

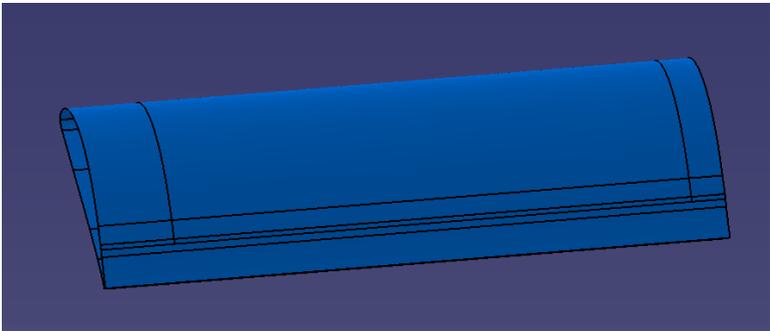
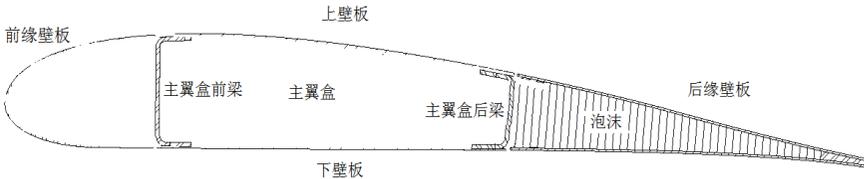
2023年“云道杯”中国数字仿真大赛

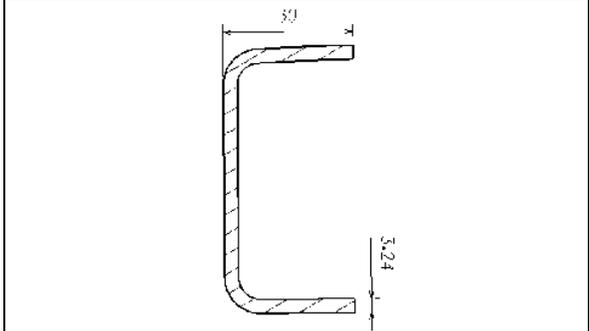
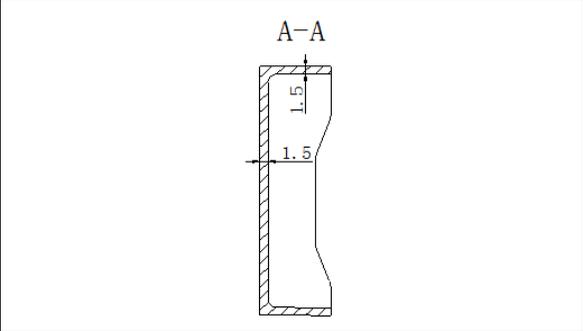
航空仿真专业赛 赛题

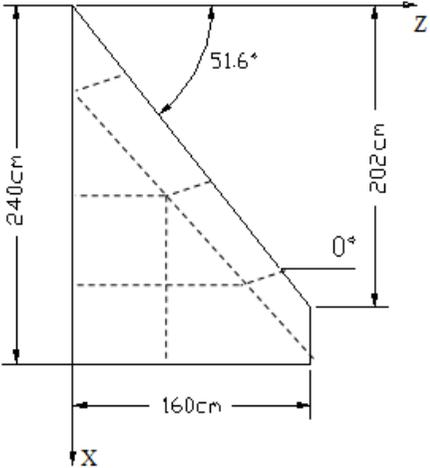
基于自主可控的仿真软件或软件平台或自行编制的程序，针对我国航空领域实际需求，围绕结构、流体、热、电、磁单物理场或多物理场仿真，开展设计分析仿真、工艺流程仿真、操作单元仿真、事故场景仿真、工艺流程优化、试验验证评估、飞行运营、维修保障等分析，培养学生运用数值仿真技术与专业结合解决实际问题的能力，为行业企业创造更多具有高复用性、高应用价值、高扩展性的专业仿真软件或者案例。

