

# 基于ANSYS有限元的机翼动力学分析与仿真

夏煜

(学号: 21503222 手机: 18692161083 邮箱: xiayu\_dlut@163.com)

**摘要** 机翼是飞机承受气动载荷的主要部件,在飞行过程中存在复杂的振动情况,通过使用ANSYS对机翼模型进行有限元建模,得到半机翼模型的模态响应和瞬态动力学响应,发现高阶的模态频率对机翼结构会产生较大的损害,这对机翼的弯曲刚度和扭转刚度提出了较高的要求。瞬态响应发现,给机翼施加一固定载荷,忽略阻尼影响,发现其速度,应力,位移等最终都将趋于稳定,结果与实际相符。此外,本次研究加深了对有限元软件的认识,为今后使用有限元软件进行建模仿真具有指导意义,有助于今后研究课题的顺利开展。

**关键词** 模态分析,瞬态动力学,有限元

## 1 引言

机翼作为飞机的主要气动面,是主要的承受气动载荷部件。它使得飞机产生升力和滚转操纵力矩,因此机翼结构的力学稳定性对整机的安全飞行都有着决定性的影响。现今,一架新型号的飞机从设计到最终投入生产,都必须经过风洞试验的检验和计算机仿真的校验,以此来提高设计的安全性与可靠性。然而风洞试验所需的成本过于昂贵,且效率较低。而通过计算机模拟仿真的方法对机翼结构进行动力学分析是一种比较经济,且简单可行的方法,目前在国际上有着广泛应用。本文将金属机翼模型作为研究对象,在有限元软件ANSYS中对其进行模态分析。另外考虑到实际飞行中,机翼在提升升力的同时,还会在其他载荷(如机动载荷)的作用下产生相应的动力学响应,引起速度等参数的变化,进而影响飞行姿态,在一定程度上降低了飞机的可操作性,严重时甚至会威胁飞机的飞行安全。因而对于设计者来说,需要掌握飞机在各种飞行状态下的载荷情况,掌握在该载荷作用下的机翼动力学响应特性,并根据响应特性对结构做出相应的调整,在反复的设计与调整过程中不断完善机翼结构。基于此过程,本文还以飞机实际飞行中所承受的当量机动载荷为外载荷,研究了机翼结构在机动载荷作用下的动力学特性,以此作为练习,以便在以后的研究课题中更好地运用ansys软件,完成相应的任务。

## 2 模态分析

### 2.1 概述

模态分析用于确定结构的振动特性,以获得结构的固有频率和模态振型。固有频率和各阶模态阵型,是结构承受动力载荷设计中的重要参数,也是其他动力学分析(谐响应分析、瞬态动力学分析及谱分析等)的基础。ANSYS的模态分析是线性分析,此外还可进行预应力模态分析、大变形静力分析后的预应力模态分析、循环对称结构的模态分析、有预应力的循环对称结构的模态分析、无阻尼和有阻尼结构的模态分析<sup>[1]</sup>。常用的模态提取方法有Lanczos法、子空间迭代法、Guyan 缩减法、非对称法、阻尼法等<sup>[2]</sup>。

### 2.2 动力学方程

动力学方程考虑到了惯性力和阻尼力的影响<sup>[2]</sup>

$$[M]\{\ddot{x}\} + [C]\{\dot{x}\} + [K]\{x\} = [P] \quad (2.1)$$

其中 $[M]$ 为质量矩阵,  $[C]$ 为阻尼矩阵,  $[K]$ 为刚度矩阵,  $[P]$ 为载荷矩阵。 $\{\ddot{x}\}$ 和 $\{\dot{x}\}$ 分别为位移 $x$ 对时间的二阶和一阶导数, 即为加速度和速度。

