

· 设计与工艺 ·

基于 MSC. Dytran 的带人体的 农林 5A 型飞机结构纵向坠撞仿真分析

何 春 亮 项 小 平

(洪都航空工业集团)

摘 要 农林 5A 型飞机是按照 CCAR-23 研制的通用飞机,需分析其抗坠撞性能。本文运用 MSC. Dytran 对带假人的农林 5A 型飞机结构进行了纵向坠撞分析,并与试验结果进行了对比,两者基本相符。试验表明,数值仿真分析方法有利于提高设计效率、降低研制费用、缩短研制周期。

关键词 MSC. Dytran 农林 5A 型飞机结构 适撞性 HybridIII 型假人 仿真分析

Analysis on Longitudinal Crash Simulation of Agriculture Airplane

N5A Structure with Dummy Based on MSC. Dytran

He Chunliang Xiang Xiaoping

(Hongdu Aviation Industry Group)

Abstract Agriculture N5A, developed as per CCAR-23, is a general-purpose airplane and its crashworthiness of which is required to be analyzed. This paper analyzes the longitudinal crash of Agriculture airplane N5A with dummy by applying MSC. Dytran and compares the assay data with the test result, and both are found generally conformable. The test shows that value simulation analysis method is useful for improving design efficiency, reducing development cost and shortening development period.

Key words MSC. Dytran N5A airplane structure Crashworthiness HybridIII Dummy Simulation analysis

1 前 言

农林 5A 型飞机是按照 CCAR-23 研制的通用飞机,经常在 3 至 5 米高度作业,在这个高度范围内常常有建筑物、电线杆、电线、土丘、树木等可能致使飞机坠毁的障碍物。因此,农 5A 型飞作业环境相当复杂,再加上各种不可预知的原因,其发生坠毁的事故是不可避免的,有必要进

行抗坠毁设计,以提高飞机坠毁后乘员的可生存率。

飞行器结构坠撞响应是包含了几何非线性、材料非线性、接触非线性等高度非线性的复杂的瞬态动力学问题。在过去,由于飞行器结构坠撞响应的复杂性,以及手段的缺乏,很难对飞行器结构坠撞响应问题进行分析。人们主要采用试验的方法验证飞行器结构抗坠撞性能。但是,飞行器结构坠撞试验存在成本高、研制周期长以及成功率低等缺点。随着计算机技术辅助工程技术发展,采用瞬态动力学分析的方法对飞行器结构坠撞响应问题进行数值仿真分析已经成为一种行之有效的手段。有限元法就是分析飞行器结构坠撞响应问题的有效方法之一。

MSC. Dytran 就是一种专用于分析结构及流体材料的非线性瞬态动力学行为的有限元软件。程序采用显示积分法,能够模拟各种材料非线性、几何非线性以及复杂的动态边界条件等瞬态动力学过程。软件具有丰富的材料模型,能够模拟从金属、非金属(包括土壤、塑料、橡胶等)到复合材料的各种材料的线弹性、非线性弹性、屈服、粘性、破坏、剥离到爆炸燃烧等各种复杂的材料行为。并且,MSC. Dytran 耦合了 ATB、MADYMO 等专用的假人分析程序,使程序能够更好地分析结构与乘员的耦合。因此,MSC. Dytran 是目前比较适合用来对带假人的飞行器进行结构抗坠撞特性分析的有限元程序。利用有限元法对飞行器结构抗坠撞特性进行仿真分析,了解飞行器结构以及乘员的动响应过程,并根据仿真分析结果在设计过程中对飞行器结构进行优化设计,这样就有利于提高飞行器结构抗坠撞性能,缩短研制周期,降低研制费用。

2 MSC. Dytran 的分析方法

连续介质力学问题的数值解法,都是将空间域进行离散化,从而把解连续微分方程的问题转换成解有限阶的代数方程组的简化问题。对于求解时间历程的瞬态动力学问题,同样在时间域内进行离散。空间域离散的方法有有限差分法、有限元素法、边界元素法、控制容积法等,它们可分别划归为拉格朗日类型和欧拉类型。MSC. Dytran 在空间域的分析上包含拉格朗日和欧拉两种类型的求解方法,在时间域的分析上采用时间积分法。

