民用飞机抛放式飞行记录器分离过程 仿真研究

马英杰 *

中航西飞民用飞机有限责任公司,陕西西安 710089

摘 要:在民用领域,抛放式飞行记录器在国内外尚无系统的研究报告,也无成熟的标准、规范或指南可以借鉴参考。本 文提出的计算流体力学(CFD)与六由度运动方程的耦合仿真技术,能较准确地模拟出大部分工况下记录器抛放时的运动轨 迹,为记录器离机安全性这一关键技术攻关提供理论依据数据支持,从而有效降低研发成本。

关键词:抛放式飞行记录器;离机安全性;仿真技术;CFD++求解器;嵌套网格;降低研发成本

中图分类号: V19 文献标识码: A DOI: 10.19452/j.issn1007-5453.2018.12.047

传统飞行记录器由于安装在飞机内部,若飞机失事坠 毁于陆地,会遭受机体残骸的冲击和火烧等破坏,虽然其抗 坠毁性能标准在不断提高,但在一些严重事故中,损坏情况 仍有发生;若飞机失事坠毁于海面,会随机体一同坠入海底, 不易于搜寻和打捞。而抛放式飞行记录器由于可在飞机失 事坠毁前迅速与机体分离,并具有水面漂浮能力,避免了机 体残骸的冲击破坏和沉入海底的情况发生,不仅便于事故后 搜寻和打捞,同时可作为传统飞行记录器的备份,提高数据 存活率。因此,研发抛放式飞行记录器对民用飞机事故后的 搜索救援、事故分析具有极其重要的意义。

对于抛放式飞行记录器的研究,目前国内外正在开 展关键技术攻关,目前已少量运用于部分军用飞机,但在 民用领域,尚无系统的研究报告,亦无成熟的标准、规范 或指南可以借鉴参考。研发抛放式飞行记录器的关键 技术之一是记录器与飞机分离过程的轨迹研究,这主要 是由于飞机事故状态及记录器误抛时飞机的状态形式 复杂,通过飞行试验研究分离轨迹成本代价高,难以实 现。本文采取计算流体力学(CFD)与六自由度运动方 程的耦合仿真技术对记录器分离过程进行数字仿真,能 较准确地模拟出大部分工况下记录器抛放时的运动轨 迹,为该关键技术攻关提供理论依据,并有效降低研发 成本。

1 飞行记录器概述

1.1 传统飞行记录器

飞行记录器,又称飞机数据记录器,俗称"黑匣子",可 记录飞机的飞行参数和舱内话音。传统飞行记录器通常安 装在飞机尾部最安全的部位,具有极强的抗毁性能,在飞机 失事时可完好地保存所记录数据,供事故分析。

1.2 抛放式飞行记录器

抛放式飞行记录器是一种新型飞行记录器,在传统飞 行记录器的基础上增加了失事时自动抛放功能。抛放式飞 行记录器在飞机正常飞行时与传统飞行记录器功能相同,记 录飞机各系统的飞行数据和声频数据;不同于传统飞行记 录器安装在飞机内部,其通常安装在飞机上部,作为冗余记录 装置。在飞机失事时自动抛放出机体,并具有水上漂浮能力。

2 抛放式记录器离机安全性和仿真难点

2.1 离机安全性

抛放式记录器离机安全性主要分为两个部分,一是误 抛状态下对飞机安全性的影响,二是事故抛放后记录器不会 撞击飞机造成自己损坏。抛放式记录器离机安全性是研发 抛放式记录器的关键技术之一,其中误抛状态下对飞机安全 性的影响对于抛放式记录器是否能通过适航批准并运用于 民用飞机尤其重要,因为必须保证在全飞行包线内记录器的

收稿日期:2018-07-30; 退修日期:2018-09-03; 录用日期:2018-10-29

*通信作者.Tel.:18729247469 E-mail:498108794@qq.com

引用格式: Ma Yingije. Simulation research of separation of jettisoned FDR from civil aircraft[J]. Aeronautical Science & Technology, 2018, 29 (12): 47-52. 马英杰. 民用飞机抛放式飞行记录器分离过程仿真研究 [J]. 航空科学技术, 2018, 29 (12): 47-52.