由于求解结构的自振频率, 不需要外加载荷, 且阻尼对结构的自振频率及振型影响不大, 故方程可简化为

$$[M]\{\ddot{x}\} + [K]\{x\} = 0 \quad (2.2)$$

可求得式2.2的特解为

$$x = a[\phi] \sin(\omega t) \quad (2.3)$$

式中:  $[\phi] = [\phi_1, \phi_2, \phi_3, \dots, \phi_n]^T$  为各个坐标简谐振动振幅比值组成的 $n$ 阶列向量。将式2.3代入式2.2中, 并令 $\omega^2 = \lambda$ , 得

$$[K][\phi] = \lambda[M][\phi] \quad (2.4)$$

$$([K] - \lambda[M])[\phi] = 0 \quad (2.5)$$

$$p(\lambda) = \det([K] - \lambda[M]) = 0 \quad (2.6)$$

$$x_j = a_j \phi_j \sin(\omega_j t + \theta_j) \quad (2.7)$$

由模态正交性可得, 系统的响应即各阶主振动模态的叠加,

$$x = \sum_{j=1}^n x_j = \sum_{j=1}^n a_j \phi_j \sin(\omega_j t + \theta_j) \quad (2.8)$$

## 2.3 模态分析步骤

模态分析过程主要由五个步骤组成: 模型的建立、施加边界条件及荷载、选择分析类型和分析选项、求解、查看结果。

### 1. 模型建立

模型建立主要有: 建立几何模型, 设定材料属性, 定义接触, 划分网格。需要注意的是, 模态分析是线性分析, 如果在分析中指定了非线性单元, 程序在计算过程中将忽略其非线性行为, 故模态分析尽可能选用线性单元。在材料特性中密度和杨氏弹性模量一定要定义, 以构建质量矩阵。材料的性质可以是线性的、非线性的、恒定的或与温度相关的, 但非线性性质将被忽略。如果模型是装配体, 那么在模态分析中非线性的接触类型也会被线性化。

### 2. 施加边界条件及荷载

在模态分析中一般不加载结构荷载和热荷载, 只有在计算有预应力的影响时才会考虑荷载。另外若模型有刚体位移, 则这些模态将处于0Hz附近。模态分析并不要求禁止刚体运动, 所以边界条件的正确设置对于模态分析来说很重要, 因为它能影响整个结构的振型和固有频率。

3. 选择分析类型和分析选项在Workbench中建立模态分析只要在左边的Toolbox中选Modal(ANSYS)并用鼠标双击即可, 如图1所示。当进入Mechanical后, 程序设定的模态数是1 200, 默认值是6, 确定频率范围为0Hz~10<sup>8</sup>Hz。也可在Analysis Setting中进行修改。

### 4. 求解计算。

5. 查看结果。求解完成后, 图表上就会显示频率和模态数, 点击即可查看的具体模态相应振型。

## 3 瞬态动力学分析

### 3.1 概述

瞬态动力学分析又称时间历程分析, 用于确定承受任意的随时间变化载荷结构的动力学响应的一种方法。可用瞬态动力学分析确定结构在稳态载荷、瞬态载荷和简谐载荷的随意组合作用下的随

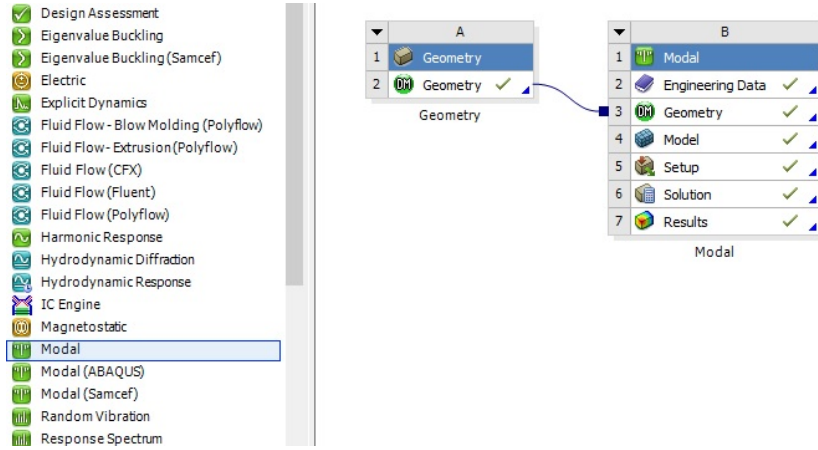


图 1: ANSYS中建立模态分析

时间变化的位移、应变、应力等。载荷和时间的相关性使得惯性力和阻尼作用比较重要<sup>[3]</sup>。瞬态动力学分析的方法共三种：模态叠加法、完全法和缩减法<sup>[4]</sup>。