MSC. Dytran 主要用有限元素法对结构及固体材料进行分析,在非线性的有限元的分析上,MSC. Dytran 采用 UL 法,即改进的拉格朗日法,每一步计算都进行刚度矩阵的更新,并且计算的参考坐标系建立在变形后的当前构型基础上。

MSC. Dytran 采用的时间积分法是显示积分法,其计算方法及过程如下:

建立运动平衡方程

$$m\ddot{a}_i + c\dot{a}_i + ka_i = F_i \quad (1)$$

在时间推进上采用中心差分法,加速度和速度可以用位移表示为

$$\ddot{a}_i = \frac{1}{\Delta t^2} (a_{i-\Delta t} - 2a_i + a_{i+\Delta t}) \quad (2)$$

$$\dot{a}_i = \frac{1}{2\Delta t} (-a_{i-\Delta t} + a_{i+\Delta t}) \quad (3)$$

$t + \Delta t$ 时刻的运动方程可表示为

$$\left(\frac{1}{\Delta t^2}M + \frac{1}{2\Delta t}C\right)a_{i+\Delta t} = F_1 - \left(k - \frac{2}{\Delta t^2}M\right)a_i - \left(\frac{1}{\Delta t^2}M - \frac{1}{2\Delta t}C\right)a_{i-\Delta t} \quad (4)$$

由上式可知, $t + \Delta t$ 时刻的位移可在 $t - \Delta t$ 时刻位移 $a_{i-\Delta t}$ 和 t 时刻位移 a_i 已知的情况下递推出, 所以运动方程(4)是求各个离散时间点解的递推公式。

由此, 求解运动方程的算法步骤可归结如下。

2.1 初始计算

- 形成刚度矩阵 K , 质量矩阵 M , 阻尼矩阵 C 。
- 给定初始时刻的 $a_0, \dot{a}_0, \ddot{a}_0$ 。
- 选择时间步长 $\Delta t, \Delta t < \Delta t_{cr}$ 。
- 计算 $a_{-\Delta t} = a_0 - \Delta t \dot{a}_0 + \frac{\Delta t^2}{2} \ddot{a}_0$ 。
- 形成有效质量矩阵 $\hat{M} = \frac{1}{\Delta t^2}M + \frac{1}{2\Delta t}C$ 。

f) 三角分解 $\hat{M} = LDL^T$ 。

2.2 对于每一时间步长

- 计算时刻 t 的有效载荷

$$\hat{F}_1 = F_1 - \left(k - \frac{2}{\Delta t^2}M\right)a_i - \left(\frac{1}{\Delta t^2}M - \frac{1}{2\Delta t}C\right)a_{i-\Delta t}$$

- 求解时刻 $t + \Delta t$ 的位移

$$LDL^T a_{i+\Delta t} = \hat{F}_1$$

- 计算时间 t 的速度和加速度

$$\ddot{a}_i = \frac{1}{\Delta t^2}(a_{i-\Delta t} - 2a_i + a_{i+\Delta t})$$

$$\dot{a}_i = \frac{1}{2\Delta t}(-a_{i-\Delta t} + a_{i+\Delta t})$$

由于递推公式是由 t 时刻运动方程导出的, 其 K 矩阵不出现在递推公式的左端, 若 M, C 为对角矩阵时, 则解方程时不需要进行矩阵求逆。这种算法称为显示算法。在非线形分析中, 由于刚度矩阵在每一增量步中都会被修改, 而显示算法避免了矩阵求逆, 所以其计算效率在非线形分析中是显而易见的。

对于显示积分法, 要保持的计算稳定性, 应注意时间步长的选择, 积分时间步长应小于网格的最小固有振动周期, 即 $\Delta t \leq \frac{T_{min}}{\pi}$ 。其中, T_{min} 为最小尺寸单元的最小固有振动周期。

