



西北工业大学  
NORTHWESTERN POLYTECHNICAL UNIVERSITY

西北工业大学航空学院  
飞机辅助分析软件应用  
课程大作业报告

报告名称:	复合材料蒙皮单块式机翼静强度与结构模态分析
学 院:	航空学院
班 级:	01011704 班
姓 名:	冯铮浩
学 号:	2017300281
联系方式:	13815233646
任课老师:	刘斌老师

西安·西北工业大学

2020 年 7 月 7 日

## 摘 要

本文为《飞机辅助分析软件应用》的课程实践报告。本报告中，利用法国达索有限元仿真模拟 ABAQUS 软件对一款采用复合材料蒙皮双梁单块式平直机翼进行了静强度与结构模态分析，并控制变量，将复合材料机翼与普通高性能金属材料机翼的结构性能进行对比，同时指出了结构的相对薄弱环节及改进方法。

首先，背景部分对复合材料特点及其在航空航天领域，特别是飞机结构设计领域的广泛应用进行了回顾叙述。接着，对典型多梁（多墙）单块式机翼的结构构造、受力特点进行了说明，进而将上述两条背景相关联，提出为探究典型单块式机翼传力、受力特点以及应用复合材料机翼的力学属性这一报告撰写出发点。

随后，对自主设计的问题进行了详细地描述，并针对部分假设进行了简化。

然后，分别从建模方法、模型说明、求解说明这三方面入手，按照 ABAQUS 软件的操作顺序，对该复合材料蒙皮单块式机翼的完整建模与模型设置过程进行描述，并辅以软件实际截图。

最后，利用 ABAQUS 软件对该机翼模型进行有限元分析，分别展示了静力分析与结构模态分析的图形可视化结果，同时对结果进行了应力分布分析及结构传力分析，并通过控制蒙皮厚度不变的方法，将复合材料蒙皮机翼与全铝合金单块式机翼进行了详细应力分析对比，进一步加深对复合材料应用价值的认识。

**关键词：**复合材料；双梁单块式机翼；飞机结构设计；控制变量；几何建模；有限元分析；ABAQUS

## 目 录

<b>1 背景介绍 .....</b>	<b>4</b>
1.1 复合材料及其在飞机结构设计领域的应用.....	4
1.1.1 复合材料概述.....	4
1.1.2 复合材料在飞机结构设计领域的应用.....	4
1.2 单块式机翼结构特点简述.....	6
<b>2 问题的提出与简化 .....</b>	<b>7</b>
2.1 问题描述.....	7
2.2 问题简化.....	7
<b>3 建模方法 .....</b>	<b>8</b>
<b>4 模型说明 .....</b>	<b>13</b>
<b>5 求解说明 .....</b>	<b>18</b>
<b>6 结果分析与讨论 .....</b>	<b>22</b>
6.1 复合材料蒙皮单块式机翼静力分析结果.....	22
6.2 复合材料蒙皮单块式机翼结构模态分析结果.....	25
<b>7 总结 .....</b>	<b>27</b>
<b>8 参考文献 .....</b>	<b>27</b>

# 1 背景介绍

## 1.1 复合材料及其在飞机结构设计领域的应用

### 1.1.1 复合材料概述

复合材料<sup>[1]</sup>，又称高性能组合材料，是人们运用先进的材料制备技术将不同性质的材料组分优化组合而成的新材料，其需要满足以下条件：

- 必须是人造的，是人们根据需要设计制造的材料；
- 必须由两种或两种以上化学、物理性质不同的材料组分，以所设计的形式、比例、分布组合而成，各组分之间有明显的界面存在；
- 具有结构可设计性，可进行复合结构设计；
- 复合材料不仅保持各组分材料性能的优点，而且通过各组分性能的互补和关联可以获得单一组成材料所不能达到的综合性能。

复合材料是人类材料科技发展的重大突破，并正在现代科学社会的各项研究中不断发展。复合材料可由非金属、金属以及纤维增强材料构成其基体材料，种类繁多，而其中尤以纤维增强材料应用最广、用量最大。其特点是比重小、比强度和比模量大。例如碳纤维与环氧树脂复合的材料，其比强度和比模量均比钢和铝合金大数倍，还具有优良的化学稳定性、减摩耐磨、自润滑、耐热、耐疲劳、耐蠕变、消声、电绝缘等性能。这些优良的材料属性使得复合材料及其衍生产品被广泛应用于现代尖端工业领域，如航空航天、船舶、汽车等行业。

现代高科技的发展离不开复合材料，复合材料对现代科学技术的发展，有着十分重要的作用。复合材料的研究深度和应用广度及其生产发展的速度和规模，已成为衡量一个国家科学技术先进水平的重要标志之一。

### 1.1.2 复合材料在飞机结构设计领域的应用

航空航天作为大量应用现代高精尖科学技术的代表领域，其各子学科技术的需求直接催生并推动了复合材料技术的快速发展。其中，直接受到复合材料应用积极影响的当属飞机的结构设计领域。早在 1950 年代后期，由斯图加特大学的教授设计并由学生建造的水上飞机 Akaflieg Phonix FS-24<sup>[2]</sup>，便从最初的轻木和纸制结构，转变为玻璃纤维/轻木夹层形式设计。这也是先进复合材料在飞机结构设计领域的第一个重要应用。

1970 年代,随着在滑翔机和直升机上使用复合材料的增加,出现了第一批全复合材料飞机,以粘合结构为主。近年来,随着对复合材料属性研究的不断深入以及对相关工程设计应用瓶颈的突破,复合材料为飞机结构带来的重量、强度、刚度、耐腐蚀性、耐久度等方面的效益愈发明显。现代大型宽体客机领域,波音 787 与空客 A350 两款宽体客机分别将全机结构复合材料的使用率提升到一个全新的高度。其中,空客 A350XWB 客机较前代 A330 大幅升级,复合材料比重达到 52%,领先于竞争对手波音 787,其经过精细化气动扭转设计后的机翼蒙皮、机身蒙皮、发动机短舱外壳等主要部位均采用碳纤维增强复合材料,大幅减轻结构重量的同时,提升了结构的静强度与耐久度,用材分布如图 1 所示<sup>[3]</sup>。

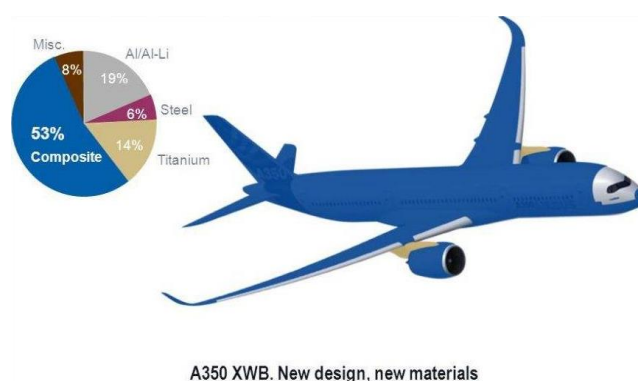


图 1 A350XWB 宽体客机主要使用材料分布

另外,自上世纪七十年代开始发展的现代第三代与第四代战机,如我国的歼-20,美国的 F-35 等隐身战机,应用复合材料的比例也不断上升。世界著名战机与民用客机结构重量中复合材料所占比例随服役时间的变化趋势如图 2 所示<sup>[2]</sup>。

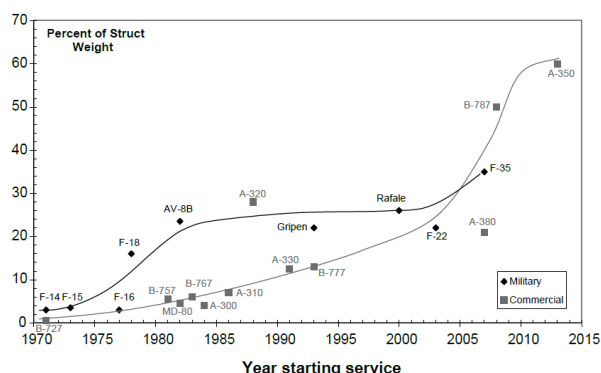


图 2 世界著名战机与民用客机结构重量中复合材料所占比例随服役时间的变化趋势

总体上看,复合材料在航空航天领域,特别是飞机结构设计领域的应用呈逐步细节化的趋势,同时与气动外形优化相结合的一体化设计也成为了发展热点。

## 1.2 单块式机翼结构特点简述

翼面结构的受力型式是指结构中起主要作用的受力构件的组成形式，各种不同的受力型式表征了翼面结构不同的总体受力特点。翼面典型的受力形式有：① 薄蒙皮梁式；② 多梁（双梁）单块式；③ 多墙（多梁）式；④ 混合式等。下面对多梁（双梁）单块式翼面结构的构造特点进行说明。

从构造上看，单块式机翼的蒙皮较厚，与长桁、翼梁缘条组成可受轴力的壁板承受弯矩；纵向长桁布置较密，长桁截面积与梁的横截面比较接近或略小；梁或墙与壁板形成封闭机翼盒段（单或多闭室），增强了翼面结构的抗扭刚度。为充分发挥多梁单块式机翼的受力特性，左右机翼最好连成整体贯穿机身，形成中央翼盒段。有时为使用、维修的方便，可在机翼展向设计分离面，分离面处采用沿翼盒周缘分散连接的形式将全机翼连成一体，其典型结构如图 3 所示<sup>[4]</sup>。

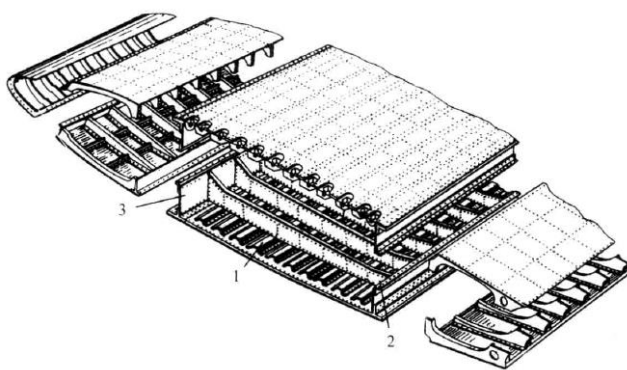


图 3 典型双梁单块式机翼翼面结构示意图

从性能上看，由于单块式机翼蒙皮较厚且可与长桁、梁腹板等纵向元件构成整体壁板，故其抗弯、抗扭能力均较强，且加工较为方便，但结构重量比典型梁式机翼稍大。同时，单块式布局比较适合于相对高度较大的机翼，故其在大型高亚声速的现代运输机，高空侦察无人机，如美国 RQ-4A“全球鹰”无人机（如图 4 所示），以及一些战斗机上得到了良好的应用。

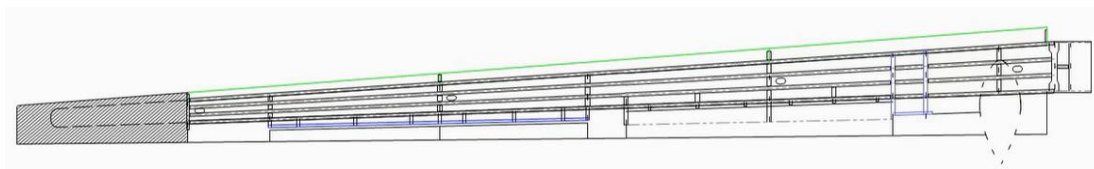


图 4 美国 RQ-4A“全球鹰”无人机机翼结构俯视透视图

值得注意的是，“全球鹰”无人机机翼使用四梁单块式结构，并大量采用先进的碳纤维复合材料，其重量、强度、刚度特性均较好。

以上分别对复合材料及其在飞机结构设计中的应用与常见单块式机翼结构进行了介绍。基于以上背景,为进一步探究典型单块式机翼传力、受力特点以及应用复合材料机翼的力学属性,本报告运用课程所学知识并结合工程实际,利用法国达索有限元仿真模拟 ABAQUS 软件,对一款复合材料双梁单块式平直机翼进行细致地建模,并实现静强度与结构模态分析,并通过控制变量方法,将复合材料机翼与普通高性能金属材料机翼的结构性能进行对比,同时指出了该机翼结构的相对薄弱环节,并提出了改善建议,以期对未来相关工程结构设计提供帮助。

