

# 鸟体本构模型参数反演 II: 模型参数反演研究

刘军, 李玉龙\*, 石霄鹏, 刘元镛

西北工业大学 航空学院, 陕西 西安 710072

**摘要:** 为获得数值模拟中鸟体本构模型参数, 提出了 iSIGHT 集成 PAM-CRASH2006 确定撞击体本构模型参数的优化反演方法, 利用弹体撞击刚性平板算例验证了该参数优化反演方法的正确性。针对常见的适用于不同撞击速度的鸟体 3 种本构模型, 结合鸟撞平板试验结果优化反演得到了 3 套鸟体本构模型参数。利用优化反演得到的鸟体本构模型参数进行了大量鸟撞平板数值模拟, 并将模拟结果与试验结果进行了对比, 二者良好的吻合性表明了本文优化反演得到的鸟体本构模型参数的合理性和可靠性。

**关键词:** 鸟撞; 本构模型; 数值模拟; 优化反演; iSIGHT

**中图分类号:** V215; O347; O316 **文献标识码:** A

在航空结构件设计阶段, 可以采用数值模拟方法根据鸟撞指标要求对航空结构件抗鸟撞能力进行响应分析<sup>[1-3]</sup>, 以保证其顺利通过鸟撞试验。

耦合解法将鸟体模型与被撞结构件模型联合进行求解, 两种模型通过接触部位的协调条件连接起来, 通过求解满足协调条件的联立方程组分别得出鸟体和被撞结构件的响应和鸟体与被撞结构件之间的作用力等。这一解法可以获得更理想更真实的鸟撞过程, 能够对鸟撞的全过程进行数值模拟。能够利用耦合解法对鸟撞过程进行数值模拟的具有代表性的软件有欧洲的 PAM-CRASH 和美国的 LS-DYNA、DYTRAN 等。然而真实的鸟体有骨有血有肉, 其本构方程难以描述, 加之在撞击过程中呈现大变形, 致使在鸟撞分析过程中难以对鸟体建立准确的数值模型<sup>[4-7]</sup>。

鸟体本构模型与参数作为鸟撞数值模拟计算

的基本性能数据是开展抗鸟撞结构设计分析的基础, 解决好鸟体本构模型并获得可应用于工程数值分析的模型与数据, 不仅需要深入细致的理论研究, 还需要进行大量试验研究与数据测试工作。在此基础上, 通过优化理论与算法来获得其模型参数, 同时开展三维数值算法及其数值稳定性研究工作, 通过大量的数值计算验证与分析方能应用于工程实践。然而到目前为止, 有关鸟体材料本构模型及其参数的系统研究罕见报道, 在实际模拟计算时往往采用一些简化的本构模型模拟鸟体<sup>[8-13]</sup>, 这些简化的鸟体本构模型及其参数仅适用于特定的撞击速度和撞击结构, 当撞击速度和撞击结构改变时, 本构模型参数也将发生变化, 所以对不同撞击速度和撞击结构情况下鸟体本构模型及其参数进行系统研究是一个亟待解决的问题。

针对这一问题, 本文结合鸟撞平板试验数据, 将 iSIGHT 和 PAM-CRASH 有机集成, 提出了

收稿日期: 2011-06-21; 退修日期: 2010-09-06; 录用日期: 2011-03-01; 网络出版时间: 2011-03-28 14:26

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.1929.V.20110328.1426.001.html

DOI: CNKI:11-1929/V.20110328.1426.001

基金项目: 国防科技工业民用专项科研技术研究项目

\* 通讯作者. Tel.: 029-88494859 E-mail: liyulong@mail.nwpu.edu.cn

引用格式: 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.

一种鸟体本构模型参数优化反演方法,对常见的3种鸟体本构模型参数进行了优化反演,并对优化反演得到的参数进行了验证。

## 1 反演方法

### 1.1 基本思想

鸟体本构模型参数优化反演的基本思想是:首先进行鸟撞平板试验研究,测量平板结构的位移、应变和撞击支反力等物理量;然后建立鸟撞平板试验耦合算法的数值计算模型,将待优化反演的鸟体本构模型参数定义为优化参数;之后利用位移和应变等物理量的试验值与计算值定义优化目标,使计算模型能够准确反映试验对象的特征,即通过优化鸟体本构模型参数使数值模拟结果与试验结果之间存在的差异最小;再后将计算模型整合到优化控制程序中,优化控制器按照优化算法将优化参数初始值传递给计算模型,让其根据这些初始值进行运算得到计算结果,将计算结果与试验结果进行比较,若两者的差值较大,说明这组参数值不合理,优化控制器会自动产生一组新的参数值,再进行新一轮的计算,如此反复迭代,直到满足给定误差要求,此时就得到最终要求的优化参数值。鸟体本构模型参数优化反演过程如图1所示。

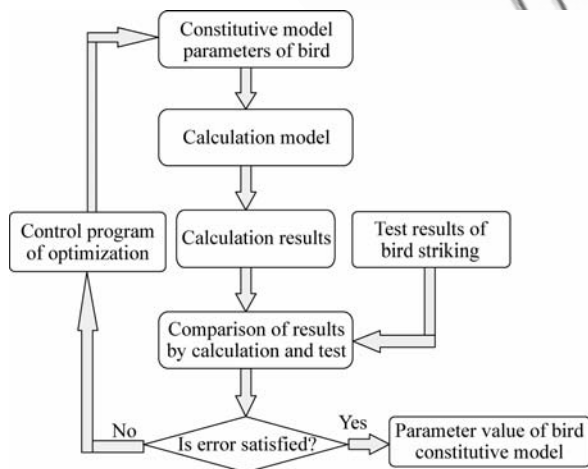


图1 鸟体本构模型参数优化反演基本思想

Fig. 1 Optimization inversion idea of bird constitutive model parameters

### 1.2 目标函数

鸟撞试验测量结果一般包括结构的位移和应变响应及鸟体与结构之间的撞击力响应等,本文优化反演的目标函数定义为计算结果与试验结果之间相对误差的平方和,即

$$F = \sum_{i=1}^n \left\{ \frac{Q_T(i) - Q_C(i)}{\max(|Q_T(i)|, |Q_C(i)|)} \right\}^2 \quad (1)$$

