



成绩

中国农业大学

课程设计

(2022-2023 学年夏季学期)

题 目： CARINA 探测器气动特征数值仿真

课程名称： 有限元课程设计

任课教师： 陈雪冬、张亮亮

班 级： 工力 201

学 号： 2020310020119

姓 名： 张家瑞

前 言

现代流体力学包括理论流体力学、实验流体力学、计算流体力学，即理论分析、实验研究、数值计算三个方面。这些方法针对不同的角度进行研究，相互补充。理论分析研究能够表述参数影响形式，为数值计算和实验研究提供了有效的指导；实验是认识客观现实的有效手段，验证理论分析和数值计算的正确性；计算流体力学通过利用数值方法与计算机技术进行模拟真实流动，对理论分析与实验研究进行补充。

随着计算机技术的迅猛发展和计算流体力学（Computational Fluid Dynamics, CFD）的日益成熟，CFD 在航空航天、汽车、环境、水利造船、电力、建筑、土木、冶金、机械、核工程等领域有广泛应用。此外，CFD 具有成本低、节约时间等优势，有着十分重要的实际应用价值。

在航空航天领域，探测器的飞行数据有着很重要的意义，对于这种复杂模型在复杂工况下飞行，想要进行理论计算是非常困难的，除了实际飞行实验，还可以通过风洞试验进行模拟，但是风洞实验的成本非常高，因此利用 CFD 在模拟仿真中就起到了非常重要的作用。在本文中，就针对意大利 CARINA 探测器，利用 ANSYS Fluent 进行求解，得到轴向力系数、法向力系数及升阻比，随马赫数、攻角的变化趋势曲线，给出对称面和探测器表面地压力和速度分布。

摘 要

在上个世纪 80 年代末和 90 年代初，全球再次掀起了对新型空间运输系统以及空间探索和利用的热潮。众多国际空间计划应运而生，其中欧洲项目之一的是意大利的 CARINA 项目。

CARINA 是一个小型系统，由一个再入舱和一个服务舱组成。在本文中，研究的模型为意大利 CARINA 探测器的再入舱，首先通过 SolidWorks 建立模型，利用 Pointwise 进行网格划分，最后通过 ANSYS Fluent 进行求解。在本文中使用密度基，采用 Implicit 算法，Flux Type 选用 Roe-FDS，Gradient 选用 Green-Gauss Node Based 进行求解。最终给出了轴向力系数、法向力系数及升阻比，随马赫数、攻角的变化趋势曲线，以及对称面和探测器表面地压力和速度分布。并给出了分析和总结。

关键词：CARINA 探测器，气动特性数值仿真，有限元法。

目 录

前 言	1
摘 要	2
第一章 模型介绍	4
第二章 模型建立与网格划分	5
2.1 SolidWorks 模型建立	5
2.2 Pointwise 网格划分	6
第三章 计算过程、结果及分析	9
3.1 仿真方法	9
3.2 计算原理	11
3.3 计算结果	12
3.4 结果分析	15
第四章 结果云图	16
总结与心得	28
参考文献	30

第一章 模型介绍

在上个世纪 80 年代末和 90 年代初，全球再次掀起了对新型空间运输系统以及空间探索和利用的热潮。众多国际空间计划应运而生，其中欧洲项目之一的是意大利的 CARINA 项目。

CARINA 是一个小型系统，由一个再入舱和一个服务舱组成。计划由小型运载火箭发射或作为更大航天飞行器搭载的有效载荷发射。CARINA 是一个了解更多再入技术和微重力状态下处理的试验平台。

在本文中，研究的模型为意大利 CARINA 探测器的再入舱，再入舱的模型结构如图 1 所示。该模型为轴对称构型。

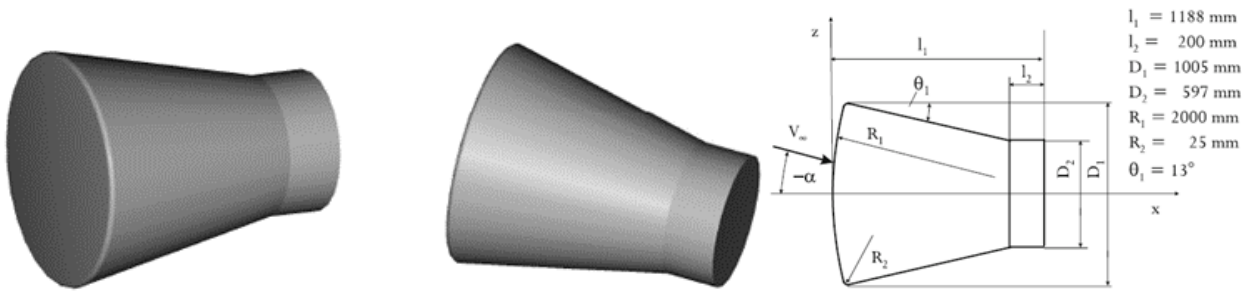


图 1 意大利 CARINA 探测器再入舱模型

计算要求：

- 1、根据图示尺寸，利用 CAD 软件(SolidWorks、CATIA、AutoCAD 等)按照等比例建立数字模型(文件格式为 stp、iges 等可供 Pointwise 软件读入的格式)；
- 2、利用 Pointwise 软件进行结构化网格划分，总网格量不超过 100 万，壁面第一层网格高度为 0.01mm，保证网格正交性并且网格分配合理；
- 3、利用 Fluent 软件对此外形进行 CFD 数值仿真，仿真状态见下表，大气环境认为是理想气体(地球大气空气)；

高度 H (km)	Ma 数	攻角 (°)
15	0.5, 0.90, 1.20, 3.0, 5.0, 8.0	-15, -10, -5, 0

- 4、计算轴向力系数 C_x 、法向力系数 C_z 及升阻比 L/D ，随 Ma 数、攻角的变化趋势(曲线)；
- 5、画出不同状态下表面压力分布，对称面压力、速度分布；

第二章 模型建立与网格划分

在本章节中，我们进行了模型建立与网格划分，为下一章节中利用 Fluent 计算做准备。

2.1 SolidWorks 模型建立

我们首先利用 SolidWorks 进行建模，在这里，由于我们是为了研究探测器在气体中运动时，其周围的环境压力、速度分布等，因此我们需要建立一个包含着该飞行器外形的空间模型。由于该模型为轴对称结构，因此在使用 SolidWorks 建模时，我们可以先做出一个平面的模型，然后设置特征，使其绕着对称轴旋转即可得到整个模型。图 2 所示的即为该探测器的外形模型的建立，需要注意的是，因为我们是为了建造探测器的外部环境，因此在建模中相当于是边界，因此在探测器中，不应将线连接起来。

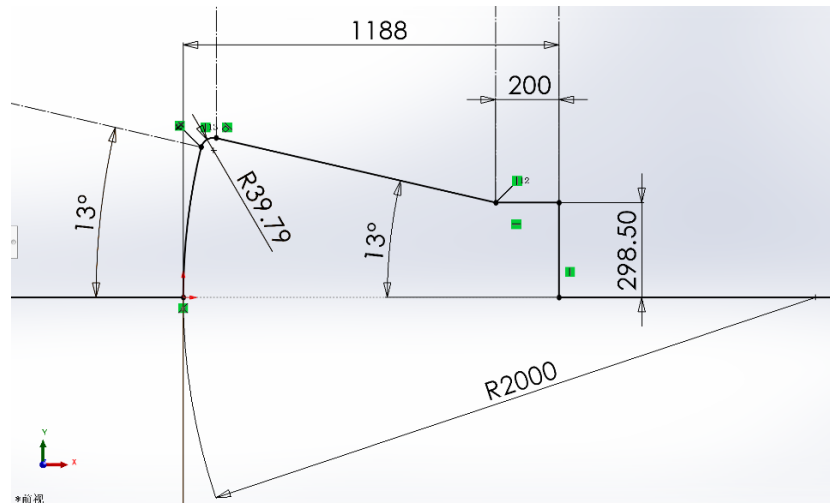


图 2 SolidWorks 模型局部草图

在建立好模型后，由于该模型为轴对称结构，同时为了方便后续运算，尽可能减少网格数量，我们在此采用了旋转 180° 构造模型，即构建了对称结构，至于为什么不能旋转 90°，是因为我们在该模型中需要考虑不同的攻角，此时对于 1/4 的模型显然是无法使用的，因此我们考虑的为 1/2 模型，模型整体如图 3 所示。

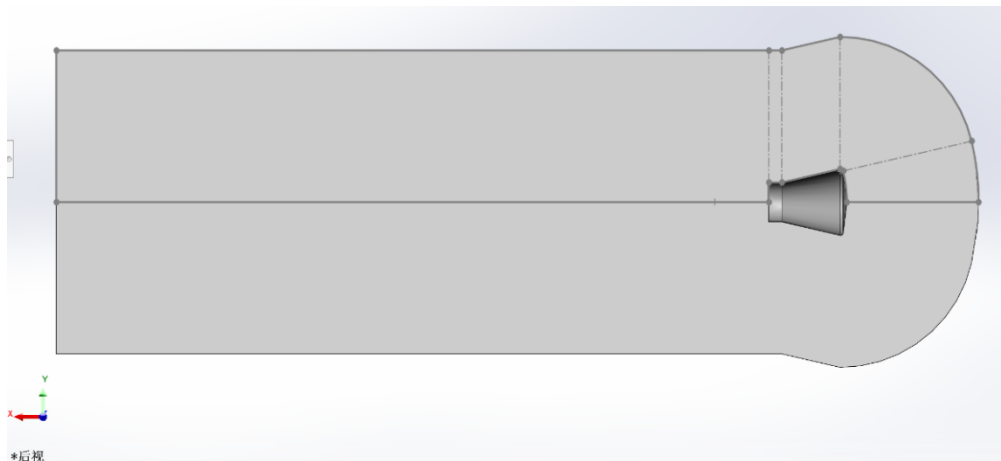


图 3 SolidWorks 模型草图

我们为了描述探测器的运动，因此需要设置合理的外场环境，对于较低马赫数时，外场环境大约为模型的 1 到 2 倍即可，对于较高的马赫数，需要为 5 到 10 倍。对于我们的模型，因为要考虑更多高马赫数的情况，我们建立模型更大一些，外场环境径向方向大概为探测器的 10 倍，周向方向为探测器的 4 倍。

在利用 SolidWorks 建立好模型后，导出为 igs 文件，使用 Pointwise 进行划分网格。

2.2 Pointwise 网格划分

而在后续网格划分中，由于我们建立的为结构化网格。所谓结构化网格，是指网格区域内所有的内部点都具有相同的毗邻单元，为六面体；在拓扑结构上矩形区域内的均匀网格，其节点定义在每一层的网格线上，且每一层上节点数都相等。这样的网格具有一系列优点：1、数据结构简单；2、网格生成的速度快；3、网格生成的质量好；4、对曲面或空间的拟合大多数采用参数化或样条插值的方法得到，区域光滑，与实际的模型更容易接近；5、更容易实现区域的边界拟合，适于流体和表面应力集中等方面的计算。但是其适用的范围比较窄，只适用于形状规则的图形。

建立网格的过程是由线上撒点，生成面，再由面生成体。对于结构化网格，我们需要四条边生成一个面，六个面生成一个体。而既然由线要生成面，那么就需要面中所对的两条边划分的数量是相等的。同时考虑到网格质量问题，我们需要考虑好网格的正交性与连续性，所谓正交性，即两个相邻网格面心连线的向量与两网格的交界边法向向量的夹角，该夹角越小，说明正交性越好。因此为了更好建立结构化网格，在此采用了向外延扩的方法来建立外场环境，如图 3 中虚线（构造线）所示，即为向外扩展的方向，这样构造出的网格能够具有更好的正交性。同时，考虑到结构化网格中，在面中，对边的划分节点数应该相同，因此，我们需要尽可能减小探测器轮廓和外场环境轮廓所对应的长度差距，在本模型建模中，由于是通过垂直向外扩展来建立出外场环境轮廓的，导致部分区域之间的连续性不是很好。

在使用 Pointwise 画网格时，我们需要先利用 Database 生成线，需要注意的是，由于在 SolidWorks 中建模时，可能会存在线重合的现象，即在同一个地方会有两条线，因此需要在生成线后，进行检查一遍，删除多余的线。之后选取合适的长度和划分区间，进行网格的划分。其中先生成面，再生成体。

在该模型中，共生成了 122 条线、87 个面、20 个体，共计 79.9 万个网格，在生成体后，我们需要选中所有体检查 Jacobian，确保其全部是正的，图 4 所示的即为划分后的网格结构。