## 2 问题的提出与简化

### 2.1 问题描述

复合材料在现代飞机结构设计中的应用愈发广泛。而机翼作为飞机设计的核心部件,其受力、传力特性与重量特性直接影响飞机的主要性能,同时,机翼的静强度实验与结构模态分析对工程设计也具有指导意义。因此,本报告旨在对主要部位采用复合材料的机翼进行特定载荷下的静力学分析以及结构模态分析,并与普通各向同性金属材料机翼进行对比,一方面了解自主建立机翼结构的主要传力路线及应力危险区域位置,另一方面加深对复合材料力学特性的认识。

### 2.2 问题简化

本报告以一款典型的双梁单块式平直机翼为研究对象,采用 ABAQUS 有限元分析软件进行各机翼元件的模块建模、网格划分、集合组装以及有限元分析。按照以下三部分进行问题简化处理:

- **在机翼模型选取部分**,采用双梁单块式布局,其中纵向构件有前后两根主梁、八根与蒙皮相连的长桁;横向构件有 11 根翼肋,其中翼根与翼梢各有一根。
- **在模型外形创建部分**,将实际具有一定后掠角或扭转角的复杂气动外形机翼简化为弦长为  $1\text{ m}$ ,半翼展约为  $6\text{ m}$  的平直机翼,采用类似 NACA0012 的对称翼型;暂不考虑对分布在机翼表面呈近似椭圆状的升力分布,而简化为作用于翼梢的集中力和边界条件,以较快获得机翼结构应力分布特性与传力特点;翼肋间距选择等距分布,各站位处翼肋的减重孔尺寸与位置均相同。
- **在材料属性赋值部分**,将机翼蒙皮设计采用典型的连续纤维增强层合复合材

料，定义属性采用工程常数方法，其主要力学属性如表 1 所示，具体厚度与对应的铺层方式在建模方法部分说明。

表 1 连续纤维增强层合复合材料主要力学属性表

杨氏模量 $E / Gpa$			泊松比 $\mu$			剪切模量 $G / Gpa$		
$E_x$	$E_y$	$E_z$	$\mu_{xy}$	$\mu_{xz}$	$\mu_{yz}$	$G_{xy}$	$G_{xz}$	$G_{yz}$
100	50	50	0.3	0.3	0.3	50	50	50

机翼的其他部件均采用常用高性能铝合金材料，其力学特性满足各向同性，杨氏模量为  $E = 72Gpa$ ，泊松比为  $\mu = 0.3$ 。

下面使用有限元分析 ABAQUS 软件进行完整机翼建模与任务求解。

### 3 建模方法

本部分对创建机翼几何模型的步骤进行说明。使用模块为【Sketch】与【Part】。

#### 步骤一：创建机翼几何轮廓草图

启动 ABAQUS 软件欢迎界面（本报告使用 ABAQUS 2016，软件版本 6.16），选择“With Standard/Explicit Model”选项，选择文件菜单中的“Save/Save as”选项，新建一个项目并重命名为 **Project\_Wing\_Analysis.cae**，如图 5 所示。为保存与查找文件的方便，可在文件菜单中选择“Set Work Directory”，将弹出框中的文件路径改为自建文件夹，如此处修改为“F:\ABAQUS\_Course\_Report”。



图 5 ABAQUS 软件启动欢迎界面

将界面显示模块切换为【Sketch】草图模块，单击  按钮新建草图，命名为 Sketch-Airfoil，选择 Approximate Size 为 4000，点击“Create”，如图 6 所示。



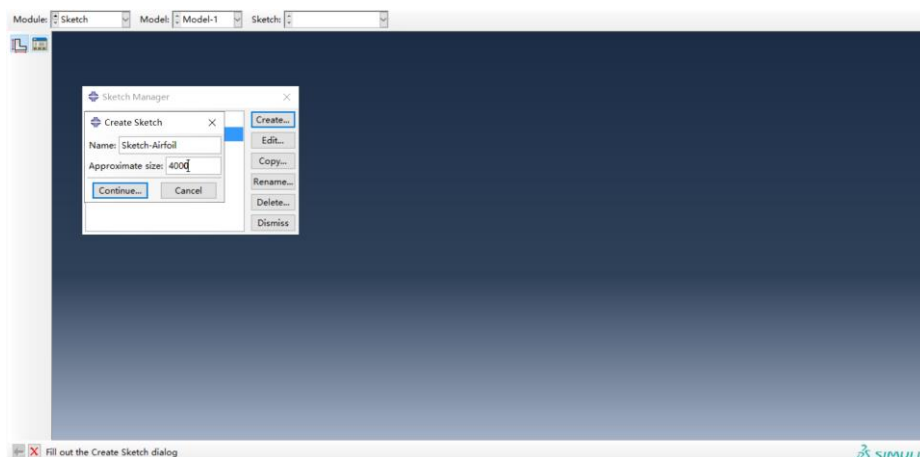


图6 Sketch 模块创建草图

打开草图绘制界面，屏幕显示网格线框，将视角调试至合适位置后，开始绘制第一个草图模型即**机翼蒙皮 (Wing Skin)**。由简化模型假设，本模型机翼采用类似 NACA0012 的上下对称翼型，弦长为  $1\text{ m}$ 。为提升建模效率，选用左侧工具框中的“椭圆线框”与“过三点圆弧”等几何创建与修饰工具，对外轮廓进行绘制，前缘点坐标为  $(400, 0)$ ，后缘点坐标为  $(-600, 0)$ ，如图 7 所示。

完成创建机翼蒙皮外形后，可点击左侧工具框中的另存草图图标，将草图重命名为 Sketch-Airfoil-Skin。

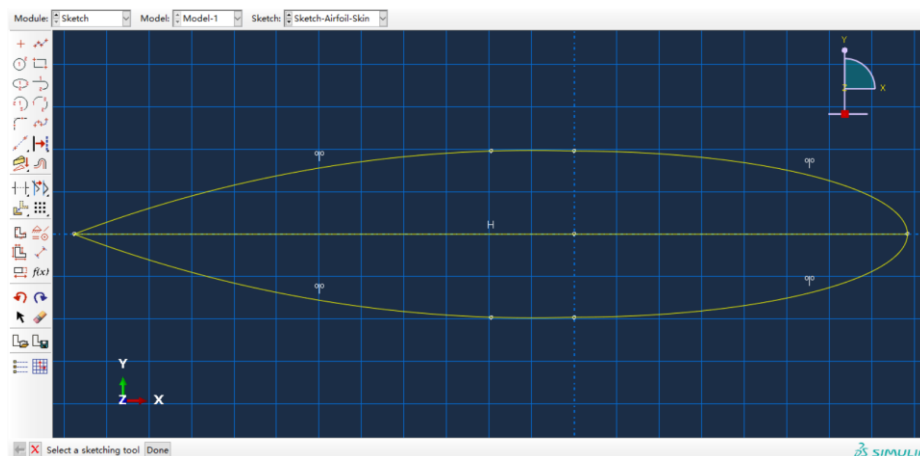



图7 创建机翼蒙皮外形草图

在机翼蒙皮外形草图的基础上继续进行几何操作，绘制第二个草图机翼翼肋 (**Wing Rib**)，其中各纵向元件的位置与尺寸均采用近似方法确定，具体尺寸如表 2 所示（长桁排序从后往前）。纵向元件共设置前后两根主梁，八根长桁，均采用“L”型截面，满足上下对称布置，可采用对称指令等几何工具进行几何创建。减重孔的位置及尺寸均为近似确定，绘制结果如图 8 所示。注意实际翼肋并没有纵向元件，后续建模应将纵向元件外廓面线进行删除，以留出相应连接区域。

表 2 机翼各纵向元件尺寸表

部件类型	机翼后梁			机翼前梁				
特征类型	梁腹板	上缘条	下缘条	梁腹板	上缘条	下缘条		
厚度（mm）	6.0780	7.8138	7.8138	5.3946	6.6852	6.6852		
元件类型	长桁 1#		长桁 2#		长桁 3#		长桁 4#	
特征类型	宽度	高度	宽度	高度	宽度	高度	宽度	高度
厚度（mm）	4.2026	6.1011	4.7665	5.7209	4.3893	4.2260	4.0444	4.0524

点击左侧工具框中的另存草图图标,将该草图重命名为 Sketch-Rib-Outline。

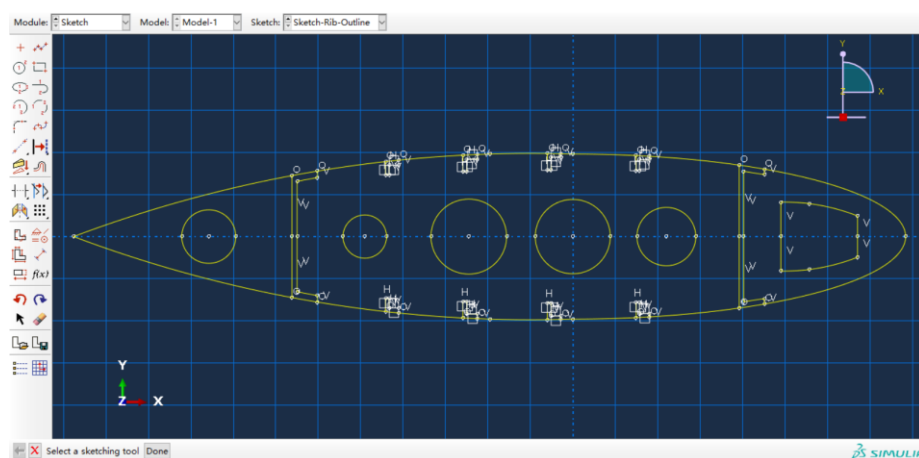




图 8 创建机翼翼肋外形草图

在机翼翼肋外形草图的基础上继续进行几何操作,利用自动修剪、删除等工具将该草图中除纵向元件外的所有几何特征进行删除,保留纵向元件草图,另存为草图 Sketch-Main-Parts,单击鼠标中键确定,如图 9 所示。