式中: $Q_T(i)$ 为试验结果; $Q_C(i)$ 为相应的计算结果,并且 $\max\{|Q_T(i)|, |Q_C(i)|\} \neq 0$ 。 $Q_T(i)$ 和 $Q_C(i)$ 理论上可以包括各类测量数据,然而实际应用时,尽量选用对鸟体本构模型参数敏感性大的试验结果和计算结果。当 $F$ 最小时,计算结果和试验结果的误差将最小,试验结果数量越多,优化精度越高。

### 1.3 反演过程

鸟体本构模型参数的优化反演通过 iSIGHT 集成 PAM-CRASH 程序自动完成,具体过程为:在 Visual-Environment 中应用 Visual-mesh 建立鸟撞平板有限元网格模型,创建 Part,将网格模型导入 Visual-HVI,定义材料属性及鸟体与平板之间的点面接触方式,施加边界条件,设定鸟体速度及设置求解过程中的控制参数,选择结果输出时间间隔,最终生成 input. pc 计算输入文件,新建并生成与计算输入文件类型及格式一致的模板文件 temp-input. pc。

优化变量的定义一般在模板文件中进行,通过 iSIGHT 中的解析模块,对 input. pc 文件进行解析,将优化变量的值传递给 input. pc 文件中的相应变量,然后调用 PAM-CRASH 的批处理求解程序 PAM-CRASH. bat 读取 input. pc 文件进行计算,生成计算结果 answer. THP。需调用 Visual-viewer 批处理程序对 answer. THP 进行后处理,便得到某一物理量响应时间历程值文本文件 answer. xy,之后结合此响应的试验结果,利用 Calculation 模块计算相对误差的平方和得到目标函数值,iSIGHT 集成 PAM-CRASH 进行优化的实质是按照其定义的优化算法寻求优化参数的值使目标函数值最小。上述鸟体本构模型参数优化反演集成流程图如图2所示。

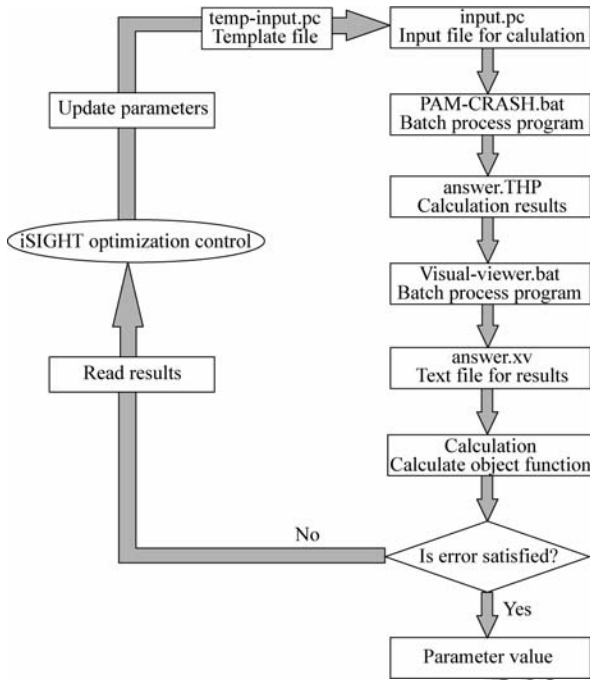


图2 鸟体本构模型参数优化反演流程图

Fig. 2 Flowchart of optimization inversion of bird constitutive model parameters

## 2 算例

本算例为一弹塑性弹体撞击刚性靶板,利用撞击力优化反演弹塑性弹体本构模型参数。计算模型如图3所示,平板采用壳单元划分网格,并定义为刚性体,弹体用弹塑性本构模型模拟,以六面体单元划分网格。弹体两端是半径为75 mm的半球,中间为长13.25 mm圆柱,其质量为1.8 kg。撞击中心为圆板中心,正撞击速度为100 m/s。

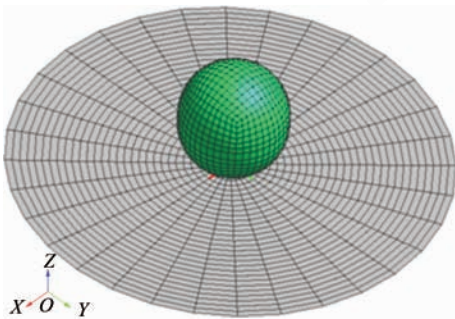


图3 鸟撞刚性平板计算模型

Fig. 3 Calculation model of bird striking on rigid plate

计算表明,当弹体屈服强度 $\sigma_s$ 和切线模量 $E_t$ 分别为0.2 MPa和8.0 MPa时,提取撞击力-时间历程曲线上10个特定时间点处的值作为标准值,如表1所示。表中: $t$ 为时间; $Y_T$ 为计算中撞击力的标准值。采用此标准值及iSIGHT和PAM-CRASH来优化反演弹体参数 $\sigma_s$ 和 $E_t$ 。

表1 特定时间点处的撞击力值

Table 1 Impact force value at specific time point

$t/\text{ms}$	$Y_T/\text{kN}$	$t/\text{ms}$	$Y_T/\text{kN}$
0.2	249	1.2	74.5
0.4	194	1.4	0
0.6	190	1.6	0
0.8	145	1.8	0
1.0	117	2.0	0

