

文章编号:1674-8190(2015)01-038-08

战损飞机动力学特性分析及杀伤研究

巩彦明, 韩庆

(西北工业大学 航空学院, 西安 710072)

摘要: 现代战争中, 防空武器性能不断提升, 对飞机造成的威胁越来越大, 确定飞机受到打击时的杀伤状态及杀伤等级成为飞机设计时需要考虑的重要问题。飞机被防空武器击中时, 可能发生机翼脱离损伤, 其质量、面积产生明显变化, 将导致飞机的重心、气动特性的变化, 严重危害飞机的稳定性。针对上述情况, 以某型作战飞机为例, 建立损伤情况下的飞机模型, 综合分析机翼脱离损伤对飞机重量、重心和机翼面积带来的影响; 建立损伤飞机的气动模型, 计算损伤飞机气动特性的变化情况。基于这些变化, 分析损伤对飞机动力学特性的影响, 建立损伤状态下的动力学方程, 计算损伤飞机的失控时间, 依此确定飞机的杀伤等级。本文所做研究可用于在飞机设计过程中分析其杀伤状态及杀伤等级, 为飞机设计时飞机杀伤的分析评估提供一种有效的解法。

关键词: 战损飞机; 动力学特性; 气动特性; 杀伤等级

中图分类号: V211

文献标识码: A

Dynamic Analysis and Damage Study of Combat Aircraft

Gong Yanming, Han Qing

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

Abstract: In modern warfare, air defense weapons become more advanced, which may make great threat to the aircraft. It has become a non-negligible aspect during aircraft design to determine aircraft kill state and damage criterion class under the hit of threats. Once aircraft is damaged with its wing, its mass and wing area will change obviously, which may result in the changes in aerodynamic characteristics and the center of gravity. These changes may be seriously harmful to the stability of the damaged aircraft. Considering this situation, a combat aircraft is selected and its aerodynamic model in damage state is established. The effects of wing lost on aircraft's weight, the center of gravity and wing area are analyzed. The changes of its aerodynamic characteristics are calculated by establishment of the aerodynamic model. Based on these changes, the influences of aircraft flight dynamics resulted from the damage are analyzed. And flight dynamics equations of damaged aircraft are established, by which the duration of the aircraft out of control can be calculated, and the damage criterion class of the aircraft is determined. The method can be used for analyzing aircraft kill state and determining damage criterion class during aircraft design.

Key words: battle damage aircraft; dynamic characteristics; aerodynamic characteristics; damage criterion

0 引言

现代战争中, 防空武器性能不断提升, 对飞机造成的威胁越来越大。飞机被防空武器击中时, 可

能发生机身、机翼损伤, 这些损伤给飞行安全带来极大的威胁, 造成严重的生命和财产损失, 例如美国航空 587 号航班由于机身组件发生损坏而造成的飞机失控带来了毁灭性的灾难^[1]。但并非所有的机翼损伤都会造成飞机的失控, 例如 2003 年一架 A300 客机在伊拉克被地空导弹袭击后造成左机翼严重受损, 飞行员控制飞机迫降成功^[2]。确定飞机受到打击时的杀伤状态及其杀伤等级成为飞

收稿日期: 2014-03-17; 修回日期: 2014-11-18

通信作者: 巩彦明, gongyanming2008@126.com

机设计时必须考虑的重要问题。飞机的杀伤等级是衡量飞机在受到损伤后能否保持飞行基本功能和任务能力的一种分类,包括耗损杀伤(KK 级、K 级、A 级……)、任务放弃杀伤等。

因此,应综合考虑飞机的气动结构推进、控制等因素,将部分结构损伤飞机的飞行控制扩展至传统容错飞行控制的研究范围^[3]。美国 NASA 启动了 IRAC(Integrated Resilient Aircraft Control)计划,在传统布局飞机结构受损情况下的建模和控制方法研究方面取得了一些阶段性成果^[4-6]。S. F. Campbell 等^[4]建立了通用运输机的损伤模型并进行了仿真计算。N. Nguyen 等^[5]建立了损伤通用运输机实物模型并通过风洞试验测试飞机损伤后的数据。N. T. Nguyen 等^[6]对损伤飞机进行了初步的动力学分析。钟友武等^[7]通过对受损飞机进行建模初步建立了损伤方程并进行了自适应控制研究。

机翼脱离损伤对飞机造成的直接影响是飞机质量的损失和外形(机翼面积)的改变。本文分析机翼脱离损伤造成的飞机质量特性的变化及其影响、气动特性的变化及其影响,进而分析受损飞机力学和动力学特性,以探索判定受损飞机杀伤等级的判定方法,以期设计提供指导。

1 飞机易损性评估

在被敌方防空武器击中的情况下,易损性小的飞机不易被击落或失去控制,损伤程度较小的飞机可保持一定的战斗能力,战斗结束后带伤返回地面,这些战损飞机经过战场抢修后,通常均可恢复作战能力。传统的易损性研究仅限于各功能、结构等关键部件的损伤研究,对战机受损后各方面特性变化的研究较少,例如气动分析、飞行动力学分析等,而这些分析通常是飞机设计中的关键环节。因此,需要对受损后的飞机进行综合损伤评估,进一步完善战损(作战)飞机易损性的研究,以期更加准确地评判一架飞机的杀伤等级。若易损性评估在飞机设计阶段开展,则可更好地指导设计工作。GJB1301-91 定义的飞机杀伤等级分为 5 类^[8],如表 1 所示。