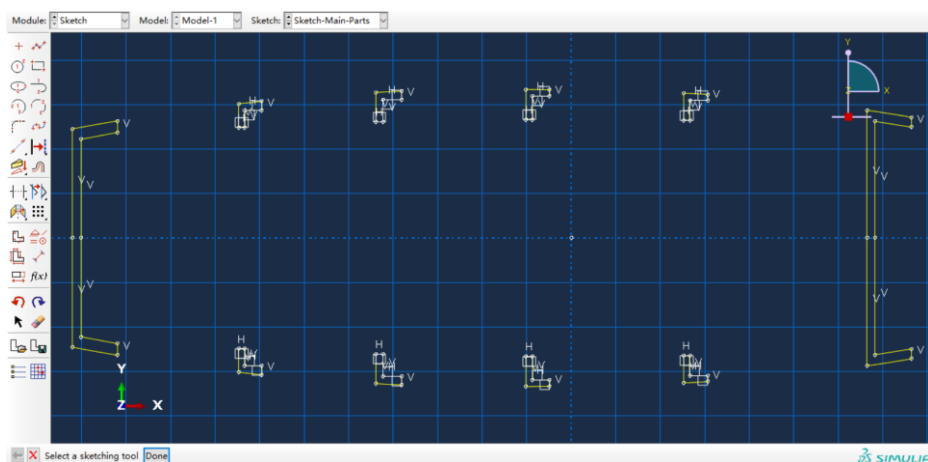




图 9 创建机翼纵向元件外形草图

确认保存各草图特征后退出模块,完成所有几何元件草图轮廓的创建步骤。

## 步骤二：创建机翼几何部件

点击模块栏中的 **Part** 模块，进行几何部件创建模块。

首先创建机翼蒙皮几何部件。点击  部件创建草图，选择 **3D—Deformable—Shell—Extrusion**（壳单元拉伸），近似大小为 4000，如图 10 所示。进入界面后，点击左侧工具框中的  打开草图，选择并导入步骤一中创建的机翼蒙皮草图 **Sketch-Airfoil-Skin**。将中心对称线删除后，单击鼠标中键，输入拉伸长度为 6015 mm，尺寸可根据后续模型需要，在左侧模型树中进行修改与调整。完成对机翼蒙皮几何部件 **Part-Wing-Skin** 的创建，完成结果如图 11 所示。

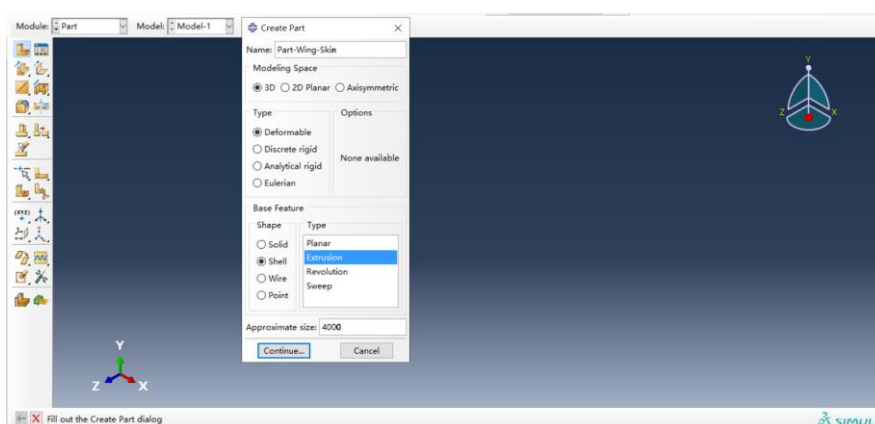


图 10 创建机翼蒙皮几何部件类型与特征设置

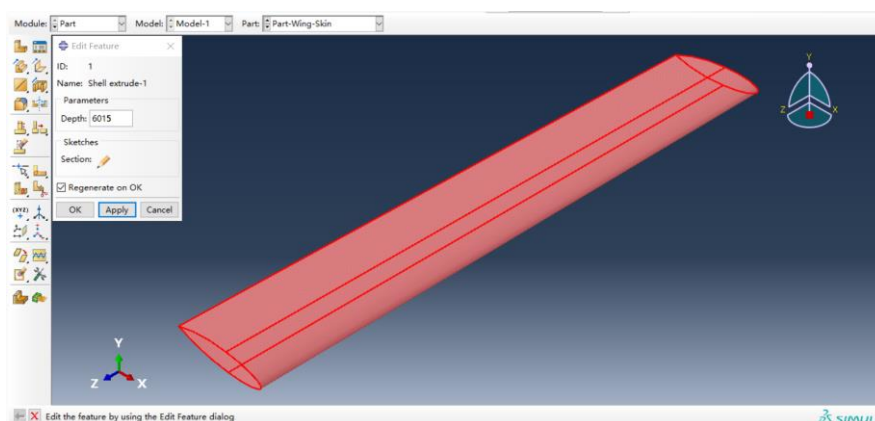


图 11 创建机翼蒙皮几何部件（壳单元）

需要注意的是，界面显示的蒙皮外形轮廓并不像草图创建那样光滑，其原因是显示问题，可在菜单 **View—Part Display Options** 中将 **Curve refinement** 精度从 **Corase**（粗糙）调整为 **Fine**（好）或 **Extra Fine**（非常好），以提升曲线显示精度。

下面对机翼的翼肋、翼梁、长桁几何部件进行创建。与蒙皮创建策略不同，这三种元件创建 **Part** 的类型选择 **3D—Deformable—Solid—Extrusion**（实体单元

拉伸), 近似大小为 4000, 如图 12 所示。

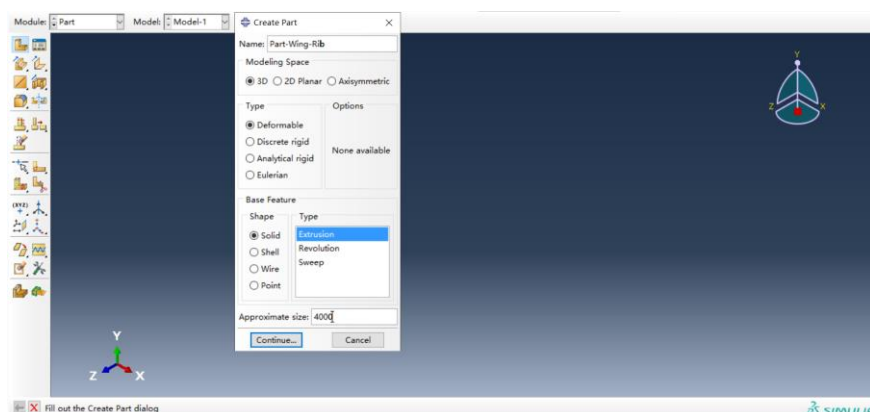


图 12 创建机翼翼肋、翼梁、长桁几何部件类型与特征设置

分别提取各创建草图的几何特征, 并进行拉伸长度定义, 创建机翼的翼肋、翼梁、长桁等原始几何部件, 均采用实体单元拉伸单元设置, 分别命名为 Part-Wing-Rib, Part-Wing-Main-Spar 以及 Part-Wing-Stl。设置翼肋部件拉伸长度为 15 mm, 翼梁与长桁部件拉伸长度为 6015 mm。创建时应注意区域的连通性。

完成各部件的创建后, 调整为各部件几何视图界面, 进行几何修改操作。以翼肋为例, 选择左侧工具框中的 (创建实体: 从壳单元) 图标, 选中所有几何特征并确定, 即可将实体单元转变为壳单元。这样操作一方面可使单元类型与机翼蒙皮一致, 有利于后续模型几何组装与网格划分; 另一方面, 可使得各元件之间的间隙测量与相应赋予截面壳单元厚度设置更加方便。接着, 利用工具框中的 (删除面) 指令, 将翼肋建模时相连的纵向元件的特征面以及单侧翼肋腹板面进行删除, 剩余的几何壳即可通过截面属性赋值进行厚度设定。类似地, 对创建的原始翼梁与长桁实体进行转变为“L”型截面壳单元的操作, 通过间距侧料以及截面属性赋值进行材料厚度定义, 最终几何结果分别如图 13,14,15 所示。

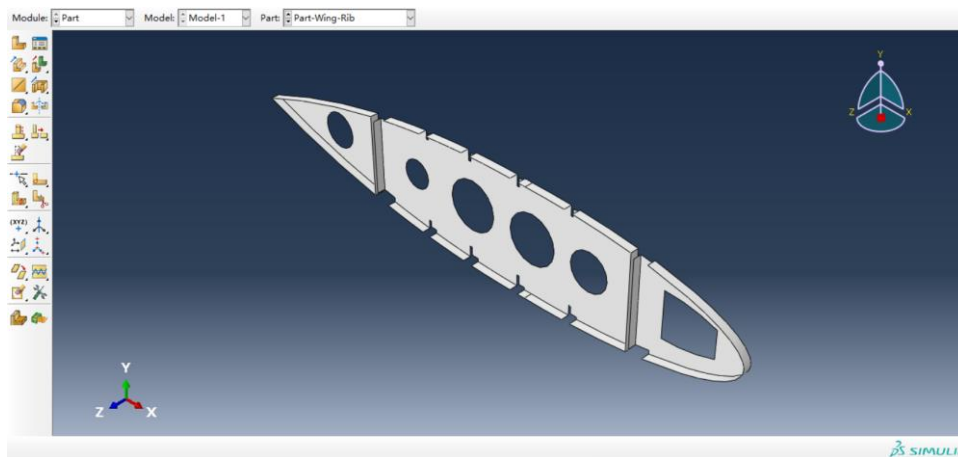


图 13 创建并修改机翼横向翼肋几何部件

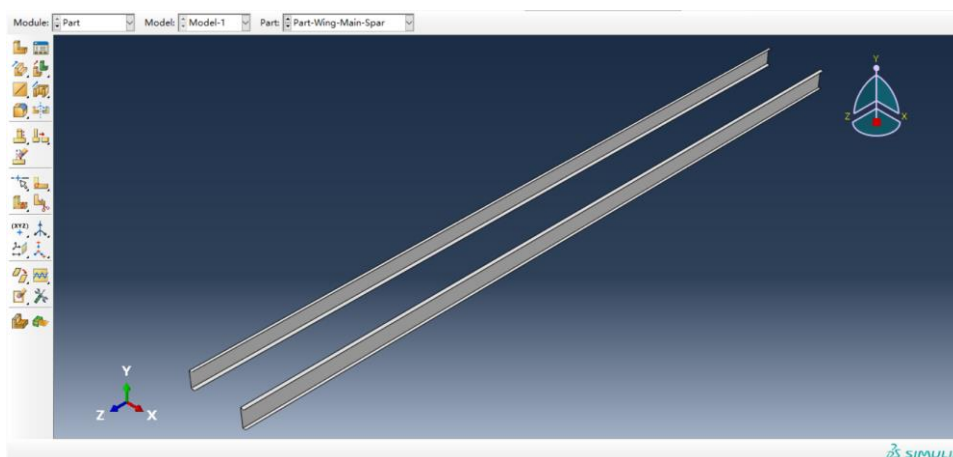


图 14 创建并修改机翼纵向翼梁几何部件

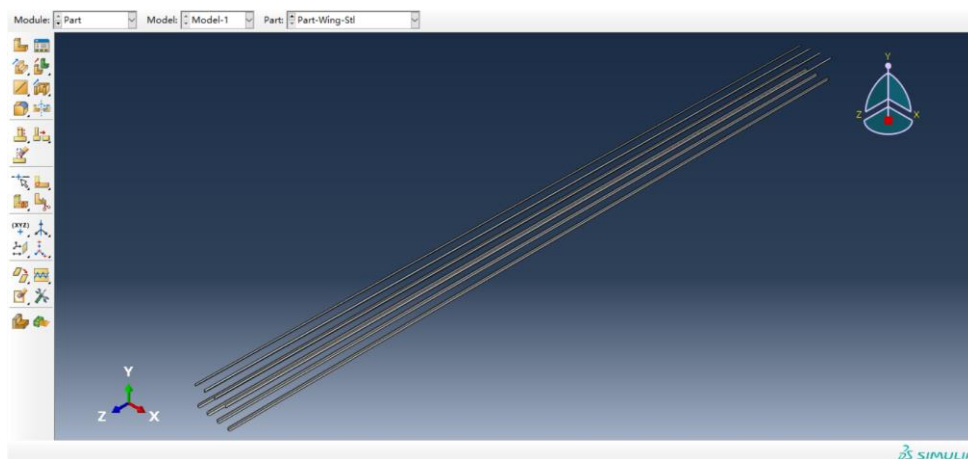



图 15 创建并修改机翼纵向长桁几何部件

至此，机翼的各纵向、横向元件几何建模部分完成，下面进行模型说明。

## 4 模型说明

本部分对建立模型进行具体说明，主要包括材料与截面属性、几何部件组装两部分，使用模块为【Property】与【Assembly】。

### 步骤三：材料属性创建与截面属性分配

首先对模型使用材料进行属性创建。进入子模块“属性”（Property）定义模块，点击创建材料图标，新建普通铝合金材料，命名为 Material-Alum-LY12，在弹出的对话框中，分别添加弹性（Elastic）和密度（Density）两个属性，杨氏模量  $E$  以及泊松比  $\mu$  设置值如上表 1 所示，密度值设置为  $2.7 \times 10^{-9}$ ，单位为吨/平方毫米（ $t/mm^2$ ）。铝合金材料属性设置界面如图 16 所示。