需要优化反演的两个弹体本构模型参数为 $\sigma_s$ 和 $E_t$ (在iSIGHT软件中将其定义为优化变量SIGMAS和ET),其定义域设为

$$10^5 \text{ Pa} \leq \sigma_s \leq 10^8 \text{ Pa} \quad (2)$$

$$10^5 \text{ Pa} \leq E_t \leq 10^8 \text{ Pa} \quad (3)$$

将反演得到的 $\sigma_s$ 和 $E_t$ 代入模型,计算得到与表1对应的10个特定时间点处的撞击力值用 $Y_C(1) \sim Y_C(10)$ 表示,优化的目标是使 $Y_C$ 与 $Y_T$ 的相对误差平方和最小,于是定义优化目标函数为

$$F = \sum_{i=1}^6 \left\{ \frac{Y_C(i) - Y_T(i)}{\max(|Y_C(i)|, |Y_T(i)|)} \right\}^2 \quad (4)$$

取两个优化变量 $\sigma_s$ 和 $E_t$ 的初始值均为5 MPa,根据优化模型,在iSIGHT中完成问题的定义,优化方法采用多岛遗传算法和序列二次规划法,终止条件为最大迭代次数。

计算平台上预计迭代1520次,实际经过1003次(约需时21 h)迭代计算后运行结束。优化过程中相对误差平方和的变化如图4所示。

表2给出了优化参数的定义域、初始值、优化结果及目标函数值,分析表明经过一定次数的迭代运算各本构模型参数可以收敛到优化值,此时相对误差的平方和达到最小。表2同时给出了优化值和目标值的计算误差,屈服强度的误差为7.0%,切线模量的误差仅为1.6%,满足工程计算的基本要求,表明本文提出的撞击体本构模型参数优化反演方法是可行的。

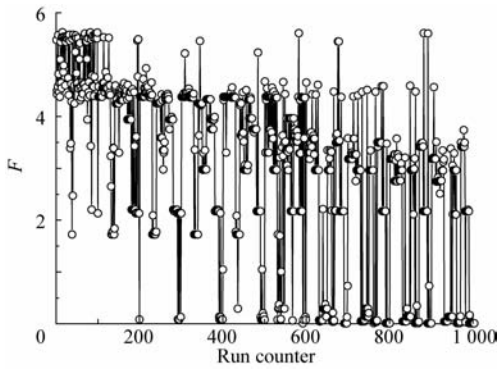


图4 撞击力目标函数迭代过程

Fig. 4 Objective function iterative progress of impact force

表2 优化结果统计表

Table 2 Statistic table of optimization results

Parameter	Domain /MPa	Initial value /MPa	Optimization value /MPa	Objective value /MPa	Error/%
$\sigma_s$	0.1-100	5	0.214	0.2	7.0
$E_t$	0.1-100	5	7.870	8.0	1.6
$F$			0.01043		

将撞击体本构模型参数的优化值代入计算输入文件进行计算得到撞击力优化值,其与标准值的比较如图5所示,二者几乎重合,证明本文提出的撞击体本构模型参数优化反演方法是可行的。

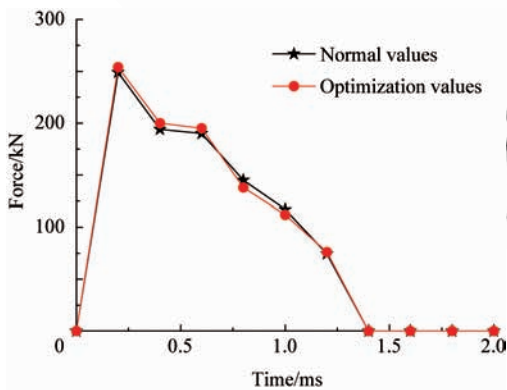


图5 撞击力优化值与标准值的比较

Fig. 5 Comparison between optimization and normal values of impact force

### 3 优化反演结果

本文前期进行了大量的鸟撞平板试验,具体试验过程及试验结果可参考文献[14],图6给出了本文进行鸟体本构模型参数优化反演及验证所需要的平板动响应的测量示意图,分别标明了平

板位移测量点分布及应变测量点分布。

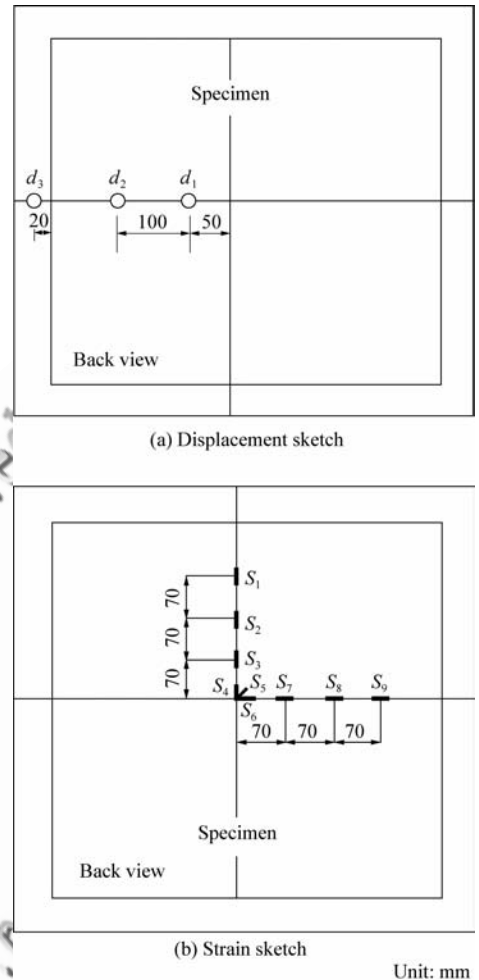


图6 位移和应变测量示意图

Fig. 6 Sketches for measure of displacement and strain

有限元网格模型是完全按照鸟撞平板试验结构的几何尺寸建立的全尺寸模型,几乎没有对边界条件作简化,这样可以减少分析中的人为误差,使数值模拟结果更好地反映试验结果。全有限元模型按照不同部件分为鸟体、平板、夹具、粘接、弹簧和台架共6个部分,其有限元模型如图7所示。鸟体有限元模型为两端呈半球状的柱体,球体半径为75 mm,中间圆柱体长度为13.25 mm,撞击速度较低时采用8节点实体单元划分网格,撞击速度较高时采用SPH粒子模拟。平板采用壳单元划分网格,单元算法采用单点积分Lagrange算法。试件夹具分为底框和压框,底框厚度为50 mm,通过弹簧与试验台架连接,压框厚度为25 mm,底框和压框在平板平面内的边际尺寸均