在每一条线的节点划分数量设置中，我们需要充分考虑好该线段与相邻线段的长度关系等，确保最终做出的网格是之间过度均匀的，而在无法确保时，我们需要优先保证探测器边界

周围的网格的连续性，而对于远场处的要求不是特别高。

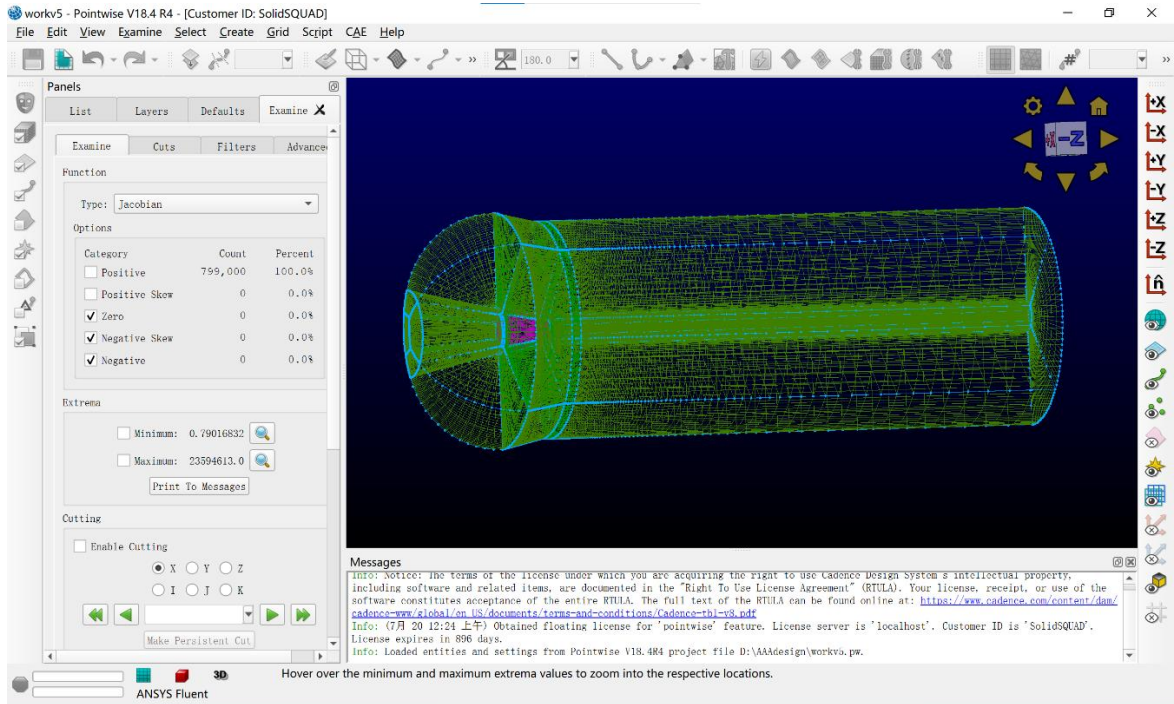


图 4 Pointwise 网格划分

对于网格划分的过程也是有很多要求的，由于我们需要划分结构化网格，对于一个圆形结构，如果我们简单地将圆分成 4 份，然后将这四条边生成一个面，这个时候，对于边的连接处网格质量是非常差的，因此我们需要利用别的方法来改进。在本算例中，我通过建立 O 型网格来解决这个问题，图 5 所示的即为建立的 O 网格，本质上是通过将一个圆面进行划分，分为中间一个矩形和周围的扇形。这样建立出的网格会具有更好的正交性。对于探测器的尾部也是按照这样处理的。

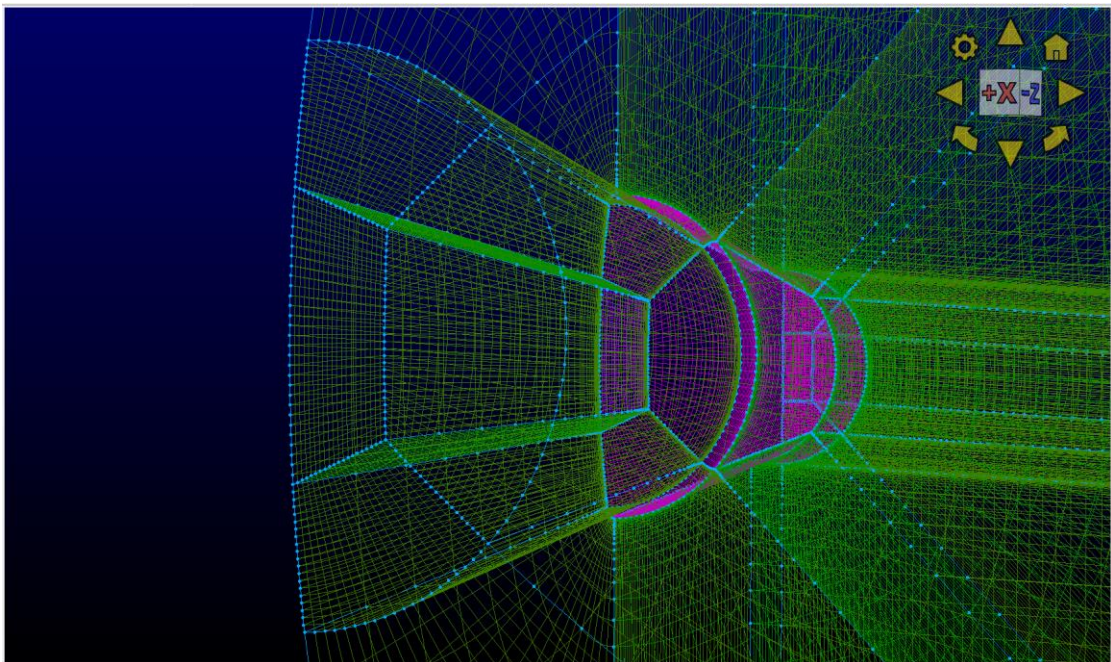


图 5 Pointwise 中 O 网格

在大致建立好模型后，我们需要考虑形成边界层和处理连续性问题，这时需要 Spacing Constraints 功能，首先设置垂直于探测器边界的线，都靠近边界长度为 0.01mm。之后为了确保网格的连续性，在相邻网格大小差距较大的地方来慢慢调整网格的大小，使得网格之间过渡自然。

在建立模型过程中，我们会用到一些常见的指令，比如 Split 可以将线段均匀划分为多少份，这个指令在我们构造 O 型网格时会用到很多次。还有 Join 用法，可以将线段连接起来，但是不推荐使用 Join，这是因为在使用 Join 连接起来的若干条线，当我们将线段进行节点划分时，会默认按照连接前的情况去划分，而不会进行均匀的划分，因此推荐的是将需要连接的线段删掉，进行重新画线。还有一些弧面上的线，此时我们需要利用 Project 投影，而我在建面的过程中，发现对于一些线，通过 Project 无法进行 100%的投影，这个时候投出来的线的属性会发生变化，生成的面也会变得不均匀，对于这个问题，可以通过先将线进行划分，生成面之后，再将线进行投影。

在完成了网格划分工作后，设置求解器为 ANSYS Fluent，3D 问题。需要进行边界条件的设置，其中共有三种边界条件：远场、固壁和对称，对于探测器的表面，采用固壁边界条件，对于对称面，采用对称边界条件，对于其它的边界，设置为远场边界条件。如图 6 所示。

Set	#	Name	CAE Type	ID	Tri Count	Quad Count
<input type="checkbox"/>	66	Connection	Connection	Connection	0	0
<input type="checkbox"/>	0	Unspecified	Unspecified	Unspecified	0	0
<input type="checkbox"/>	17	wall	Wall	1	0	9,180
<input type="checkbox"/>	14	Sym	Symmetry	3	0	24,500
<input type="checkbox"/>	23	Vin	Pressure Far Field	4	0	18,280

图 6 边界条件的设置

之后设置体内条件为流体即可。

建立网格模型是该问题中最为麻烦的部分，当时这个模型改了很多版本，最终才形成这个稍好的网格模型，整个模型的建立过程学习到了很多的网格知识，也锻炼了画网格的能力，也锻炼了自身的耐心等。在画网格中也有一些技巧，比如可以设置不同的 Layer 来避免模型过于复杂而演化缭乱等，整个过程还是需要自己多去探索。

第三章 计算过程、结果及分析

在利用 Pointwise 建立好网格后，选中所有的 Blocks，导出为 CAE 文件，利用 Fluent 进行求解。

3.1 仿真方法

我们利用 Fluent 进行模拟仿真，具体步骤如下。

我们在打开 Fluent 后，选取利用 Pointwise 输出的 case 文件，启用双精度运行。在使用电脑进行运算时，为了加快运算的速度，我们可以启动多线程运算。

在导入文件后，点击 Display 即可在 Fluent 中画出我们先前划分的网格。首先进行尺寸检验，确保尺寸大小是对的，需要注意的是，由于 SolidWorks 和 Pointwise 的单位制是不同的，因此我们需要进行单位的调整，即在 Scaling 中，将 Mesh Was Created In 调整为 mm 并点击 Scale。之后确定没有负体积。在 Fluent 中可以通过 Report Quality 检查网格的质量，例如我的网格质量如图 7 所示。第一个为网格的正交性，第二个为纵横比，因为边界层设置的要求，第二个指标难免会很大，第一个指标是符合要求的。

```
Mesh Quality:

Minimum Orthogonal Quality = 8.20609e-02 cell 79988 on zone 2 (ID: 692746 on
partition: 6) at location ( 9.83210e-02, 5.02728e-01, 9.86616e-03)

Maximum Aspect Ratio = 5.26527e+04 cell 57910 on zone 2 (ID: 420001 on
partition: 3) at location ( 1.17369e+01, 1.55915e-01, 2.54430e-01)
```

图 7 网格质量

在完成检验后，就可从头开始进行设置：

General: 针对此问题，因为考虑的是高速可压缩流动，求解类型需要选取为 Density-Based 进行求解。

Models: 针对该问题，该问题不是多相流，针对该可压缩问题需要考虑能量方程，对于粘性，我们考虑 1eq 的情况，不考虑辐射、热传导、多组分、离散问题、颗粒流动问题、声学、结构等问题。

Materials: 新建一个流体，密度采用 ideal-gas，粘度采用 sutherland。

Cell Zone Conditions: 双击该流体，选取刚设置好的流体，即设置完计算域的条件。

Boundary Conditions: 对称面无需设置，探测器表面为固壁边界条件，设为无滑移即可。远场边界条件需要设置为操作环境的温度和压强，12111.8Pa 和 216.65K，对于题目中不同马赫数和攻角也是在此处进行设置的。图 8 所示的即为设置的模板，其中通过计算攻角的正弦和余弦填入 Component of flow Direction。

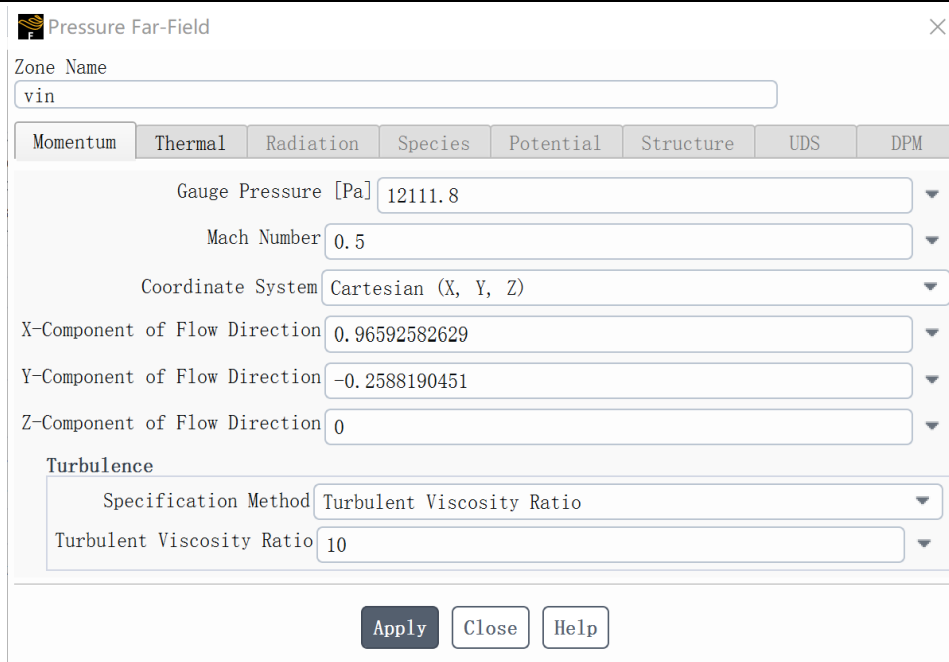


图 8 远场边界条件的设置

Reference Values: 按照该问题的流体进行设置。

在进行设置完成后，我们进行求解部分：

Methods: 采用 Implicit 算法，Flux Type 选用 Roe-FDS，Gradient 选用 Green-Gauss Node Based。为了加快迭代速度，后面均采用一节格式。如图 9 所示。