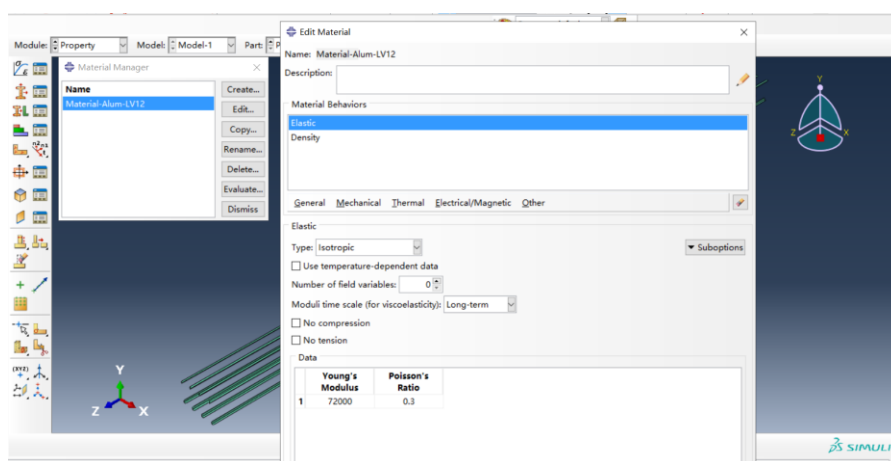


图 16 创建普通铝合金材料属性

类似地，根据表 1 中所列材料属性，采用工程常数（Engineering Constant）方法创建复合材料单层属性，同时定义密度为 $1.773 \times 10^{-9} \text{ t/mm}^2$ ，如图 17 所示。

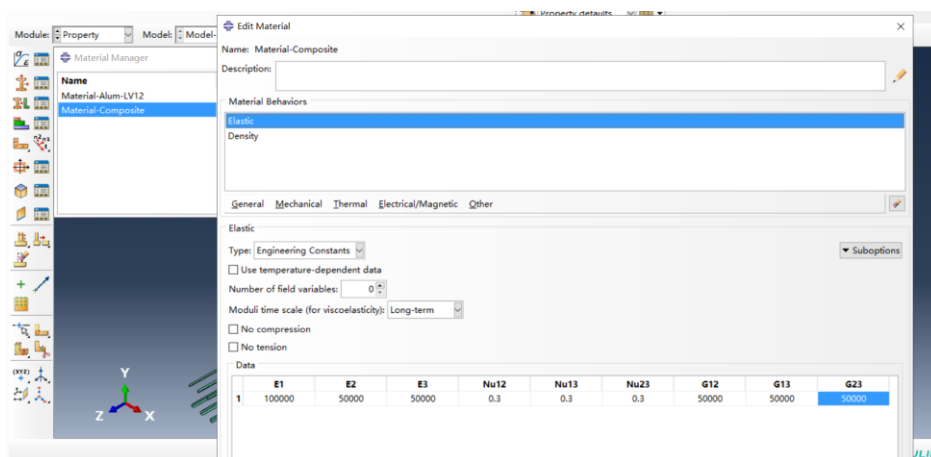


图 17 创建复合材料（单层）属性

下面对机翼各元件特征截面进行设置，参照表 2 中各截面尺寸进行壳截面厚度设置，选择 Shell-Homogeneous，以后梁腹板为例，其设置结果如图 18 所示。

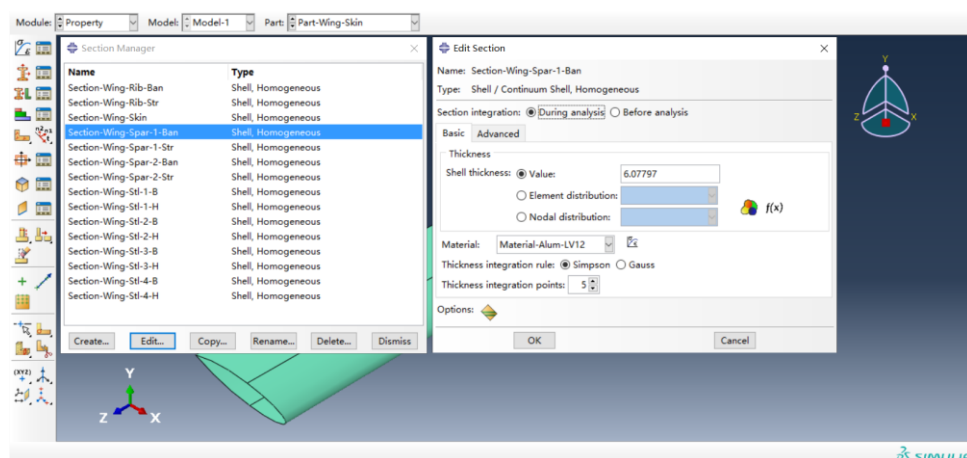


图 18 创建普通壳单元特征截面属性



上述创建各截面命名均根据所属原件与编号进行编写，以便后续进行区分。

特殊地，对复合材料截面进行单独定义，选择 **Shell-Composite**，为后续与相应铝合金蒙皮机翼进行比较，将原  $2.5\text{ mm}$  的蒙皮划分为 10 层复合材料层，其中单层 **Ply** 设置厚度为 0.25，选择对称布置，即上 5 层与下 5 层的截面对称，各层的旋转角依次为  $0^\circ, 45^\circ, -45^\circ, 60^\circ, 90^\circ$ ，具体材料属性设置如图 19 所示。

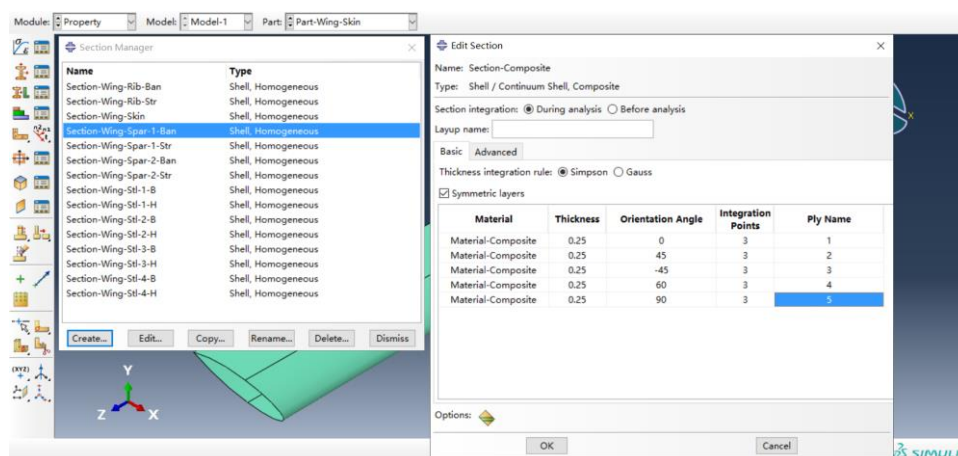


图 19 创建复合材料特征截面属性

完成各材料特征截面属性定义后，下面进行对机翼各几何面赋予材料截面。依次切换不同的几何 **Part**，将对应的 **Section** 材料截面进行面分配，赋予材料属性成功后，几何部件应变为浅绿色。除蒙皮外所有元件各截面均赋为铝合金材料。

下面以复合材料机翼蒙皮为例进行说明。在赋予截面弹出的对话框中，全选蒙皮几何部件，选择截面为前面创建的复合材料 **Section-Composite** 截面，厚度分配选择 **From section**，特别需要注意的是壳偏移 (**Shell Offset**) 的选择。由于机翼蒙皮的厚度方向不应使得其与其他元件厚度面重合，因此需要选择单侧偏移并选择向外拓展，而不是默认的两侧偏移 (**Middle surface**)。在具体决定选择顶部偏移 (**Top surface**) 或底部偏移 (**Bottom surface**) 时，一次性选择正确较为困难，这时不妨两种偏移方法均加以尝试，具体的选择方法如下：

- 选择任一种偏移方式，点击确定；
- 由于赋予壳单元截面属性后，软件默认对于壳单元棱线的显示并未修改，即无法识别厚度偏移方向，此时应选择主菜单下 **View—Part Display Options**，在弹出的对话框底部勾选“渲染壳厚度” (**Render shell thickness**) 按钮，点击 **OK** 或 **Apply**，便可显示出此时壳单元实际厚度赋予的方向；
- 调整各元件壳单元方向互不重叠，如梁缘条与蒙皮厚度偏移方向应相反；

➤ 反复验证并最终确定机翼各元件截面壳单元应选择厚度偏移的方向。

按照上述步骤进行机翼对各元件截面壳单元赋予材料属性，例如复合材料蒙皮的设置结果如图 20 所示。翼肋截面壳单元厚度偏移方向调整过程如图 21 所示。

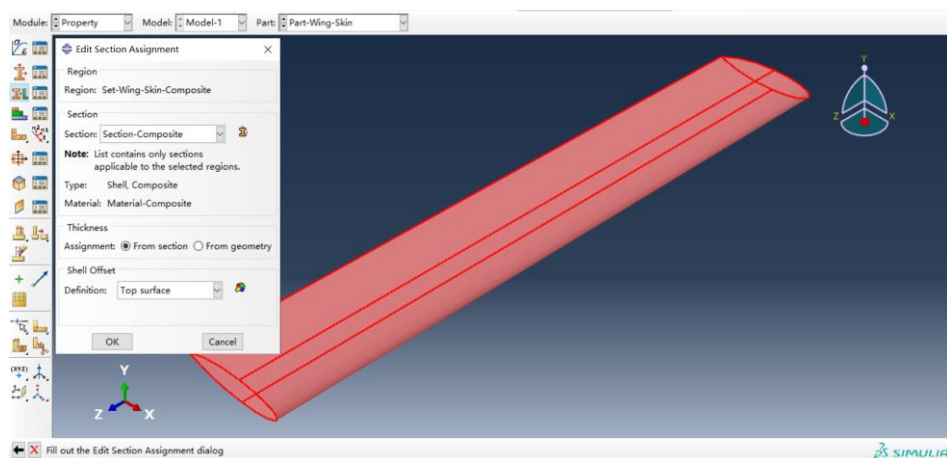


图 20 对复合材料蒙皮机翼赋予材料截面属性

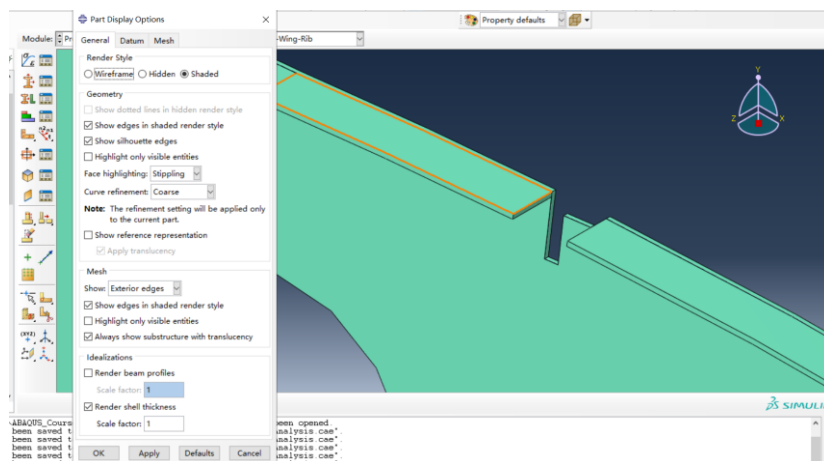


图 21 翼肋截面壳单元厚度偏移方向调整过程

若需要查看蒙皮复合材料铺层状态是否正确，可选择上方工具栏中的*?*查询信息指令，点击 Ply Stack Plot 选项，在视图选择机翼蒙皮截面，如图 22 所示。