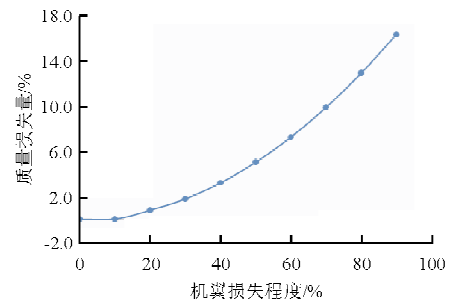
表 1 杀伤等级定义

Table 1 Definition of damage criterion class

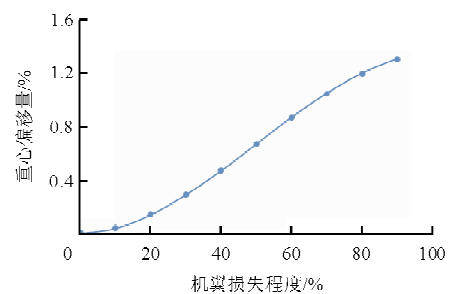
杀伤等级	定义
KK	飞机遭到打击后受到的损伤,引起飞机立即解体(有时也称为灾难性杀伤)。
K	飞机遭到打击后,30 秒钟内其损伤将引起飞机失控而坠毁。
A	飞机遭到打击后,5 分钟内其损伤将引起飞机失控而坠毁。
B	飞机遭到打击后,30 分钟内其损伤将引起飞机失控而坠毁。
C	在完成任务目标之前飞机因损伤而失控坠毁,有时也称之为任务杀伤。

2 飞机质量特性对动力学影响分析

机翼损伤造成飞机总体质量的变化,因本文中研究的机翼损伤为非对称损伤(单侧机翼受损),这就意味着质量损失的非对称性,而这将会对飞机重心产生影响,如图 1 所示。在重心偏移分析中假设机翼面积均匀分布,不考虑油箱及燃油的影响^[9-10]。



(a) 质量随损伤程度的变化



(b) 重心随损伤程度的变化

图 1 损伤飞机随损伤程度的变化情况

Fig. 1 Variations of aircraft with different damages

飞机质心动力学标准方程^[11]为(地轴系)

$$\mathbf{F} = \frac{d}{dt} m \mathbf{v} \quad (1)$$

当飞机由于损伤造成重心偏移,则

$$\mathbf{F} = \frac{d}{dt} (m \mathbf{v} + m \boldsymbol{\omega} \times \Delta \mathbf{r}) \quad (2)$$

式中: $\mathbf{v} = [u \ v \ w]^T$ 为线速度; $\boldsymbol{\omega} = [p \ q \ r]^T$ 为角速度; $\Delta \mathbf{r} = [\Delta x \ \Delta y \ \Delta z]^T$ 为损伤后飞机重心相对于完整飞机重心的位移; $m = m^* + \Delta m$, m^* 为飞机的原始重量, Δm 为飞机重量变化量。

则损伤后动力学方程为

$$\mathbf{F} = m \dot{\mathbf{v}} + m \dot{\boldsymbol{\omega}} \times \Delta \mathbf{r} + m \boldsymbol{\omega} \times \Delta \dot{\mathbf{r}} + \Delta \dot{m} (\mathbf{v} + \boldsymbol{\omega} \times \Delta \mathbf{r}) \quad (3)$$

式中: $\Delta \dot{\mathbf{r}}$ 和 $\Delta \dot{m}$ 分别表示损伤带来的飞机重心位置和质量的瞬时变化量。

损伤时飞机质量和面积为瞬间变化, 因此忽略瞬态变化量 $\Delta \dot{\mathbf{r}}$ 和 $\Delta \dot{m}$, 将上述动力学方程由地轴系转化到体轴系, 则受损飞机动力学方程为

$$\mathbf{F}_B = \mathbf{F} + m \boldsymbol{\omega} \times (\mathbf{v} + \boldsymbol{\omega} \times \Delta \mathbf{r}) \quad (4)$$

将方程(4)分解为标量形式(方程组(5)), 可表示飞机受损对飞机轴向力造成的影响。

$$\begin{cases} F_x = m[\dot{u} - rv + qw - (q^2 + r^2)\Delta x + (pq - \dot{r})\Delta y + (\dot{q} + pr)\Delta z] \\ F_y = m[\dot{v} + ru - pw + (pq + \dot{r})\Delta x - (p^2 + q^2)\Delta y + (qr - p)\Delta z] \\ F_z = m[\dot{w} - qu + pv + (pr - \dot{q})\Delta x + (qr + \dot{p})\Delta y - (p^2 + q^2)\Delta z] \end{cases} \quad (5)$$

$$\begin{cases} M_x = I_{xx}\dot{p} - I_{xz}\dot{r} + (I_{zz} - I_{yy})qr - I_{xz}pq + m[(qv + rw)\Delta x + (\dot{w} - qu)\Delta y - (\dot{v} + ru)\Delta z] \\ M_y = I_{yy}\dot{q} + (I_{xx} - I_{zz})\dot{p}r + I_{xx}(p^2 - r^2) - m[(\dot{w} + pv)\Delta x + (pu + rw)\Delta y + (\dot{u} - rv)\Delta z] \\ M_z = I_{zz}\dot{r} - I_{xz}\dot{p} + (I_{yy} - I_{xx})\dot{p}q + I_{xz}qr + m[(\dot{v} - pw)\Delta x - (\dot{u} + qw)\Delta y + (pu + qv)\Delta z] \end{cases} \quad (9)$$