总体要求：

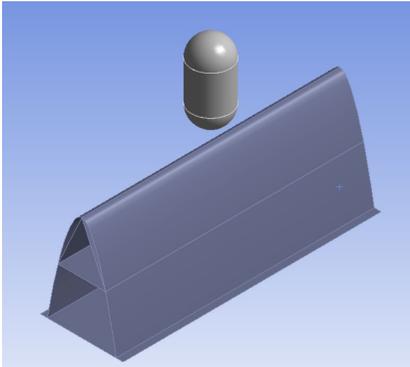
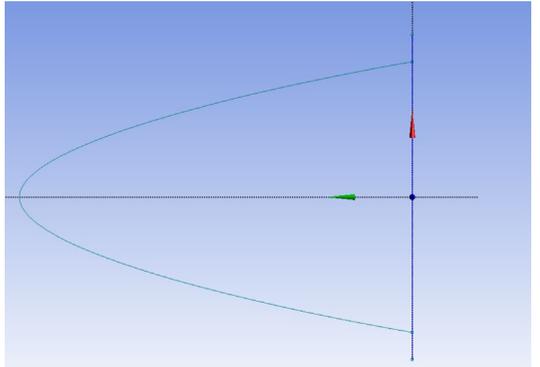
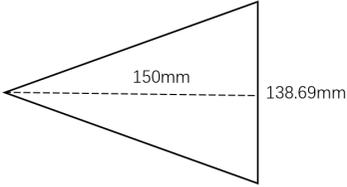
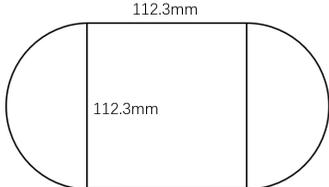
1. 使用软件不限，鼓励使用国产或自主开发的仿真软件完成相关工作（大赛组委会面向参赛队伍可提供气动力、多相流等仿真软件及相关培训与答疑）。
2. 赛题分为“航空典型结构仿真”与“航空飞行器空气动力学仿真”两类，每类赛题均设有必答题与选答题。
3. 请在两类选题中任选其一，完成该类型中的必答题和一个任选题目。
4. 方案须给出分析报告和分析案例说明，并提交操作演示视频和验证报告。

序号	题目	题目类型	问题描述要求	题目来源
1	机翼结构仿真 (必答题)	航空典型结构仿真	<p>1. 模型描述</p> <p>机翼为等弦长直机翼(如图1所示),机翼长度为3800mm,机翼宽度为800mm,机翼高度为110mm;机翼沿展向均匀布置6个机翼肋。</p>  <p>图1 机翼示意图</p> <p>机翼的截面形状如图2所示。机翼前缘到主翼盒前梁腹板的距离为160mm,机翼后缘到主翼盒后梁腹板的距离为350mm。</p>  <p>图2 机翼截面示意图</p> <p>机翼上下壁板、前缘壁板、后缘壁板都使用复合材料结构,统一使用铺层[-45/90/45/90/-45/0/-45/90/45/90/-45],单层材料为com101(材料属性见附表),单层厚度0.21mm。</p> <p>机翼后缘使用全高度蜂窝填充,蜂窝材料为hc(材料属性见附表)。</p>	中国飞机强度研究所

序号	题目	题目类型	问题描述要求	题目来源
			<p>机翼主翼盒前后梁的截面尺寸如图图 3 所示，材料为 7075 铝合金（材料属性见附表 1）。</p> <p>机翼主翼盒上、下壁板沿航向均匀布置三根长桁，长桁面积为 90mm²。机翼肋的截面尺寸如图 4 所示，材料为 7075 铝合金。</p> <div style="display: flex; justify-content: space-around; align-items: center;"> <div style="text-align: center;">  <p>图 3 机翼前、后梁截面示意图</p> </div> <div style="text-align: center;">  <p>图 4 机翼肋截面示意图</p> </div> </div> <p>2. 建模要求</p> <ol style="list-style-type: none"> a) 原则：自由使用各种单元建模，准确模拟机翼变形及应变。 b) 单位制：长度 mm、质量 kg、力 N。 c) 单元：自由使用各种单元。 d) 连接：可使用共节点、RBE2、RBE3（刚体单元）。 e) 材料：翼肋为金属材料 MAT1，蒙皮、翼梁和桁条为复合材料 MAT8。 f) 载荷：上翼面施加均布压力载荷，其中升力方向总载荷为 30000N，在第 3 肋施加升力反方向的集中载荷 5000N 用以模拟发动机集中力。 g) 约束：机翼左侧翼根端为固支约束，右侧翼梢端为自由端。 <p>3. 分析类型</p> <ol style="list-style-type: none"> a) 静力分析：分析结构的位移、应力和应变 b) 模态分析：分析结构的固有频率和模态。 	