3 农林 5A 型飞机结构特点

农林 5A 型飞机是按中国民用航空条例第 23 部正常类飞机适航标准研制的专业农用飞机。飞机为下单翼、前三点式布局飞机。飞机结构可以分为发动机架、前机身钢架、后机身、中翼、外翼、尾翼、起落架等几个部分。前机身与后机身在 8 框处对接,前机身主要承力结构为由 1 毫米厚钢管焊接而成的刚架,发动机在机头,是主要的集中质量之一;1 框前是发动机安装支架,1 框-2 框为设备舱,2 框-4 框设有料箱,料箱由玻璃钢与泡沫材料制成,料箱可装料 500 公斤液态或粉状农药、化肥等,4 框-8 框为座舱段,座舱骨架由焊接钢管构成,座舱地板由铝合金薄板与型材铆接而成,在操纵支座安装和座椅安装处设有很强的横梁。后机身是由上大梁、下大梁、长桁以及蒙皮等铆接而成的薄壁结构,共有 10 个框段,整个后机身质量不大,主要的集中质量有垂尾、方向舵、左右平尾等。

机翼是典型的铝合金薄壁结构,分中翼和外翼,中翼在机身下方穿过机身,中翼下方有撒播系统。在机身两侧的中翼内分别安放了四个硬油箱,主起落架安装在中翼的 4 肋至 5 肋之间。全机总体结构布局如图 1 所示。

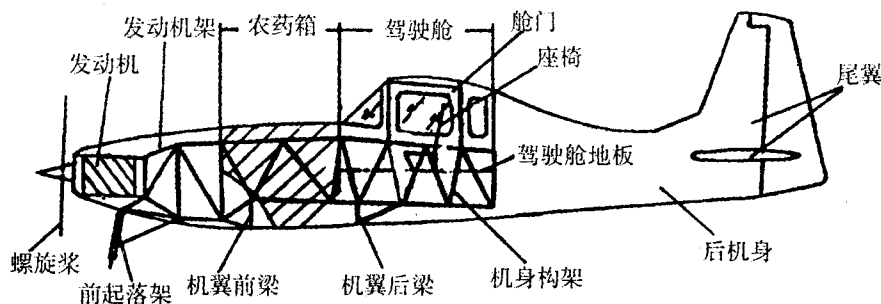


图 1 N5A 型飞机结构总体布局简图

农林 5A 型飞机在总体布局上充分考虑了结构抗坠撞性能,主要体现在以下几个方面:(1) 其前机身是由一毫米厚的钢管焊接而成的钢架构成,在飞机坠撞时具有很好的吸能作用;(2) 座舱位于机身中部,避免在飞机纵向撞击时,座舱产生严重的变形和破坏,也避免了乘员承受较大过载;(3) 大的集中质量(发动机、料箱、燃油、机翼等)都安排在座舱前面,避免大的质量在飞机纵向撞击时,对座舱造成严重的挤压变形、破坏;(4) 燃油油箱放在机翼中,远离撞击部位和火源,尽可能避免在飞机撞击过程中起火燃烧。

4 农林 5A 型飞机结构有限元模型及 HybridIII 型假人

4.1 农林 5A 型飞机结构有限元模型

农林 5A 型飞机结构比较复杂,零构件众多,各部件之间的连接方式、接触形式也多种多样,要完全按照实际结构建立有限元模型相当困难,因此,在建模时作了适当简化:飞机上的安装设

备和蒙皮等简化为质量单元,保证其重量、重心与实际结构一致;在纵向撞击中对吸能无多大贡献的起落架也简化为质量单元;由于后机身、外翼在飞机纵向撞击中对分析结果影响不大,也简化为质量单元,后机身刚度由六根梁元模拟,尾翼简化为质量单元。

总之,计算模型设计是以飞机主要承力结构为基本依据。对坠撞结果影响较大的部位,模型尽量按实际模拟。机头的发动机用体元模拟,发动机架、座椅骨架和 1-8 框的刚架结构用梁元模拟,座舱地板、料箱等薄壁结构用壳元模拟,肩带用 MSC. Dytran 设置的专用于定义肩带的 PBELT 单元模拟。这些部位的模型与实际结构基本一致,元素划分也较细,节点较密。后机身、尾翼、机翼等部位模型划分的比较粗,但尽量模拟它们的总体刚度并保证质量和重心与实际结构一致。这种突出重点、忽略次要的建模方案既不影响计算结果的精度,也能提高计算效率,节省计算资源。全机模型如图 2 所示。

