,接触面积大,0°姿态作用时间长,接触面积小,所以两者应力相差不大。

鸟撞平板的分析表明,撞击力、平板吸收的能量、平板的高应力区域受鸟体姿态影响较大,随姿态角增大而增大。着弹点附近的最大应力受鸟体姿态影响较小,但离着弹点有一定距离位置的应力随着姿态角增加而明显增大。在本算例中,距离着弹点 200 mm 的 C 点受姿态角的影响最为明显,可达到 100%左右。这种情况可能会导致一些薄弱部位在姿态角较大时更危险,如鸟撞风挡边缘位置,其附近的连接件在大姿态角撞击下可能更容易失效。

2 雷达罩结构

雷达罩作为典型的吸能结构,很难在鸟撞情况下保持完好,抗鸟撞的承力结构件主要是雷达罩后面的隔框,如图 9 所示。但雷达罩在变形和破坏时吸收能量将减轻隔框受到的冲击。平板分析结果显示,鸟体姿态会影响结构吸收能量的大小。因此,结合图 1 所示的撞击速度为 116.7 m/s 的鸟撞实验,分析鸟体姿态对雷达罩的吸能以及隔框应变的影响。

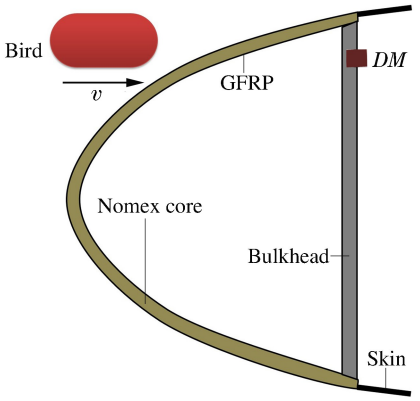

图 9 雷达罩结构示意图

Fig. 9 Structural diagram of radome

雷达罩由蜂窝夹心结构构成,其中面板为玻璃纤维增强材料,厚为 0.75 mm,蜂窝为 Nomex 蜂窝,高约 8 mm,在蜂窝夹心结构后方为 4 mm 厚的 7050-T7451 铝合金隔框。玻璃纤维增强材料和蜂窝材料参数见表 2,表中缺失的参数为该材料的非主要承力方向参数,对计算结果影响较小。隔框的材料 7050-T7451 与蒙皮的材料 LY12-CZ 等的参数见表 3。玻璃纤维增强材料采用蔡-胡准则判定破坏,蜂窝采用最大应力准则判定破坏,金属采用最大等效应变准则判定破坏。

对鸟撞实验正常姿态(0°姿态)和与图 1 所示俯仰旋转后的姿态(45°姿态)撞击雷达罩结构分别进行数值计算。鸟体撞击速度为 116.7 m/s,鸟体 0°姿态和 45°姿态的重心位置不变。

表 2 非金属材料参数

Table 2 Parameters of non-metallic material

量和单位	玻璃纤维增强材料	蜂窝材料	量和单位	玻璃纤维增强材料	蜂窝材料
ρ/(kg·m^{-3})	1 900	64	X_{1t}/MPa	642.9	—
E_{11}/MPa	27 300	—	X_{2c}/MPa	363	—
E_{22}/MPa	26 500	—	X_{2t}/MPa	614	—
E_{33}/MPa	—	71.68	S_{12}/MPa	221	—
G_{12}/MPa	4 390	—	X_{3c}/MPa	—	3.84
G_{13}/MPa	—	76.11	X_{3t}/MPa	—	4.32
G_{23}/MPa	—	35.44	X_{13}/MPa	—	2.14
X_{1c}/MPa	309	—	X_{23}/MPa	—	2.01

表 3 金属材料参数

Table 3 Parameters of metallic material

材料	ρ/(kg·m^{-3})	E/GPa	σ_s/MPa	ε_f
7050-T7451	2 820	70	448	0.095
LY12-CZ	2 780	71	424	0.127
2024-T351	2 780	70	310	0.089
7075-T7351	2 800	72	395	0.086

图 10 显示了不同鸟体姿态下雷达罩结构变形与实验的对比情况。图 10 显示，0°鸟撞姿态下雷达罩的变形与 45°有较大差异，其变形范围明显小于 45°的结果，45°姿态下雷达罩的变形范围与实验结果非常吻合。