进行瞬态动力学分析时，需要注意几点<sup>[5]</sup>：

1. 当惯性力和阻尼可以忽略时，宜采用线性或非线性的静态结构分析来代替。
2. 当载荷为正弦形式时，响应是线性的，采用谐响应分析更为有效。
3. 当几何模型简化为刚体且主要关心的是系统的动能时，采用刚体动力学分析更为有效。

### 3.2 动力学基本方程

瞬态动力学分析的基本方程为<sup>[6]</sup>

$$[M]\{\ddot{u}\} + [C]\{\dot{u}\} + [K]\{u\} = \{F(t)\} \quad (3.1)$$

利用Laplace变换，式3.2变为

$$(Ms^2 + Cs + k)U(s) = F(s) \quad (3.2)$$

从而可得到

$$U(s) = \sum_{j=1}^n \frac{\phi_j \phi_j^T}{K_{pj} + sC_{pj} + s^2 M_{pj}} F(s) \quad (3.3)$$

将上式做Laplace逆变换，根据卷积公式得到系统在零初始条件下的位移响应为

$$u(t) = \sum_{j=1}^n \frac{\phi_j \phi_j^T}{M_{pj} \omega_{jd}} \int_0^t f(\tau) e^{-\varepsilon_j \omega_j (t-\tau)} \sin \omega_{jd} (t-\tau) \quad (3.4)$$

### 3.3 瞬态动力学分析步骤

与模态分析相同，瞬态动力学分析过程同样主要由五个步骤组成<sup>[5]</sup>。需要注意的是其设置中，有两个重要的选项：阻尼控制和载荷控制。动力学方程中包含阻尼项，因此需要加以考虑，多数情况下，忽略了粘性阻尼，仅采用滞后所造成的单元阻尼，其中

$$\beta = \frac{2\xi}{\omega} \quad (3.5)$$

式中， $\xi$ 为阻尼比， $\omega$ 为主要响应频率。本次研究中，为简化模型，不考虑阻尼所造成的影响。

载荷控制有两个方面，一方面是载荷步，另一方面是时间步长。若分析中载荷时间的函数，必须将载荷-时间关系划分为合适的载荷步。时间步长是从一个时间点到另一个时间点的时间增量，它决定了求解的精确度。通常情况下，初始时间步长可设定为 $\Delta t_{initial} = 1/(20f)$ ， $f$ 为所关心的最高阶模态响应频率<sup>[5]</sup>。在Workbench中可以采用自动时间步长进行求解，当输入 $\Delta t_{initial}$ 、 $\Delta t_{min}$ 、 $\Delta t_{max}$ 后，程序会按照自动时间步长算法决定最优的 $\Delta t$ 值。

## 4 算例及结果分析

### 4.1 有限元建模

真实的机翼结构在理论上应具有无限自由度，结构上相当复杂。要在软件上实现这样复杂结构的高效计算是一件困难的事情。此外，从实际工程应用来看，不必对组成机翼的所有部件都进行处理与分析。因此，为提高计算效率并反映机翼振动的真实情况，需要对真实机翼结构进行简化，使其成为有限自由度的模型。如图2所示，为简化后的机翼模型。