从方程组(9)可以看出: 当飞机由于损伤造成重心偏移时, 产生额外的力矩, 引起俯仰、滚转和偏航; 由于重心偏移造成力矩改变的同时, 也伴随着各轴向线加速度的变化。

3 飞机外形变化对气动特性影响分析

以某作战飞机为研究对象, 对其左侧机翼进行损伤建模^[5], 对其沿翼展方向翼尖损伤进行 CFD 建模, 建立机翼损伤分别为 10%、20%、30%、40%、60%、80% 时的飞机模型, 如图 2 所示。

从方程组(5)可以看出: 当飞机由于损伤发生重心偏移时, 受损飞机将会产生额外的轴向力; 飞机重心的改变伴随着角加速度量(\dot{p} 、 \dot{r} 、 \dot{q})的产生, 并且出现较强的耦合。

飞机绕质心转动的标准动力学方程^[12]为

$$\frac{d}{dt} \mathbf{h} = \mathbf{M} \quad (6)$$

式中: 动量矩 $\mathbf{h} = \mathbf{I}\boldsymbol{\omega}$ 。

飞机损伤后, 由于飞机质心的偏移, 动量矩

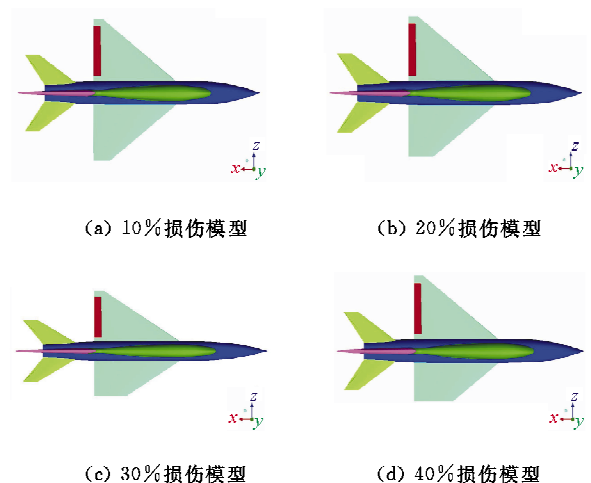
$$\mathbf{h} = \mathbf{I}\boldsymbol{\omega} + m\Delta \mathbf{r} \times \mathbf{v} \quad (7)$$

式中: $\mathbf{I} = \mathbf{I}^* + \Delta \mathbf{I}$, \mathbf{I}^* 为完整飞机的转动惯量矩阵; $\Delta \mathbf{I}$ 为飞机转动惯量矩阵增量。

则受损飞机绕质心运动的动力学方程为

$$\mathbf{M}_B = \frac{d\mathbf{h}}{dt} = \dot{\mathbf{I}}\boldsymbol{\omega} + \Delta \dot{\mathbf{I}}\boldsymbol{\omega} + m\Delta \mathbf{r} \times \dot{\mathbf{v}} + m\Delta \dot{\mathbf{r}} \times \mathbf{v} + \Delta \dot{m}\Delta \mathbf{r} \times \mathbf{v} \quad (8)$$

同样, 忽略瞬态变化量 $\Delta \dot{\mathbf{I}}$ 、 $\Delta \dot{m}$ 、 $\Delta \dot{\mathbf{r}}$, 可将方程(8)分解为标量形式(方程组(9)), 表示飞机由于受损而造成的力矩变化情况。



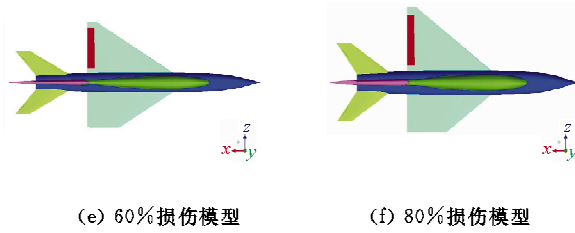


图 2 损伤模型

Fig. 2 Models of damaged aircraft

机翼损伤造成飞机外形的变化,其中机翼面积变化如图 3 所示。

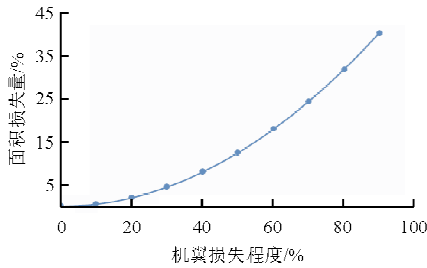


图 3 机翼面积损失随损伤的变化

Fig. 3 Variations of wing area with different damages

从图 3 可以看出:当飞机受到损伤机翼发生部分脱离时,机翼面积变化明显。

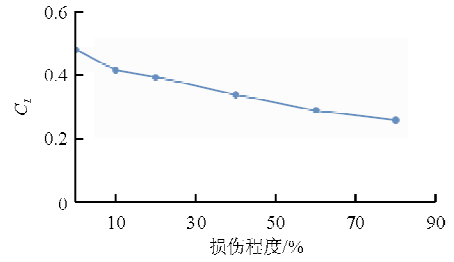
飞机的气动力^[13]分别为

$$\begin{cases} L = C_L QS \\ Y = C_Y QS \\ D = C_D QS \end{cases} \quad (10)$$

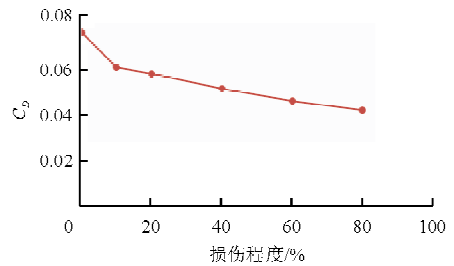
由于损伤,机翼面积由 S^* 变为 $S^* + \Delta S$,飞机所受气动力发生明显变化,飞机所受气动力矩也会受到明显影响,如式(11)所示。

$$\begin{cases} M_l = C_l QSb \\ M_m = C_m QS\bar{c} \\ M_n = C_n QSb \end{cases} \quad (11)$$