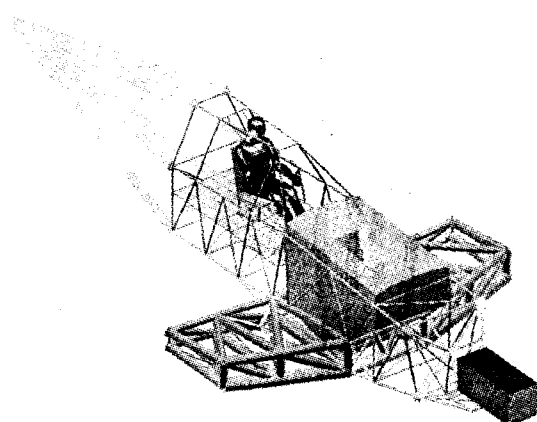


图2 农林飞机纵向坠撞有限元模型

4.2 本构模型的选择

机身钢架是农林飞机纵向坠撞时的主要吸能结构,前部钢架在坠撞中可能屈服,甚至破坏,因此选用了 DYMAT24 材料模型,此种材料模型可以定义具有破坏模式的各向同性弹塑性材料,其弹塑性行为模式可以定义为双线性或分段非线性,破坏准则可以是最大塑性应变破坏准则,也可以由用户自己定义。

肩带的本构模型由 PBELT 物理特性卡来定义,它具有质量,只能承受拉伸,可以定义加载与卸载路径,可以施加阻尼以防止高频振荡,能够做预应力分析及添加松弛量,因此可以真实的模拟肩带的应力应变过程。

4.3 HybridIII 型假人

为了更好的分析多刚体动力学假人, MSC. Dytran 耦合了 ATB、MADYMO 等专用的假人程序。ATB 多刚体动力学假人模型是美国空军研究实验室为了研究人体在各种动力学环境中特别是汽车和飞行器碰撞条件下的动响应问题而开发的。

ATB 是 Articulated Total Body 的缩写, ATB Model 的意思就是铰接式全人体模型。ATB 程序是由 FORTRAN 语言编写的,它可以分析由前处理程序 GEBOD 创建各种著名的假人模型,如 HybridII 和 HybridIII 型假人等。ATB 模型是由人体部件通过关节串联而成的开放式的链状或树状结构组成,它虽然可以由任意数量的人体部件通过关节组成,但是其典型的模型由 17 个人体部件和 16 个关节组成,包括头部、颈部、胸部、腹部、盆腔、上臂、下臂、大腿、小腿手掌、脚等 17 部分,关节有 16 个,具体连接情况如图 3 所示。