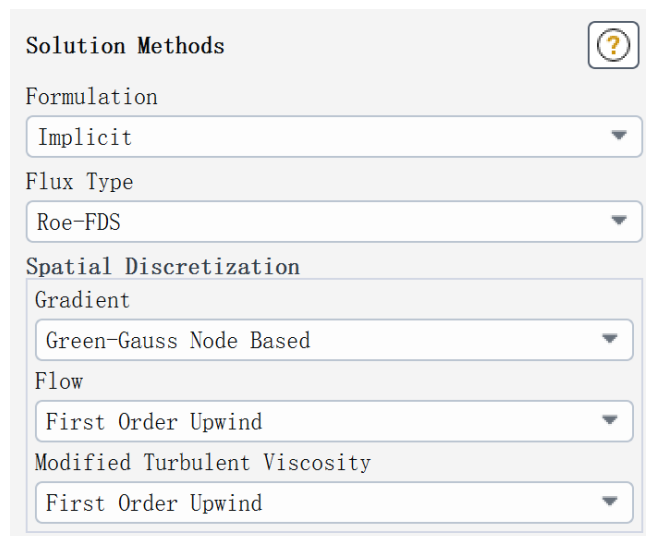


图 9 计算方法设置

Controls: 其中的 Courant Number 是运算过程中很重要的一个参数，对于该数，越小越容易收敛，但收敛较慢，越大收敛越快，但容易发散，因此我们在进行运算的时候，可以先设置小一点，比如 1，在迭代收敛达到平稳后，我们再慢慢增加该数值，比如达到 5，10，100，200 等，直至达到我们所需要的计算精度即可。后面的三项是松弛因子，当较高的 Courant Number 对应的计算会容易发散时候，我们可以将松弛因子调小一点，来增加 Courant Number 帮助其收敛。在 Advanced Solution Controls 中，可以根据需要设置更多计算的控制参数。

Monitors: 由于采用迭代算法，需要截断精度，因此需要设置残差，在此设置为 $10e-6$ 。之后在迭代过程中根据实际情况进行自行截断。

Initialization: 设置初始条件，选取标准初始条件，选取远场条件作为初值条件，点击 Initialize 进行初始条件设置。

在完成这些后，整个设置部分就完成了，将文件输出为 Case 与 Data 文件之后进行计算：

Calculation Activities: 我们设置计算步数为 10000，进行计算。在达到设定的截断条件后，程序会自动停止，否则的话达到设定的计算步骤时停止。根据实际情况决定是否继续进行运算。在运算过程中可根据残差变化来暂停程序进行修改 Courant Number，同时注意保存，否则在修改到不合适的 Courant Number 时，结果发散就需要重新运算。

之后进行结果查看。

3.2 计算原理

对于不同的攻角，我们需要在图 8 的 Component of flow Direction 中设置出正弦余弦值，在此项目运算中，采用值的如下表所示。

	X	Y	Z
-15°	0.96592582629	0.25881904510	0
-10°	0.98480775301	0.17364817767	0
-5°	0.99619469809	0.08715574275	0
0°	1	0	0

我们需要计算计算轴向力系数、法向力系数及升阻比，随马赫数、攻角的变化趋势。对于一个模型，如图 10 所示。

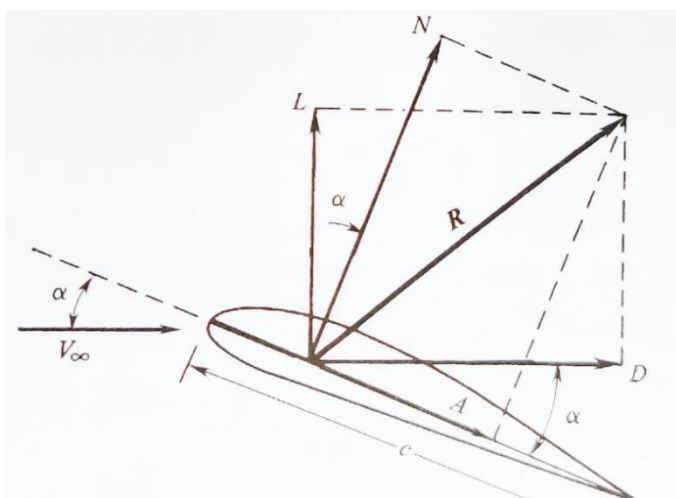


图 10 模型

浸于流动气体中的任意物体会受到一个由物体和气体相互作用产生的力——空气动力（气

动力) 合力 (矢量), 如图分解。

定义动压为

$$q_{\infty} = \frac{1}{2} \rho_{\infty} V_{\infty}^2$$

因为不同海拔环境条件下的声速是不同的, 因此需要根据每种情况下的速度来代入公式, 而不能用常温常压下的声速。

轴向力系数

$$C_x = \frac{N}{q_{\infty} S_x}$$

法向力系数

$$C_z = \frac{A}{q_{\infty} S_z}$$

在进行计算时, 我们选取的参数如表所示。

ρ_{∞}	S_x	S_z
0.1947618	0.397163	0.454773

选取不同马赫数对应的速度如下表所示。

0.5	0.9	1.2	3	5	8
147.4799	265.4638	353.9517	884.8793	1474.799	2359.678

在有了这些参数之后, 我们可以计算不同情况下的动压。

0.5	0.9	1.2	3	5	8
2118.065825	6862.532239	12200.05502	76250.35246	211806.5825	542224.6673

我们可以利用这些数据计算出所需要的参数。

3.3 计算结果

在 Fluent 中的 Results 可进行力的计算, 我们得到的初始结果如下表所示。

轴向力	0.5	0.9	1.2	3	5	8
-15°	925.19305	3852.2999	7596.1634	46792.899	121674.11	320116.98
-10°	915.50616	3740.9797	7511.1179	46647.288	128442.03	336143.9
-5°	894.50368	3632.945	7348.7395	47041.45	129593.43	341624.06
0°	891.17229	3668.5299	7377.231	47164.49	129976.39	343650.35

法向力	0.5	0.9	1.2	3	5	8
-15°	-104.13859	-171.08912	-1195.9996	-4943.9198	-7926.3766	-20305.908
-10°	4.9925528	227.02445	-352.26157	-2825.1956	-5765.468	-12393.362
-5°	62.188303	142.60791	175.25188	-1371.0507	-2910.2811	-6016.5799
0°	-0.015909309	-0.020143217	-0.019681849	-0.049916691	-0.11608655	-0.36866567

升力	0.5	0.9	1.2	3	5	8
-15°	138.8674	831.78918	810.78485	7335.4335	23835.285	63238.371
-10°	163.89268	873.18974	957.382	5317.9421	16625.846	46165.697
-5°	139.91279	458.69726	815.06985	2734.0991	8395.6051	23780.814
0°	0.015909309	0.020143217	0.019681849	0.049916691	0.11608655	0.36866567

阻力	0.5	0.9	1.2	3	5	8
-15°	920.62091	3765.3171	7646.8778	46478.05	119579.66	314464.82
-10°	900.73061	3644.7234	7458.1767	46429.201	127491.87	333189.2
-5°	885.67975	3606.6914	7305.5011	46981.938	129353.94	340848.46
0°	891.17229	3668.5299	7377.231	47164.49	129976.39	343650.35

利用以上数据，将轴向力除以对应的动压，再除以对应的参考面积我们计算得到轴向力系数 C_x 为

C_x	0.5	0.9	1.2	3	5	8
-15°	1.099826365	1.41340593	1.567702773	1.545145261	1.446405094	1.486485433
-10°	1.088311042	1.372562633	1.550151009	1.54033705	1.526858972	1.560907549
-5°	1.063344272	1.332924783	1.516639214	1.553352647	1.540546279	1.586355053
0°	1.059384071	1.345980856	1.522519315	1.557415543	1.545098729	1.595764271

利用以上数据，将法向力除以对应的动压，再除以对应的参考面积我们计算得到法向力系数 C_z 为

C_z	0.5	0.9	1.2	3	5	8
-15°	-0.108112913	-0.054820542	-0.215563175	-0.142572212	-0.082288771	-0.082347131

-10°	0.005183088	0.072743394	-0.063490508	-0.081472678	-0.059855006	-0.050259156
-5°	0.064561644	0.045694565	0.031586843	-0.039538208	-0.030213484	-0.024399209
0°	-1.65165E-05	-6.45431E-06	-3.54739E-06	-1.43949E-06	-1.20517E-06	-1.49506E-06

利用以上数据，将升力除以阻力，我们可以得到升阻比 L/D 为

L/D	0.5	0.9	1.2	3	5	8
-15°	0.150841023	0.220908135	0.106028221	0.157825759	0.199325579	0.201098396
-10°	0.181955269	0.239576408	0.128366763	0.114538738	0.130407108	0.138557003
-5°	0.157972213	0.127179514	0.111569328	0.058194685	0.064904131	0.069769463
0°	1.78521E-05	5.49081E-06	2.66792E-06	1.05835E-06	8.93136E-07	1.07279E-06