序号	题目	题目类型	问题描述要求	题目来源																																						
			<p style="text-align: center;">附表 1 金属材料数据参考值</p> <table border="1" style="margin-left: auto; margin-right: auto;"> <thead> <tr> <th>材料名称</th> <th>弹性模量 E/MPa</th> <th>剪切模量 G/MPa</th> <th>泊松比 NU</th> </tr> </thead> <tbody> <tr> <td>7075</td> <td>71016</td> <td>26889</td> <td>0.33</td> </tr> </tbody> </table> <p style="text-align: center;">附表 2 复合材料数据参考值</p> <table border="1" style="margin-left: auto; margin-right: auto;"> <thead> <tr> <th>材料名称</th> <th>E1 (MPa)</th> <th>E2 (MPa)</th> <th>μ_{12}</th> <th>G12 (MPa)</th> <th>ρ (kg/mm³)</th> </tr> </thead> <tbody> <tr> <td>com101</td> <td>56000</td> <td>53000</td> <td>0.044</td> <td>13100</td> <td>1.52×10^{-6}</td> </tr> </tbody> </table> <p style="text-align: center;">注：com101 为碳纤维，单层厚度 0.21mm。</p> <p style="text-align: center;">附表 3 蜂窝材料数据参考值</p> <table border="1" style="margin-left: auto; margin-right: auto;"> <thead> <tr> <th>材料名称</th> <th>G11 (MPa)</th> <th>G12 (MPa)</th> <th>G22 (MPa)</th> <th>G33 (MPa)</th> <th>G44 (MPa)</th> <th>G55 (MPa)</th> <th>G66 (MPa)</th> <th>ρ (kg/mm³)</th> </tr> </thead> <tbody> <tr> <td>hc</td> <td>0.01</td> <td>0.01</td> <td>0.01</td> <td>138</td> <td>0.01</td> <td>35</td> <td>19</td> <td>4.8×10^{-9}</td> </tr> </tbody> </table>	材料名称	弹性模量 E/MPa	剪切模量 G/MPa	泊松比 NU	7075	71016	26889	0.33	材料名称	E1 (MPa)	E2 (MPa)	μ_{12}	G12 (MPa)	ρ (kg/mm ³)	com101	56000	53000	0.044	13100	1.52×10^{-6}	材料名称	G11 (MPa)	G12 (MPa)	G22 (MPa)	G33 (MPa)	G44 (MPa)	G55 (MPa)	G66 (MPa)	ρ (kg/mm ³)	hc	0.01	0.01	0.01	138	0.01	35	19	4.8×10^{-9}	
材料名称	弹性模量 E/MPa	剪切模量 G/MPa	泊松比 NU																																							
7075	71016	26889	0.33																																							
材料名称	E1 (MPa)	E2 (MPa)	μ_{12}	G12 (MPa)	ρ (kg/mm ³)																																					
com101	56000	53000	0.044	13100	1.52×10^{-6}																																					
材料名称	G11 (MPa)	G12 (MPa)	G22 (MPa)	G33 (MPa)	G44 (MPa)	G55 (MPa)	G66 (MPa)	ρ (kg/mm ³)																																		
hc	0.01	0.01	0.01	138	0.01	35	19	4.8×10^{-9}																																		
2	后掠翼结构优化设计 (选答题)	航空典型结构仿真	<p>1. 模型描述</p> <div style="text-align: center;">  </div> <p style="text-align: center;">图 5 机翼平面尺寸及铺层方向</p>																																							