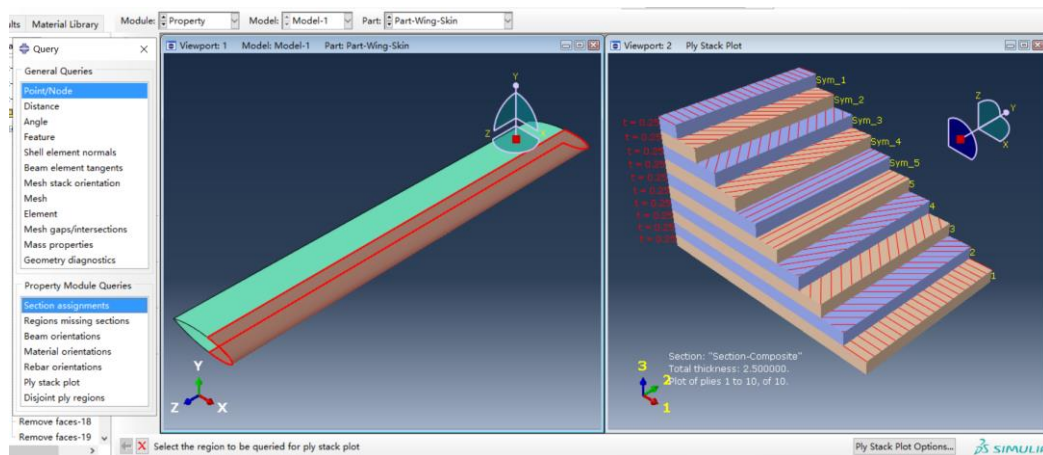



图 22 查看机翼蒙皮复合材料铺层状态



#### 步骤四：结构部件复制、组装与几何缝合

在完成全部材料及截面属性的分配后，下面进行部件的组装与几何缝合。

首先将界面切换至“组装”（Assembly）子模块，点击创建实体集合（Create Instance）。选择翼肋（Part-Wing-Rib）部件作为该平直机翼的根肋，点击 Apply，在屏幕上应以蓝色部分显示该部件，导入模型结果如图 23 所示。

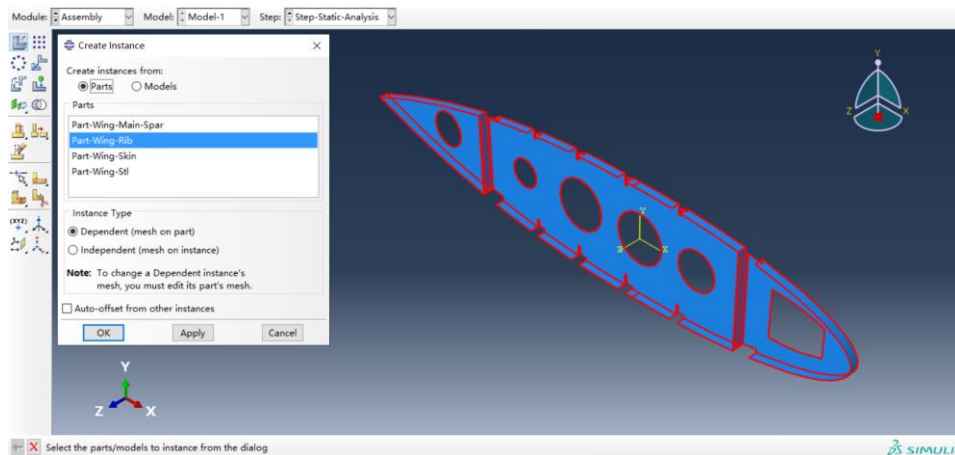



图 23 将翼肋部件导入模型实体集合

下面对机翼翼肋进行复制排列。点击“线性图案阵列”（Linear Pattern）工具按钮，全选该翼肋，修改两个方向部件复制平移的数量以及间距，这里设置机翼翼展长方向为全局坐标轴的 Z 向，普通翼肋数量共有 11 根，包括翼根与翼梢两根翼肋，平移间距均为 600 mm，全阵列输出预览结果如图 24 所示。

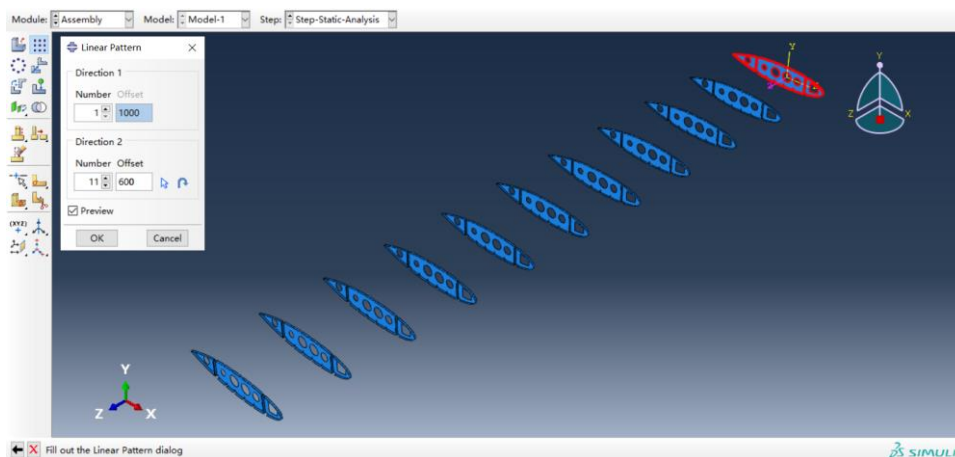


图 24 利用线性图案阵列指令对机翼翼肋进行复制与排列

接着，将前面创建的剩余机翼各几何部件导入模型实体集合中，可采用 View—Part Display Options 中的“Render shell thickness”对组装情况进行查看，如出现问题可在前面的步骤过程中找到相应的部分进行修改。

最后，点击合并/切割实体工具按钮，选中导入的所有机翼部件，并选择在

弹出的对话框中选择 Merge—Geometry 及 Geometry—Intersecting Boundaries—Retain 选项，将各部件之间连接重合方式完全保留，缝合结果如图 25 所示。

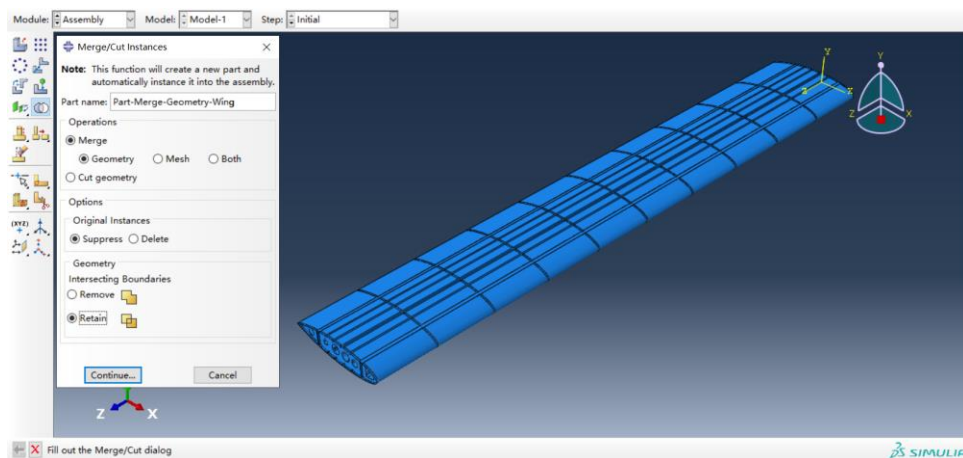


图 25 利用线性图案阵列指令对机翼翼肋进行复制与排列

等待几何缝合操作完成后，本模型机翼的模型构建与组装部分全部完成，检查各元件尺寸与接触方式无误后，最终确定计算模型如图 26 所示。

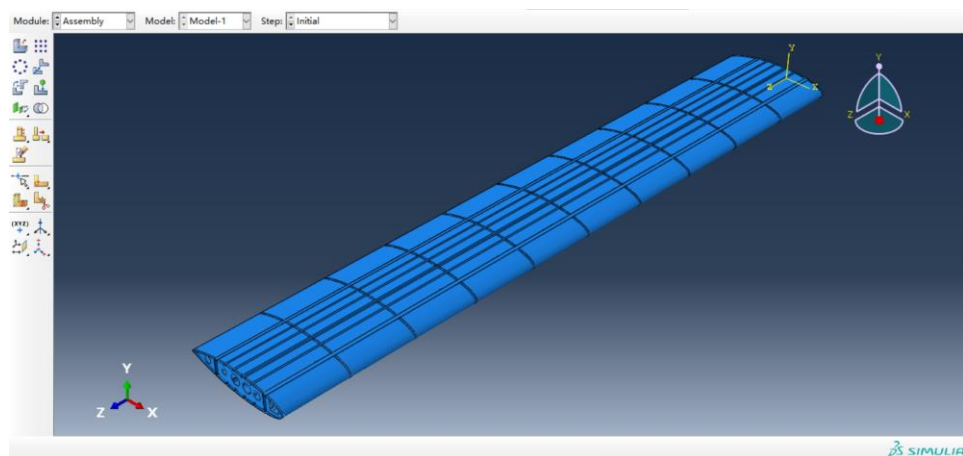


图 26 计算仿真机翼模型示意图

## 5 求解说明

本部分对模型求解进行具体说明，主要包括计算步定义、边界条件设置、网格划分、任务提交四部分，使用模块为【Step】、【Load】、【Mesh】与【Job】。

### 步骤五：模型求解计算步定义

将界面切换至子模块“计算步”（Step）下，点击左侧工具框中的“创建步”（Create Step）图标，根据任务需要创建两种分析步，说明如下：

- **创建静态力学分析步（Static General）。**不选择考虑几何非线性影响，直接连续点击“Continue”与“OK”按钮创建完成，如图 27 所示。