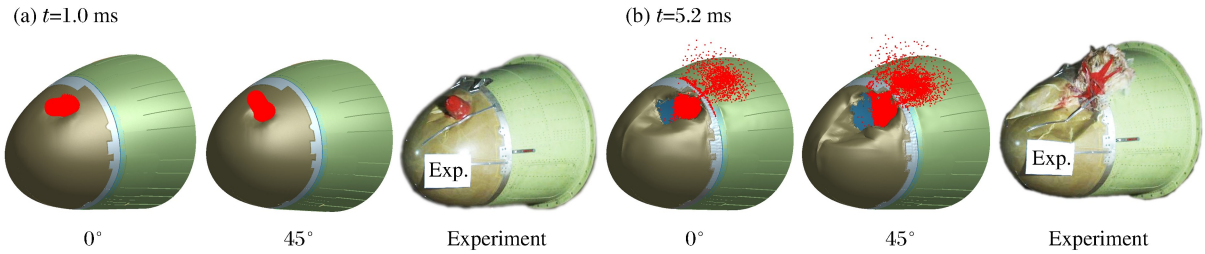

图 10 不同姿态下计算结果与实验结果对比

Fig. 10 Comparison of numerical and experimental results

实验中在隔框背面的鸟体撞击点附近设置了位移监测点（见图 9 所示 *DM* 处），计算与实验的位移结果对比见图 11。

位移对比显示，0°姿态下的计算结果与实验结果的相差较大，45°姿态下的计算结果与实验结果较吻合，并且实验中鸟体旋转了约 45°，充分说明图 1 鸟撞实验中鸟体姿态角变化是导致结构响应与数值预测结果不同的主要原因，也说明本文中采用的数值方法和鸟体模型是可信的。

与鸟撞平板分析中给出的规律吻合，不同的鸟体姿态撞击下，雷达罩吸收的能量也有较大差异，如图 12 所示。在碰撞结束时，0°姿态下雷达罩吸收约 1.78 kJ 的鸟体动能，45°姿态下吸收了 2.78 kJ。由于鸟体总的动能为 12.26 kJ，经过雷达罩后，0°姿态和 45°下分别剩余 10.48 kJ（85.5%）和 9.48 kJ（77.3%）的动能作用在后隔框上。

姿态角越大，鸟体投影到雷达罩上的面积越大，雷达罩就有更多区域接触鸟体并发生变形及破坏，吸收更多的能量，剩余动能越小，后隔框越安全，较大的姿态角会让后框的位移变小。所以，用这个实验结果评价后隔框的抗鸟撞安全性是偏冒险的，没有得到最危险工况。

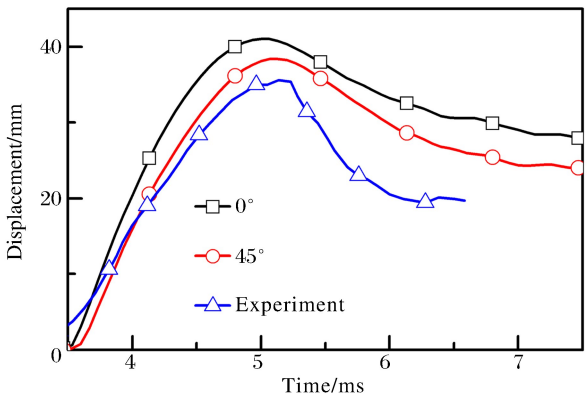

图 11 *DM* 处位移

Fig. 11 Displacement of *DM*

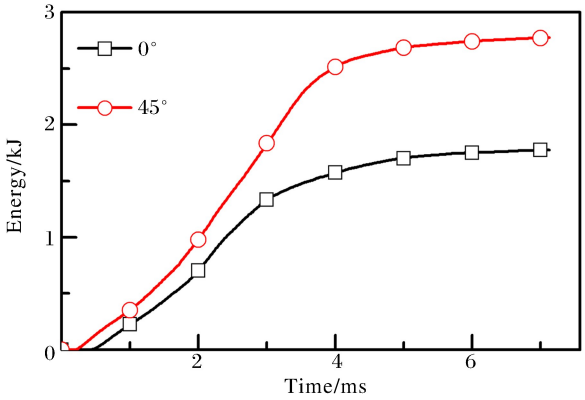

图 12 不同姿态下雷达罩吸收的能量

Fig. 12 Energy absorption by radome

3 机翼前缘结构

为了防止鸟体击伤飞行员或击穿油箱，风挡和飞机前缘等结构在鸟撞过程中不能被击穿或者破坏。平板分析结果表明，姿态角越大，结构的高应力区越大，结构面临破坏的风险越高。

针对文献[16]中的典型前缘结构进行分析，鸟体撞击速度为 116.7 m/s，鸟体取 0°、45°两种姿态，见图 13 红色线框所示。飞机前缘结构由前缘蒙皮、翼肋及前梁组成，其中蒙皮为纤维金属层板，铺层为 Al/45/0/−45/Al/−45/0/45/Al。Al 表示 2024 铝合金铺层，单层厚度为 0.4 mm，材料参数见表 3；数字表示对应角度的玻璃纤维铺层，单层厚度为 0.125 mm，材料参数见表 2。肋为 2024 铝合金，前梁为 7075 铝合金，材料参数见表 3。