为 50 mm。夹具采用 8 节点正方体单元划分网格, 网格尺寸为 25 mm, 计算时同样采用单点积分 Lagrange 算法。

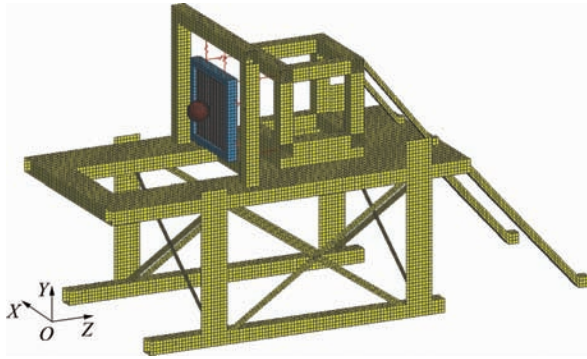


图 7 鸟撞平板计算模型

Fig. 7 Calculation model of bird striking on plate

下面对 3 种常见的鸟体本构模型参数进行优化反演。

### 3.1 带失效模式的弹塑性本构模型

当撞击速度约为 70 m/s 时, 撞击后破碎的鸟体碎片呈块状, 其中存在大块骨头和大块肉片, 说明数值模拟鸟体时应选用固体材料模型, 本文采用带失效模式的弹塑性本构模型(如图 8 所示)模拟鸟体材料。撞击过程中鸟体材料表现为 3 种行为: 弹性行为、塑性行为和失效行为。

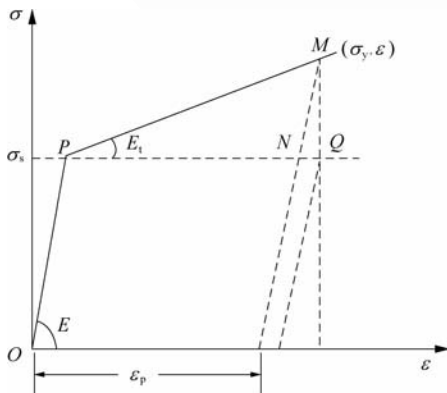


图 8 弹塑性本构模型

Fig. 8 Elastic plastic constitutive model

线段  $OP$  表现了鸟体的弹性应力-应变关系。弹性段任一物质点的三维应力张量  $\sigma_{ij}$  可分解为

$$\sigma_{ij} = \sigma_m \delta_{ij} + s_{ij} \quad (i, j = 1, 2, 3) \quad (5)$$

式中:  $\sigma_m \delta_{ij}$  为应力球张量, 仅引起物质体积的变化,  $\sigma_m$  为平均应力;  $s_{ij}$  为应力偏张量, 仅引起物质构形的变化。

任一物质点的三维应变张量  $\epsilon_{ij}$  可分解为

$$\epsilon_{ij} = \epsilon_m \delta_{ij} + e_{ij} \quad (i, j = 1, 2, 3) \quad (6)$$

式中:  $\epsilon_m \delta_{ij}$  为应变球张量, 表示体积应变张量,  $\epsilon_m$  为平均应变;  $e_{ij}$  为应变偏张量, 表示剪应变张量。于是, 复杂应力应变状态的弹性段应力-应变关系可表示为

$$s_{ij} = G e_{ij}, \quad \sigma_m = K \epsilon_m \quad (7)$$

式中:  $G$  和  $K$  分别为剪切模量和体积模量, 对鸟体而言是控制其弹性行为的两个基本参数。

$P$  点起斜率为  $E_t$  的直线表示其塑性行为, 定义  $E_p = EE_t / (E + E_t)$  为材料塑性硬化模量, 可以得到材料塑性应力与塑性应变的表达式为

$$\sigma_y = \sigma_s + E_p \epsilon_p \quad (8)$$

式中:  $\sigma_y$  为塑性应力;  $\sigma_s$  为屈服强度应力;  $\epsilon_p$  为塑性应变。

定义鸟弹的失效准则为最大塑性应变失效准则, 即当某单元应变达到一定值  $\epsilon_f$  时, 可以认为单元失效, 即失效判据为:  $\epsilon > \epsilon_f$ ,  $\epsilon_f$  为控制鸟弹失效行为的基本参数。

鸟体本构模型参数优化反演过程与算例求解方法类似, 这里仅给出带失效模式的弹塑性本构模型参数的优化反演过程, 此本构模型有 5 个参数:  $G$ 、 $K$ 、 $\sigma_s$ 、 $E_t$  和  $\epsilon_f$ 。试算研究表明, 弹性参数  $G$  和  $K$  对图 8(b) 中  $S_4$  点的应变影响较小, 而塑性参数  $\sigma_s$ 、 $E_t$  和  $\epsilon_f$  对  $S_4$  点的应变影响较大。

这 5 个参数的定义域为

$$\left. \begin{aligned} 10^7 \text{ Pa} &\leq G \leq 10^9 \text{ Pa} \\ 10^8 \text{ Pa} &\leq K \leq 10^{10} \text{ Pa} \\ 10^5 \text{ Pa} &\leq \sigma_s \leq 10^7 \text{ Pa} \\ 10^5 \text{ Pa} &\leq E_t \leq 10^7 \text{ Pa} \\ 0.5 \text{ Pa} &\leq \epsilon_f \leq 1.0 \text{ Pa} \end{aligned} \right\} \quad (9)$$

约束函数  $F_1$  及目标函数  $F_2$  可表示为

$$F_1 = |d_{1C, \max} - d_{1T, \max}| \leq 1 \text{ mm} \quad (10)$$

$$F_2 = \sum_{i=1}^{12} \left\{ \frac{Q_C(i) - Q_T(i)}{\max(|Q_C(i)|, |Q_T(i)|)} \right\}^2 \quad (11)$$