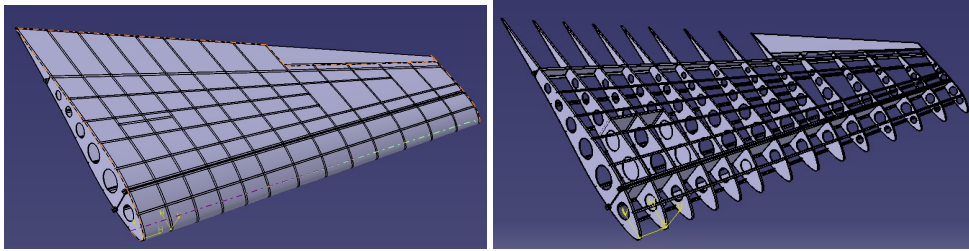


图 2: 简化的半机翼模型

考虑到计算效率，图2所示的模型，在普通计算机上所需的处理时间依旧较长，另外本次研究的目的是进行机翼动力学分析的练习，所以可以再次简化机翼模型，如图3所示，机翼由蒙皮、梁和翼肋组成。同时，飞机机翼具有对称性，因而只需要分析半个机翼即可，其中半翼展长为810mm，弦长为200mm。

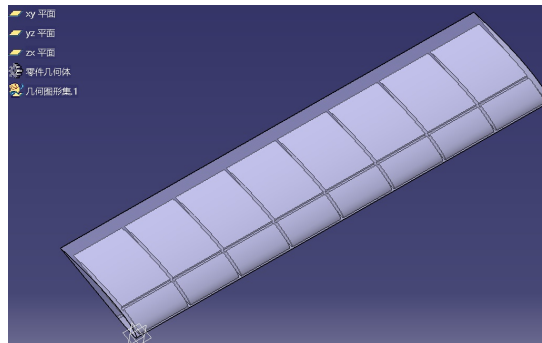


图 3: 计算的半机翼模型

### 4.2 模态分析

半机翼模型选用的材料采用常用的飞机材料，7075航空铝，相关材料属性如表1所示

表 1: 7075航空铝材料属性

密度( $kg/m^3$ )	弹性模量( $GPa$ )	泊松比
2810	71	0.33

关于半机翼模型的网格，首先采用ANSYS自动网格划分法(Automatic)如图4左所示，可以看到网格过于粗糙，所以加密网格，并单独划分面网格，网格使用四面体网格，尺寸控制为2mm，最终得到整体模型的网格数量1178896，节点数为1906207。

在真实飞机结构中，机翼的翼根一端采用固支方式与机身连接，类似悬臂梁结构。因此，本次ANSYS有限元分析中对一端进行固支约束。随后通过计算得到了半机翼模型的前6阶模态，其频率如表2所示。图5 (a)至(f) 分别为一阶模态至六阶模态阵型。可以看出一阶模态机翼出现垂直翼展

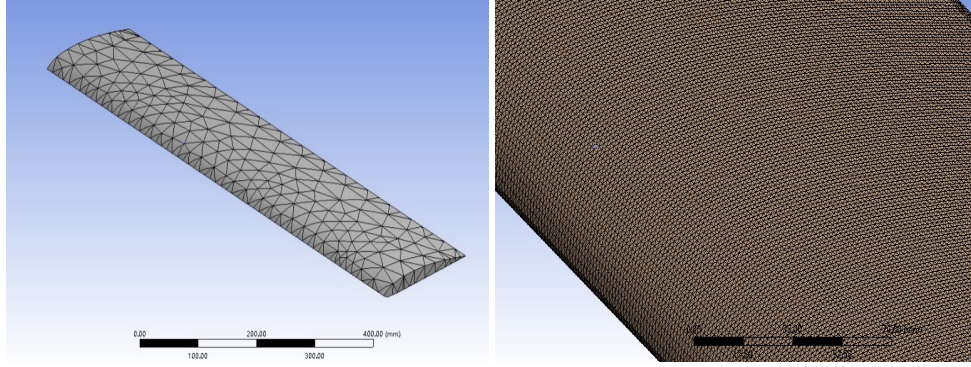


图4: 模型网格的划分 自动划分(左) 修正后(右)

方向的弯曲,到了二阶模态之后,机翼出现了较大的变形,表现为扭转和弯曲的叠加。这对机翼结构的弯曲刚度和扭转刚度提出了很高的要求,所以设计时应该尽量避开这些高阶频率。