图 13 显示：当鸟体为 0°姿态时蒙皮变形范围较大，但没有破坏；而 45°角姿态蒙皮被撕裂，鸟体大量部分直接撞击到前梁。

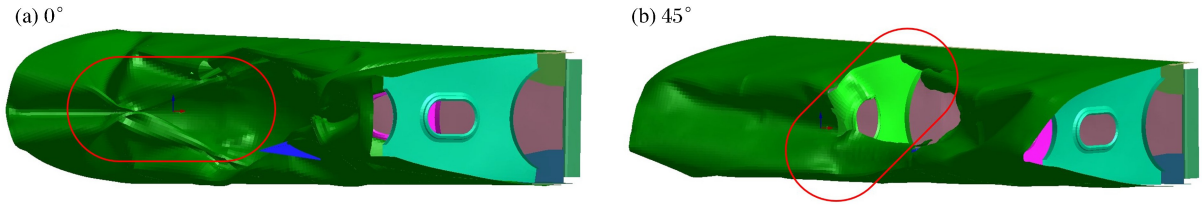

图 13 机翼前缘变形

Fig. 13 Deformation of wing leading edge

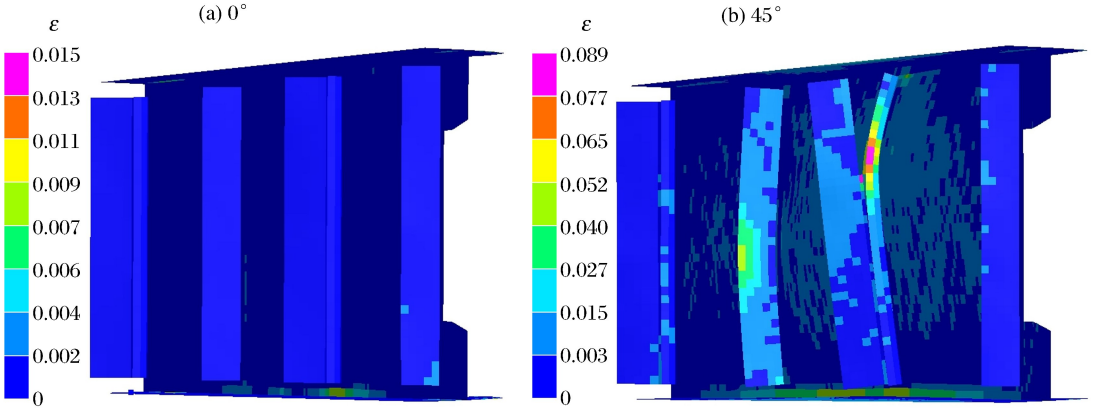

图 14 机翼前梁应变

Fig. 14 Strain of front beam

图 14 显示了两种姿态下前梁的应变：在 0°姿态下，前梁的最大应变为 0.015，没有发生断裂；45°姿态下前梁的最大应变超过了材料的失效应变 0.089，梁腹部的肋条发生了断裂。

上述结果充分说明，鸟体姿态对撞击结果有重大影响，由于较大的姿态角会导致更大的高应力区，使结构面临更高的风险，在鸟撞重要或危险部位，必须考虑鸟体姿态的影响。

4　结　论

(1)雷达罩结构抗鸟撞实验中发现鸟体姿态发生了变化，通过研究发现，这种姿态的变化对实验结果有明显的影响。

(2)在鸟撞弹性平板分析中发现，随着姿态角的增大，撞击力和作用在平板上的能量都明显增大。因此，在雷达罩结构分析显示，45°姿态下结构吸能比 0°姿态下要多 56%。45°姿态下雷达罩后面的主承力结构的位移和应变都比 0°姿态下要小，结构趋于安全。

(3)姿态角对平板的最大应力影响较小，但姿态角越大，高应力区域范围就大，结构损伤的风险越高。机翼前缘结构分析显示，由于鸟体姿态的改变会导致高应力区扩大，达到材料失效应变，进而导致结构破坏。

(4)鸟体姿态对结构吸能以及结构应力响应的影响，很可能是文献[15]中发现在撞击能量低于现行标准的鸟撞事故中结构仍然发生实质性破坏的重要原因之一。

因此，对于结构的抗鸟撞安全评估必须考虑不同鸟体姿态的影响，通过实验室鸟撞实验和重要或危险部位不同姿态鸟撞的数值模拟两个手段，共同获得飞机结构抗鸟撞设计的安全性要求。

参考文献：

[1] Barber J P, Taylor H R, Wilbeck J S. Characterization of bird impacts on a rigid plate: Part 1[R]. AFFDL-TR-75-5, 1975.

