

鸟撞击叶片时的载荷模型

南京航空航天大学 尹晶* 高德平 范尔宁

【摘要】 为了预估叶片的鸟撞击响应, 首先要建立鸟撞击载荷模型。为此, 开展了以下研究工作: 运用高速冲击动力学理论分析鸟撞击的物理过程; 进行鸟撞击载荷试验; 采用计算机数值模拟分析鸟撞击载荷的各种因素对叶片响应的影响。在综合运用上述研究结果的基础上, 本文从鸟撞击载荷的冲量与加载持续时间的确定、力—时间函数的选择以及载荷空间因素的确定三个方面论述了有关的方法与原则, 供建立鸟撞击载荷模型时参照使用。

关键词: 叶片 鸟撞击 载荷模型

1 引言

鸟撞击靶体时施加给靶体的力或压力称为鸟撞击载荷。为模拟鸟撞击载荷的冲量、时间因素及空间因素而建立的模型称为鸟撞击载荷模型。为了预估叶片的鸟撞击响应, 首先需要建立鸟撞击叶片时的载荷模型。在通常的撞击速度(200m/s)下, 鸟撞击过程被描述成一个非恒定的流体动力学过程^[1]。因此载荷模型需按照流体性态考虑。根据变形性态可将靶体分为刚性靶体与可变形靶体。因撞击刚性靶体时产生的载荷最大, 加之分析时无需考虑靶体的变形, 因此本文所建立的是鸟撞击刚性靶体时的流体力学载荷模型。

在建立鸟撞击载荷模型时, 需要确定载荷的冲量、时间因素及空间因素。其中时间因素包括加载持续时间与力—时间函数; 空间因素包括载荷类型、加载位置及载荷的空间分布形式。为建立一个既能反映鸟撞击加载过程、又比较简单可行的鸟撞击载荷模型, 进行了以下研究工作: (1) 运用高速冲击动力学理论分析鸟撞击的物理过程, 推导出载荷的冲量、加载持续时间、初始冲击压力、恒定流动压力等量的计算公式^[1,2]。(2) 进行鸟撞击载荷试验, 验证计算公式的正确性^[3]。(3) 采用计算机数值模拟, 分析鸟撞击载荷的各种因素对叶片响应的影响, 为简化加载过程及建立载荷模型提供参考与依据^[4~6]。本文综合运用了上述研究结果, 从鸟撞击载荷的冲量与加载持续时间的确定; 力—时间函数的选择; 以及空间因素的确定三个方面论述了有关的方法与原则, 供建立鸟撞击载荷模型时参照使用。

2 冲量与加载持续时间的确定

在撞击瞬间鸟传递给叶片的冲量 I 是对鸟撞击载荷总体作用的综合描述; 加载持续时间 T 是载荷的时间因素中最重要的物理量。由于 I 及 T 对叶片响应的影响很大^[4], 因此在建立鸟撞击载荷模型时, 首先需要准确地确定 I 及 T , 随后再确定载荷的力—时间函数及空间因素。

为确定 I 及 T , 可采用基于发动机及鸟体参数的理论计算方法。首先介绍模拟鸟(具有

10% 孔隙率的明胶与流变后鸟体的性态相近。用明胶制成长径比为 2 的圆柱体, 代替真鸟进行试验与计算。称其为人工鸟或模拟鸟^[7,8] 撞击单个叶片时的不含切割过程的一般公式; 随后介绍模拟鸟撞击叶栅时的含切割过程的修正公式。

2.1 不含切割过程的一般公式

令鸟体的质量为 m , 与叶片的相对速度为 V , 则撞击前鸟体沿弹道方向的初始动量为 mV 。在图 1 所示的斜撞击情况下, 撞击过程中传递给叶片的冲量为

$$I = mV \sin \theta \quad (1)$$

θ 为鸟体弹道方向与叶片表面间夹角, 称为入射角或撞击角。当 $\theta = 90^\circ$ 时即为正撞击情况。

加载持续时间是指从鸟体的前端接触靶面开始, 到鸟体的后端抵达靶面为止的这段时间。令模拟鸟的初始长度为 L , 直径为 D , 并假设在撞击过程中鸟体不减速。在斜撞击情况下, 鸟体的有效长度 L_{eff} 为 $L_{eff} = L + D / \tan \theta$ 故斜撞击下的加载持续时间为

$$T = L_{eff} / V = L / V + D / (V \tan \theta) \quad (2)$$

当 $\theta = 90^\circ$ 即正撞击时, (2) 式中的第二项为零。为验证上述 I 及 T 计算公式的正确性, 进行了鸟撞击刚性靶体的力—时间历程试验^[9]。结果表明, 试验测量值与理论计算值相符。