序号	题目	题目类型	问题描述要求	题目来源																						
			<p>模型为小展弦比的后掠翼结构(前缘后掠角为 51.6°、后缘后掠角为 0°),蒙皮为复合材料,其它为金属材料。复材蒙皮采用对称均衡铺层$[-45/45/90/0]_s$,单层厚度为 0.2mm。0度方向与翼面坐标 Z轴方向一致。翼根通过 3 个三点平面过渡梁与机身连接。腹板位置如图虚线所示,厚度为 5mm。机翼平面形状及铺层角方向如图 5 所示。</p> <p>2. 建模要求</p> <p>a) 单位制:长度 mm、质量 t、力 N、应力 MPa。</p> <p>b) 单元:自由使用各种单元。</p> <p>c) 连接:共节点、RBE2、RBE3 (刚体单元)。</p> <p>d) 材料:金属材料 MAT1、复合材料 MAT8,材料数据见下表 4,表 5。</p> <p style="text-align: center;">附表 4 金属材料数据</p> <table border="1" data-bbox="622 719 1794 820"> <thead> <tr> <th>材料</th> <th>弹性模量 E kgf/cm^2</th> <th>剪切模量 G kgf/cm^2</th> <th>泊松比 NU</th> <th>密度 PHO kg/cm^3</th> </tr> </thead> <tbody> <tr> <td>Metal</td> <td>$7.0\text{E}+5$</td> <td>$2.63\text{E}+5$</td> <td>0.33</td> <td>$2.78\text{E}-3$</td> </tr> </tbody> </table> <p style="text-align: center;">附表 5 复合材料数据</p> <table border="1" data-bbox="618 884 1798 984"> <thead> <tr> <th>材料</th> <th>E1 kgf/cm^2</th> <th>E2 kgf/cm^2</th> <th>泊松比 NU12</th> <th>G12 kgf/cm^2</th> <th>密度 PHO kg/cm^3</th> </tr> </thead> <tbody> <tr> <td>Comp</td> <td>$1.3\text{E}+6$</td> <td>$1.12\text{E}+5$</td> <td>0.25</td> <td>$4.22\text{E}+4$</td> <td>$1.522\text{E}-3$</td> </tr> </tbody> </table> <p>e) 载荷:上翼面施加均布压力,力的集度为 1000N/mm^2。</p> <p>f) 约束:机翼与机身连接点处施加固支约束。</p> <p>3. 分析类型</p> <p>a) 优化目标:结构重量最轻。</p> <p>b) 优化变量:蒙皮、长桁、肋等所有结构的尺寸。</p> <p>c) 优化约束:静强度约束,其中金属结构许用应力为 280MPa,复合材料结构许用应变为 $3500\mu\epsilon$。</p>	材料	弹性模量 E kgf/cm^2	剪切模量 G kgf/cm^2	泊松比 NU	密度 PHO kg/cm^3	Metal	$7.0\text{E}+5$	$2.63\text{E}+5$	0.33	$2.78\text{E}-3$	材料	E1 kgf/cm^2	E2 kgf/cm^2	泊松比 NU12	G12 kgf/cm^2	密度 PHO kg/cm^3	Comp	$1.3\text{E}+6$	$1.12\text{E}+5$	0.25	$4.22\text{E}+4$	$1.522\text{E}-3$	
材料	弹性模量 E kgf/cm^2	剪切模量 G kgf/cm^2	泊松比 NU	密度 PHO kg/cm^3																						
Metal	$7.0\text{E}+5$	$2.63\text{E}+5$	0.33	$2.78\text{E}-3$																						
材料	E1 kgf/cm^2	E2 kgf/cm^2	泊松比 NU12	G12 kgf/cm^2	密度 PHO kg/cm^3																					
Comp	$1.3\text{E}+6$	$1.12\text{E}+5$	0.25	$4.22\text{E}+4$	$1.522\text{E}-3$																					