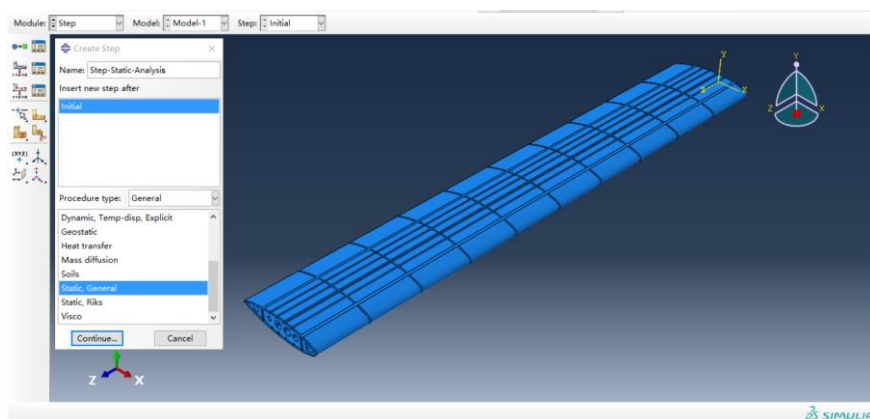


图 27 创建静态力学分析步示意图

- 创建结构模态频率分析步（Linear perturbation—Frequency）。不考虑几何非线性影响，在弹出对话框中选择特征根求解器为 Lanczos，请求特征根求解数量为 5，即求解 5 个机翼特征结构模态，设置如图 28 所示。

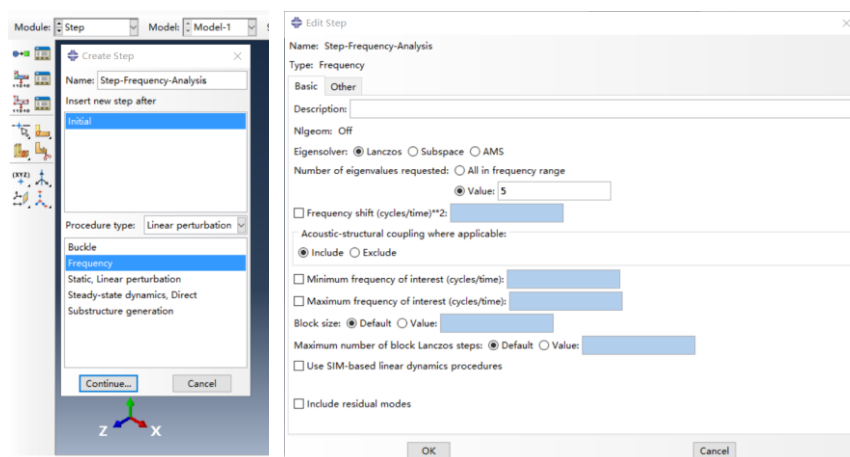



图 28 创建结构模态频率分析步

#### 步骤六：模型求解边界条件定义

将界面切换至子模块“载荷”（Load）下，点击“定义边界条件”图标，首先创建初始固支（Fix）边界条件，定义约束类型及选中截面如图 29 所示。

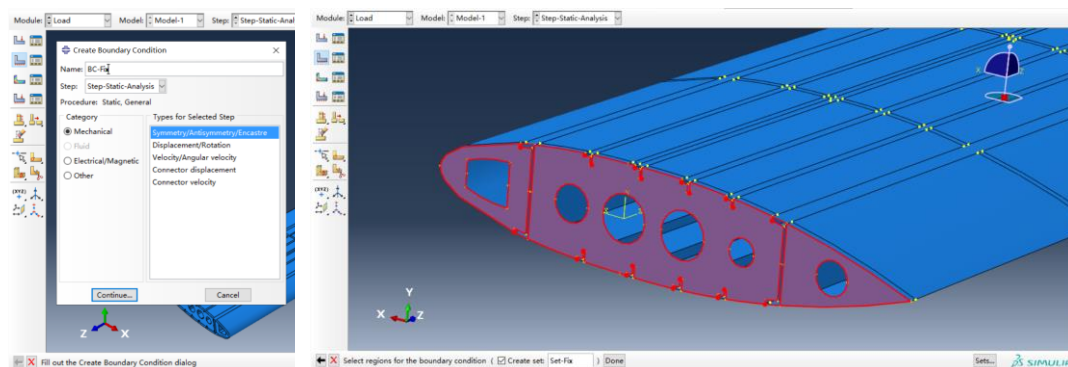


图 29 定义固支边界条件（机翼翼根处）

对于静力分析问题，需要在计算步定义边界条件或者载荷；而对于结构频率模态分析问题则不需要定义。由简化假设，本报告指定在静力分析步机翼翼梢的限制位移，相当于将机翼一端强制施加一定的位移，这样可以清晰地表现出机翼传力路径以及危险应力区的分布，较施加一端集中载荷或者分布载荷更加清晰。具体操作：在静力分析步定义边界条件类型为位移/旋转 Displacement/Rotation，点击“Continue”后在视图中选中完整的机翼翼梢翼肋各特征面，施加边界限制为 Y 方向移动 12 mm，点击“OK”完成定义，具体操作如图 30 所示。

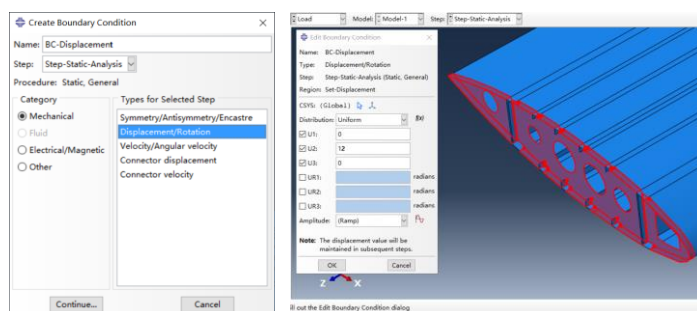


图 30 定义限制位移边界条件（机翼翼梢处）

完成边界（含限制位移）条件设定后的机翼求解模型如图 31 所示。

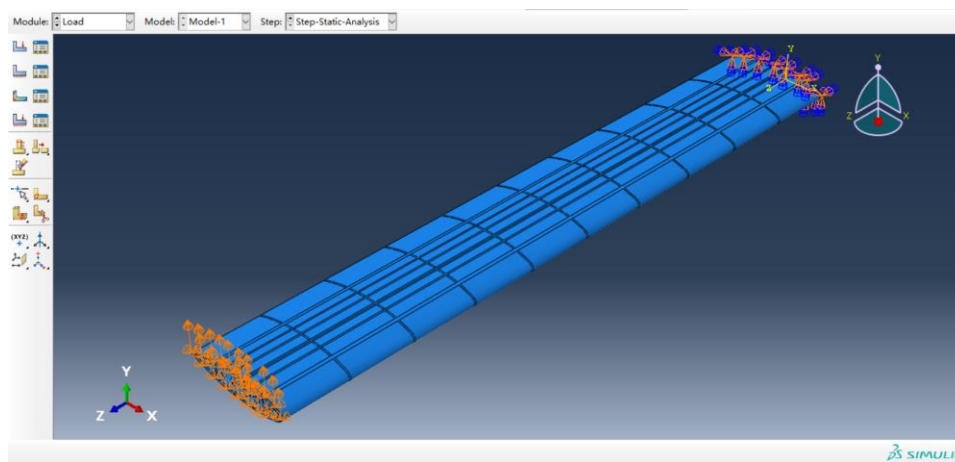





图 31 完成机翼求解模型边界（含限制位移）条件定义

### 步骤七：模型网格划分

下面进行求解模型的网格划分。将界面切换至“网格”（Mesh）界面，由于前面已经进行了几何缝合操作，故一方面考虑减少网格量，另一方面考虑增加网格连续性以提升质量，本报告采用对缝合几何模型直接进行网格划分。

首先切换视图至完成缝合操作的 Part 部件，点击左侧工具框中的  图标，定义全局近似的网格种子尺寸为 13；点击  分配元素类型图标，设置单元类型保持默认，为 S4R 壳单元类型，勾选缩减积分（Reduced integration）选项；点击  分



配网格控制图标，设置网格布置算法为 Medial axis。上述设定过程如图 32 所示。

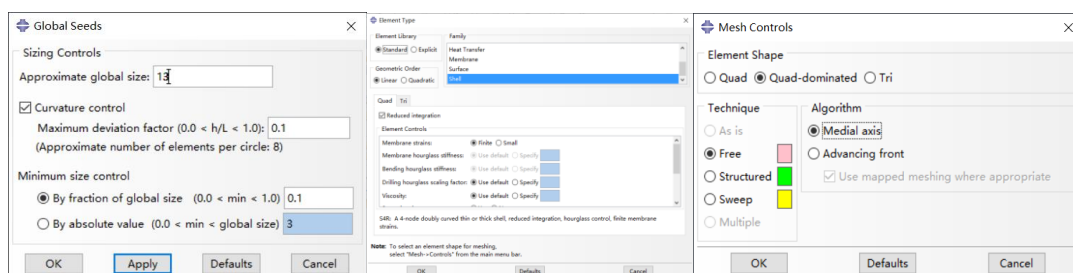



图 32 求解模型网格类型、单元类型、生成算法定义

完成上述的网格定义后，点击图标，对机翼组合部件进行网格划分，等待约 1 分钟后完成机翼求解网格生成，总单元数为 102036，结果如图 33 所示。

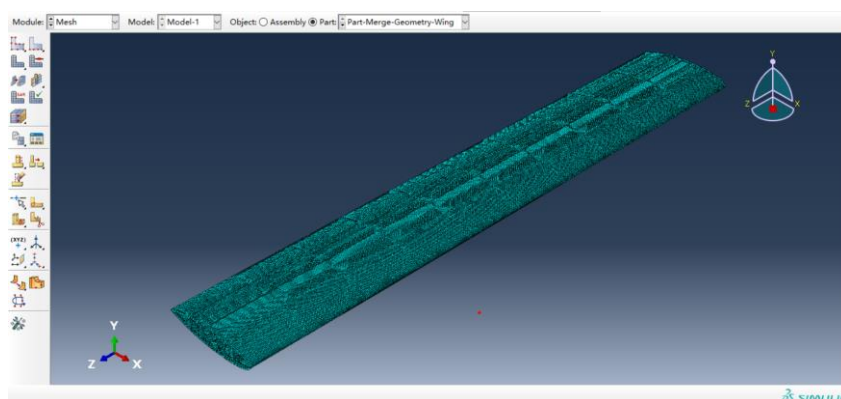



图 33 求解模型网格生成结果图

### 步骤八：任务提交设置

完成上述所有模型创建、几何修饰与组合、边界条件设定以及网格划分等步骤后，即可提交任务作业。将视图切换至“任务”（Job）界面，点击创建任务作业图标，在弹出的对话框中修改任务名称并添加任务说明，最后点击确定。为避免提交出现问题，可先通过点击右侧的“Data Check”按钮先进行数据检查，待确定模型无误后，最终点击“Submit”按钮提交任务计算作业，如图 34 所示。