2.2 考虑切割过程的修正公式

当较大的鸟被吸入发动机后, 首先受到风扇或压气机叶栅的切割, 故与叶片撞击的是经切割的鸟体, 称为鸟切片。由于最大的鸟切片具有最大的冲量, 对叶片造成的撞击损伤也最严重, 故仅考虑这种情况。文献[10] 推导了确定最大鸟切片的长度 L 、宽度 h 、质量 m_{sb} ; 以及确定撞击速度 V_1 与入射角 θ 的表达式。将这些量分别代入 (1) 与 (2) 式, 得到

$$I = m_{sb} V_1 \sin \theta, \quad T = L / V_1 + h / (V_1 \tan \theta) \quad (3)$$

根据 (3) 式, 可以算出在给定的发动机参数及鸟体参数下, 最大鸟切片撞击叶片时的冲量 I 及加载持续时间 T 。

3 力—时间函数的选择

鸟撞击载荷的时间分布规律通过力—时间函数反映。在已知载荷的 I 及 T 后, 通常采用的最简单的力—时间分布为阶跃函数形式, 此时力 F 在时间 T 内为均值。即 $F_{AV} = I / T$ 。类似地, 还可以采用较简单的三角形形式, 这时力的峰值为 $F_{max} = 2I / T$ 。

为了选择一种合理且简单的力—时间函数, 采用计算机数值模拟分析了不同形式的力—时间函数对叶片响应的影响; 同时还分析了有关的试验测量结果。据此, 得出一种无量纲形式的力—时间函数。

3.1 不同形式的力—时间函数对叶片响应的影响

在进行计算机数值模拟分析时采用了两组载荷。第一组载荷的力—时间函数依次取阶跃函数形式、等腰三角形及直角三角形形式; 第二组依次取模拟初始冲击压力(在初始撞击阶段, 鸟与靶面间产生极高的压力, 称为初始冲击压力或 Hugoniot 压力) 的力—时间函数及供比较

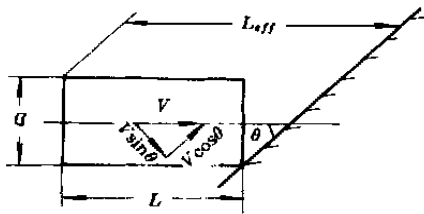


图 1 斜撞击时的示意图

用的阶跃函数形式。

分析结果表明^[5], 在建立鸟撞击载荷模型时可以略去初始冲击压力的作用, 且载荷的力—时间函数以取三角形形式为宜。

3.2 峰值力与上升时间的试验测量结果

进行前面提到过的鸟撞击刚性靶体的力—时间历程试验, 可以测出峰值力 F_p 的大小及达峰值力所需的时间 τ , 称其为上升时间。改变模拟鸟的发射速度及其与靶面间的相对位置, 可以获得在不同撞击速度及不同入射角度下的测量值。试验结果表明^[9]: 当撞击速度 $v = 100 \sim 200 \text{ m/s}$ 时, 无量纲峰值力 F_p / F_{AV} 的数据主要集中在 2.0 附近, 无量纲上升时间 τ / T 的数据集中在 0.2 附近。

3.3 无量纲形式的力—时间函数

综合上述分析与测量结果, 得出图 2(a) 所示的无量纲形式的力—时间函数。图中横坐标为无量纲时间 t / T , 变化范围为 $0 \sim 1.0$; 纵坐标为无量纲力 F / F_{AV} , 变化范围为 $0 \sim 2.0$ 。力—时间函数取三角形形式, 其中无量纲峰值力为 2.0, 发生在 $t / T = 0.2$ 时刻。

当确定某个鸟撞击载荷的力—时间函数时, 需已知该载荷的 I 与 T 。例如当 $I = 3.5586 \text{ Ns}$, $T = 0.4 \text{ ms}$ 时, 参照 (a) 可得到 (b) 所示的力—时间函数。其中 $F_{max} = 17793 \text{ N}$, 发生在 $t = 0.08 \text{ ms}$ 处。