式中:  $d_{1C, \max}$  和  $d_{1T, \max}$  分别为平板上  $d_1$  点计算位移和试验位移的最大值;  $Q_C(i)$  和  $Q_T(i)$  分别为平板上  $S_4$  点应变-时间历程曲线上某点应变的计算值和试验值。所以优化目标为: 满足约束  $F_1$  的情况下, 使  $S_4$  点应变-时间历程曲线上 12 个点的计算值与其相应试验值的相对误差平方和(即目标函数  $F_2$ )最小。

第 1 组试验(见文献[14])共进行了两次有效撞击试验,分别为 23<sup>#</sup> 件和 24<sup>#</sup> 件,其中 23<sup>#</sup> 件的撞击速度 69 m/s,更接近预定撞击速度,所以采用 23<sup>#</sup> 件的位移和应变对鸟体本构模型参数进行优化反演, $d_1$  点的试验位移最大值  $d_{1T, \max} = 13.8$  mm,鸟体撞击过程中试验测量得到  $S_4$  点的应变-时间历程曲线上 12 个时间点及相应的应变值如表 3 所示,表中  $Y_{TS}$  为应变的测试值。

表 3 特定时间点处的应变值

Table 3 Strain values at specific time points

$t/\text{ms}$	$Y_{TS}/\mu\epsilon$
0.2	2 238.154 30
0.4	3 031.982 42
0.6	3 472.998 05
0.8	3 175.312 50
1.0	3 781.708 98
1.2	5 799.355 47
1.4	7 045.224 61
1.6	6 460.878 91
1.8	5 777.304 61
2.0	5 369.365 23
2.2	5 325.263 67
2.4	4 685.791 02

优化反演在一般普通计算机上进行,预计迭代 1 640 次,实际经过 1 005 次迭代计算后运行结束。优化过程中相对误差平方和即目标函数随迭代次数的变化如图 9 所示,在满足约束条件时目标函数的变化范围较大,这说明了采用应变结果进行优化反演的合理性。

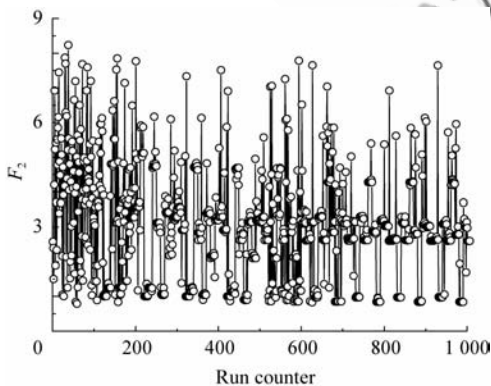


图 9 应变目标函数迭代过程

Fig. 9 Objective function iterative progress of strain

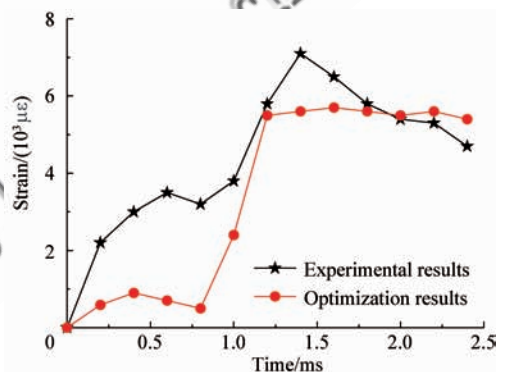
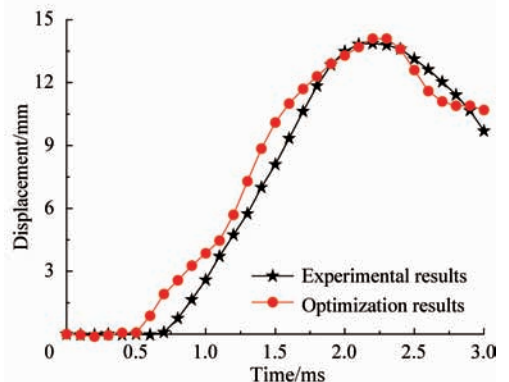
表 4 给出了优化参数的定义域、初始值、优化结果及优化结果对应的目标函数值。

表 4 优化结果统计表

Table 4 Statistic table of optimization results

Parameter	Domain	Initial value	Optimization value
$G/\text{Pa}$	$10^7-10^9$	$10^8$	$6.2 \times 10^8$
$K/\text{Pa}$	$10^8-10^{10}$	$10^9$	$7.2 \times 10^9$
$\sigma_s/\text{Pa}$	$10^5-10^7$	$10^6$	$9.9 \times 10^5$
$E_t/\text{Pa}$	$10^5-10^7$	$10^6$	$1.2 \times 10^6$
$\epsilon_f$	0.5-1.0	0.75	0.57
$F_2$		2.59	

将表 4 中鸟体本构模型参数的优化值代入计算输入文件进行计算,可以得到与表 3 对应时间点上  $S_4$  点处应变的计算值及  $d_1$  点位移的计算值,并将优化后的计算结果与试验值进行比较,如图 10 所示。应变结果比位移结果误差大是因为应变是位移的一阶导数,所以应变比位移敏感。应变计算值与试验值的峰值差异较小,且变化趋势基本一致,位移计算值与试验值无论是峰值大小还是变化趋势均符合得相当好,说明本次优化反演得到的鸟体带失效模式的弹塑性本构模型参数是合理的。

(a) Strain comparison on point  $S_4$ (b) Displacement comparison on point  $d_1$ 图 10 23<sup>#</sup> 件优化结果与试验结果的比较Fig. 10 Comparison between optimization and experimental results for 23<sup>#</sup> specimen