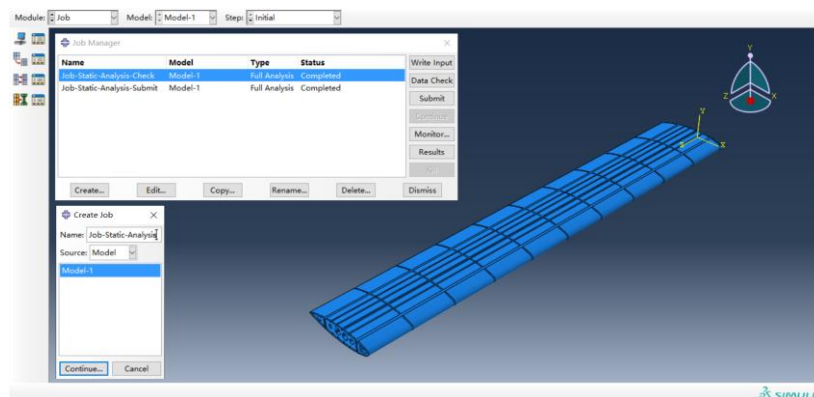




图 34 提交计算模型任务作业

## 6 结果分析与讨论

本部分对自主建立复合材料双梁单块式平直机翼的静力分析以及结构模态分析结果进行展示，并对结果进行对比、分析与讨论，以达到仿真模拟效果。

首先进行对该机翼模型有限元仿真模拟结果的展示。在提交作业运行完成后，点击 Job 模块的“结果”（Submit）按钮，进入可视化（Visualization）模块。

### 6.1 复合材料蒙皮单块式机翼静力分析结果

选择左侧工具框中的图标，显示变形模型的云图。可通过右上角的“创建显示集合”（Create Display Group）选项，可选择查看整体机翼以及机翼各部件的受力与变形情况。

整体复合材料蒙皮机翼的等效 Mises 应力云图如图 35 所示，各部件（蒙皮；纵向：翼梁、长桁；横向：翼肋）的分离等效 Mises 应力云图如图 36 所示。线框可见性、图例大小以及最大应力位置均在屏幕上调整为合适显示模式。

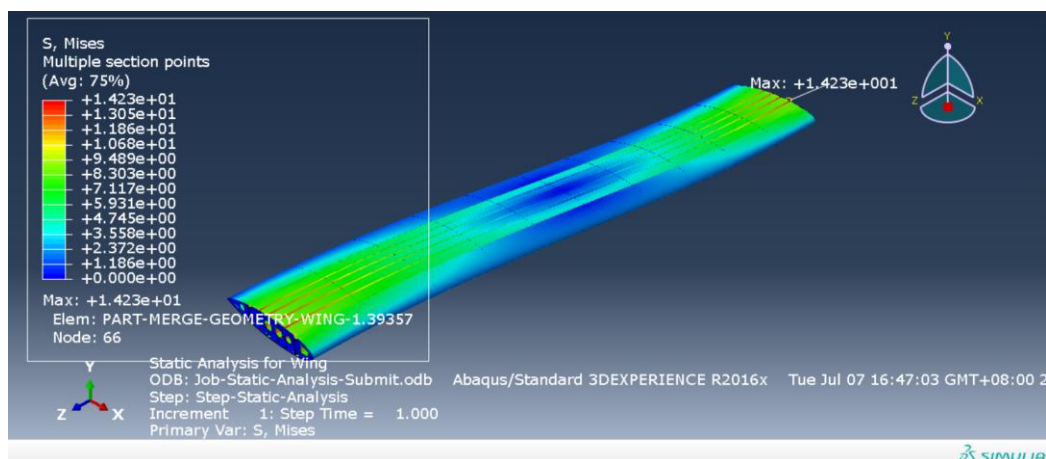
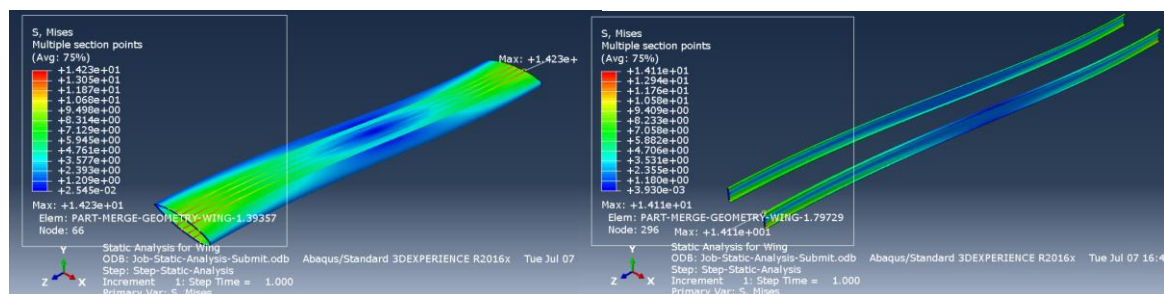
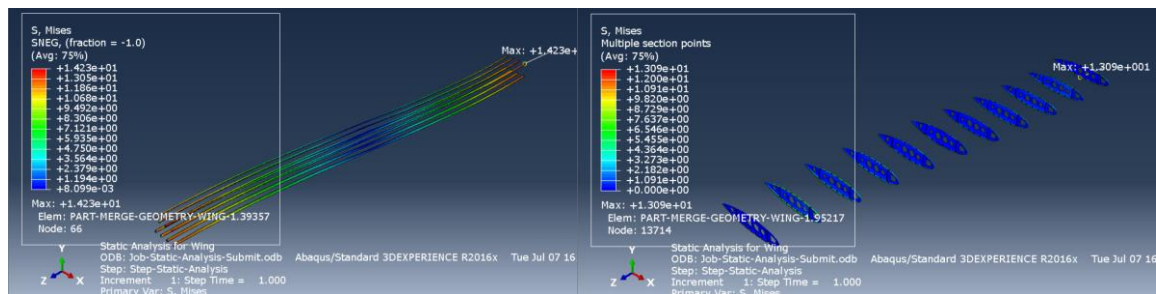


图 35 复合材料蒙皮双梁单块式平直机翼模型有限元分析等效 Mises 应力云图



(a) 机翼复合材料蒙皮等效 Mises 应力云图

(b) 机翼铝合金翼梁等效 Mises 应力云图



(c) 机翼铝合金长桁等效 Mises 应力云图

(d) 机翼铝合金翼肋等效 Mises 应力云图

图 36 复合材料蒙皮机翼模型各分离元件有限元分析等效 Mises 应力云图

观察上两幅应力分布图可知，在限制位移情况下，复合材料蒙皮机翼的最大应力为  $S_{\max} = 14.23 \text{ Mpa}$  属于较小值，出现在翼根翼肋上壁面四号长桁处。蒙皮、翼梁以及长桁中间部分应力较小，两端由于限制位移出现应力集中，等效应力值较大，长桁的两端受力尤为严重。结构的传力路线可描述如下：蒙皮两端受到交错位移约束，产生变形，进而一方面直接通过分布压力的形式，另一方面间接通过长桁的集中力的方式，将载荷传递至对其起到支持作用的翼肋上；由于机翼平直且无扭转，故各站位处的翼肋将蒙皮与长桁传递来的载荷收集，并将载荷引起的剪切内力传递到梁腹板上，将弯曲内力传递给由蒙皮、长桁以及梁缘条共同组成壁板上，以受轴向拉压形式传递至限制位移端，并在蒙皮上引起弯曲剪流，同时将剪力偏心产生的扭矩以机翼封闭盒段受剪流的形式传出；最后由翼梁将翼肋传递过来的剪力及轴力传入限制位移的“基础”段。整个机翼受力结构较为合理。

为便于受力结果对比与分析，将全部采用铝合金的单块式机翼也进行有限元分析，其中蒙皮厚度为  $2.5 \text{ mm}$ ，与 10 层复合材料蒙皮的厚度保持一致，其余组装方式、边界条件、网格划分等设置均与复合材料蒙皮机翼一致。全铝合金机翼的等效 Mises 应力云图如图 37 所示，各部件云图如图 38 所示。

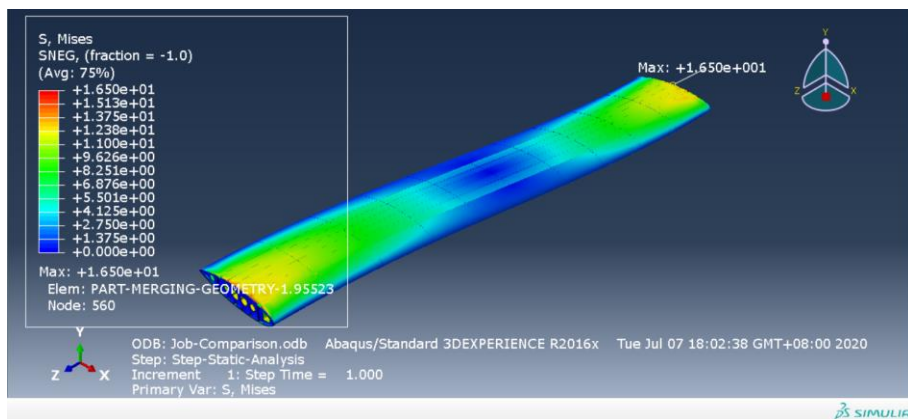
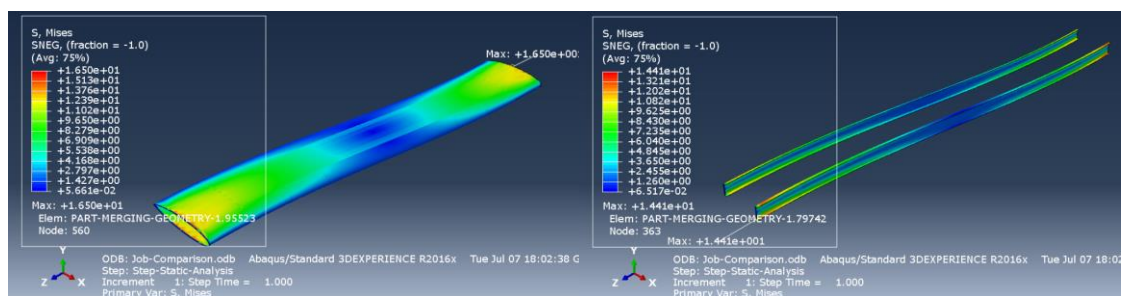
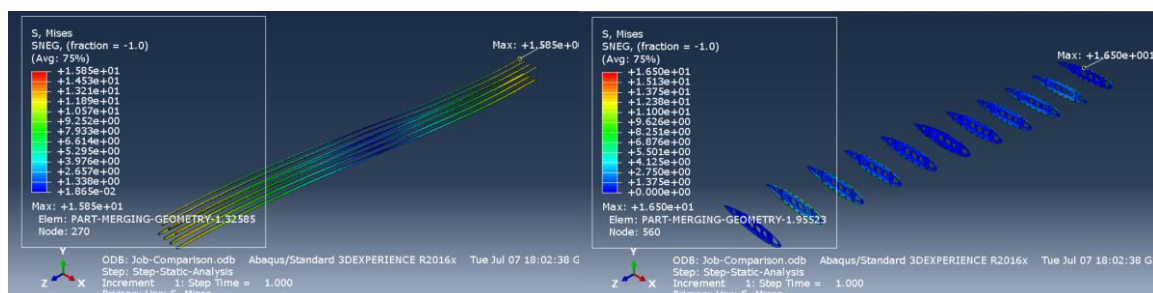