序号	题目	题目类型	问题描述要求	题目来源
			<p>4. 评估依据</p> <p>结构重量、迭代次数，优化运行时间。</p>	
3	机翼前缘结构鸟撞仿真 (选答题)	航空典型结构仿真	<p>1. 模型描述</p> <p>机翼为等弦长直机翼（如图 6 所示），机翼前缘结构长度为 750mm，机翼宽度为 200mm，机翼高度为 300mm；机翼前缘布置 1 个三角形加强结构，其截面尺寸后面有说明。</p> <p>机翼前缘结构的截面形状如图 7 所示。机翼前缘顶端到梁腹板的距离为 300mm，机翼前缘底部两端间距离为 200mm。</p> <div style="display: flex; justify-content: space-around;"> <div data-bbox="622 646 1207 1023">  </div> <div data-bbox="1211 646 1796 1023">  </div> </div> <div style="display: flex; justify-content: space-around; margin-top: 10px;"> <div data-bbox="622 1026 1207 1066"> <p>图 6 机翼及鸟弹示意图</p> </div> <div data-bbox="1211 1026 1796 1066"> <p>图 7 机翼截面示意图</p> </div> </div> <div style="display: flex; justify-content: space-around; margin-top: 10px;"> <div data-bbox="622 1069 1207 1321">  </div> <div data-bbox="1211 1069 1796 1321">  </div> </div> <div style="display: flex; justify-content: space-around; margin-top: 10px;"> <div data-bbox="622 1324 1207 1361"> <p>图 8 机翼三角形加强结构截面示意图</p> </div> <div data-bbox="1211 1324 1796 1361"> <p>图 9 鸟体尺寸示意图</p> </div> </div>	

序号	题目	题目类型	问题描述要求	题目来源																																	
			<p>机翼蒙皮使用航空铝合金材料结构，材料为 2024 铝（材料属性见附表 7），其厚度为 2mm。机翼三角形加强结构材料为 7075 铝（材料属性见附表 7），其截面厚度为 3mm，尺寸如图 8 所示。</p> <p>鸟体外形是两端为半球体的圆柱体，如图 9 所示，中间圆柱体长度为 112.3mm，半球体直径为 112.3mm，总质量为 1.8kg。</p> <p>2. 建模要求</p> <p>a) 原则：自由使用各种单元建模，准确模拟机翼前缘结构变形及应变。</p> <p>b) 单位制：长度 mm、质量 kg、时间 s。</p> <p>c) 单元：机翼前缘及三角形加强结构自由使用各种单元，鸟体使用 SPH 单元。</p> <p>d) 连接：可使用共节点、刚性连接、RBE3（刚体单元）。</p> <p>e) 材料：蒙皮为金属材料 2024 铝，三角形加强结构为 7075 铝。</p> <p>f) 载荷：鸟体初速度为 120m/s，鸟体位置位于前缘结构上方正中心，初速度方向垂直于前缘结构底座。</p> <p>g) 约束：机翼前缘底部施加固支约束。</p> <p>3. 分析类型</p> <p>采用非线性动态分析模块进行求解。</p> <p style="text-align: center;">附表 6 鸟体材料数据参考值</p> <table border="1" data-bbox="618 1093 1803 1224"> <thead> <tr> <th rowspan="2">密度 kg/m³</th> <th rowspan="2">剪切模量 MPa</th> <th rowspan="2">动力粘度 Pa*s</th> <th colspan="3">EOS</th> </tr> <tr> <th>C0/(m/s)</th> <th>s</th> <th>Gamma</th> </tr> </thead> <tbody> <tr> <td>948</td> <td>5</td> <td>1.30E-03</td> <td>1450</td> <td>0</td> <td>0</td> </tr> </tbody> </table> <p style="text-align: center;">附表 7 金属材料数据参考</p> <table border="1" data-bbox="656 1284 1765 1398"> <thead> <tr> <th>参数</th> <th>$\rho/(T \cdot mm^3)$</th> <th>λ</th> <th>E/Mpa</th> <th>By/Mpa</th> <th>δY</th> </tr> </thead> <tbody> <tr> <td>2024</td> <td>2.810e-09</td> <td>0.3</td> <td>7.100e+04</td> <td>470</td> <td>0.15</td> </tr> <tr> <td>7075</td> <td>2.810e-09</td> <td>0.3</td> <td>7.100e+04</td> <td>524</td> <td>0.16</td> </tr> </tbody> </table>	密度 kg/m ³	剪切模量 MPa	动力粘度 Pa*s	EOS			C0/(m/s)	s	Gamma	948	5	1.30E-03	1450	0	0	参数	$\rho/(T \cdot mm^3)$	λ	E/Mpa	By/Mpa	δY	2024	2.810e-09	0.3	7.100e+04	470	0.15	7075	2.810e-09	0.3	7.100e+04	524	0.16	
密度 kg/m ³	剪切模量 MPa	动力粘度 Pa*s	EOS																																		
			C0/(m/s)	s	Gamma																																
948	5	1.30E-03	1450	0	0																																
参数	$\rho/(T \cdot mm^3)$	λ	E/Mpa	By/Mpa	δY																																
2024	2.810e-09	0.3	7.100e+04	470	0.15																																
7075	2.810e-09	0.3	7.100e+04	524	0.16																																