误抛都不能对飞机造成灾难性的影响。

解决抛放式记录器离机安全性研究途径包括实验室试 验、飞行试验和数值模拟仿真。实验室试验通常为风洞试验 或者建立飞机局部机身试验模型进行试验,前者难以真实模 拟出记录器抛放瞬间的真实情况,后者难以模拟飞机的真实 飞行情况。飞行试验结果最为准确,但是要研究全包线飞行 范围内的记录器分离情况需要试验架次太多,成本太高,且具 有一定的安全隐患,无法试验事故工况。数值模拟仿真可为 抛放式记录器离机安全性提供理论依据和数据支持,再结合 少量的飞行试验进行相互验证,可大大降低研发成本,提高研 究效率。

本文提供一种数值仿真方法,即 CFD 与六自由度运动 方程的耦合仿真方法,对抛放记录器的分离过程进行仿真, 为抛放式记录器离机安全性研究提供理论依据和数据支持。

2.2 仿真难点

首先记录器在抛放力作用下,与飞机分离,此时受到 飞机流场干扰,其轨迹会发生变化,该非定常过程需采用飞 行动力学才能描述清楚。因此,需要解决在飞机流场干扰 的气动力影响下抛放器非定常飞行动力学建模与仿真问 题。

记录器抛放一般分为误抛状态以及失事状态。失事状态下飞机飞行过程非定常特征及大迎角特征明显,姿态变化剧烈,虽然记录器对飞机的流场干扰可以忽略,但还是需要解决飞机非定常飞行动力学建模与仿真问题。特别需要指出的是,对于这两个过程需要进行统一坐标空间和统一时序下的仿真,模型复杂,计算规模大幅度增加。国外有篇文献中给出了采用 CFD 耦合六自由度运动方程仿真座舱盖抛放的非定常过程,但是在一台 DEC Alpha 工作站仅模拟 0.3s 非定常抛放过程就需要7天时间,计算量太过庞大。

3 抛放式记录器离机仿真方法分析

目前抛放式记录器离机安全性仿真有两种方法,各有 优缺点:一种是耦合 CFD 计算和六自由度运动方程的非定 常仿真过程,该方法预测轨迹精度较准确,但计算量偏大,需 要借助超大规模并行计算机来实现,计算费用很高;另一种 是采用考虑非定常效应的气动力系数修正,获得记录器气动 力系数表,该方法预测轨迹精度可满足工程计算要求,用工 作站代替超大规模并行计算机,降低了计算费用,但计算需 要花费大量的时间。 本文采用 CFD 与六自由度运动方程的耦合仿真技术 对记录器抛放情况进行仿真,其中使用非结构动态嵌套网格 方法来生成网格,并使用 CFD++ 求解器进行嵌套网格的仿 真求解,可在不影响计算精度的前提下简化计算过程,提高 研究效率。具体仿真技术途径如图 1 所示。

嵌套网格的方法对于抛放式记录器仿真来说及其适 合。嵌套网格可以使相对的独立网格独立运动,而不会干扰 其他区域的网格,对非定常流场仿真时可以得到较精准的结 果。而且嵌套网格区域可独立生成网格,将复杂的结构网格 生成过程简化^[1]。

使用 CFD++ 在嵌套网格的计算独树一帜。求解器中 对相对运动的多套网格间,有完整的定义机制,在保证计算 精度的前提下,尽可能地简化了网格处理的方式。从网格导 入到网格嵌套定义,再到参数设定,CFD++ 求解器都拥有很 人性化的设计。