### 3.2 弹塑性流体动力学本构模型

低压时鸟体材料表现为弹塑性行为,弹性阶段鸟体仅发生形状变化而无体积变化,其弹性段的应力-应变关系为:  $s_{ij} = Ge_{ij}$ , 所以剪切模量  $G$  是控制鸟弹弹性行为的基本参数。高压时鸟体材料表现为流体动力学行为,其本构方程为

$$p = C_0 + C_1\mu + C_2\mu^2 + C_3\mu^3 + (C_4 + C_5\mu + C_6\mu^2)E_i \quad (12)$$

式中:  $\mu = \rho/\rho_0 - 1$ ,  $\rho$  和  $\rho_0$  为鸟弹材料的现时密度和初始密度;  $C_0 \sim C_6$  为鸟弹材料常数,若鸟弹膨胀,则  $\mu < 0$ , 此时  $C_2\mu^2$  和  $C_6\mu^2$  可以设置为 0;  $E_i$  为鸟弹初始内能。

采用此本构模型时,程序需要输入的鸟体本构模型参数有  $G$ 、 $\sigma_s$ 、 $E_i$  和  $C_1$ 、 $C_2$ 、 $C_3$ 。试算研究表明:弹性参数  $G$  和塑性参数  $E_i$  对  $S_4$  和  $S_5$  点的应变影响较小,塑性参数  $\sigma_s$  对  $S_4$  和  $S_5$  点的应变影响较大,状态方程系数  $C_1$  对  $S_4$  和  $S_5$  点的应变影响较大,状态方程系数  $C_2$  和  $C_3$  对  $S_4$  和  $S_5$  点的应变没有影响,因此可以取  $C_2 = C_3 = 0$ 。用 120 m/s 中速撞击时共进行了 4 组试验,这里采用第 3 组 26# 件的试验结果优化反演鸟体弹塑性流体动力学本构模型的 4 个参数,结果如表 5 所示。

表 5 弹塑性流体动力学本构模型参数

Table 5 Parameters for elastic-plastic hydrodynamics

Parameter	Domain	Initial value	Optimization value
$K/\text{Pa}$	$10^8 \sim 10^{10}$	$10^9$	$4.0 \times 10^8$
$\sigma_s/\text{Pa}$	$10^5 \sim 10^7$	$10^6$	$3.3 \times 10^5$
$E_i/\text{Pa}$	$10^5 \sim 10^7$	$10^6$	$3.9 \times 10^6$
$C_1/\text{Pa}$	$10^8 \sim 10^{10}$	$10^9$	$2.8 \times 10^9$
$F_2$		0.108 88	

将表 5 中鸟体本构模型参数的优化值代入计算输入文件进行计算可以得到  $S_4$  点处应变的计算值及  $d_1$  点位移的计算值,将优化后的计算结果与试验值进行比较,如图 11 所示。应变计算结果与试验结果在峰值上出现明显差异,但变化趋势基本一致,位移计算结果与试验结果吻合很好,说明本文优化反演得到的鸟体弹塑性流体动力学本构模型参数是合理的。

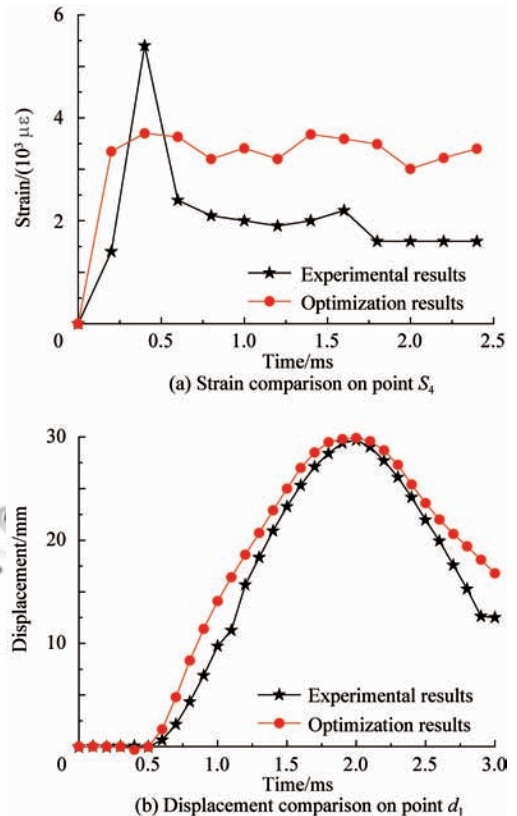


图 11 26# 件优化结果与试验结果的比较

Fig. 11 Comparison between optimization and experimental results for 26# specimen

### 3.3 状态方程本构模型

鸟弹以较高速度撞击平板时,广泛采用状态方程模拟鸟弹材料本构模型,此材料模型用于描述可人为增加压缩性的流体。进行某些流体动力学模拟时,采用 Murnaghan 状态方程描述,即

$$p = p_0 + B[(\rho/\rho_0)^\gamma - 1] \quad (13)$$

式中:  $p_0$  为初始压力;假设流体的最大速度为  $v_{\max}^2$ , 系数  $B$  须满足  $B > 100\rho_0 v_{\max}^2/\gamma$ 。相比弹塑性流体动力学本构模型,状态方程本构模型的优点在于不考虑剪切强度的影响,这样可以增加计算过程的时间步长,从而降低压力不稳定性。

采用此本构模型时,程序需要输入的鸟体本构模型参数有  $B$  和  $\gamma$ 。试算研究表明,参数  $B$  对  $d_1$  点位移最大值的影响比对  $d_2$  点位移最大值的影响大,参数  $\gamma$  对  $d_1$  点位移最大值的影响比对  $d_2$  点位移最大值的影响大。用 170 m/s 高速撞击共进行了 2 组试验,这 2 组试验测量得到的所

有点的应变数据均不完整,这是由于鸟撞速度较高时,撞击形成的强大压力冲击波传入应变测量导线,并在其中经过反射形成剪切波和拉伸波将导线割断或拉断,所以本文采用第 7 组 19<sup>#</sup> 件的两点位移试验结果优化反演鸟体状态方程本构模型的 2 个参数,结果如表 6 所示。