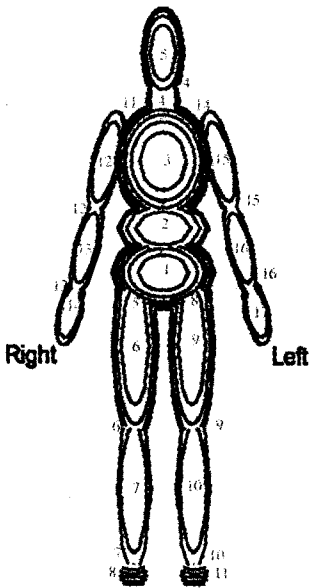


图3 假人多刚体分段示意图

| I | 分段名称 | 符号 | J | 关节名称 | 符号 | JNT(J) | 连接部位 |
|----|------|-----|----|------|----|--------|-------|
| 1 | 下腹部 | LT | 1 | 骨盆 | P | 1 | 1-2 |
| 2 | 中腹部 | CT | 2 | 腰部 | W | 2 | 2-3 |
| 3 | 上腹部 | UT | 3 | 颈椎 | NP | 3 | 3-4 |
| 4 | 颈部 | N | 4 | 头椎 | HP | 4 | 4-5 |
| 5 | 头部 | H | 5 | 右臀 | RH | 1 | 1-6 |
| 6 | 右大腿 | RUL | 6 | 右膝 | RK | 6 | 6-7 |
| 7 | 右小腿 | RLL | 7 | 右脚踝 | RA | 7 | 7-8 |
| 8 | 右脚 | RF | 8 | 左臀 | LH | 1 | 1-9 |
| 9 | 左大腿 | LUL | 9 | 左膝 | LK | 9 | 9-10 |
| 10 | 左小腿 | LLL | 10 | 左脚踝 | LA | 10 | 10-11 |
| 11 | 左脚 | LF | 11 | 右肩 | LH | 3 | 3-12 |
| 12 | 右上臂 | RUA | 12 | 右肘部 | RE | 12 | 12-13 |
| 13 | 右前臂 | RLA | 13 | 右腕关节 | RW | 13 | 13-14 |
| 14 | 右手 | RH | 14 | 左肩 | LS | 3 | 3-15 |
| 15 | 左上臂 | LUA | 15 | 左肘部 | LE | 15 | 15-16 |
| 16 | 左前臂 | LLA | 16 | 左腕关节 | LW | 16 | 16-17 |
| 17 | 左手 | LH | | | | | |

ATB 模型主要用刚性椭球体模拟人体各部分的重量、重心、转动惯量等,其关节由铰链来模拟。ATB 使用了不同的铰链来模拟不同部位的关节,例如:球铰用来模拟肩关节,枢轴铰用来模拟肘关节,欧拉铰可以用来模拟三维运动并允许用户对运动设置各种限制参数的关节,滑动类铰链可以用来模拟脊柱、脖子等具有拉伸压缩状态的关节。ATB 模型所用的主要关节类型如图4所示。

ATB 刚体模型与结构的耦

合可以通过 CONTREL 来定义,也可以在 MSC. Dytran 中另外定义相应的刚体,然后通过 RCONREL 卡片来把它们对应地捆绑在一起,再让刚体去与 MSC. Dytran 网络的其余部分发生接触,这样就间接地实现了 ATB 刚体与 MSC. Dytran 网络的耦合。

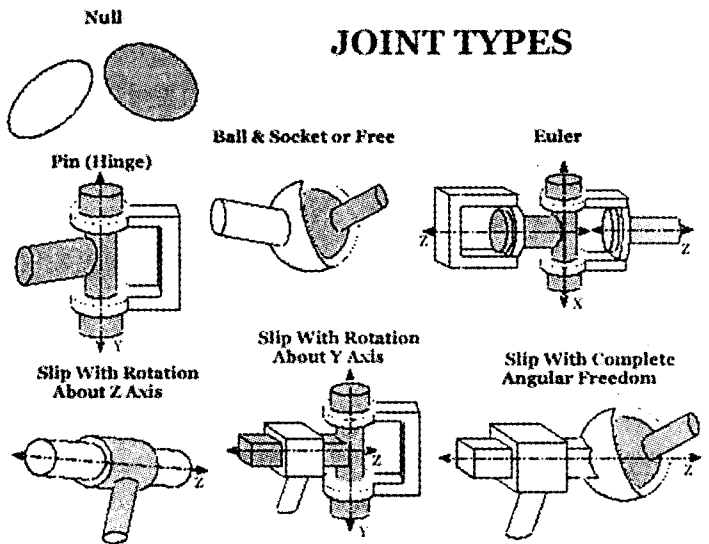


图4 ATB 模型铰链类型

5 计算数据及与实验结果对比分析

按照《通用飞机抗坠毁设计指南》要求,农林 5A 型飞机纵向坠撞的初始撞击速度为 $V_x = 12.2\text{m/s}$,水平垂直撞击刚性障碍物。全机模型初始状态如图 5。