图 1 分离过程仿真技术途径 Fig.1 Technological approach of separation process simulation

4 仿真方法

4.1 嵌套网格

本文针对的是流场下飞机与记录器分离轨迹的研究, 所以采用非结构动态嵌套网格方法生成网格。

4.1.1 嵌套边界处理

嵌套网格中的网格层都是相互重叠的,所以需要采用 合适的算法来规定各个重叠子区域网格之间的嵌套边界。 在流场计算时,只需要知道各子区域内部的信息以及边界处 用于流场信息交换的参数,因此,重叠的网格单元都需要从 网格中"挖去"。当然,所谓的"挖去"网格只是把它们标记 为非活动单元,即不参与流场的数值计算^[2]。

CFD++软件中将与切割边界相交的网格单元定义为 "Cut"单元,即非活动单元,如图 2 中标记为 "C"的单元。



Fig.2 The mark of C grid cell

活动单元则是从所定义的活动边界开始,与活动边界 相邻的网格单元均标记为活动单元,如图 3 中的 "L" 网格 单元。



Fig.3 The mark of L grid cell

而且与活动网格单元相邻的单元均标记为活动单元, 直到"Cut"单元为止,如图4所示,非活动单元的处理如图 5所示。



图 4 相邻活动边界 "L" 单元标记

Fig.4 The mark of L grid cell from the active border nearby



图 5 非活动单元的处理 Fig.5 Deal with the inactive grid

通过上述方法我们确定了嵌套网格边界的同时,还找 到了网格重叠区域网格点的宿主单元^[3]。

4.1.2 网格间的插值

在同一个网格层中会遇到多个相互重叠的区域,则宿 主单元的选取也不是唯一的,为了避免出现嵌套奇异的问 题,我们选取满足以下原则的宿主单元:

(1) 从宿主单元提供正确的流场信息考虑,宿主单元必须是激活状态下的,

(2) 从宿主单元提供最佳的流场信息考虑,选取体积最小的那个。

4.2 控制求解

4.2.1 控制方程

三维非定常 Euler 方程的积分形式为^[4]:

$$\frac{\partial}{\partial t} \iiint W \mathrm{d}\Omega + \iint \vec{F} \cdot n \mathrm{d}s = 0 \tag{1}$$

其中:

$$W = \begin{bmatrix} \rho \\ \rho u \\ \rho v \\ \rho w \\ \rho E \end{bmatrix}$$
(2)

$$\bar{F} = \begin{bmatrix} \rho u i_x & \rho v i_y & \rho w i_z \\ (\rho u^2 + p) i_x & \rho u v i_y & \rho u w i_z \\ \rho u v i_x & (\rho v^2 + p) i_y & \rho v w i_z \\ \rho u w i_x & \rho v w i_y & (\rho w^2 + p) i_z \\ \rho u H i_x & \rho v H i_y & \rho w H i_z \end{bmatrix}$$
(3)

在上述偏微分方程组中,ρ,u,v,w,E,H和p分别表示 密度、直角坐标系下三个速度分量、总能、总焓和压强, i_x,i_y,i_z 为笛卡儿坐标系中三个坐标方向的单位矢量。上述方程中, 共有5个方程、7个变量,为使方程组封闭,考虑到理想完全 气体的热力学性质,有:

$$p = (\gamma - 1) \left[\rho E - \frac{1}{2} \rho \left(u^2 + v^2 + w^2 \right) \right]$$
(4)

$$H = E + \frac{p}{\rho} \tag{5}$$

式中: y 为比热 [容] 比, 对于空气有 y=1.4。 4.2.2 时间推进

为模拟非定常状态下记录器在流场中的运动轨迹,此 次项目采用双时间方法进行时间步进,在伪时间方向上采用 无矩阵存储的前后扫掠高斯 - 赛德尔迭代方法 (LU-SGS)。 控制方程可写为:

$$V_i \frac{\Delta Q_i^n}{\Delta t} = -R_i^{n+1} \tag{6}$$

式中:n和 n+1 表示计算迭代的步数, R_iⁿ⁺¹ 是第 n+1 步迭代 产生的残值。采用时间方向上的一阶前插, 有:

$$\Delta Q_i^n = Q_i^{n+1} - Q_i^n \tag{7}$$

$$V_{i}\frac{\Delta Q_{i}^{n}}{\Delta t} = -\left(R_{i}^{n} + \frac{\partial R_{i}^{n}}{\partial Q}\Delta Q_{i}^{n}\right)$$
(8)

$$A\Delta Q^n = -R^n \tag{9}$$

$$A = \frac{V}{\Delta t} I + \frac{\partial R_i^n}{\partial Q} \tag{10}$$

对于式(6)中的残值项:

$$R_{i}^{inv} = \sum_{j} \frac{1}{2} [(F(Q_{i}, \hat{n}_{ij}) + F(Q_{j}, \hat{n}_{ij})) - |\lambda_{i,j}| (Q_{j} - Q_{i})] |S_{ij}|$$
(11)

式中: |S_{ij}|为交界面面积;下标 i, j分别为交界面两侧的单元。

$$\left|\lambda_{i,j}\right| = \left|U_{ij}\right| + C_{ij} + \frac{\mu_{ij}}{\rho_{ij}\left|x_{j} - x_{i}\right|}$$
(12)

雅可比 (Jacobi) 矩阵中的 $\frac{\mu_{ij}}{\rho_{ij} |x_j - x_i|}$ 用来代表黏性项的作用^[5]。则有:

$$\frac{\partial R_i^n}{\partial Q_i} = \sum_j \frac{1}{2} (J(Q_i, n_{ij}) + \left| \lambda_{i,j} \right| I) \left| S_{ij} \right|$$
(13)

$$\frac{\partial R_i^n}{\partial Q_j} = \sum_j \frac{1}{2} (J(Q_j, \vec{n}_{ij}) - |\lambda_{i,j}|I) |S_{ij}|$$
(14)

令*L*,*U*,*D*分别表示上三角矩阵、下三角矩阵和对角矩阵,则可得下面公式:

$$U_{ij} = \frac{1}{2} (J(Q_j, \vec{n}_{ij}) - |\lambda_{i,j}|I) |S_{ij}|$$
(15)

$$L_{ij} = \frac{1}{2} (-J(Q_i, \vec{n}_{ij}) - |\lambda_{i,j}|I) |S_{ij}|$$
(16)

$$\boldsymbol{D}_{i} = \frac{V}{\Delta t} I + \sum_{j} \frac{1}{2} (J(\boldsymbol{Q}_{j}, \boldsymbol{n}_{ij}) + \left| \boldsymbol{\lambda}_{i,j} \right| I) \left| \boldsymbol{S}_{ij} \right|$$
(17)

将控制方程写成以下格式:

$$(\boldsymbol{D}+\boldsymbol{L})\boldsymbol{D}^{-1}(\boldsymbol{D}+\boldsymbol{U})\Delta\boldsymbol{Q} = -\boldsymbol{R} + (\boldsymbol{L}\boldsymbol{D}^{-1}\boldsymbol{U})\Delta\boldsymbol{Q}$$
(18)

求解该方程可按照以下两步进行: (1) 向前扫掠

$$(\mathbf{D} + \mathbf{L})\Delta Q^* = -R \tag{19}$$

(2) 回后扫掠
(
$$\boldsymbol{D} + \boldsymbol{L}$$
) $\Delta O = \boldsymbol{D} \Delta O^*$ (20)

$$I\Delta Q \approx \Delta F = F(Q + \Delta Q) - F(Q)$$
(21)