表 6 状态方程本构模型参数

Table 6 Parameters for equation of state

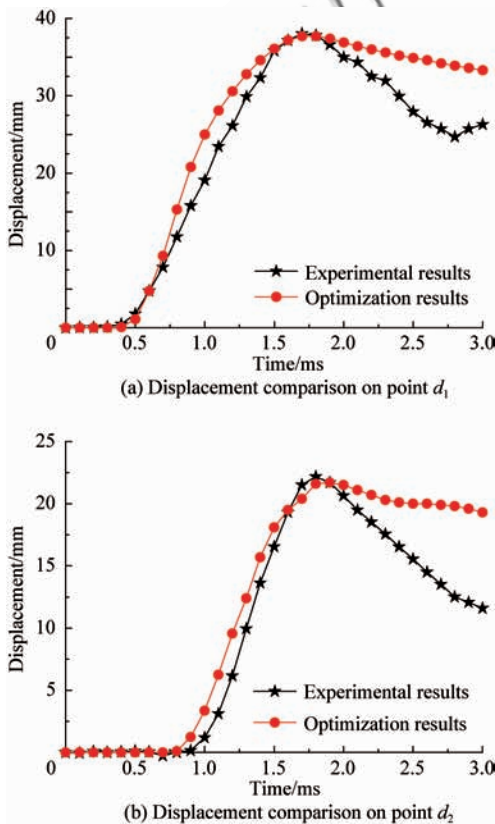
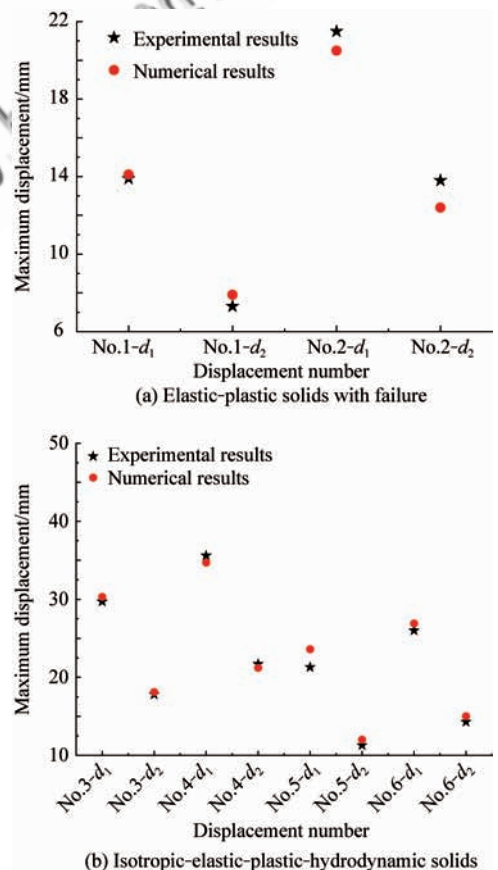
Parameter	Domain	Initial value	Optimization value
$B/\text{Pa}$	$10^8\text{-}10^{10}$	$10^9$	$9.3 \times 10^9$
$\gamma$	6-8	7	7.14
$F_2$		0.000 162	

将表 6 中的鸟体本构模型参数优化值代入计算输入文件进行计算得到  $d_1$  点和  $d_2$  点位移的计算值,并将优化后的计算结果与试验值进行比较,如图 12 所示。位移计算结果与试验结果的峰值和变化趋势吻合性很好,说明本文优化反演得到

的鸟体状态方程本构模型参数是合理的。

### 3.4 参数验证结果讨论

采用反演得到的带失效模式的弹塑性本构模型参数对 2 组低速鸟撞击平板过程进行数值模拟,计算平板上  $d_1$  和  $d_2$  两点位移的最大值,并与试验结果进行对比,如图 13(a) 所示。比较结果表明:第 1 组的计算结果与试验结果吻合性很好;第 2 组计算结果较试验结果小。分析其原因,认为是第 2 组试验平板的材料和厚度与第 1 组不同,可见,带失效模式的弹塑性本构模型参数对撞击对象的敏感性较大。利用弹塑性流体动力学本构模型参数和状态方程本构模型参数进行上述同样的计算和比较,结果如图 13(b) 和 13(c) 所示。第 3~6 组计算结果与试验结果均符合很好,其中第 5 组的  $d_1$  点位移的计算结果较试验结果大,可以从鸟撞试验的分散性得到解释。第 7 组和第 8 组的计算结果与试验结果均十分接近。通过上述计算结果与试验结果的比较表明:本文优化反演得到的鸟体本构模型参数是合理的,其中带失效

图 12 19<sup>#</sup> 件优化结果与试验结果的比较Fig. 12 Comparison between optimization and experimental results for 19<sup>#</sup> specimen



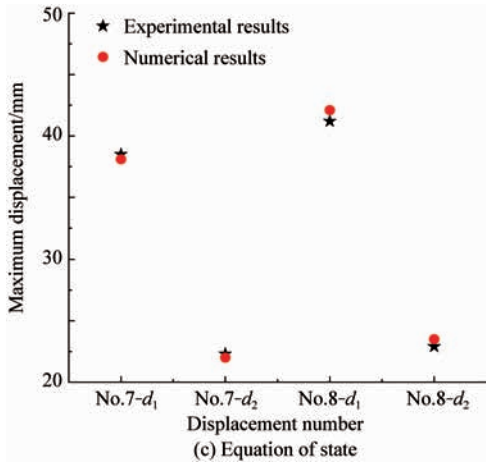


图 13 本构模型参数的计算结果与试验结果比较

Fig. 13 Comparison of bird constitutive model parameters between experimental and numerical results

模式的弹塑性本构模型参数对撞击对象的敏感性较大,撞击对象不同时,计算结果与试验结果误差不同;弹塑性流体动力学本构模型参数与状态方程本构模型参数对撞击对象的敏感性较小。