[2] Barber J P, Taylor H R, Wilbeck J S. Bird impact forces and pressures on rigid and compliant targets[R]. AFFDL-TR-77-60,1978.

[3] Wilbeck J S. Impact behavior of low strength projectiles[R]. AFML-TR-77-134, 1977.

[4] Lavoiea M A, Gakwaya A, Nejad Ensan M, et al. Bird's substitute tests results and evaluation of available numerical methods[J]. International Journal of Impact Engineering, 2009,36(10):1276-1287.

[5] Hedayati R, Sadighi M, Mohammadi-Aghdam M. On the difference of pressure readings from the numerical, experimental and theoretical results in different bird strike studies[J]. Aerospace Science and Technology, 2014,32(1):260-266.

[6] Lavoiea M A, Gakwaya A, Ensan M N, et al. Review of existing numerical methods and validation procedure available for bird strike modeling[C]// International Conference on Computational and Experimental Engineering and Science—2007. 2007:111-118.

[7] Mccarthy M A, Xiao J R, Mccarthy C T, et al. Modelling of bird strike on an aircraft wing leading edge made from fibre metal laminates—Part 2: Modelling of impact with SPH bird model[J]. Applied Composite Materials, 2004, 11(5):317-340.

[8] Guidaa M, Marulo F, Meo M, et al. SPH-Lagrangian study of bird impact on leading edge wing[J]. Composite Structures, 2011,93(3):1060-1071.

[9] Mccallum S C, Constantinou C. The influence of bird-shape in bird-strike analysis[C]// 5th European LS-DYNA users conference. Birmingham, UK, 2005.

[10] Meguid S A, Mao R H, Ng T Y. FE analysis of geometry effects of an artificial birdstriking an aeroengine fan blade[J]. International Journal of Impact Engineering, 2008,35(6):487-498.

[11] 刘军，李玉龙，石霄鹏，等. 鸟体本构模型参数反演Ⅱ：模型参数反演研究[J]. 航空学报，2011,32(5):812-821.
Liu Jun, Li Yulong, Shi Xiaopeng, et al. Parameters inversion on bird constitutive model. Part Ⅱ: Study on model parameters inversion[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2011,32(5):812-821.

[12] Nizampatnam L S. Investigation of equation of state models for predicting[C]// 46th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. Reno, Nevada, 2008.

[13] Sebastian H. Computational methods for bird strike simulations: A review[J]. Computers and Structures, 2011, 89(23): 2093-2112.

[14] Reza H, Saeed Z R. A new bird model and the effect of bird geometry in impacts from various orientation[J]. Aerospace Science and Technology, 2013, 28(1): 9-20.

[15] Federal Aviation Administration. Bird strike requirements for transport category airplanes: Proposed rules[J]. Federal Register, 2015, 80(138): 42753-42756.

[16] 陈园方,李玉龙,刘军,等. 典型前缘结构抗鸟撞性能改进研究[J]. 航空学报, 2010, 31(9): 1781-1787.
Chen Yuanfang, Li Yulong, Liu Jun, et al. Study of bird strike on an improved leading edge structure[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2010, 31(9): 1781-1787.

Influence of bird yaw/pitch orientation on bird-strike resistance of aircraft structures

Kou Jianfeng[1], Xu Fei[1], Ji Sanhong[2], Zhang Xiaoyu[1]

(1. *School of Aeronautics, Northwestern Polytechnical University, Xi'an* 710072, *Shaanxi, China*;
2. *AVIC Aircraft Stock Company Ltd. Xi'an Subsidiary Company, Xi'an* 710089, *Shaanxi, China*)

Abstract: There have been numerous bird-strike accidents in which substantial damage to the airframe occurred even though the striking force involved did not reach the energy standard currently required, showing that only taking mass and velocity into account in bird-strike prevention cannot guarantee airframe safety. In order to find out the effect of the bird yaw/pitch orientation on the safety of different aircraft structures, the dynamic responses on the panel, the radome, and the plane wing's leading edge were investigated. The results show that the bird-strike resistance of the structure is significantly affected by the bird's yaw/pitch orientation, and different structural characteristics lead to different dynamic responses. The greater the attitude angle, the more energy absorbed for the energy-absorbing structure, and accordingly the safer the protected structure; for the load-bearing structure, the greater the attitude and the larger the high stress area on the structure, the more vulnerable the structure. Therefore, in the evaluation of aircraft structures' bird-strike resistance capability, apart from doing the bird-strike experiment, it is also necessary to investigate different responses of various bird yaw/pitch orientations to the hazardous parts of aircraft structures through numerical simulation.

Keywords: bird-strike; bird yaw/pitch attitude; impact effects; energy absorption; radome; plane wing's leading edge

(责任编辑 丁 峰)