序号	题目	题目类型	问题描述要求	题目来源																								
4	典型航空飞行器构型气动力数值模拟 (必答题)	航空飞行器空气动力学仿真	<p>航空飞行器气动力数值计算主要依据计算流体动力学完成，可以有效地对不同布局的飞行器气动性能进行数值评估，目前已成为航空飞行器气动设计的重要手段之一。本题以航空飞行器气动评估为背景，重点考察参赛选手对气动力仿真、流场分析、大型计算流体动力学软件应用等方面的能力。</p> <p>仿真要求：</p> <ol style="list-style-type: none"> 1. 采用大赛组委会公布的翼身组合体模型，自行生成网格，并对网格质量进行评估。 2. 按照以下工况及来流条件进行数值模拟，给出计算所得升力系数、阻力系数、俯仰力矩系数、机翼不同截面压力系数等，并与试验结果进行对比，分析数值方法的可靠性，完成计算分析报告编写。 <table border="1" style="width: 100%; border-collapse: collapse;"> <thead> <tr> <th>序号</th> <th>工况</th> <th>主要目标</th> </tr> </thead> <tbody> <tr> <td>1</td> <td>网格收敛性</td> <td>验证网格收敛性，保证计算结果的有效性；</td> </tr> <tr> <td>2</td> <td>来流迎角影响</td> <td>分析不同来流迎角（不少于三个迎角）对升力、阻力等影响；</td> </tr> <tr> <td>3</td> <td>湍流模型影响</td> <td>分析不同湍流模型（不少于两种）对计算结果的影响。</td> </tr> </tbody> </table> <table border="1" style="width: 100%; border-collapse: collapse;"> <thead> <tr> <th>序号</th> <th>来流参数</th> <th>参数范围</th> </tr> </thead> <tbody> <tr> <td>1</td> <td>雷诺数</td> <td>3.0×10^6</td> </tr> <tr> <td>2</td> <td>马赫数</td> <td>0.75</td> </tr> <tr> <td>3</td> <td>迎角范围</td> <td>$-3^\circ \sim 2^\circ$</td> </tr> </tbody> </table>	序号	工况	主要目标	1	网格收敛性	验证网格收敛性，保证计算结果的有效性；	2	来流迎角影响	分析不同来流迎角（不少于三个迎角）对升力、阻力等影响；	3	湍流模型影响	分析不同湍流模型（不少于两种）对计算结果的影响。	序号	来流参数	参数范围	1	雷诺数	3.0×10^6	2	马赫数	0.75	3	迎角范围	$-3^\circ \sim 2^\circ$	中国航空工业空气动力研究院 北京航空航天大学
序号	工况	主要目标																										
1	网格收敛性	验证网格收敛性，保证计算结果的有效性；																										
2	来流迎角影响	分析不同来流迎角（不少于三个迎角）对升力、阻力等影响；																										
3	湍流模型影响	分析不同湍流模型（不少于两种）对计算结果的影响。																										
序号	来流参数	参数范围																										
1	雷诺数	3.0×10^6																										
2	马赫数	0.75																										
3	迎角范围	$-3^\circ \sim 2^\circ$																										
5	多段翼型气动外形优化设计 (选答题)	航空飞行器空气动力学仿真	<p>飞机起飞和着陆时需要打开增升装置提高飞机升力，增升装置设计是民用飞机设计中的一个重要环节，是民用飞机提高起飞重量，缩短起降滑跑距离，增强安全性和机场适应性的关键技术。民机增升装置二维剖面通常采用多段翼型形式，前缘缝翼、主翼和后缘襟翼组成的三段翼型是最常见的形式，其气动性能好坏直接影响增升装置气动性能，随着数值优化技术的发展，气动外形优化设计技术在民机气动设计中得到</p>																									