表2: 机翼模型的模态频率

Mode	1	2	3	4	5	6
Frequency(Hz)	31.1	172.2	212.8	243.5	419.1	694.4

## 5 瞬态动力学响应分析

机翼在动态载荷作用下,其结构在一定时域范围内存在响应。根据相关文献,载荷选取为飞行机动载荷。对于普通的通用航空飞机,其最大过载 $n_{z,max}$ 范围在 $2.5 \sim 3.8$ <sup>[7]</sup>,为计算方便,选取 $n_{z,max} = 3$ ,半机翼模型的质量 $M = 2.97\text{Kg}$ ,翼面积 $S = 0.162\text{m}^2$ 。计算可得载荷值为 $87.318\text{N}$ 。

在本次研究中,将机翼所受的机动载荷处理为垂直均匀分布在机翼表面,计算得到面载荷为

$$q = \frac{Mg}{S} = \frac{2.97\text{Kg} \times 9.8\text{m/s}^2}{0.162\text{m}^2} = 538.61\text{N/m}^2 \quad (5.1)$$

根据模态分析的结果,半机翼一端为固支约束。并取初始的时间步长为 $\Delta t_{initial} = 1/(20f)$ ,其中 $f$ 取第五阶模态的频率,最终 $\Delta t_{initial} = 1.19 \times 10^{-4}$ 。进一步简化,略去阻尼项。另外在ANSYS中设置在 $0 \sim 2\text{s}$ 内进行半机翼结构的动力学分析。本次研究选取了机翼的位移变形、等效应力、瞬时速度等进行分析。图6所示,均布载荷加载时,刚开始出现较大偏移,最大偏移为 $2.25\text{mm}$ ,并在 $y \approx 1.2\text{mm}$ 附近振荡,随后位移逐渐减小,直至趋于某一固定值为 $1.18\text{mm}$ 。图7展示的是等效应力云图及半机翼固支端翼根部分等效应力响应曲线。在固支端翼根部分的应力较大,从响应曲线可以看出,当 $t = 0 \sim 1\text{s}$ 时,等效应力呈现交替变化,最大的应力为 $14.34\text{MPa}$ ,最终趋于一稳定值 $7.74\text{MPa}$ 。图8所示的是半机翼自由端翼尖部分速度响应曲线,从图中可以看到,自由端翼尖部分的最大速度达到了 $227.94\text{mm/s}$ ,随后逐渐减小,最终趋于零。上述现象都呈现了最终趋于一稳定值的规律。这是由于所加载的载荷为一随时间不变的均布荷载,这一点与实际相符,在机翼上加载一固定不变的均布荷载,其速度,应力,位移等最终都将趋于稳定。因此可认为ANSYS有限元分析结果是可靠的。如若将载荷给定为一随时间变化的函数,且存在阻尼的影响,计算其动态响应将能够更好地预测飞行时的状况,对飞机的设计具有重大的指导意义。