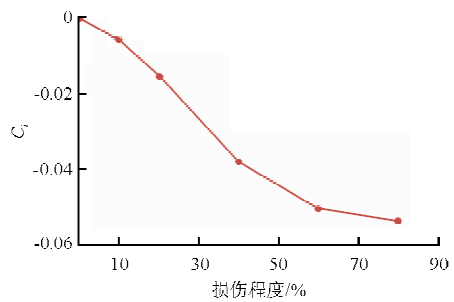
飞机外形变化直接影响其力和力矩系数,对图 2 建立的 CFD 损伤模型进行仿真,计算迎角为 8° 时各气动系数随损伤的变化情况,结果如图 4 所示。



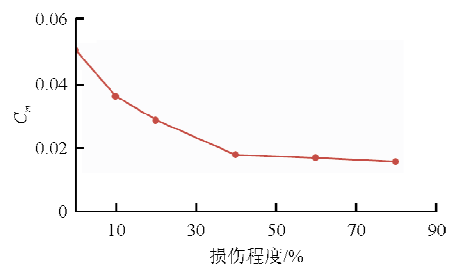
(a) 升力系数随损伤的变化



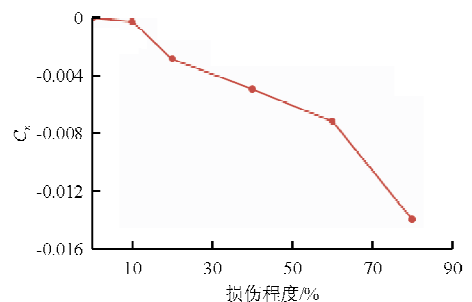
(b) 阻力系数随损伤的变化



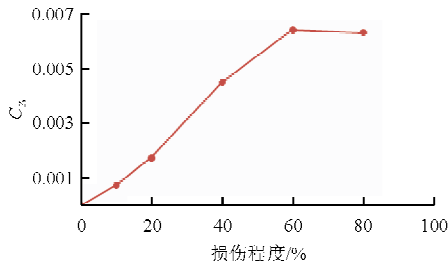
(c) 滚转力矩系数随损伤的变化



(d) 俯仰力矩系数随损伤的变化



(e) 偏航力矩系数随损伤的变化



(f) 侧力系数随损伤的变化

图4 气动系数随损伤的变化($\alpha=8^\circ$)Fig. 4 Variations of aerodynamic coefficient with different damages($\alpha=8^\circ$)

从图4可以看出:各气动系数均因损伤而产生

$$\begin{cases} X' = \delta_T^* T_{\max} + (C_L^* + \Delta C_L) Q (S^* + \Delta S) \sin \alpha - (C_D^* + \Delta C_D) Q (S^* + \Delta S) \cos \alpha \cos \beta - (m^* + \Delta m) g \sin \alpha \\ Y' = -(C_D^* + \Delta C_D) Q (S^* + \Delta S) \sin \beta + (C_Y^* + \Delta C_Y) Q (S^* + \Delta S) + (m^* + \Delta m) g \cos \theta \sin \phi \\ Z' = -(C_D^* + \Delta C_D) Q (S^* + \Delta S) \sin \alpha \cos \beta - (C_L^* + \Delta C_L) Q (S^* + \Delta S) \cos \alpha + (m^* + \Delta m) g \cos \theta \cos \phi \end{cases} \quad (13)$$

式中: $\Delta C_L = \Delta C_{L,0} + \Delta C_{L,\alpha} + \Delta C_{L,\beta} + \Delta C_{L,\delta}$; $\Delta C_Y = \Delta C_{Y,0} + \Delta C_{Y,\beta} + \Delta C_{Y,\delta}$; $\Delta C_D = \Delta C_{D,0} + \Delta C_{D,\beta} + \Delta C_{D,\alpha} + \Delta C_{D,\delta}$

从方程组(13)可以看出,当飞机遭受机翼脱离损伤时,飞机外形和机翼面积的变化对飞机各轴向力造成严重的影响。当飞机作定常飞行时,飞机所

$$\begin{cases} X' = X^* - \Delta m g \sin \alpha + \Delta C_L Q S \sin \alpha + C_L^* Q \Delta S \sin \alpha - C_D^* Q \Delta S \cos \alpha - \Delta C_D Q S \cos \alpha \\ Y' = Y^* + \Delta C_Y Q S + C_Y^* Q \Delta S \\ Z' = Z^* + \Delta m g \cos \alpha - \Delta C_L Q S \cos \alpha - C_L^* Q \Delta S \cos \alpha - \Delta C_D Q S \sin \alpha - C_D^* Q \Delta S \sin \alpha \end{cases} \quad (14)$$