所以该方法不需要存储矩阵中的变量。展开形式可写 为:

$$\Delta Q_i^* = \boldsymbol{D}^{-1} \Big[-R_i - \sum_{j:j < i} \frac{1}{2} (\Delta F(Q_j^*, \boldsymbol{n}_{ij}) - |\boldsymbol{\lambda}_{i,j}| \Delta Q_j | S_{ij} | \Big]$$
(22)

$$\Delta Q_i = \Delta Q_i^* - \boldsymbol{D}^{-1} \sum_{j:j>i} \frac{1}{2} (\Delta F(Q_j, \boldsymbol{n}_{ij}) - |\lambda_{i,j}| \Delta Q_j] |S_{ij}|$$
(23)

4.2.3 坐标变换

在研究机体坐标系和记录器的体坐标系变换关系时,首 先将两坐标系的原点重合平移。然后,机体坐标系绕某个轴 旋转,直至与记录器坐标系重合¹⁶¹。本文定义旋转的角度即 是记录器的姿态角,分别为滚转角 α 、偏航角 β 以及俯仰角 γ 。 转换关系如下:

$$T = \begin{bmatrix} \cos\theta\cos\varphi & \sin\theta \\ -\cos\gamma\sin\theta\cos\varphi + \sin\gamma\sin\varphi & \cos\gamma\cos\theta \\ \sin\gamma\sin\theta\cos\varphi + \cos\gamma\cos\varphi & -\sin\gamma\cos\theta \\ -\cos\theta\sin\varphi \\ \cos\gamma\sin\theta\sin\varphi + \sin\gamma\cos\varphi \\ -\sin\gamma\sin\theta\sin\varphi + \sin\gamma\cos\varphi \end{bmatrix}$$
(24)

4.2.4 6DOF 计算

非结构嵌套动态网格适用于复杂模型的非定常流场

_

的求解,并且求解过程方便、有较高的效率和可靠性。在 CFD++软件中有 6DOF 计算模块,为求解器计算提供每一 个时间步长的力和力矩,然后 6DOF 模块根据力和力矩确定 记录器的质心位移和姿态角,最后嵌套动态网格移动到相应 的位置,求解器再次计算此状态下记录器所受的力和力矩作 为下一个状态的初始值,如此往复,直到求解结束。

5 仿真计算结果实例与分析

按上述方法对安装了抛放式记录器的某型机进行分离 过程仿真模拟计算。

结合选取飞机低平尾的特点,将抛放式飞行记录器位 置定于飞机垂尾顺航向左侧,示意图如图6所示。



图 6 载机垂尾记录器模型示意 Fig.6 General view of FDR in vertical fin

5.1 仿真工况选择

仿真工况分为误抛放和事故抛放。

5.1.1 正常飞行过程中的误抛放

针对记录器在飞机上确定的安装位置,考虑飞机实际 飞行中误抛的特殊性,选取飞行包线内7个工况状态,进行 记录器误抛放分离过程数值仿真模拟,具体状态如下:

(1)高空高速正常飞行状态:飞行高度 6000m,飞行速度 420km/h,飞机迎角 2°,侧滑角 +5°,

(2) 高空高速正常飞行状态:飞行高度 6000m,飞行速度 420km/h,飞机迎角 2°,侧滑角 -5°,

(3) 高空低速正常飞行状态: 飞行高度 6000m, 飞行速度 230km/h, 飞机迎角 4°, 侧滑角 +5°,

(4)高空低速正常飞行状态:飞行高度 6000m,飞行速度 230km/h,飞机迎角 4°,侧滑角 -5°,

(5) 低空中速正常飞行状态:飞行高度 200m,飞行速度 260km/h,飞机迎角 4°,侧滑角 0°,

(6) 低空低速正常飞行状态:飞行高度 200m,飞行速度
200km/h,飞机迎角 4°,侧滑角 0°,滚转角 30°,方向沿 X 轴
正向(垂尾记录器安装一侧);