## 4 结论

(1)提出了 iSIGHT 集成 PAM-CRASH 进行撞击体本构模型参数反演的的方法理论。

(2)弹体撞击刚性靶板算例采用本文提出的优化反演方法对 3 种常见鸟体本构模型参数进行了反演,结果表明了本构模型参数优化反演方法的合理性和可靠性。

(3)鸟撞结果受鸟体速度和方位等因素影响较大,本文优化反演得到的带失效模式的弹塑性本构模型参数仅适用于低速撞击条件,在高速撞击时弹塑性流体动力学本构模型参数和状态方程本构模型参数具有普遍实用性,与撞击速度关系不大。

(4)鸟撞平板数值模拟结果表明,本文优化反演得到的鸟体本构模型参数是合理的,其中带失效模式的弹塑性本构模型参数对撞击对象的敏感性较大,弹塑性流体动力学本构模型参数与状态方程本构模型参数对撞击对象的敏感性较小。

## 参 考 文 献

[1] Goyal V K. Robust bird-strike modeling based on ALE formulation using LS-DYNA[R]. AIAA-2006-1759, 2006.

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

[3] 白金泽. 基于神经网络方法的鸟撞飞机风挡反问题研究[D]. 西安:西北工业大学航空学院, 2003.  
Bai Jinze. Inverse issue study of bird-impact to aircraft windshield based on neural network method[D]. Xi'an: School of Aeronautics, Northwestern Polytechnical University, 2003. (in Chinese)

[4] 陈伟, 尹晶, 范尔宁. 鸟撞击叶片时的载荷模型[J]. *航空动力学报*, 1993, 8(4): 363-367.  
Chen Wei, Yin Jing, Fan Erning. The load model of bird striking with the blade[J]. *Journal of Aerospace Power*, 1993, 8(4): 363-367. (in Chinese)

[5] 张志林, 姚卫星. 飞机风挡鸟撞响应分析方法研究[J]. *航空学报*, 2004, 25(6): 577-580.  
Zhang Zhilin, Yao Weixing. Research on dynamic analysis of bird impact on aircraft windshield[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 2004, 25(6): 577-580. (in Chinese)

[6] Liu J, Li Y L, Xu F. The numerical simulation of a bird-impact on an aircraft windshield by using the SPH method [J]. *Advanced Materials Research*, 2008, 33-37: 851-856.

[7] 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)

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

[9] Peterson R L, Barber J P. Bird impact force in aircraft windshield design[R]. AFFDL-TR-75-150, 1976.

[10] 王爱俊, 厉蕾. 飞机风挡鸟撞击有限元数值模拟[J]. *航空计算技术*, 1998, 28(3): 55-59.  
Wang Aijun, Li Lei. The numerical simulation of bird impacting on an aircraft windshield[J]. *Aviation Calculation Technique*, 1998, 28(3): 55-59. (in Chinese)

[11] McCarty R E. MAGNA computer simulation of bird impact on the TF-15 aircraft canopy [R]. AD-A140701, 1983.

[12] 龚尧南, 许素强. 飞机风挡透明件的鸟撞分析[J]. *航空学报*, 1991, 12(2): 74-78.  
Gong Yaonan, Xu Suqiang. The analysis of bird impacting on an aircraft windshield[J]. *Acta Aeronautica et Astronautica Sinica*, 1991, 12(2): 74-78. (in Chinese)

- [13] 臧曙光, 武存浩, 汪如洋, 等. 飞机前风挡鸟撞动力响应分析[J]. 航空材料学报, 2000, 20(4): 41-45.  
Zang Shuguang, Wu Cunhao, Wang Ruyang, et al. The dynamic response of bird impacting on a windshield[J]. Journal of Aerospace Material, 2000, 20(4): 41-45. (in Chinese)
- [14] 刘军, 李玉龙, 刘元镛, 等. 鸟体本构模型参数反演 I: 鸟撞平板试验研究[J]. 航空学报, 2011, 32(5): 802-811.  
Liu Jun, Li Yulong, Liu Yuanyong, et al. Parameters inversion on bird constitutive model Part I: study on experiment of bird striking on plate[J]. Acta Aeronautics et Astronautics Sinica, 2011, 32(5): 802-811. (in Chinese)

## 作者简介:

刘军(1979—) 男, 博士, 博士后. 主要研究方向: 冲击动力学及数值模拟。

Tel: 029-88494859

E-mail: liujun\_top@126.com

李玉龙(1961—) 男, 博士, 教授, 博士生导师. 主要研究方向: 冲击动力学及动态破坏分析。

Tel: 029-88494859

E-mail: liyulong@mail.nwpu.edu.cn

## Parameters Inversion on Bird Constitutive Model Part II : Study on Model Parameters Inversion

LIU Jun, LI Yulong<sup>\*</sup>, SHI Xiaopeng, LIU Yuanyong

*School of Aeronautics, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China*

**Abstract:** In order to determine the parameter value of the bird constitutive model in simulation, an optimization inversion method of constitutive model parameters of striking body materials is presented by using PAM-CRASH integrated with iSIGHT in the paper. The correctness of optimization inversion method of parameters is verified by a sample of projectile body striking on rigid plate. For three kinds of common constitutive model of bird materials that are used for different striking velocities, three groups of parameters of bird constitutive model are obtained using the optimization inversion method combined with the experimental results of bird striking on plate. A large number of numerical simulations on the bird striking on plate are made using the optimized parameters, and the simulation results are compared with experimental results. The good agreement between them indicates that the constitutive model parameters of bird materials optimized in the present paper are reasonable and reliable.

**Key words:** bird striking; constitutive model; numerical simulation; optimization inversion; iSIGHT

Received: 2010-06-21; Revised: 2010-09-06; Accepted: 2010-03-01; Published online: 2011-03-28 14:26

URL: www.cnki.net/kcms/detail/11.1929.V.20110328.1426.001.html DOI: CNKI:11-1929/V.20110328.1426.001

Foundation item: National Defence Scientific and Technical Industry for Civil Special Research Program

\* Corresponding author. Tel.: 029-88494859 E-mail: liyulong@mail.nwpu.edu.cn