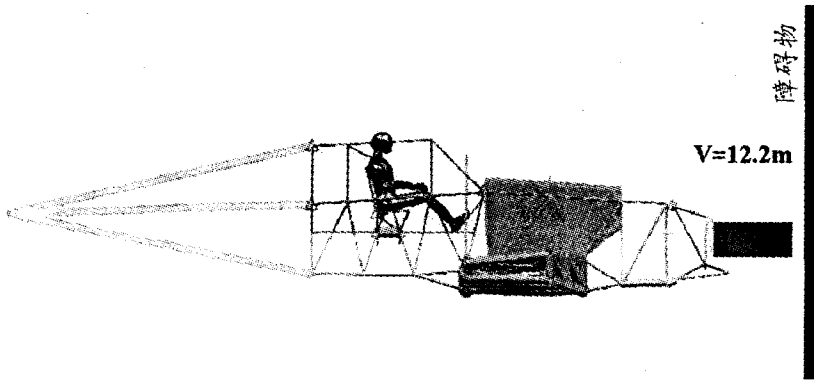


图 5 农林 5A 型飞机全机纵向坠撞初始状态示意图

下面分别就各主要部位的计算数据与试验结果进行了对比分析。

5.1 2 框前结构的变形、破坏情况

2 框前结构为焊接钢管,包括发动机架,前面与假发动机连接,后面是料箱。模型中用梁元模拟。计算结果表明,2 框前结构是整个飞机结构变形和破坏最严重的部位。假发动机几乎没什么变形,发动机钢架几乎全部破坏,1 框、2 框以及 1 框与 2 框间结构也大部分破坏,发动机和部分钢架已贯入料箱,如图 6 所示。纵向坠撞试验结果如图 7 所示,试验件 2 框前结构已与机身全部脱离,大部分钢架断裂破坏,料箱破坏比较严重,假发动机未见明显变形。由此可以看出 2 框前的计算结果与试验情况是一致的。

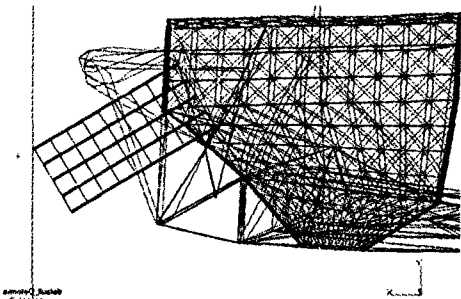


图 6 计算模型 2 框前结构变形、破坏情况



图 7 试验件机头变形、破坏情况

5.2 肩带应力、应变曲线

肩带把乘员固定在座椅上,确保发生坠撞事故时,乘员不被摔离座椅,它是保护乘员安全的

系统之一。肩带不但要满足强度要求,还需要特别考虑拉伸刚度,使之既能承受一定的拉伸载荷,又不能使乘员承受较大的压力。

仿真计算结果表明,肩带起到了很好的保护乘员安全的作用,使乘员在飞机撞击时能安全的固定在座椅上。图8、图9分别为计算和试验结果的肩带应力、应变曲线。从肩带应力、应变曲线可以看出,计算数据与试验结果中肩带的应力应变峰值和波形均非常一致。

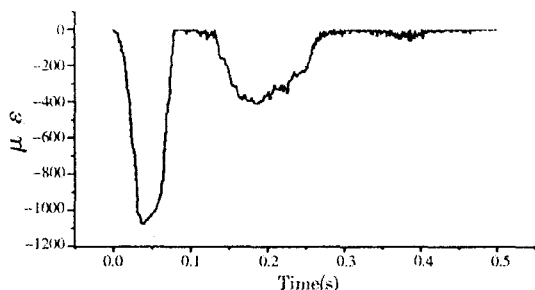


图8 计算肩带应变曲线

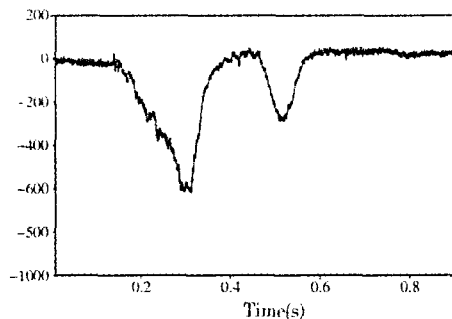


图9 试验肩带应变曲线

5.3 人体头部加速度时间历程

乘员的安全性是飞机结构抗坠毁性能的重要指标,结构抗坠毁性能的好坏主要是看飞机结构在坠毁事故中是否很好地保护了乘员安全。因此,飞机结构抗坠毁分析中,也需要仿真假人模型来获得相关数据,比如人体位移情况,是否与结构发生碰撞,头部损伤情况,胸部受压情况等。从而直观、准确地分析出飞机结构的抗坠毁性能,并用分析结果指导飞机结构的抗坠毁设计。图10、图11分别为人体头部加速度曲线的试验和计算结果,从试验和计算结果均可以看出,头部受到两次较大过载。计算结果中头部最大过载约为11g,试验结果中头部峰值约为8g,由图10、11可以看出,仿真计算结果和试验结果过载时间历程曲线波形基本一致。