(7)高空低速正常飞行状态:飞行高度 6000m,飞行速度 230km/h,飞机迎角 4°,侧滑角 -5°,方向舵偏转 25°,方向沿 Y 轴负向 (垂尾记录器安装一侧)。

5.1.2 事故状态的抛放

针对飞机可能出现的事故状态,分别选取三个事故状态下分离过程仿真,具体状态如下:

(1) 飞机机头以0°姿态坠毁,坠毁速度为马赫数 *Ma*0.15;

(2) 飞机机头以30°姿态坠毁,坠毁速度为马赫数 Ma0.15;

(3) 飞机机头以60°姿态坠毁,坠毁速度为马赫数 Ma0.15。

5.1.3 仿真计算结果

通过仿真计算结果得出结论,误抛放7个工况下,记录 器抛放过程中不会与机体相碰,且记录器抛放后对全机气动 性能影响可忽略不计,事故抛放三个工况下记录器均能快 速与机体分离,抛放过程中不会与机体相碰,不会被机体残 骸覆盖影响。

由于篇幅原因,本文仅展示误抛工况1的仿真模拟结 果,图7~图9为各个视图下的压力云图模型记录器抛放过 程的仿真计算结果。可以看出仿真轨迹清晰明了,记录器与 飞机的相对位置一目了然,可明显观察到在记录器抛放过程 中不会与机体相碰,从而对飞行安全造成影响。



图 7 压力云图模型记录器抛放正视图过程





图 8 压力云图模型记录器抛放侧视图过程

Fig.8 The stress nephogram of jettisoning process of FDR in side view

AST



图 9 压力云图模型记录器抛放俯视图过程 Fig.9 The stress nephogram of jettisoning process of FDR in top view

6 结束语

本文对抛放式记录器离机过程的仿真,采用非结构动态嵌套网格对模型进行网格划分,并利用 CFD++ 求解器软件对记录器抛放轨迹姿态及相关流场进行计算,最终成功模拟了记录器在10种工况状态下的抛放轨迹和姿态,用户可以更直观对抛放轨迹进行观察研究。该方法除了比较复杂的事故工况无法模拟外,如飞机空中爆炸或解体,其余各种

误抛工况、坠毁事故工况等均可仿真模拟。

参考文献

- Choi Y H, Merkle C L. The application of pre-conditioning in viscous flow [J]. Journal of Computational Physics, 1993, 105: 207–223.
- [2] Daniel J S. A cartesian multi-grid euler code for flow around arbitrary configurations[R]. AMI, 1996.
- [3] Lighthill M J. Displacement thickness[R]. AIAA Paper, 1979.
- [4] Granville P S. The calculation of the viscous drag of bodies of revolution[R]. Model Rasin Report, 1953.
- [5] Coles D E. Measurement in the boundary layer on a smooth flat plate in supersonic flow[R]. Jet Propulsion Laboratory, 1953.
- [6] Graster P, Ferris D H, Atwell N P. Calculation of boundary layer development using the turbulent energy equation[J]. Journal Fluid Mechanics, 1967, 28 (3): 593–616.

作者简介

马英杰(1990-)	男,学士,工程师。主要研究方向:飞行器
设计与工程。	
Tel: 18729247469	E-mail: 498108794@qq.com

Simulation Research of Separation of Jettisoned FDR From Civil Aircraft

Ma Yingjie*

AVIC XAC Commercial Aircraft Company Limited, Xi'an 710089, China

Abstract: In civil area, there is no systematic research focused on Jettisoned FDR in at home and abroad, also not mature standard, specifications and guide. This paper contended the simulation technology of coupling CFD to equations of motion with six degrees of freedom, which can simulate the separation of FDR from the aircraft fundamentally accurately for most working conditions. And it can provide theory basis and data support for the key technology, the safety of separating from aircraft, thus reduce the research and development cost.

Key Words: jettisoned FDR; safety of separating from aircraft; simulation technology; CFD++ solver; nested grid; reduce the research and development cost