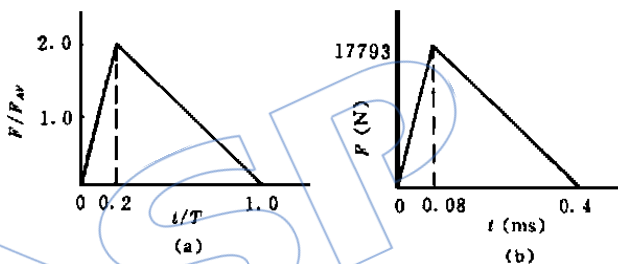


图2 无量纲形式的力—时间函数及其应用示例

4 空间因素的确定

鸟撞击载荷的空间因素包括载荷类型、加载位置及载荷的空间分布形式。通过分析这 3 种载荷因素对叶片响应的影响, 并结合叶片鸟撞损伤部位的统计结果及恒定流动压力的计算结果, 提出了在选择载荷类型、确定加载位置及选择载荷的空间分布形式时所应遵循的原则。

4.1 载荷类型的选择

为分析载荷类型对叶片响应的影响, 按悬臂板处于弹性状态及塑性状态分别考察了集中载荷及均布载荷。分析结果表明^[6], 在弹性状态下, 可以用集中载荷代替均布载荷进行叶片的响应计算; 而在塑性状态下则不能如此替代。鉴于鸟切片具有一定的体积, 因此在载荷类型的选择上建议采用分布载荷。其空间分布形式据撞击时的恒定流动压力分布曲线而定。

4.2 加载位置的确定

因加载位置对叶片响应的影响较大^[4], 故在建立鸟撞击载荷模型时需准确地确定。据统计, 叶片的鸟撞损伤大多发生在 $2/3$ 叶高以上的进气边部位。因此, 对于集中载荷, 其加载点可取在沿叶高 $70 \sim 80\%$, 沿叶宽距前缘 $15 \sim 25\%$ 处。对于分布载荷, 若模拟鸟的半径为 a 。当正撞击时, 撞击区域为半径约等于 $1.5a$ 的一个圆形。撞击中心位于 75% 叶高且距前缘 $1.5a$ 处。当斜撞击时, 撞击区域为一椭圆, 其方程为 $(Y \cdot \sin\theta)^2 / a^2 + Z^2 / a^2 = 1$ 。式中 Y 、 Z 分别沿椭圆的长、短轴方向, θ 为入射角。椭圆的中心可取在沿叶高 75% 且距前缘 $a / \sin\theta$ 处。

4.3 载荷空间分布形式的选择

因载荷的空间分布形式对叶片响应的影响不大^[4], 故在选择载荷的空间分布形式时可以进行较大的简化。由实测的鸟撞击载荷的压力—时间历程可知^[3], 初始冲击压力虽然很高, 但持续时间极短; 恒定流动压力虽然不高, 但持续时间较长, 鸟撞击载荷的冲量主要是在此阶段传递给叶片的。因此, 在建立鸟撞击载荷模型时可以略去初始冲击压力, 仅根据恒定流动压力的分布情况来选择载荷的空间分布形式。

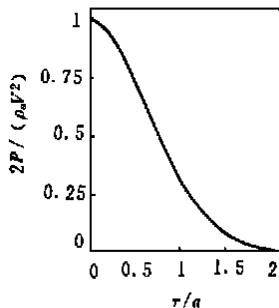


图 3 正撞击时恒定流动压力的径向分布

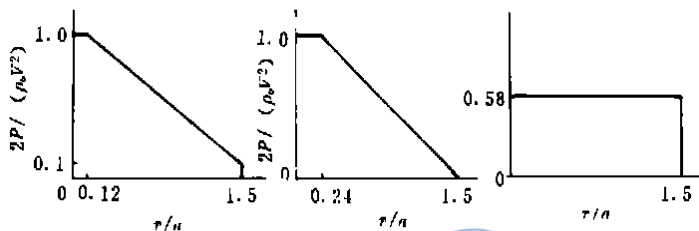


图 4 正撞击时载荷的空间分布

(1) 正撞击情况。对于图 3 所示的恒定流动压力的径向分布曲线^[2], 按照面积相等的近似原则, 可采用图 4 所示的 3 种模拟方式。其中, 与图 4(b) 对应的载荷空间分布为截圆锥形式; 与图 4(c) 对应的为截圆柱形式; 与图 4(a) 对应的则为截圆锥加载圆柱形式。