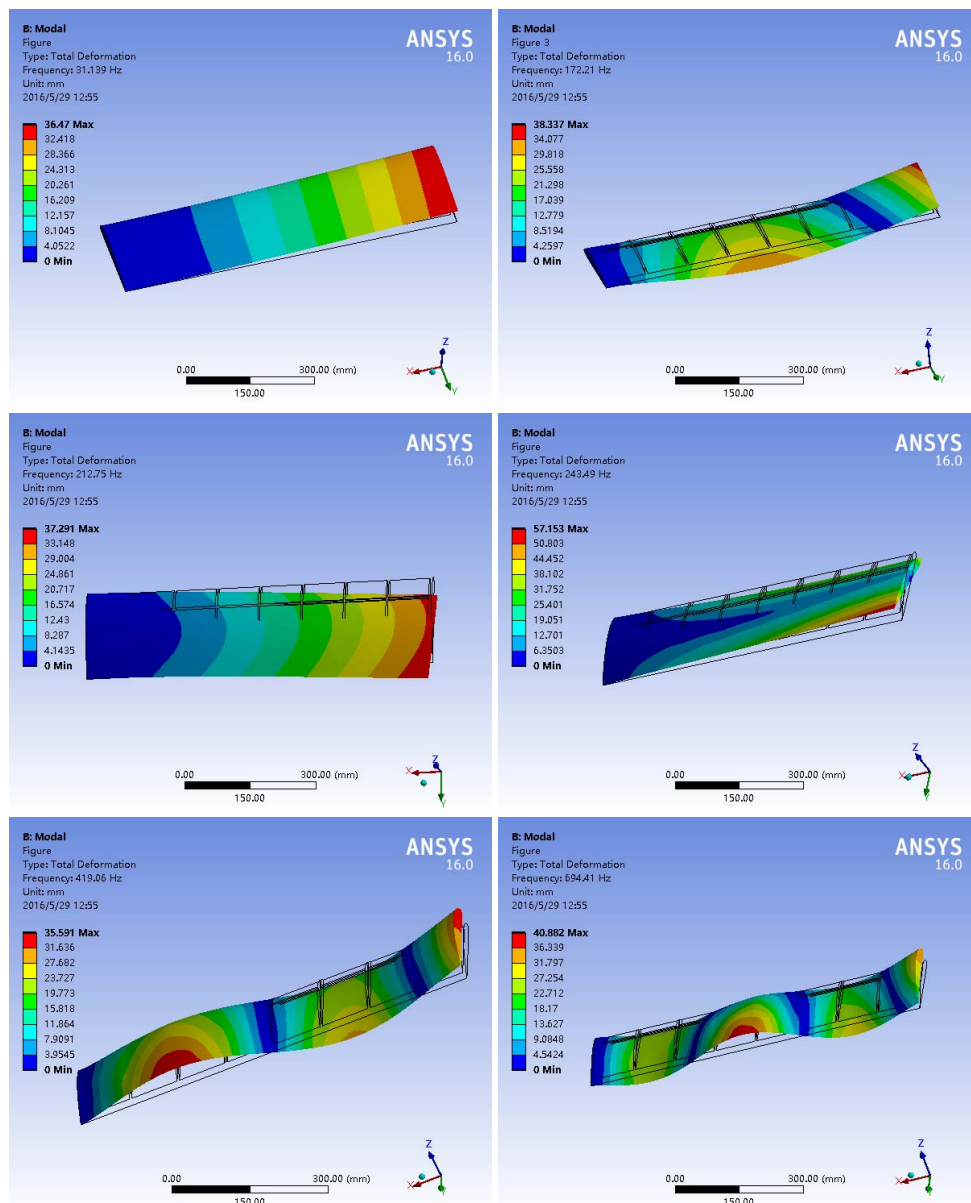


图 5: 半机翼各阶(1~6)模态阵型

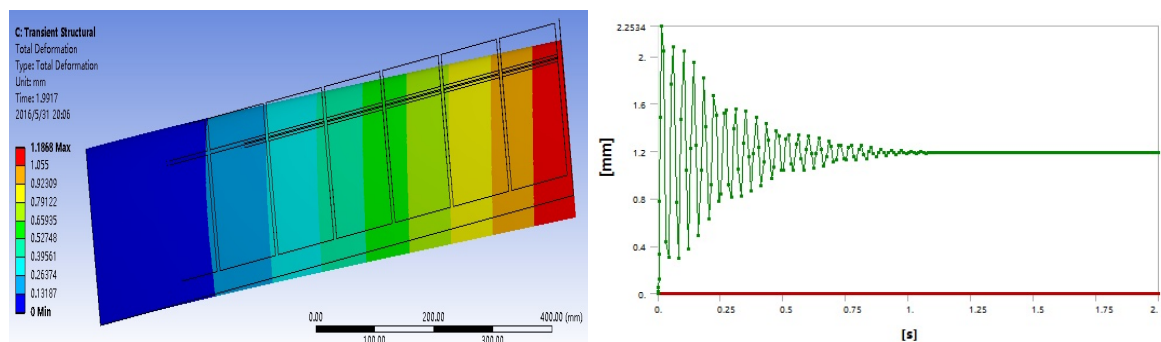


图 6: 半机翼模型的位移云图及响应曲线

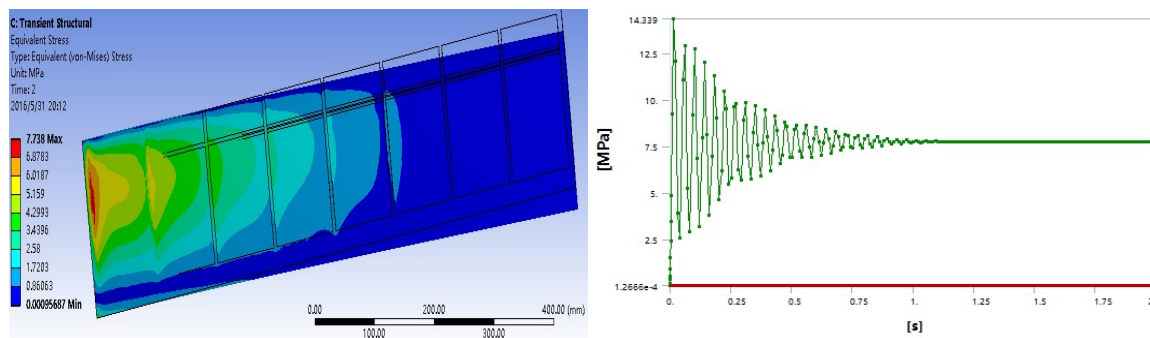


图 7: 半机翼模型的等效应力云图及响应曲线

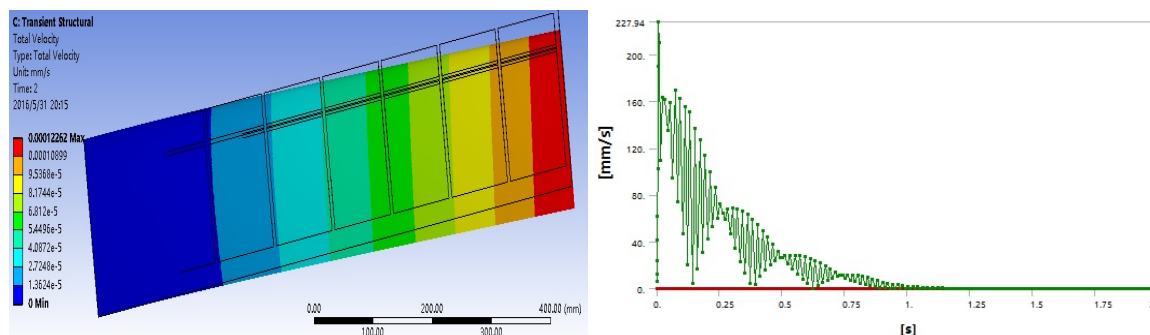


图 8: 半机翼模型的速度云图及响应曲线

## 6 结论

本文以航空铝材料的半机翼模型为研究对象,通过合理地简化并建立有限元模型,根据实际受载情况将其简化为悬臂梁,通过模态分析发现,发现高阶的模态频率对机翼结构会产生较大的损害,这对机翼的弯曲刚度和扭转刚度提出了较高的要求。在模态分析的基础上,进行了瞬态动力学的分析,给半机翼模型施加均布荷载,忽略阻尼影响,发现其速度,应力,位移等最终都将趋于稳定,与实际相符,为今后使用有限元软件进行相关力学分析打下了良好的基础。

## 参考文献

- 1 郑秀婷. 机翼模拟梁的动力学仿真分析[D]. 硕士. 2013.
- 2 张昭. 有限元方法与应用[M]. 大连理工大学出版社, 2011.
- 3 刘相新. ANSYS基础与应用教程[M]. 科学出版社, 2006.
- 4 曾攀, 雷丽萍. 基于ANSYS平台有限元分析手册: 结构的建模与分析[M]. 机械工业出版社, 2011.
- 5 凌桂龙. ANSYS Workbench 15.0 从入门到精通[M]. 清华大学出版社, 2014.
- 6 张亚滨, 高恒烜, 李书. 复合材料机翼结构动力学分析[J]. 飞机设计, 2015, (03):11-15.
- 7 顾诵芬. 飞机总体设计[M]. 北京航空航天大学出版社, 2001.