无损飞机的气动力矩方程^[13]:

$$\begin{cases} L = (C_{l,\alpha=0} + C_{l,\beta} + C_{l,\delta_a} \delta_a + C_{l,\delta_r} \delta_r + C_{l,\bar{p}} \bar{p} + C_{l,\bar{r}} \bar{r}) Q S b \\ M = (C_{m,\alpha=0} + C_{m,\alpha} + C_{m,\delta_a} \delta_a + C_{m,\bar{q}} \bar{q}) Q S \bar{c} \\ N = (C_{n,\alpha=0} + C_{n,\beta} + C_{n,\delta_a} \delta_a + C_{n,\delta_r} \delta_r + C_{n,\bar{p}} \bar{p} + C_{n,\bar{r}} \bar{r}) Q S b \end{cases} \quad (15)$$

式中: $C_{n,\bar{p}}$ 为交叉动导数; $C_{n,\bar{r}}$ 为航向阻尼导数。

$\bar{p} = \frac{pb}{2V}$ 、 $\bar{q} = \frac{qb}{2V}$ 、 $\bar{r} = \frac{rb}{2V}$ 分别为量纲1的滚转、俯仰、偏航角速度。

方程组(15)中仅考虑了静导数和由旋转运动引起的动导数,忽略了非定常导数($\dot{\beta}$ 、 $\dot{\delta}_a$ 、 $\dot{\delta}_r$)的影响。无损飞机由于对称面的存在 $C_{l,\alpha=0}$ 和 $C_{n,\alpha=0}$ 为0。但是当飞机单侧机翼受损后,飞机的对称状态被破坏,因此 $C_{l,\alpha=0}$ 和 $C_{n,\alpha=0}$ 不为0。当各力矩系数改变时,三个方向的力矩都会发生改变,而为了满

了不同程度的变化,由于损伤不对称,滚转、偏航和侧力方向的变化较大。

完整飞机所受的轴向力^[13]为

$$\begin{cases} X = \delta_T T_{\max} + C_L Q S \sin \alpha - C_D Q S \cos \alpha \cos \beta - m g \sin \alpha \\ Y = C_Y Q S - C_D Q S \sin \beta + m g \cos \theta \sin \phi \\ Z = C_L Q S \cos \alpha - C_D Q S \sin \alpha \cos \beta + m g \cos \theta \cos \phi \end{cases} \quad (12)$$

式中: α 为迎角; β 为侧滑角; ϕ 为滚转角; $C_L = C_{L,0} + C_{L,\alpha} + C_{L,\beta} + C_{L,\delta}$; $C_Y = C_{Y,0} + C_{Y,\beta} + C_{Y,\delta}$; $C_D = C_{D,0} + C_{D,\beta} + C_{D,\alpha} + C_{D,\delta}$ 。

则飞机受损后,所受的轴向力为

受轴向合力应为0;当飞机损伤后,飞机若要保持平衡状态,则必须调整飞机状态(α 、 β 、 ϕ)或舵面偏角(δ)才能满足飞机平衡。

若飞机受损前作水平定常直线运动,即 $\beta=0$ 、 $\phi=0$ 、 $\alpha=\theta$ 、 $C_Y=0$ 。则可将方程组(13)简化为(取 $\cos \Delta=1$ 、 $\sin \Delta=\Delta$ 、 $\Delta \cdot \Delta=0$):

足飞机本身力矩的平衡($M=0$ 、 $N=0$),必须调整飞行状态(α 、 β 、 ϕ)或舵面偏角(δ)。

当损伤飞机重心发生偏移时,飞机的各轴向力也将对飞机产生附加力矩^[8]:

$$\begin{cases} M_x = m g (\cos \theta \cos \phi \Delta y - \cos \theta \sin \phi \Delta z) + Y \Delta z - Z \Delta y \\ M_y = m g (\cos \theta \cos \phi \Delta x + \sin \theta \Delta z) + X \Delta z + Z \Delta x \\ M_z = X \Delta y - Y \Delta x - m g (\cos \theta \sin \phi \Delta x + \sin \theta \Delta y) \end{cases} \quad (16)$$

该机型为单发动机,因此不考虑发动机推力由

于重心偏移产生的力矩,则受损飞机力矩增量可表示为

$$\begin{cases} L' = L^* + \Delta \bar{C}_l QSb + C_l Q \Delta S b \\ M' = M^* + \Delta \bar{C}_m QS \bar{c} + C_m Q \Delta S \bar{c} \\ N' = N^* + \Delta \bar{C}_n QSb + C_n Q \Delta S b \end{cases} \quad (17)$$

式中: $\Delta \bar{C}_l = \Delta C_l + C_Y \frac{\Delta z}{b} - C_Z \frac{\Delta y}{b} - \frac{mg}{QS} (\cos \theta \cos \phi$

$\frac{\Delta y}{b} - \cos \theta \sin \phi \frac{\Delta z}{b})$, $\Delta \bar{C}_m = \Delta C_m + C_X \frac{\Delta z}{c} + C_Z \frac{\Delta y}{c} +$

$\frac{mg}{QS} (\cos \theta \cos \phi \frac{\Delta x}{c} + \sin \theta \frac{\Delta z}{c})$, $\Delta \bar{C}_n = \Delta C_n + C_X \frac{\Delta y}{b} -$

$C_Y \frac{\Delta x}{b} - \frac{mg}{QS} (\cos \theta \sin \phi \frac{\Delta x}{b} + \sin \theta \frac{\Delta y}{b})$, $C_X = \frac{F_x}{QS}$, C_Y