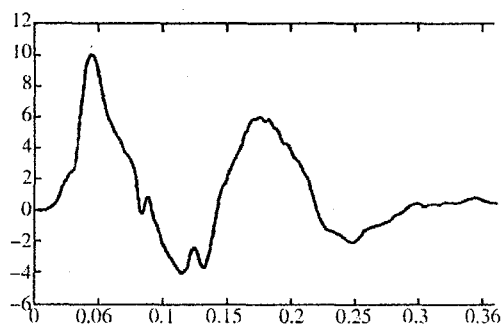
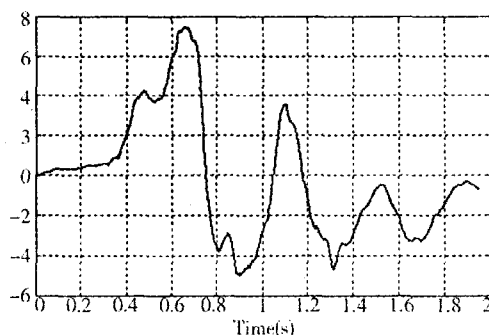


图10 人体头部纵向加速度计算曲线



26 X加速度-时间曲线

图11 人体头部纵向加速度试验曲线

5.4 人体头部损伤情况

《正常类、实用类、特技类和通勤类飞机适航规定》(CCAR-23-R3)第 23.562 条规定,如果乘员可能触及邻近的座椅、结构或其他舱内物件,则必须给乘员提供保护,以使头部伤害判据(HIC)不超过 1000。HIC 值用下列公式确定。

$$HIC = \left\{ (t_2 - t_1) \left[\frac{1}{(t_2 - t_1)} \int_{t_1}^{t_2} a(t) dt \right]^{2.5} \right\}_{max}$$

数值仿真分析结果和试验结果均表明,飞机座舱结构均未发生大的变形、破坏情况,假人在整个碰撞过程中未与结构发生接触。

5.5 人体在坠撞过程中的运动轨迹

据调查,飞机坠毁事故中,大多数乘员因为受到结构的挤压,与结构发生碰撞而受伤,甚至失去生命。因此,人体在飞机坠毁事故中的运动轨迹是值得分析研究的。只有了解人体的运动轨迹,才能有针对性的设计乘员空间,又针对性的设计乘员保护系统(比如安全带等),必要时甚至需要控制结构在飞机坠毁情况下的变形方向等。

图 12 是人体在撞击过程中的运动轨迹图,从分析结果来看,人体有两次明显向前冲击的过程,第一次是由于飞机撞击障碍物时产生的惯性载荷,第二次是由于受到安全带的约束而与椅背碰撞回弹。

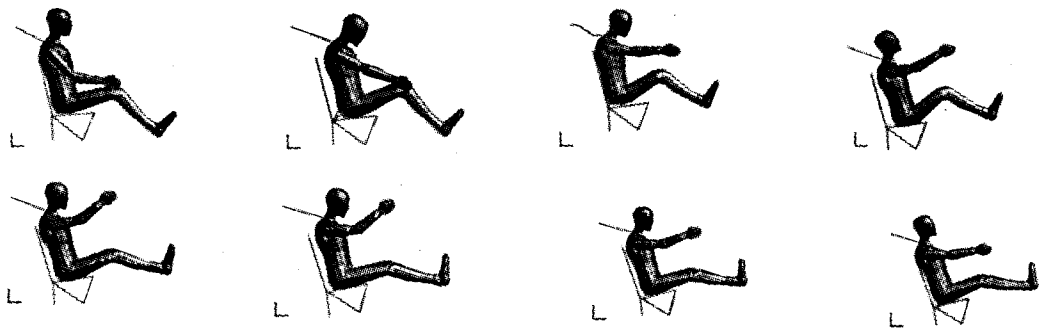


图 12 全机纵向撞击过程中人体运动轨迹

在撞击过程中,人体上部向前倾斜,颈部向前弯曲,头部几乎抵到胸前,但由于安全带的约束作用,又使乘员回到了原位。如果没有安全带的约束,乘员将会由于惯性载荷而冲出座椅,与结构发生碰撞。由此可见,安全带在保护乘员安全方面起着非常重要的作用。