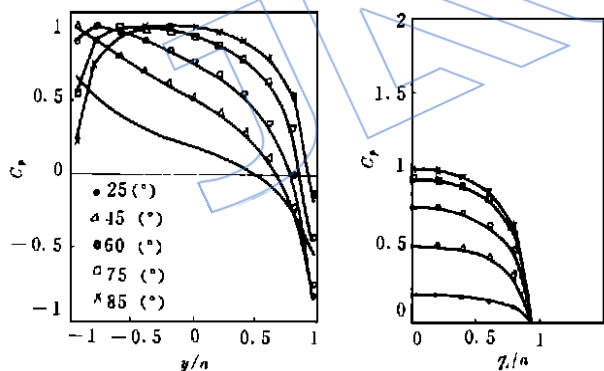


图 5 斜撞击时压力系数沿长、短轴的分布

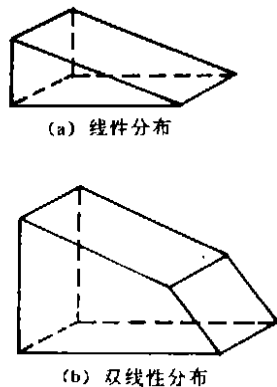


图 6 斜撞击时载荷的空间分布

(2) 斜撞击情况。对于图 5 所示的不同入射角下压力系数 C_p 沿椭圆长、短轴的分布曲线^[2], 一种可行的简化方法是, 根据入射角度, 将 C_p 沿长轴的分布简化为线性或双线性分布; C_p 沿长、短轴的起止位置需视有关曲线的具体情况而定; 令 C_p 沿短轴均匀分布, 且仅按长轴上的分布取值。于是, 得出图 6 所示的两种空间分布形式。其中图 6(a) 对应于 C_p 沿长轴的线性分布, 图 6(b) 则对应于双线性分布。

为进一步简化, 还可以将椭圆形加载区域取为矩形。其长边由 C_p 沿长轴分布曲线的起止位置确定, 短边按 $z/a = -0.8 \sim 0.8$ 确定。

5 结 论

(1) 确定载荷的冲量及加载持续时间是建立鸟撞击载荷模型的首要步骤, 本文介绍的理论计算方法是一种切实可行的方法。(2) 在选择载荷的力—时间函数时, 建议采用无量纲形式的力—时间函数, 其形式简单, 且体现了数值模拟分析与试验测量的综合结果。(3) 关于载荷类型, 建议采用分布载荷, 其空间分布形式需根据撞击时的恒定流动压力分布曲线确定。在弹性状态下, 可以用集中载荷代替均布载荷进行叶片的响应计算。

至于加载位置, 集中载荷的加载点可取在沿叶高 70~80%, 距前缘 15~25% 处。对于分布载荷, 若模拟鸟的半径为 a , 入射角为 θ 。当正撞击时, 撞击区域为半径 $1.5a$ 的圆, 撞击中心可取在 75% 叶高, 距前缘 $1.5a$ 处。当斜撞击时, 撞击区域为式 $(Y \sin \theta)^2 + Z^2/a^2 = 1$ 所定义的椭圆, 其中心可取在 75% 叶高, 距前缘 $a/\sin \theta$ 处。

在选择载荷的空间分布形式时, 对于正撞击, 需已知恒定流动压力的径向分布曲线。当以折线或均值线模拟该曲线时, 得到图 4(a)、(b)、(c) 3 种空间分布形式。对于斜撞击, 需已知恒定流动压力沿椭圆长、短轴的压力系数分布曲线。根据曲线的起止位置确定加载区域, 且根据入射角度选择图 6(a)、(b) 所示的线性或双线性分布形式。