$= \frac{F_y}{QS}$, $C_Z = \frac{F_z}{QS}$ 为沿飞机三个轴向的力系数。

则方程组(17)可以表示受损飞机由于质量损失和面积损失共同作用造成的力矩系数改变的结果。

4 损伤飞机的动力学方程

为了书写方便,将上述公式简化,以 X 代替 X' ,其他依次类推,则受损飞机的动力学方程组可以写为以下形式:

$$\begin{cases} X = m[\dot{u} - rv + qw - (q^2 + r^2)\Delta x + (pq - \dot{r})\Delta y + (\dot{q} + pr)\Delta z] + mg \sin \theta \\ Y = m[\dot{v} + ru - pw + (pq + \dot{r})\Delta x - (p^2 + q^2)\Delta y + (qr - \dot{p})\Delta z] - mg \cos \theta \sin \phi \\ Z = m[\dot{w} - qu + pv + (pr - \dot{q})\Delta x + (qr + \dot{p})\Delta y - (p^2 + q^2)\Delta z] - mg \cos \theta \cos \phi \\ L = I_{xx} \dot{p} - I_{xz} \dot{r} + (I_{xx} - I_{yy})qr - I_{xz}pq + m[(qv + rw)\Delta x + (\dot{w} - qu)\Delta y - (\dot{v} + ru)\Delta z] \\ M = I_{yy} \dot{q} + (I_{xx} - I_{zz})pr + I_{xx}(p^2 - r^2) - m[(\dot{w} + pv)\Delta x + (pu + rw)\Delta y + (\dot{u} - rv)\Delta z] \\ N = I_{zz} \dot{r} - I_{xz} \dot{p} + (I_{yy} - I_{xx})pq + I_{xz}qr + m[(\dot{v} - pw)\Delta x - (\dot{u} + qw)\Delta y + (pu + qv)\Delta z] \end{cases} \quad (18)$$

式中:

$$\begin{cases} X = \delta_T T_{\max} + (\Delta C_{L,0} + \Delta C_{L,\alpha} + \Delta C_{L,\beta} + \Delta C_{L,\delta_e}) QS \sin \theta + (C_{L,0} + C_{L,\alpha} + C_{L,\beta} + C_{L,\delta_e}) Q(S + \Delta S) \sin \theta - (C_{D,0} + C_{D,\beta} + C_{D,\alpha} + C_{D,\delta_e}) Q(S + \Delta S) \cos \theta \cos \beta - (\Delta C_{D,0} + \Delta C_{D,\beta} + \Delta C_{D,\alpha} + \Delta C_{D,\delta_e}) \times QS \cos \theta \cos \beta \\ Y = (C_{Y,0} + C_{Y,\beta} + C_{Y,\delta_a} + C_{Y,\delta_r}) Q(S + \Delta S) + (\Delta C_{Y,0} + \Delta C_{Y,\beta} + \Delta C_{Y,\delta_a} + \Delta C_{Y,\delta_r}) QS - (C_{D,0} + C_{D,\beta} + C_{D,\alpha} + C_{D,\delta_e}) Q(S + \Delta S) \sin \beta - (\Delta C_{D,0} + \Delta C_{D,\beta} + \Delta C_{D,\alpha} + \Delta C_{D,\delta_e}) QS \sin \beta \\ Z = -(C_{L,0} + C_{L,\alpha} + C_{L,\beta} + C_{L,\delta_e}) Q(S + \Delta S) \cos \theta - (\Delta C_{L,0} + \Delta C_{L,\alpha} + \Delta C_{L,\beta} + \Delta C_{L,\delta_e}) \times QS \cos \theta - (C_{D,0} + C_{D,\beta} + C_{D,\alpha} + C_{D,\delta_e}) Q(S + \Delta S) \sin \theta \cos \beta - (\Delta C_{D,0} + \Delta C_{D,\beta} + \Delta C_{D,\alpha} + \Delta C_{D,\delta_e}) QS \sin \theta \\ L = (\Delta C_{l,\alpha=0} + \Delta C_{l\beta} + \Delta C_{l\delta_a} + \Delta C_{l\delta_r} + \Delta C_{l\bar{p}} + \Delta C_{l\bar{r}}) QSb - mg (\cos \theta \cos \phi \Delta y - \cos \theta \sin \phi \Delta z) + Y \Delta z - Z \Delta y + (C_{l,\alpha=0} + C_{l\beta} + C_{l\delta_a} + C_{l\delta_r} + C_{l\bar{p}} + C_{l\bar{r}}) Q(S + \Delta S)b \\ M = (\Delta C_{m,\alpha=0} + \Delta C_{m\alpha} + \Delta C_{m\delta_e} + \Delta C_{m\bar{q}}) QS \bar{c} + mg (\cos \theta \cos \phi \Delta x + \sin \theta \Delta z) + X \Delta z + Z \Delta x + (C_{m,\alpha=0} + C_{m\alpha} + C_{m\delta_e} + C_{m\bar{q}}) Q(S + \Delta S) \bar{c} \\ N = (\Delta C_{n,\alpha=0} + \Delta C_{n\beta} + \Delta C_{n\delta_a} + \Delta C_{n\delta_r} + \Delta C_{n\bar{p}} + \Delta C_{n\bar{r}}) QSb + X \Delta y - Y \Delta x - mg (\cos \theta \sin \phi \Delta x + \sin \theta \Delta y) + (C_{n,\alpha=0} + C_{n\beta} + C_{n\delta_a} + C_{n\delta_r} + C_{n\bar{p}} + C_{n\bar{r}}) Q(S + \Delta S)b \end{cases}$$