序号	题目	题目类型	问题描述要求	题目来源
			<p>广泛应用。本赛题重点评估参赛选手的多段翼型优化策略设计、流程搭建、结果分析等方面的能力。</p> <p>仿真要求：</p> <p>开展着陆构型多段翼型气动优化设计，给出相应的方案，并编写设计分析报告。</p> <ol style="list-style-type: none"> 1. 多段翼型：数模数据由大赛组委会公布。 2. 设计目标：迎角 6° 时升力系数不小于 3.0，18° 时不小于原方案。 3. 设计工况：海平面大气条件，$Ma=0.2$，基于翼型弦长 $Re=4.0 \times 10^7$。 4. 对比设计方案与原方案在迎角 6°、8°、18° 和 20° 时升力系数。 <div style="text-align: center;">  <p>图 10 多段翼型初始方案外形</p> </div>	
6	飞机水上迫降力学性能数值研究 （选答题）	航空飞行器空气动力学仿真	<p>水上迫降指陆基飞行器在水面上的紧急降落，属于典型的非定常跨介质流动问题，涉及多种复杂的流动现象。世界各国在制定民用运输机适航条例时均将水上迫降的内容纳入其中。由于水上迫降实验的成本过于高昂，目前针对民航机型水上性能的评估主要采用数值方法。</p> <p>本题以飞机水上迫降为研究背景，重点评估参赛选手对多相流仿真、流场分析、大型计算流体动力学软件应用等方面的能力。</p> <p>仿真要求：</p> <ol style="list-style-type: none"> 1. 计算模型：NACA TN 2929 飞机缩比模型（由大赛组委会公布）。 2. 计算参数：平飞速度 9.5m/s，下沉速度 0.5m/s。 	

序号	题目	题目类型	问题描述要求	题目来源															
			<p>3. 计算任务：集合飞行动力学方程，完成水上迫降过程数值模拟，给出最大垂向载荷系数和相应的俯仰角。</p> <table border="1"> <thead> <tr> <th>序号</th> <th>参数名称</th> <th>参数值</th> </tr> </thead> <tbody> <tr> <td>1</td> <td>模型重量</td> <td>5.7 kg</td> </tr> <tr> <td>2</td> <td>机身长细比</td> <td>6</td> </tr> <tr> <td>3</td> <td>机翼面积</td> <td>0.33 m²</td> </tr> <tr> <td>4</td> <td>俯仰转动惯量</td> <td>1.36 kg m²</td> </tr> </tbody> </table>	序号	参数名称	参数值	1	模型重量	5.7 kg	2	机身长细比	6	3	机翼面积	0.33 m ²	4	俯仰转动惯量	1.36 kg m ²	
序号	参数名称	参数值																	
1	模型重量	5.7 kg																	
2	机身长细比	6																	
3	机翼面积	0.33 m ²																	
4	俯仰转动惯量	1.36 kg m ²																	

注：上述赛题的最终解释权归属大赛专家评审委员会。