参 考 文 献

- 1 尹晶, 李清红, 范尔宁. 鸟撞击的物理过程—理论描述. 中国航空学会第六届发动机结构强度振动学术会议论文集, 1992
- 2 陈伟, 范尔宁, 尹晶. 鸟撞击刚性靶板时恒定流动压力的计算. 中国航空学会第六届发动机结构强度振动学术会议论文集, 1992
- 3 尹晶, 高德平. 鸟撞击的物理过程—试验分析. 中国航空学会第六届发动机结构强度振动学术会议论文集, 1992
- 4 尹晶. 鸟撞击的载荷因素对叶片响应的影响. 航空动力学报, 1992, 7(1)
- 5 尹晶, 李清红. 不同的力—时间函数及初始冲击压力对叶片响应的影响. 南京航空学院学报, 1992, 24(1)
- 6 Yin Jing, Gao Deping. Effect of Bird Impact Load Types on Blade Response. Journal of Nanjing Aeronautical Institute, 1992, 9(1)
- 7 Wilbeck J S. Impact Behavior of Low Strength Projectiles. AFML-T R-77-134, July 1973
- 8 Allcock A W R, Collin D-M. The Development of a Dummy Bird for Use in Bird Strike Research. National Gas Turbine Establishment, London, England CP-1071, June 1968
- 9 Barber J P, Wilbeck J S, Taylor H R. Bird Impact Forces and Pressures on Rigid and Compliant Targets. AFFDL-T R-77-60, AD A061313
- 10 尹晶, 陈伟. 软体外物撞击叶栅时的切割模型. 南京航空学院学报, 1992, 24(4)

(责任编辑 王震华)

paper. In addition, a brief analysis of the causes for initiation of this phenomenon was made on the basis of the experiments. Therefrom it is shown, that this phenomenon will cause flame periodical fluctuation.

AN EXPERIMENTAL STUDY ON FLUID FRICTION AND HEAT TRANSFER IN COMPLEX NONCIRCULAR PASSAGES

Chang Haiping, Huang Taiping, Yang Yansheng
(*Nanjing University of Aeronautics and Astronautics*)

ABSTRACT

Due to the effect of centrifugal force in an operating turbine, the passage between the tenon of blade root and the mortise of the disk is formed as complex noncircular flow passage. The characteristics of flow friction and heat transfer in this kind of noncircular passages are investigated experimentally. It is discovered that the "multiple flow states" occur in the noncircular passages and some special features exist in the flow friction and heat transfer characteristics. The criteria of the flow friction and heat transfer are obtained for this case.

LOADING MODELS FOR BIRD IMPACTING ON BLADES

Yin Jing, Gao Deping, Fan Erning
(*Nanjing University of Aeronautics and Astronautics*)

ABSTRACT

In order to predict the blade response to bird impact, it is necessary to establish the bird impact loading models at the first. For this purpose, the following research work has been completed: (1) Analyzing the physical process of the bird impact according to the theory of high-speed stroke dynamics, (2) accomplishing the loading experiments of the bird impact, and (3) studying the effect of the various factors of the bird impact loading on the blade response by means of computer numerical simulation. Based on the synthesis of the above research results, some methods and principles for the bird impact loading models are obtained. They are the method of determining the impulse and loading duration, the method for selecting the force-time function and the principles of determining the spatial factors of the loading including the load types, the loading location and the spatial distribution of the loads. These methods and principles are applicable to establishing the bird impact loading models.

REAL-TIME SIMULATION OF A TWO-SPOOL TURBOJET BY PARALLEL PROCESSING

Zeng Qinfu, Zhang Yandong, Guan Yanshen
(*Northwestern Polytechnical University*)

ABSTRACT

A real-time simulator of a two-spool turbojet is introduced, which is implemented with a parallel-processor/microcomputer system. A PC286 microcomputer is used as the host computer, and four TMS32020 digital signal processors are chosen as processing units of the parallel system. The A/D and D/A boards serve as the interfaces of the hardware-in-the-loop simulation of the engine control system. For the parallel processing, it is necessary to partition the aerothermodynamic model of the two-spool turbojet. The elements of Jacobian matrix of Newton-Raphson's iterative method are calculated parallelly in the 4 processing units. The whole real-time simulation was carried out under the control of the simulation support software, which guaranteed synchronous operation and communication between different processing units, A/D, D/A, the display, and the storage. The real-time engine simulator has been applied to the hardware-in-the-loop simulation for an engine digital control system. The simulation frame cycle time is 29.6 milliseconds.