图 37 全铝合金双梁单块式平直机翼模型有限元分析等效 Mises 应力云图



(a) 机翼铝合金蒙皮等效 Mises 应力云图

(b) 机翼铝合金翼梁等效 Mises 应力云图



(c) 机翼铝合金长桁等效 Mises 应力云图

(d) 机翼铝合金翼肋等效 Mises 应力云图

图 38 全铝合金机翼模型各分离元件有限元分析等效 Mises 应力云图

将复合材料蒙皮与全铝合金双梁单块式平直机翼模型等效 Mises 应力云图进行对比,可看出全铝合金机翼的最大应力为  $S_{\max} = 16.50 \text{ Mpa}$  比复合材料蒙皮机翼更大,且蒙皮两端的应力集中现象更严重,危险区域更多,分析主要是由于材料的各向同性导致受到综合载荷情况时应力较为不均,等效应力较大。通过以上比较,也可以发现复合材料蒙皮在相同厚度的情况(控制变量情况下)比普通高性能铝合金蒙皮的受力特性更好,对于综合载荷的适应能力也较强,性能较为优越。

针对以上结构应力以及传力分析,给出几条对该双梁单块式简单平直机翼结构的改进建议如下:

- 该结构的应力危险部位主要为长桁,可通过加密长桁或更换长桁材料(如采用碳纤维复合材料等)来提升长桁的轴向承受拉压载荷的能力;
- 该结构翼梁受力情况较轻,可通过适当减小梁腹板厚度、梁缘条面积的方法来减轻结构重量;
- 该双梁单块式机翼的蒙皮是主要受载部件,可通过加厚蒙皮,利用更精准设计的复合材料铺层来提升结构受力特性,保障结构安全。
- 该机翼的蒙皮和长桁在加工时可采用整体壁板结构,增强结构受弯能力。



## 6.2 复合材料蒙皮单块式机翼结构模态分析结果

整体复合蒙皮机翼的结构模态分析结果位移云图如图 39 所示。需要注意的是，在机翼结构模态分析过程中，必须定义材料的密度（即质量）属性，否则会导致模态分析无法进行。

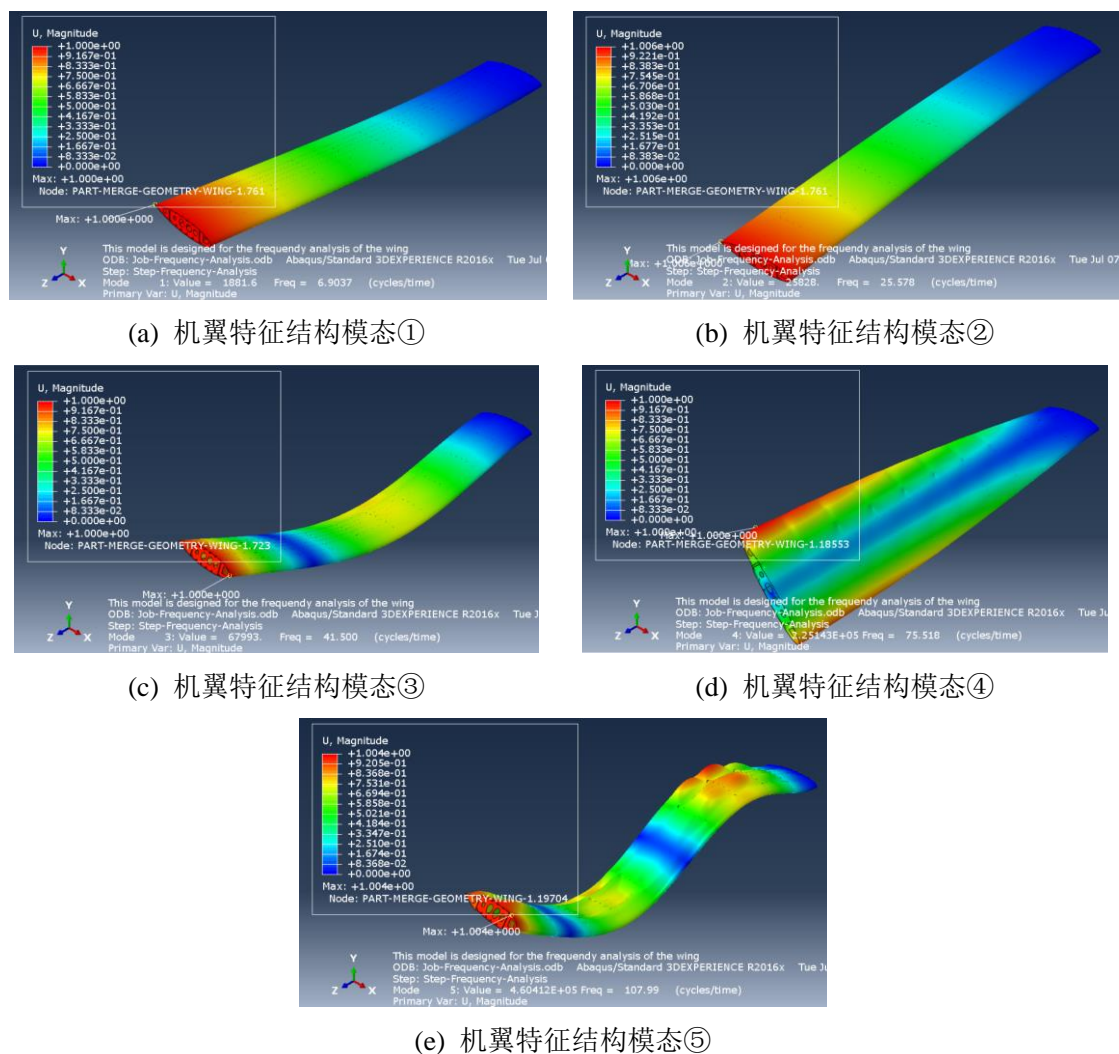



图 39 机翼各特征结构模态对应位移云图

由有限元分析结果可得机翼结构各模态对应的特征值与频率值如表 3 所示。

表 3 机翼结构各模态对应的特征值与频率值

模态编号	模态特征值	模态频率值 (Cycles/time)
1	1881.6	6.9037
2	25828.0	25.578
3	67993.0	41.500
4	225143.0	75.518
5	460412.0	107.99

最后，单击图标，弹出 Create XY Data 对话框，选择 ODB field output，单击 Continue 按钮，弹出 XY Data from ODB Field Output 对话框，选择 Variables 选项卡，在 Position 下拉列表框中选择 Unique Nodal 选项，如图 40 所示。单击 U:Spatial displacement 前三角符号，单击鼠标中键确认，再单击 Add Selection 按钮，列表中弹出 Select nodes in viewpoint，此时可以选择机翼翼梢前梁上缘条后点，添加完毕单击 Plot 按钮，可查看该点位移随模态的变化曲线，如图 41 所示。

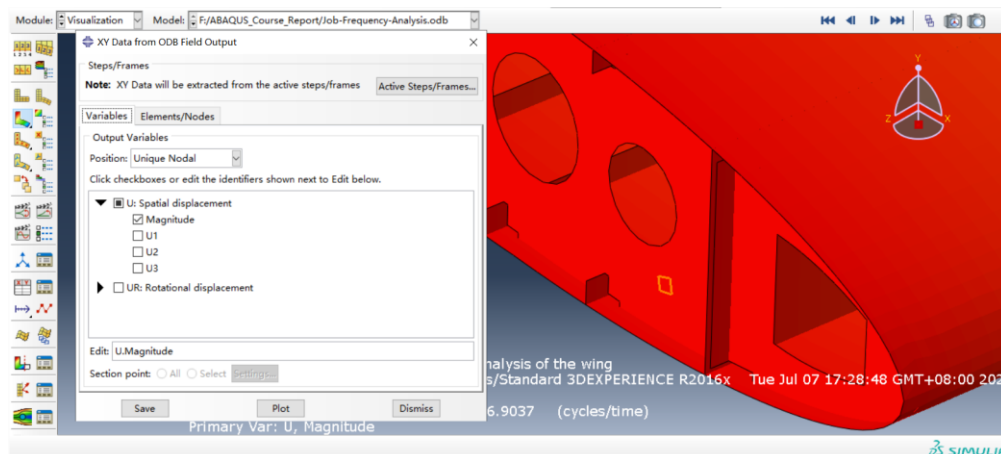


图 40 XY Data from ODB Field Output 对话框

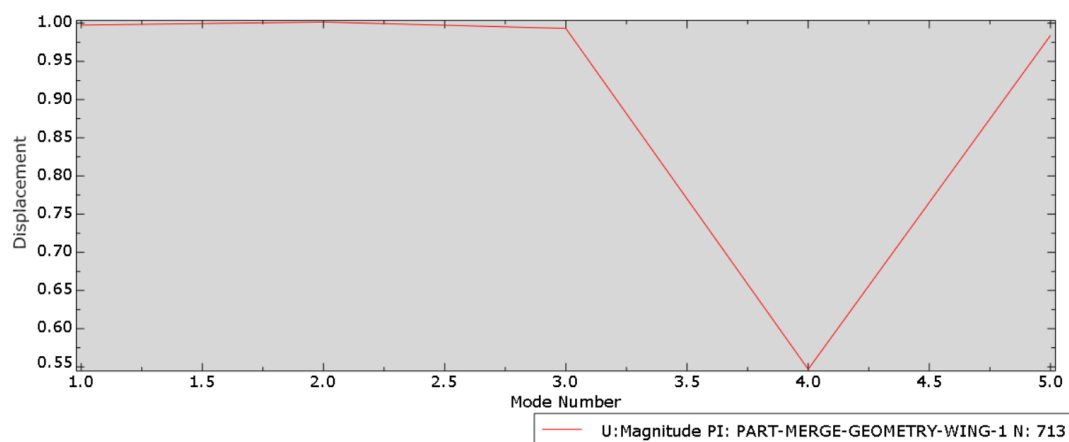


图 41 机翼翼梢特征点位移随模态的变化曲线

由机翼结构各模态位移云图，特征值、频率值以及翼梢特征点的位移曲线，可以观察到各模态对应的特征值及振动频率均呈现增大的趋势，机翼的弯曲扭转变形也更加剧烈，在特征模态⑤中还出现了蒙皮鼓包失稳的现象。

对于该复合材料蒙皮双梁单块式平直机翼的模态分析的主要帮助如下：

- 有助于为未来机翼结构设计避免飞行共振现象提供指导；
- 帮助认识对于该形式单块式机翼的动力载荷结构是如何相应的；
- 有助于在其他有关动力学分析中估算求解控制参数（如时间步长）。

## 7 总结

本报告利用法国达索有限元仿真模拟 ABAQUS 软件对一款采用复合材料蒙皮的双梁单块式平直机翼的建模方法、模型设置、求解设置以及可视化后处理等方面进行了详细的说明，完成了对该典型机翼的静强度与结构模态分析，并使用控制变量的方法，将复合材料机翼与普通高性能金属材料机翼的结构性能进行对比，同时指出了结构的相对薄弱环节及改进方法，以期对未来类似工程提供帮助。

非常感谢刘老师本学期对我的教授与指导！本报告中尚有许多不足之处，请刘老师批评指正！谢谢刘老师！

## 8 参考文献

- [1] <https://baike.baidu.com/item/%E5%A4%8D%E5%90%88%E6%9D%90%E6%96%99/837682?fr=aladdin> 百度百科词条“复合材料”
- [2] Christos Kassapoglou. Design and Analysis of Composite Structures[J]. Wiley & Sons, 2010, volume 35(4):46-52(7).
- [3] 宁莉,杨绍昌,冷悦,任学明,苏霞,闫超.先进复合材料在飞机上的应用及其制造技术发展概述[J].复合材料科学与工程,2020(05):123-128.
- [4] 陶梅贞. 现代飞机结构综合设计[M]. 西北工业大学出版社, 2001.