机翼脱离损伤造成的主要影响有飞机重心偏移、机翼面积变化以及气动系数变化。这三种影响在动力学方程组里面有所体现。方程组里除损伤

以外的可变量有:飞机的飞行姿态(α 或 θ 、 β 、 ϕ)和飞机的控制输入 δ ,并且伴随着角速度(p 、 r 、 q)和角加速度量(\dot{p} 、 \dot{r} 、 \dot{q})的产生。

因此,当损伤发生后,为了保证飞机依然能够平衡,则必须满足 $Y=0, L=0, M=0, N=0$, 由此便可以解出损伤状态下的 δ^* 。

然而,飞机的舵面偏转(δ)是有限的。一旦飞机损伤带来的变化量大于飞机能够通过舵面偏转造成的补偿量,则飞机无法通过舵面的偏转重新获取平衡。

为了便于动力学分析,可将方程组(18)写成运动方程组的形式:

$$\begin{cases} \Delta_1 = \frac{\Delta mg \sin\theta + \Delta C_L QS \sin\theta + C_L^* Q \Delta S \sin\theta - C_D^* Q \Delta S \cos\theta - \Delta C_D QS \cos\theta}{m} + (q^2 + r^2) \Delta x - (pq - \dot{r}) \Delta y - (\dot{q} + pr) \Delta z \\ \Delta_2 = \frac{\Delta C_Y QS + C_Y^* Q \Delta S}{m} - (pq + \dot{r}) \Delta x + (\dot{p}^2 + q^2) \Delta y - (qr - p) \Delta z \\ \Delta_3 = \frac{\Delta mg \cos\theta - \Delta C_L QS \cos\theta - C_L^* Q \Delta S \cos\theta - \Delta C_D QS \sin\theta - C_D^* Q \Delta S \sin\theta}{m} - (pr - \dot{q}) \Delta x - (qr + \dot{p}) \Delta y + (\dot{p}^2 + q^2) \Delta z \\ \Delta_4 = c_3 (\Delta \bar{C}_l QS b + C_l Q \Delta S b) + c_4 (\Delta \bar{C}_n QS b + C_n Q \Delta S b) \\ \Delta_5 = c_7 (\Delta \bar{C}_m QS \bar{c} + C_m Q \Delta S \bar{c}) \\ \Delta_6 = c_1 (\Delta \bar{C}_l QS b + C_l Q \Delta S b) + c_9 (\Delta \bar{C}_n QS b + C_n Q \Delta S b) \end{cases} \quad (20)$$

式中: $\Delta_1 \sim \Delta_6$ 均为损伤造成的变化量,且 $c_1 = \frac{(I_{yy} - I_{zz}) I_{zz} - I_{xz}^2}{\sum}$, $c_2 = \frac{(I_{xx} - I_{yy} + I_{zz}) I_{xx}}{\sum}$, $c_3 = \frac{I_{zz}}{I_{xx} I_{zz} - I_{xz}^2}$, $c_4 = \frac{I_{xz}}{I_{xx} I_{zz} - I_{xz}^2}$, $c_5 = \frac{I_{zz} - I_{xx}}{I_{yy}}$, $c_6 = \frac{I_{xz}}{I_{yy}}$, $c_7 = \frac{1}{I_{yy}}$, $c_8 = \frac{(I_{xx} - I_{yy}) I_{xx} + I_{xz}^2}{\sum}$, $c_9 = \frac{I_{xz}}{\sum}$, $\sum = I_{xx} I_{zz} - I_{xz}^2$ 。

方程组(19)可以更直观地表现出飞机遭受损伤后各方向角加速度的变化情况。当飞机无法通过舵面操纵补偿损伤带来的附加角加速度时,飞机便会失去平衡,此时可以判定飞机被杀伤。

根据飞机的损伤程度,基于方程组(18),可计算出损伤飞机失去控制的时间,以此参照表 1 中对杀伤等级的定义,便可判定损伤飞机的杀伤等级。

5 算例

以某型飞机机翼损伤 40% 为例进行仿真计算。飞机副翼最大偏角为 25° , $Ma=0.5$, $\alpha=8^\circ$ 。机翼损失 40% 时的滚转角加速度如图 5 所示,细

$$\begin{cases} \dot{u} = vr - wq + \frac{X}{m} + \Delta_1 \\ \dot{v} = -ru + pw + \frac{Y}{m} - \Delta_2 \\ \dot{w} = qu - pv + \frac{Z}{m} - \Delta_3 \\ \dot{p} = (c_1 r + c_2 p) q + c_3 L + c_4 N + \Delta_4 \\ \dot{q} = (c_5 pr - c_6 (p^2 - r^2)) + c_7 M + \Delta_5 \\ \dot{r} = (c_8 p - c_2 r) q + c_4 L + c_9 N + \Delta_6 \end{cases} \quad (19)$$

线为副翼偏转所能产生的最大滚转角加速度。机翼损失 40% 时的滚转力矩变化量和副翼偏转带来最大滚转力矩补偿值的对比如图 6 所示。从图 5 可以看出:机翼损失 40% 时产生的角加速度(粗线)已经大于副翼偏转所能补偿的角加速度(细线);飞机受损后从 10 s 开始角加速度持续增大,认为飞机失去控制,判定飞机被杀伤,根据杀伤等级的定义,其杀伤等级为 K 级。从图 6 可以看出,损伤带来的力矩变化量已经大于舵面偏转最大补偿量,这时认为飞机失去控制,判定飞机杀伤,与图 5 计算结果反映出来的一致。