另外,在撞击过程中,人体上肢和下肢由于惯性力作用而向前抬起,弧度虽然很大,但并未碰到结构,这一方面是因为结构在撞击过程中没有大的变形,另一方面也是因为座舱空间足够大。

总之,从分析结果可以看出,农林飞机座舱在撞击过程中并未产生危及乘员生命的变形,这与试验结果是一致的。试验结果表明,飞机座舱变形很小,乘员也未与结构碰撞。

5.6 全机撞击变形、位移情况

由前几节分析可知,农 5A 飞机纵向撞击响应仿真分析结果,包括结构变形、破坏,安全带应力、应变,人体头部过载等都与试验符合得很好。从全机变形情况来看,发动机基本没有变形,2 框前钢管结构大部分破坏,2 框后有少部分结构破坏,座舱结构均在弹性范围内变形,无危及乘员的大变形,后机身、机翼结构等均未发现塑性变形、破坏等现象。试验件和仿真计算模型全机变形、位移情况如图 13 所示。

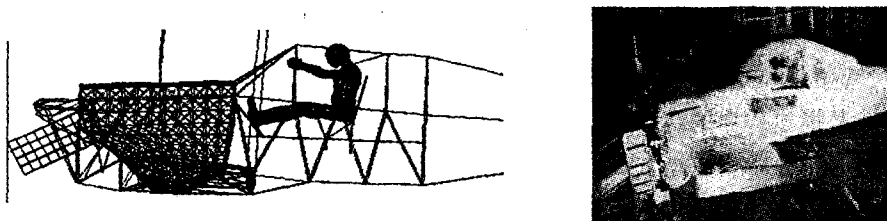


图 13 仿真计算模型和试验件全机(假人)撞击变形、破坏情况

6 结 语

仿真分析与试验结果比较表明分析数据与试验结果符合得很好,因此利用 MSC. Dytran 等瞬态动力学有限元软件对带人体的飞行器结构进行坠撞仿真分析是一种非常有效的手段。仿真分析给出的计算数据比试验结果要丰富得多,更有利于对飞行器抗坠毁性能进行全面的评估和改进,而且,经过验证的仿真分析模型还可以运用于飞行器不同姿态坠撞分析。很显然,基于 MSC. Dytran 等瞬态动力学有限元软件的飞行器仿真分析比试验验证方法更有利于提高飞行器抗坠毁性能设计质量,降低研制成本,缩短研制周期。

参 考 文 献

- 1 Huaining Cheng, Annette L. Rizer. "Articulated Total Body Model Version V User's Manual", February 1998
- 2 "Input Description For The Articulated Total Body Model ATB - V. 1", December, 1998
- 3 Huaining Cheng, Annette L. Rizer. "The Development of GEBOD Version V", June, 2000
- 4 Karen E. Jackson and Edwin L. Fasanella. "Crash Simulation of a Vertical Drop Test of a B737 Fuselage Section With Overhead Bins and luggage", NASA Langely Research Center
- 5 卞文杰, 万力, 吴莘馨. 瞬态动力学 CAE 解决方案 MSC. Dytran 基础教程. 北京: 北京大学出版社, 2004. 10
- 6 卞文杰, 万力, 吴莘馨. 瞬态动力学 CAE 解决方案 MSC. Dytran 实例教程. 北京: 北京大学出版社, 2004. 10
- 7 杜星文, 宋涛. 圆柱壳冲击动力学. 科学出版社, 2003

(收稿日期: 2008 - 07 - 28)

作者简介 何春亮, 男, 1973 年 12 月出生, 1996 年毕业于大连理工大学, 工程师。现从事飞机结构强度工作。