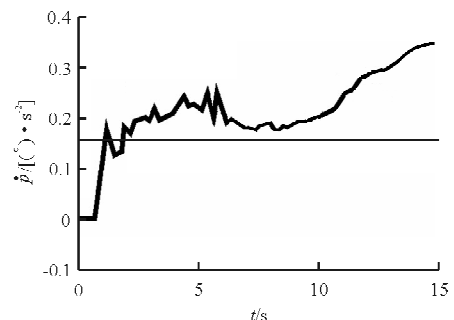


图 5 机翼损失 40% 时的滚转角加速度
Fig. 5 Roll angle acceleration with 40% damage

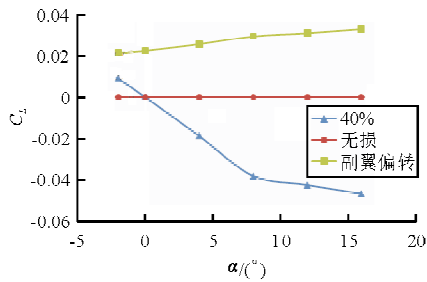


图 6 机翼损伤 40% 时的滚转力矩变化量和副翼偏转带来最大滚转力矩补偿值的对比

Fig. 6 Comparison of roll moment between maximum deflection of aileron and 40% damage

6 结 论

(1) 飞机被击中并发生机翼脱离损伤时,飞机质量产生明显变化,变化量随机翼损伤程度增大而增大,质量变化造成重心偏移,引起俯仰、滚转和偏航,各轴线加速度也发生了变化。

(2) 飞机被击中并发生机翼脱离损伤时,飞机外形产生明显变化,机翼面积损失量随机翼损失程度增大而增大,各气动系数也产生了不同程度的变化,影响了飞机的稳定性,必须通过飞机状态及舵面的及时调整以满足平衡条件。

(3) 基于损伤造成的变化,建立了损伤状态下的动力学方程,通过算例计算了飞机失控时间,例如机翼损伤 40% 的飞机失控时间为 10 s, 10 s 以后角加速度持续增大,则可判定飞机杀伤状态为被杀伤,杀伤等级为 K 级。

参考文献

- [1] Bramesfeld G, Maughmer M, Willits S. Piloting strategies for controlling a transport aircraft after vertical-tail loss[J]. Journal of Aircraft, 2006, 43(1): 216-225.
- [2] Wolff M. Missile strike: a damaged A300 lands with thrust only[J]. Flight Safety Australia, 2004, 8(6): 22-24.
- [3] Shah G II. Aerodynamic effects and modeling of damage to transport aircraft[R]. AIAA-2008-6203, 2008.
- [4] Campbell S F, Nguyen N T, Kaneshige J, et al. Parameter estimation for a hybrid adaptive flight controller [R]. AIAA-2009-1803, 2009.
- [5] Nguyen N, Krishnakumar K, Kaneshige J, et al. Flight

dynamics and hybrid adaptive control of damaged aircraft [J]. Journal of Guidance, Control, and Dynamics, 2008, 31(3): 751-764.

- [6] Nguyen N T, Bakhtiari N M. Hybrid adaptive flight control with bounded linear stability analysis [R]. AIAA-2007-6422, 2007.
- [7] 钟友武, 倪少波, 杨凌宇, 等. 结构受损飞机动力学模型与飞行控制方法[J]. 北京: 北京航空航天大学学报, 2013, 39(2): 154-158.
Zhong Youwu, Ni Shaobo, Yang Lingyu, et al. Dynamic model and flight control method for structure damaged aircraft[J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2013, 39(2): 154-158. (in Chinese)
- [8] Ball R E. The fundamentals of aircraft combat survivability analysis and design[M]. Second edition. New York: American Institute of Aeronautics, 2003.
- [9] 郭风, 王鹏, 张恒喜. 飞机机翼结构重量控制研究[J]. 航空维修与工程, 2005(4): 43-44.
Guo Feng, Wang Peng, Zhang Hengxi. The weight control research of aircraft wing structure[J]. Aviation Maintenance and Engineering, 2005(4): 43-44. (in Chinese)
- [10] 李宏明. 飞机研制中的机翼重量问题[J]. 飞机设计, 1999(1): 6-11.
Li Hongming. The weight research of wing in aircraft design[J]. Aircraft Design, 1999(1): 6-11. (in Chinese)
- [11] 吴森堂, 费玉华. 飞行控制系统[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2005.
Wu Sentang, Fei Yuhua. Flight control system[M]. Beijing: Beihang University Press, 2005. (in Chinese)
- [12] 方振平. 飞机飞行动力学[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2005.
Fang Zhenping. Flight dynamics of aircraft[M]. Beijing: Beihang University Press, 2005. (in Chinese)
- [13] 方振平, 陈万春, 张曙光. 航空飞行器飞行动力学[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2005.
Fang Zhenping, Chen Wanchun, Zhang Shuguang. Dynamics of aviation aircraft [M]. Beijing: Beihang University Press, 2005. (in Chinese)

作者简介:

巩彦明(1990—),男,硕士研究生。主要研究方向:飞行器总体设计、飞行器生存力技术。

韩庆(1969—),男,博士,副教授。主要研究方向:飞行器生存力技术、飞行器综合优化设计技术。

(编辑:赵毓梅)