根据以上结果，可做出函数变化曲线图像。

轴向力系数随马赫数、攻角变化曲线如图 11 所示。

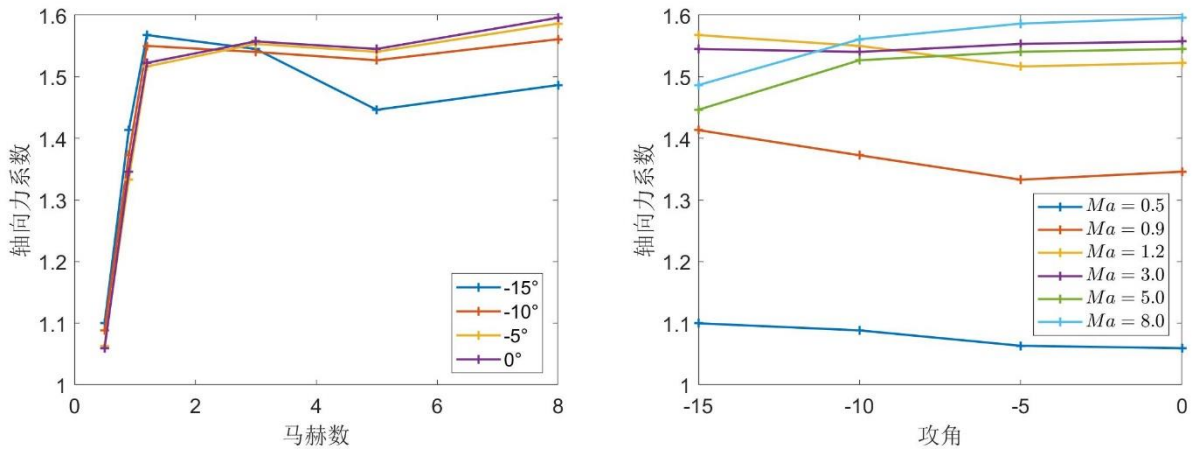


图 11 轴向力系数与马赫数、攻角变化曲线

法向力系数随马赫数、攻角变化曲线如图 12 所示。

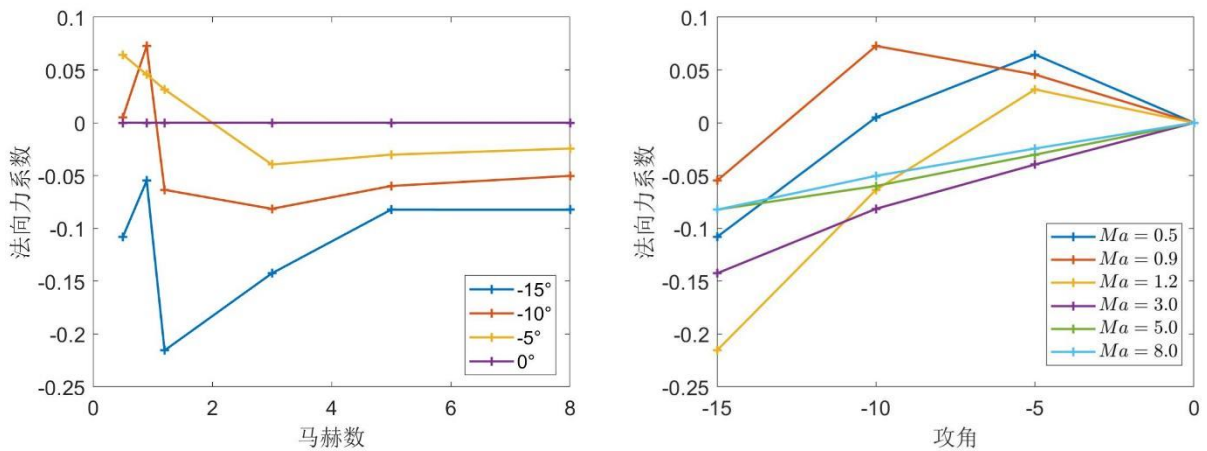


图 12 法向力系数随马赫数、攻角变化曲线

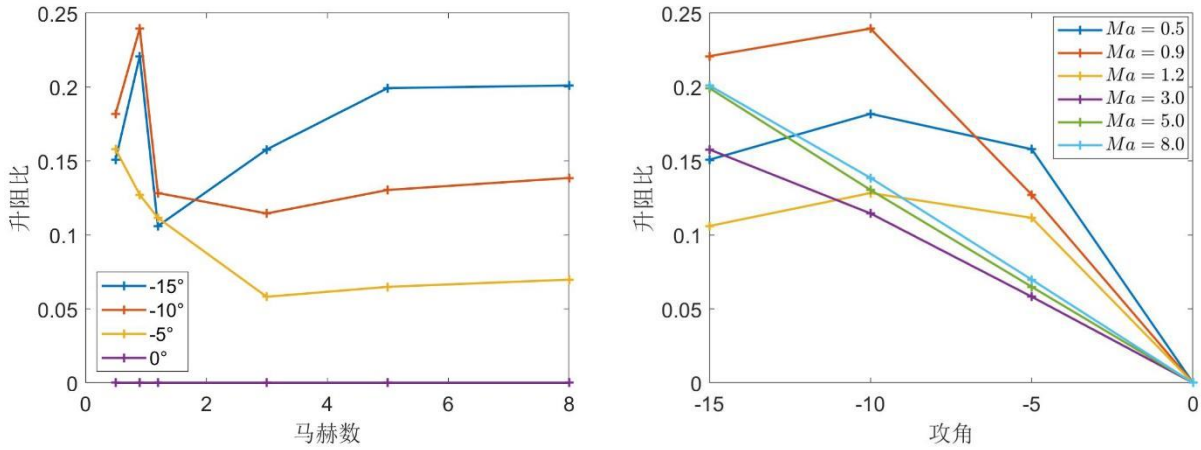


图 13 升阻比随马赫数、攻角变化曲线

3.4 结果分析

通过曲线图，直观展示了轴向力系数、法向力系数以及升阻比随马赫数、攻角的变化曲线。我们可以发现。

对于**轴向力系数**：在**攻角**固定的情况下，随着马赫数的增加而大致增加，而对于攻角-15°的情况，有先减小的趋势，之后再增加，对于这种现象，推测是因为该探测器前端有一定的夹角，该夹角为13°，而当攻角处于-15°时，与前面较小攻角时状态不同；在**马赫数**固定的情况下，普遍随着攻角的减小，先增大后减小，而整体大小在跨越声速时有较大的变化。

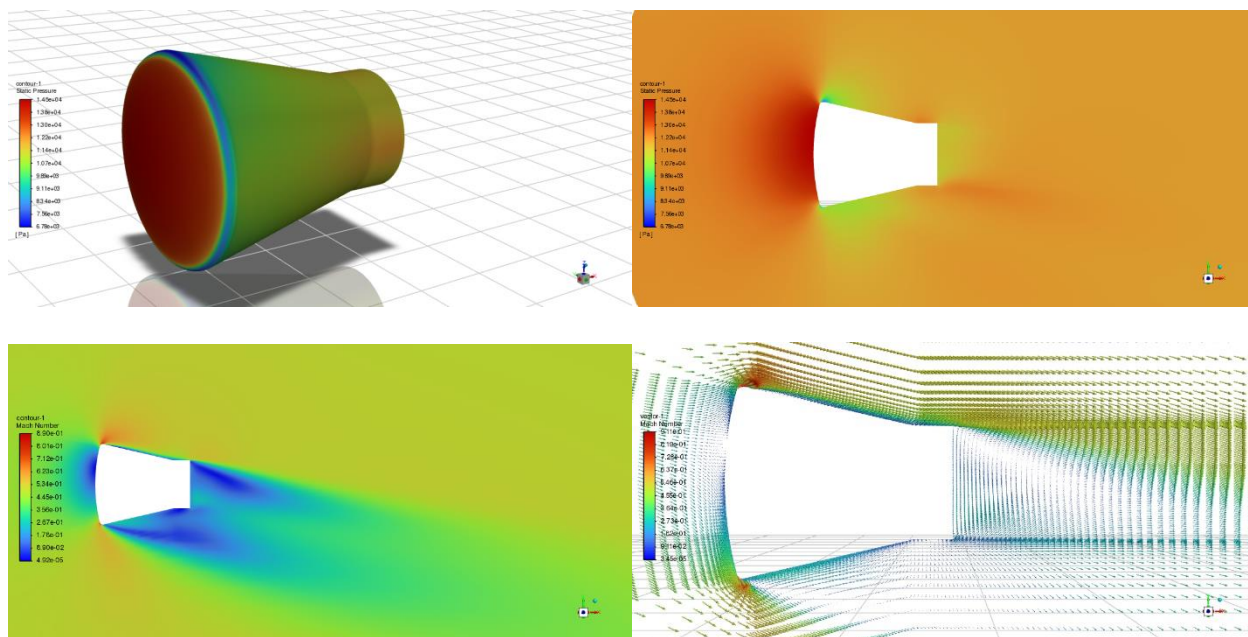
对于**法向力系数**：在**攻角**固定的情况下，随着马赫数的增加先增加后减小，再增加趋于平稳，在较大攻角时，法向力系数与较小时会有较大的差异；在**马赫数**固定的情况下，在低马赫数时，法向力系数随攻角的增加先增加后减小，对于高马赫数时，法向力系数随攻角增加而增加。

对于**升阻比**：在**攻角**固定的情况下，随着马赫数的增加先增加后减小再增加，在跨越声速处有较为明显的增加；在**马赫数**固定的情况下，在低马赫数时，升阻比随攻角的增加先增加后减小，在高马赫数时，升阻比随攻角的增加逐渐减小。

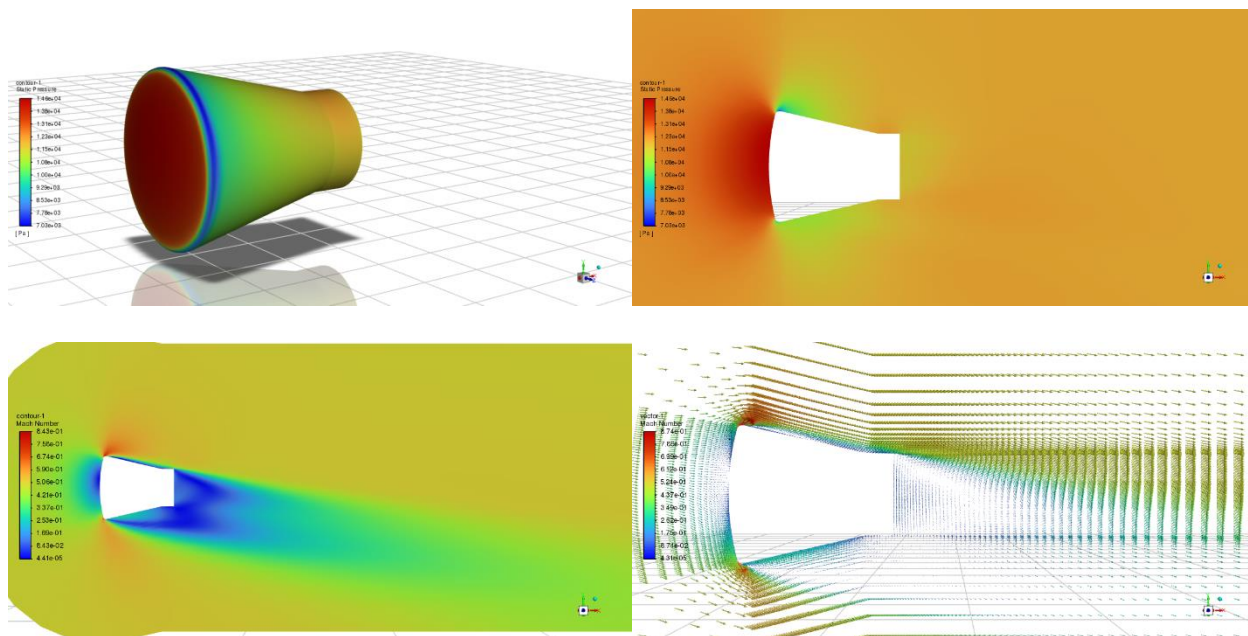
由此可见，该探测器在速度跨越声速或攻角跨越13°时，轴向力系数、法向力系数、升阻比会有较大的变化，这与速度、探测器的结构有着重要的关联。

第四章 结果云图

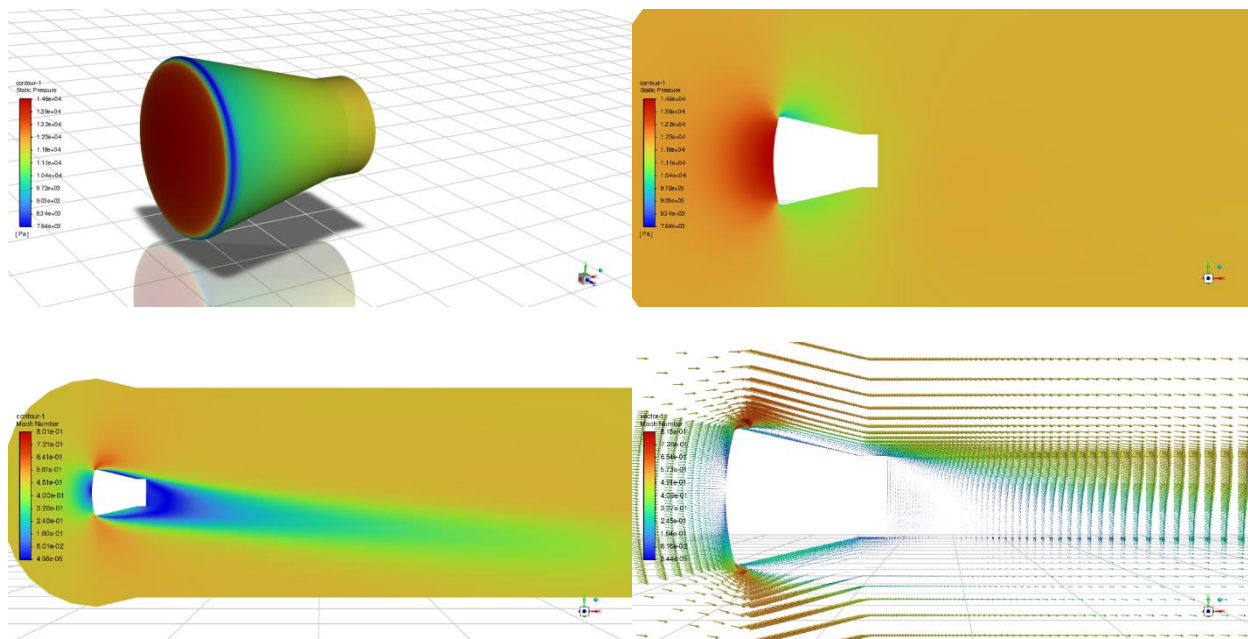
Ma=0.5, 攻角-15° 时的表面压力分布、对称面压力和速度分布:



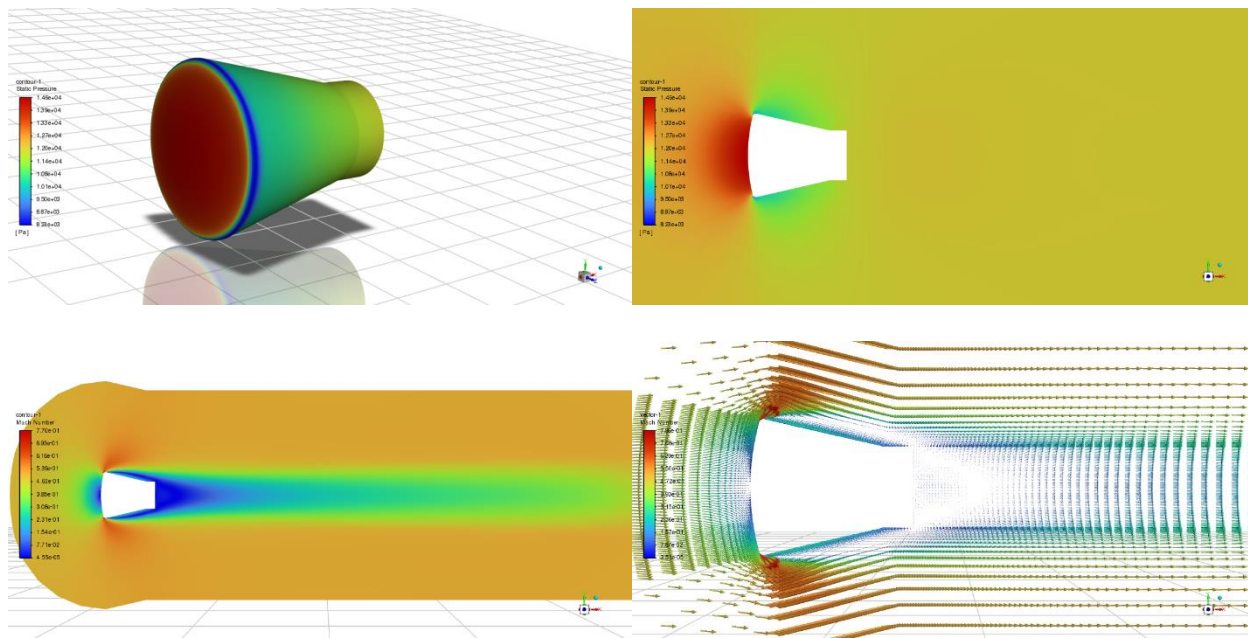
Ma=0.5, 攻角-10° 时的表面压力分布、对称面压力和速度分布:



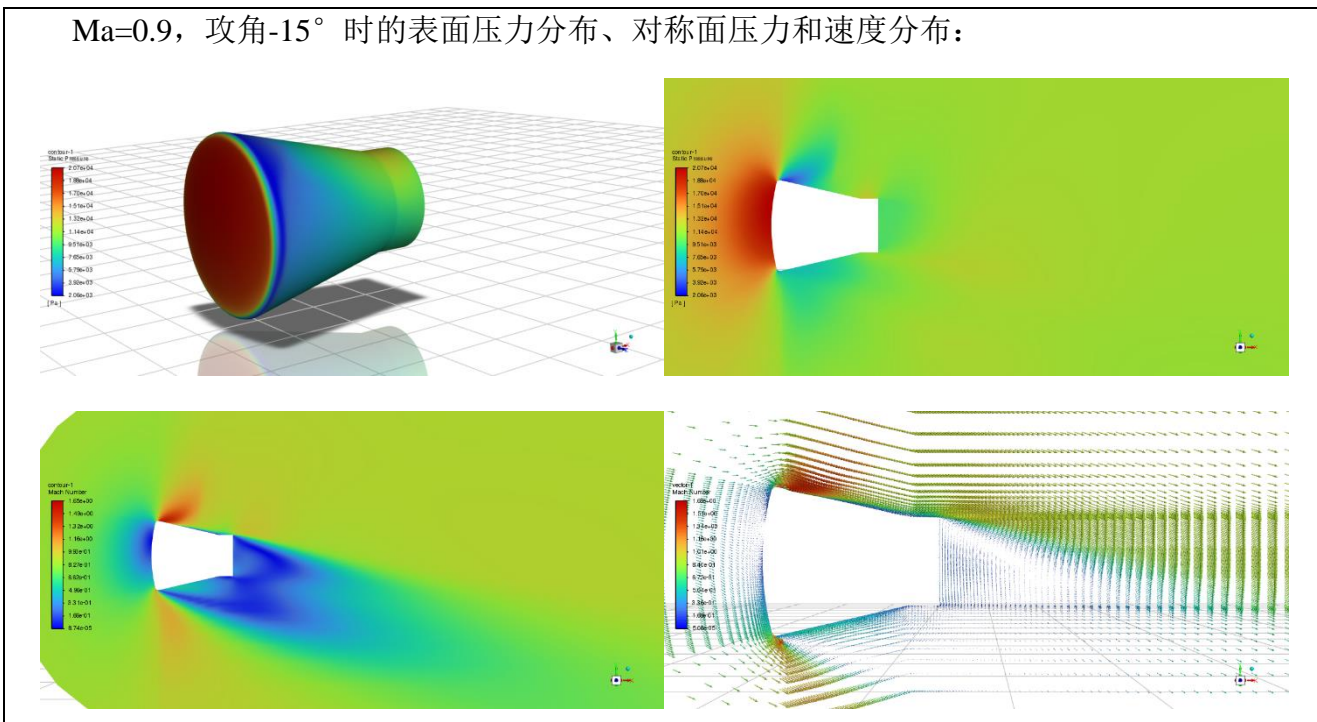
Ma=0.5, 攻角-5° 时的表面压力分布、对称面压力和速度分布:



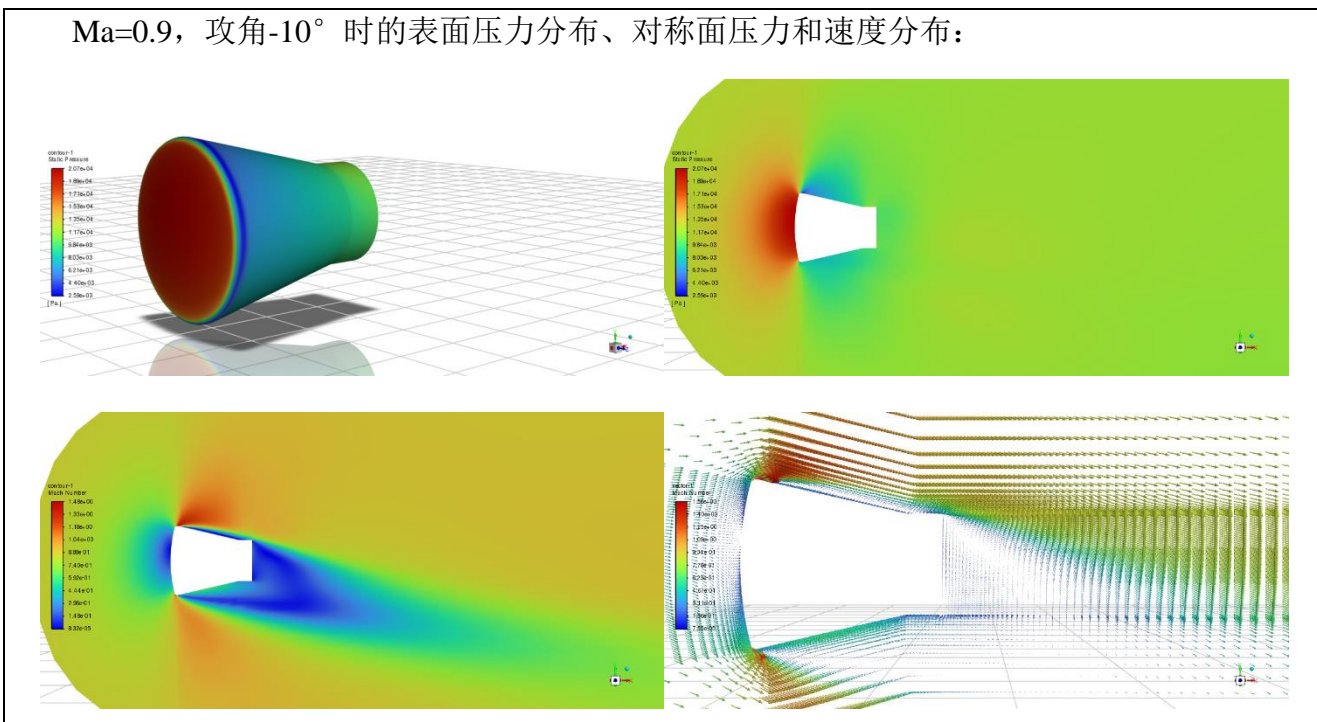
Ma=0.5, 攻角 0° 时的表面压力分布、对称面压力和速度分布:



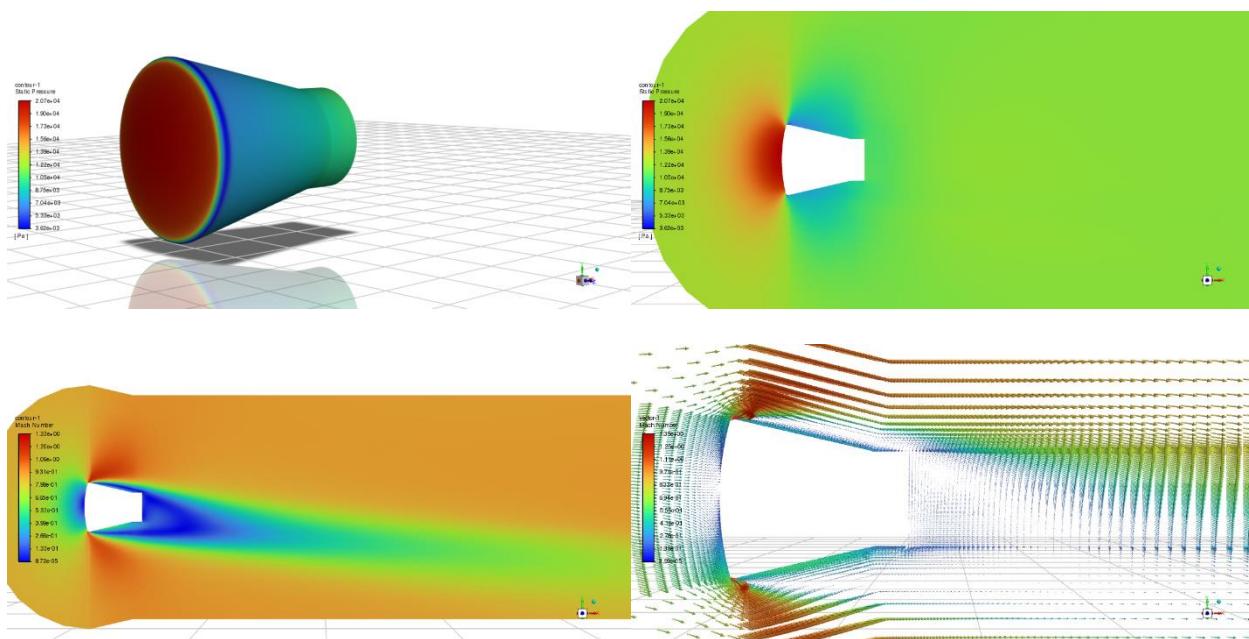
Ma=0.9, 攻角-15° 时的表面压力分布、对称面压力和速度分布:



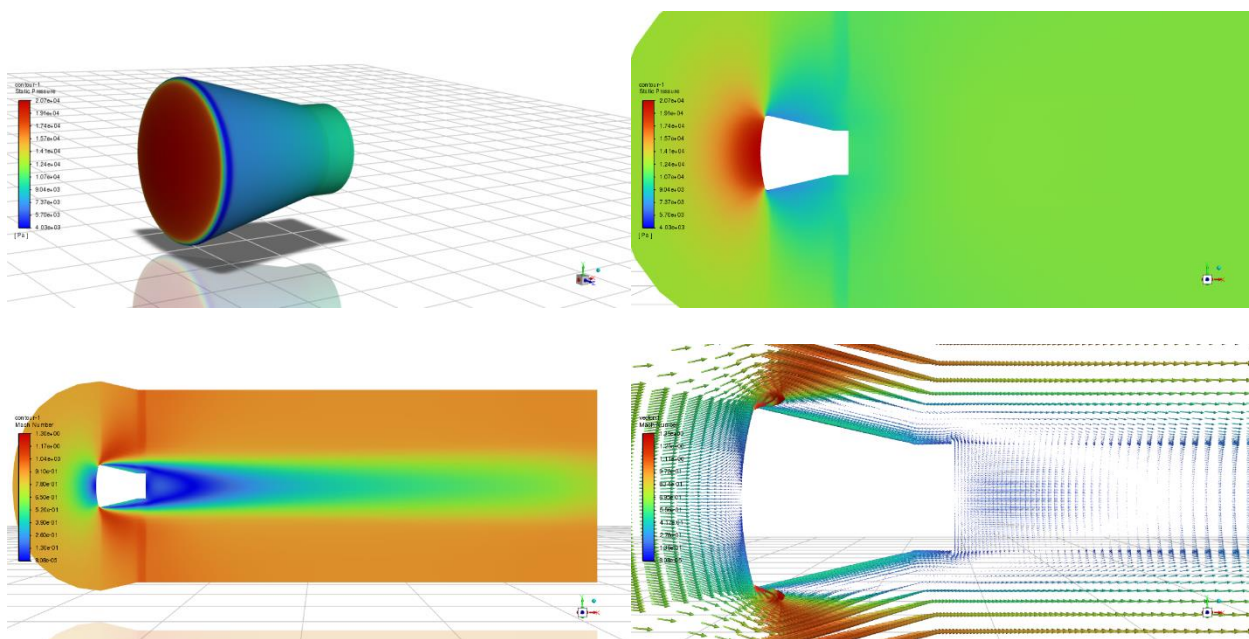
Ma=0.9, 攻角-10° 时的表面压力分布、对称面压力和速度分布:



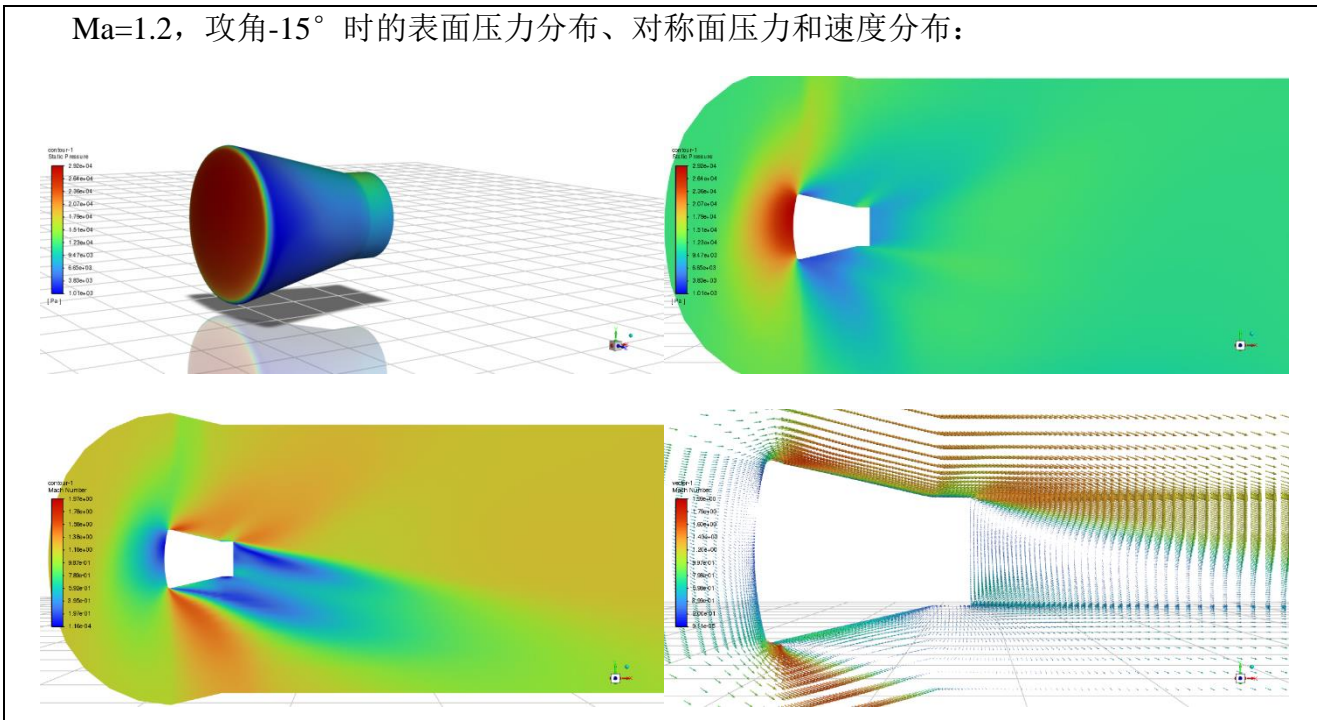
Ma=0.9, 攻角-5° 时的表面压力分布、对称面压力和速度分布:



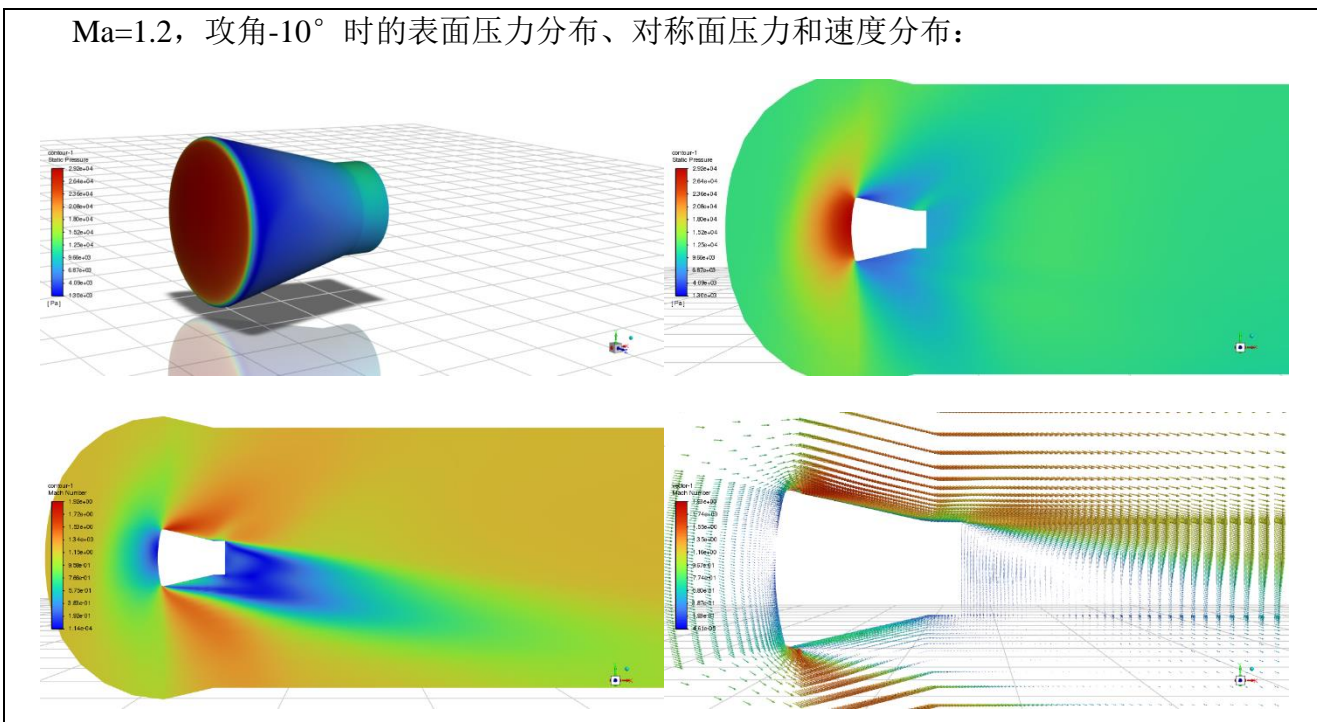
Ma=0.9, 攻角 0° 时的表面压力分布、对称面压力和速度分布:



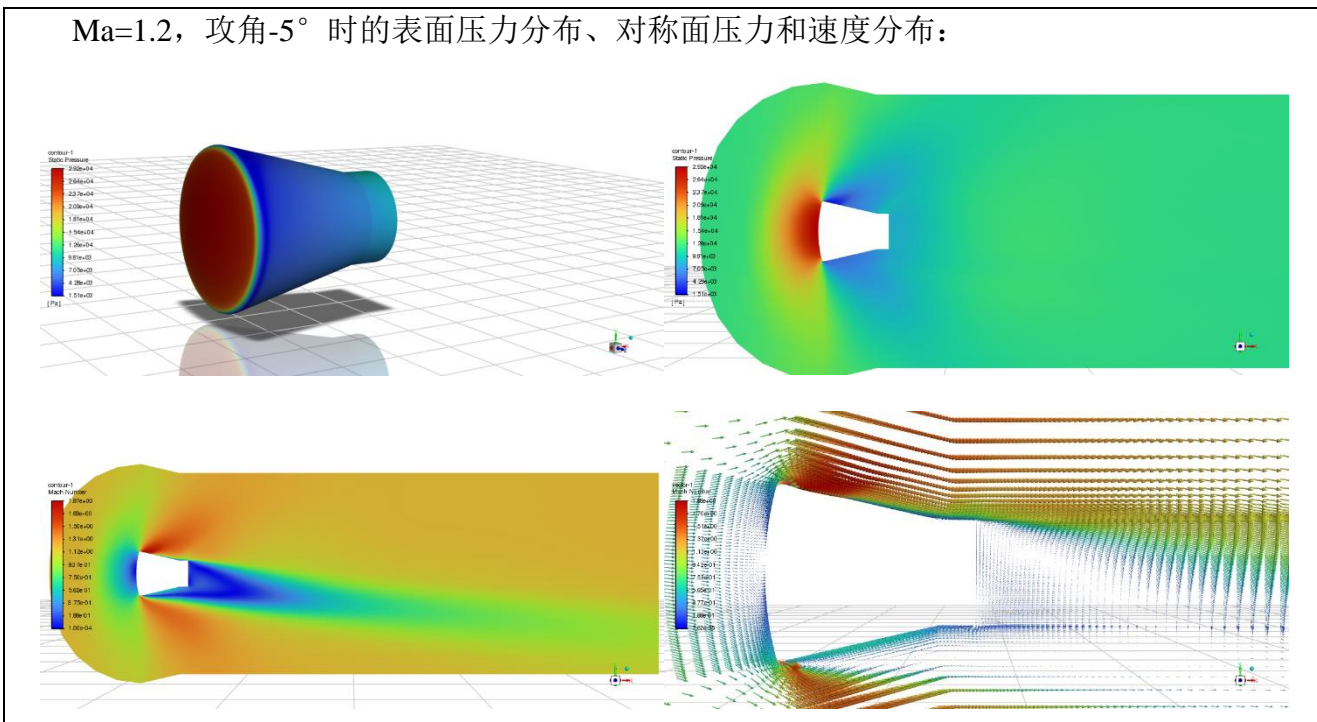
Ma=1.2, 攻角-15° 时的表面压力分布、对称面压力和速度分布:



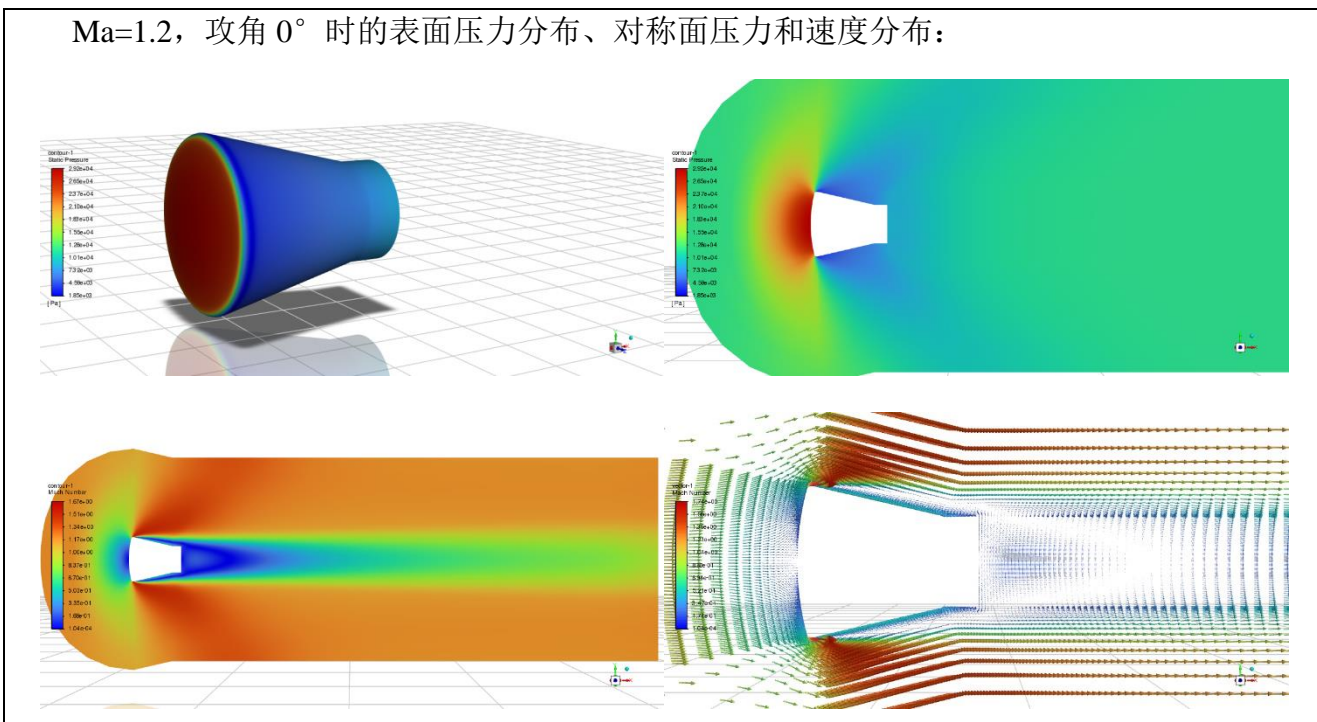
Ma=1.2, 攻角-10° 时的表面压力分布、对称面压力和速度分布:



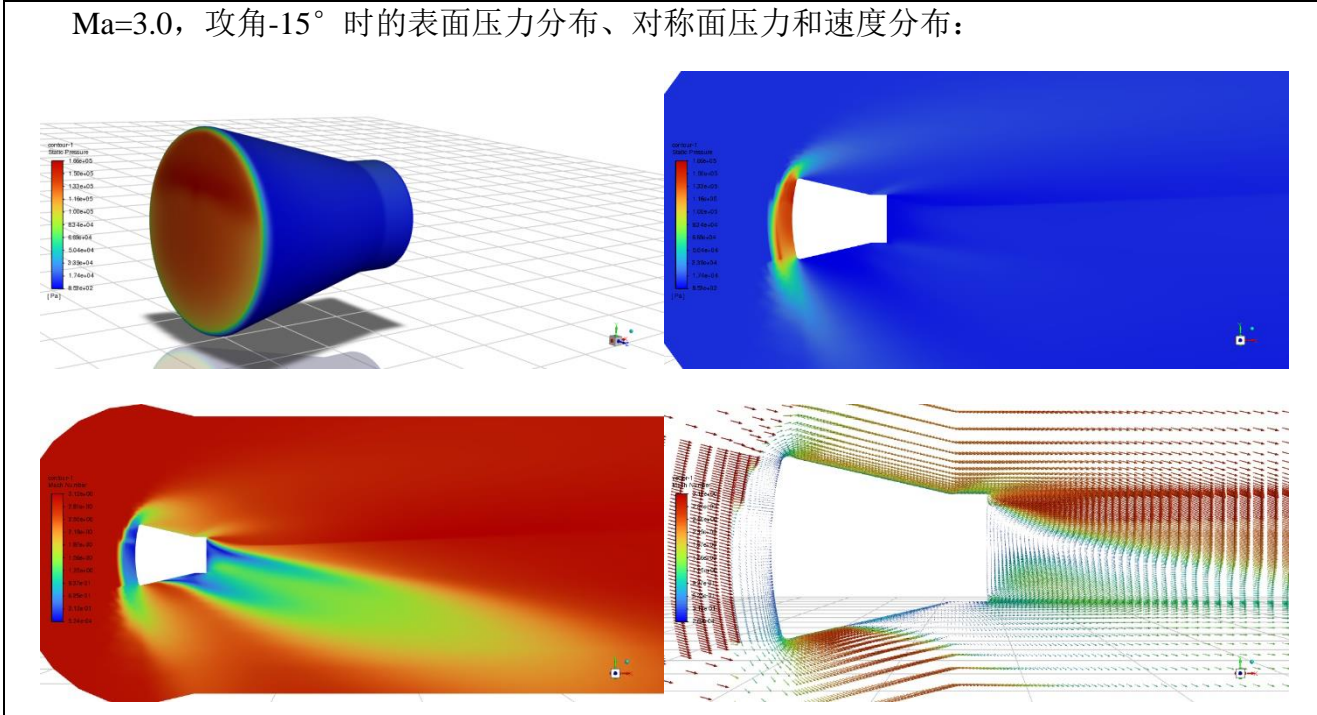
Ma=1.2, 攻角-5° 时的表面压力分布、对称面压力和速度分布:



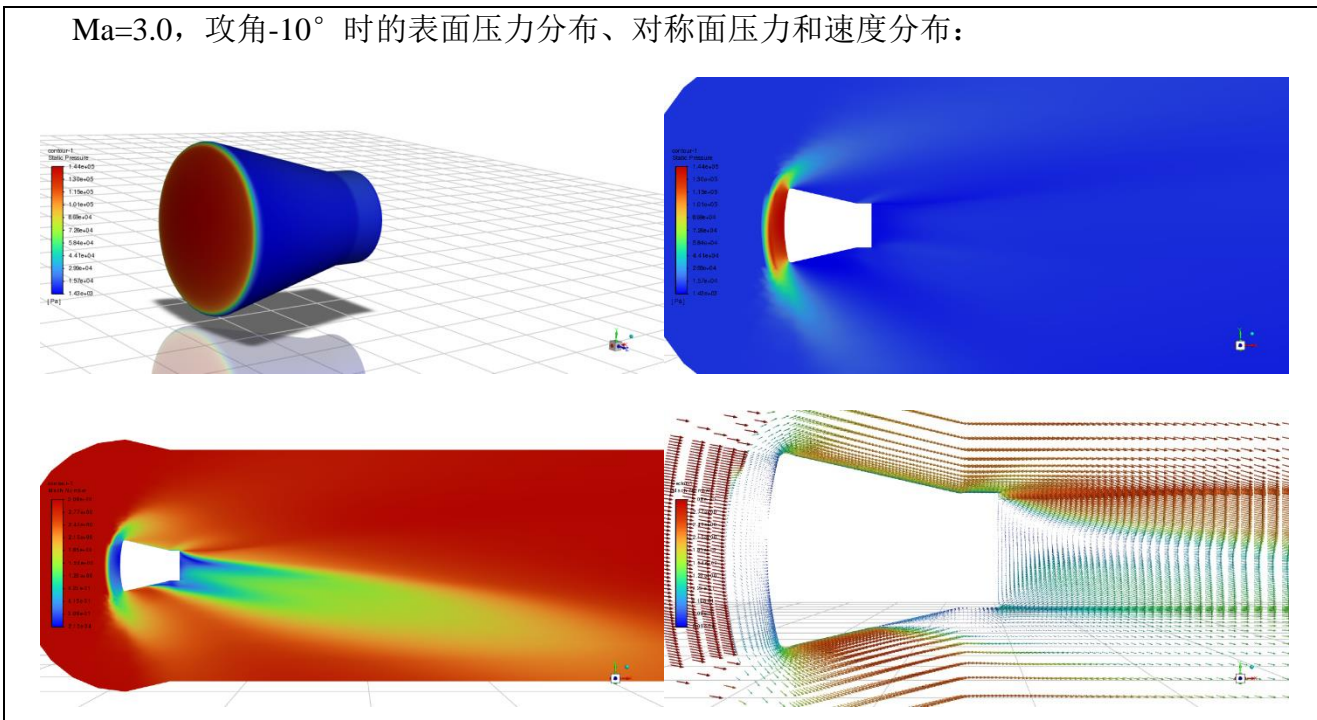
Ma=1.2, 攻角 0° 时的表面压力分布、对称面压力和速度分布:



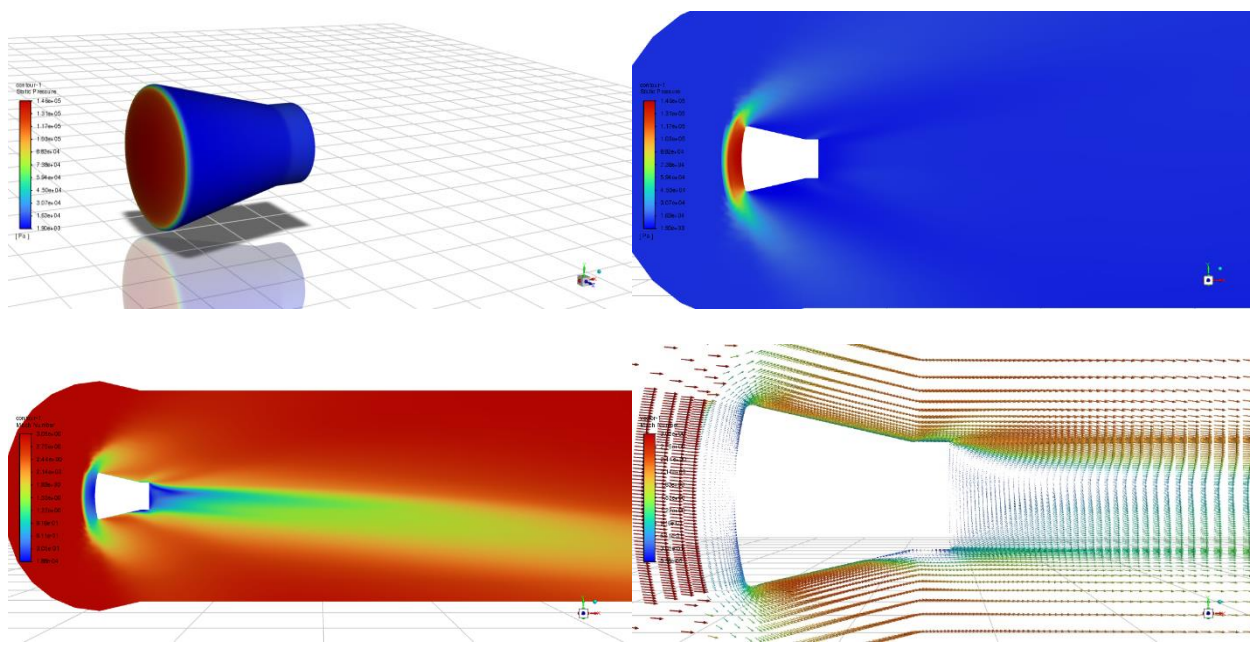
Ma=3.0, 攻角-15° 时的表面压力分布、对称面压力和速度分布:



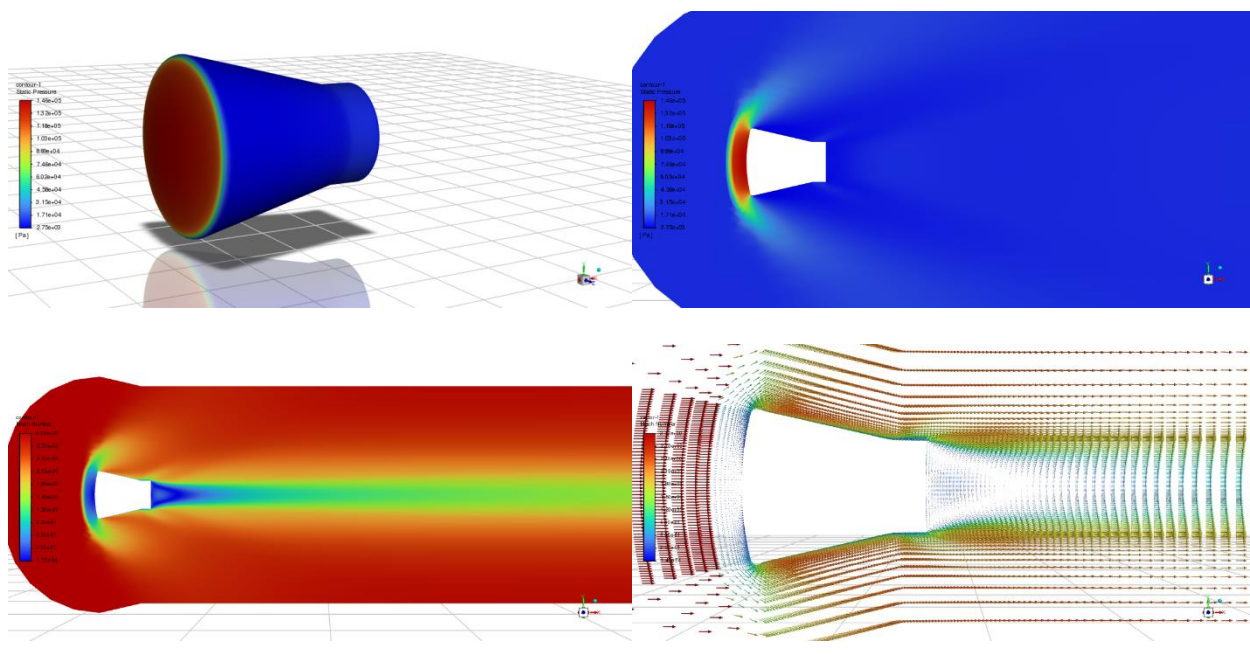
Ma=3.0, 攻角-10° 时的表面压力分布、对称面压力和速度分布:



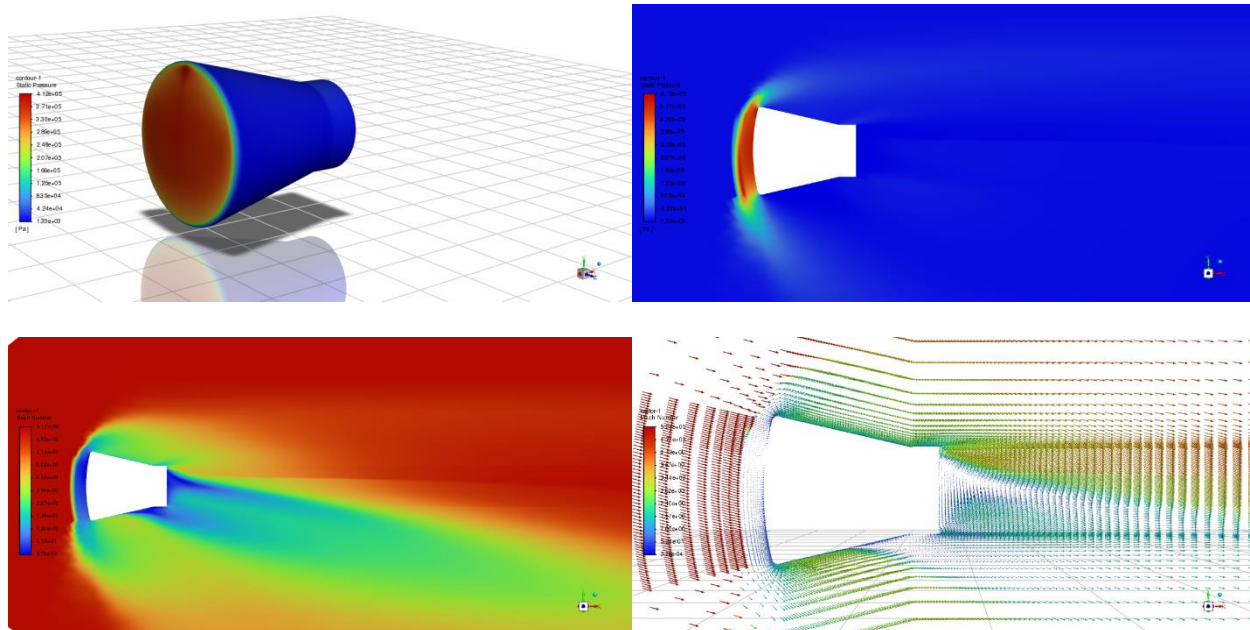
Ma=3.0, 攻角-5° 时的表面压力分布、对称面压力和速度分布:



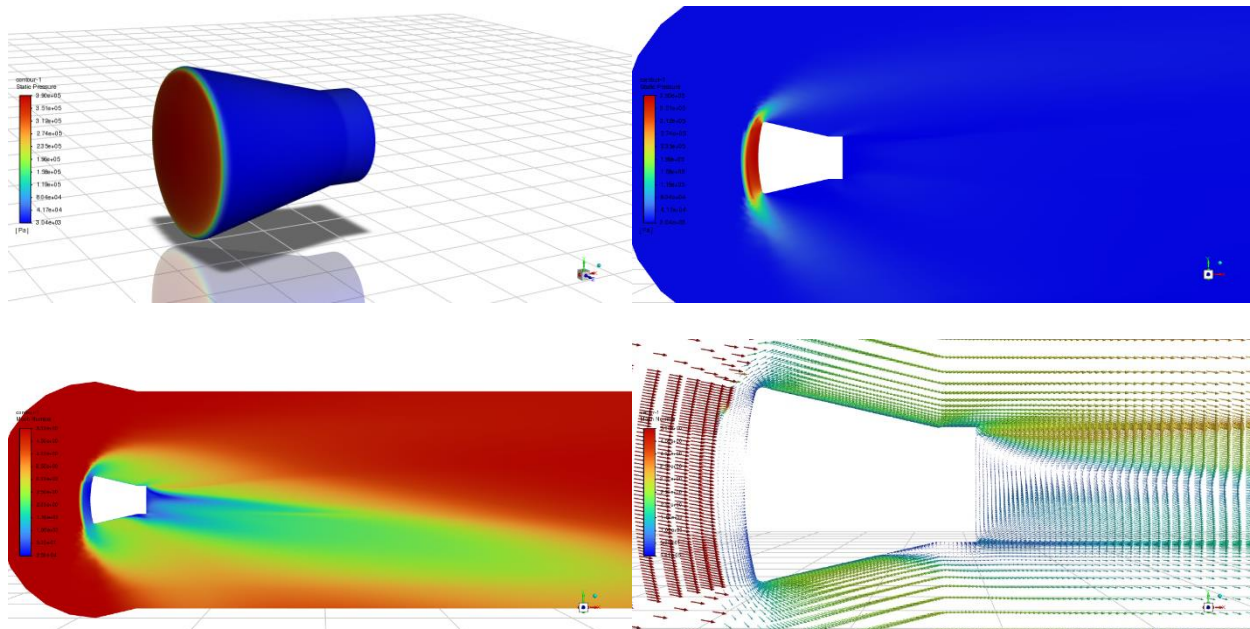
Ma=3.0, 攻角 0° 时的表面压力分布、对称面压力和速度分布:



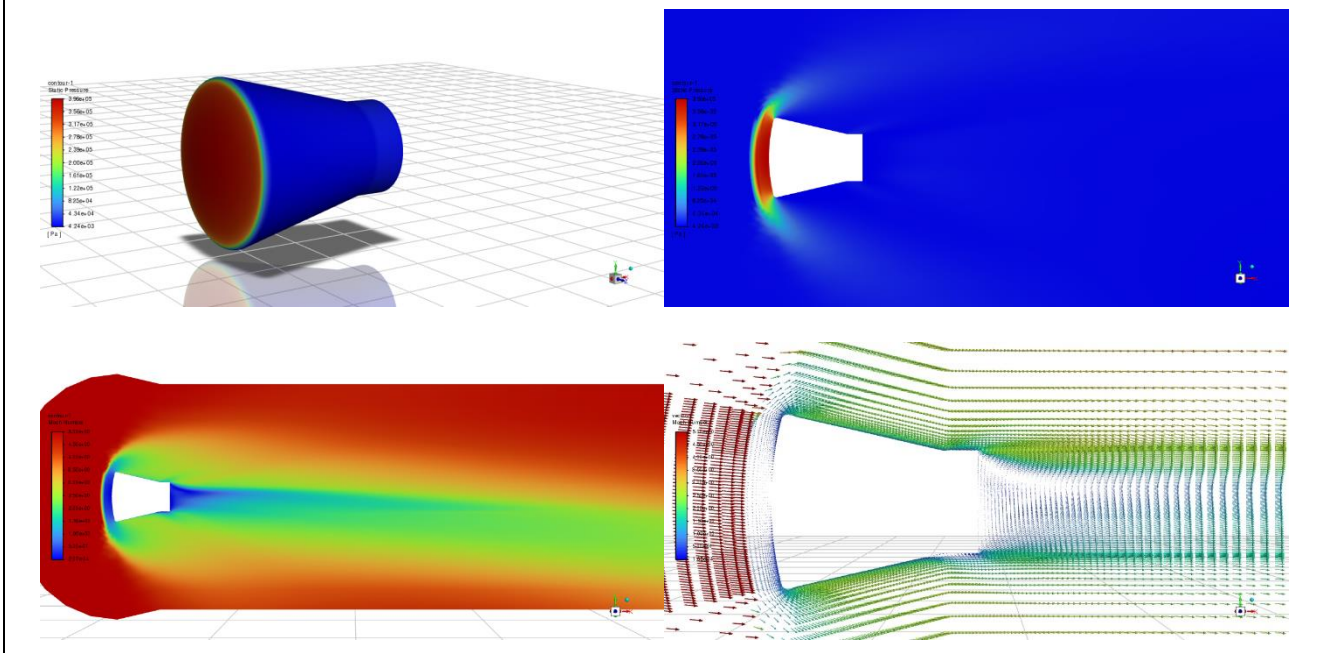
Ma=5.0, 攻角-15° 时的表面压力分布、对称面压力和速度分布:



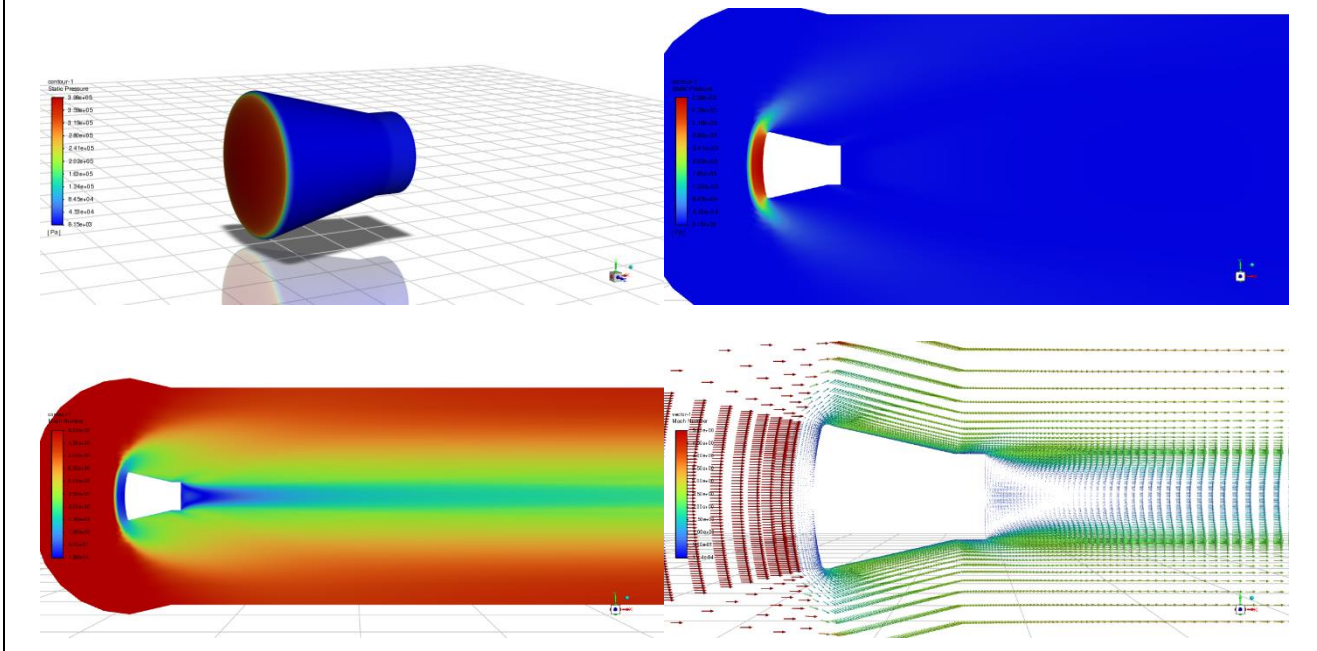
Ma=5.0, 攻角-10° 时的表面压力分布、对称面压力和速度分布:



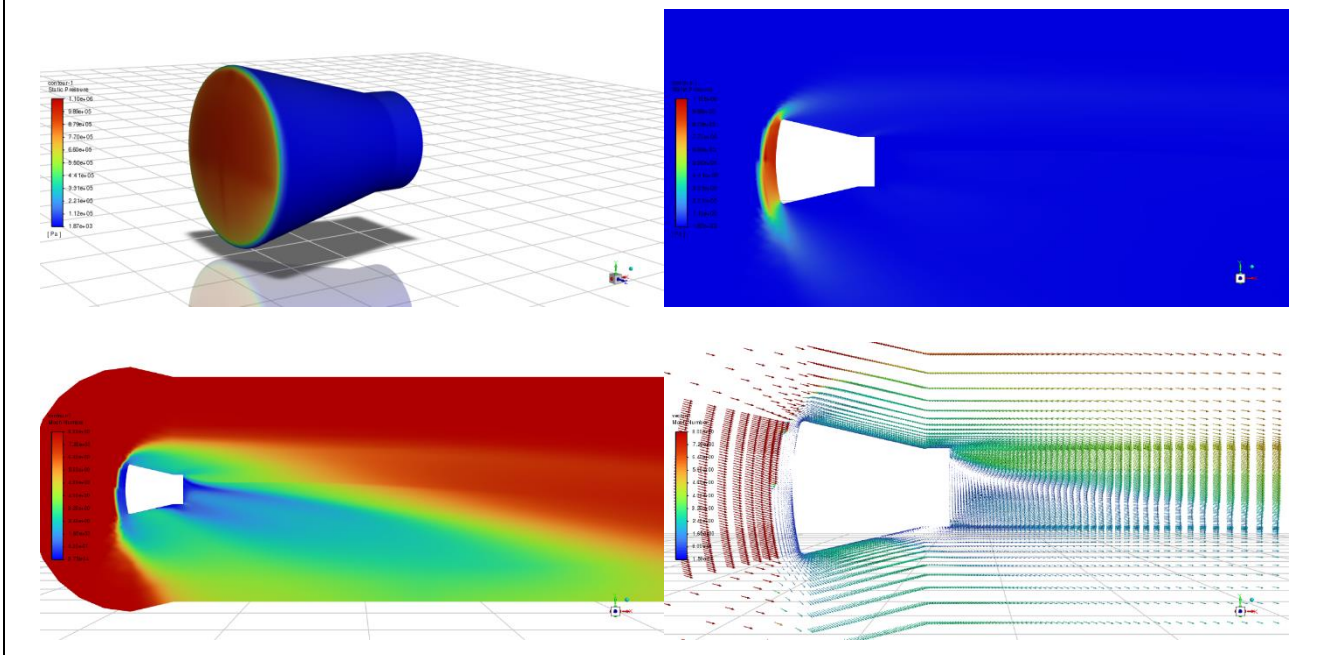
Ma=5.0, 攻角-5° 时的表面压力分布、对称面压力和速度分布:



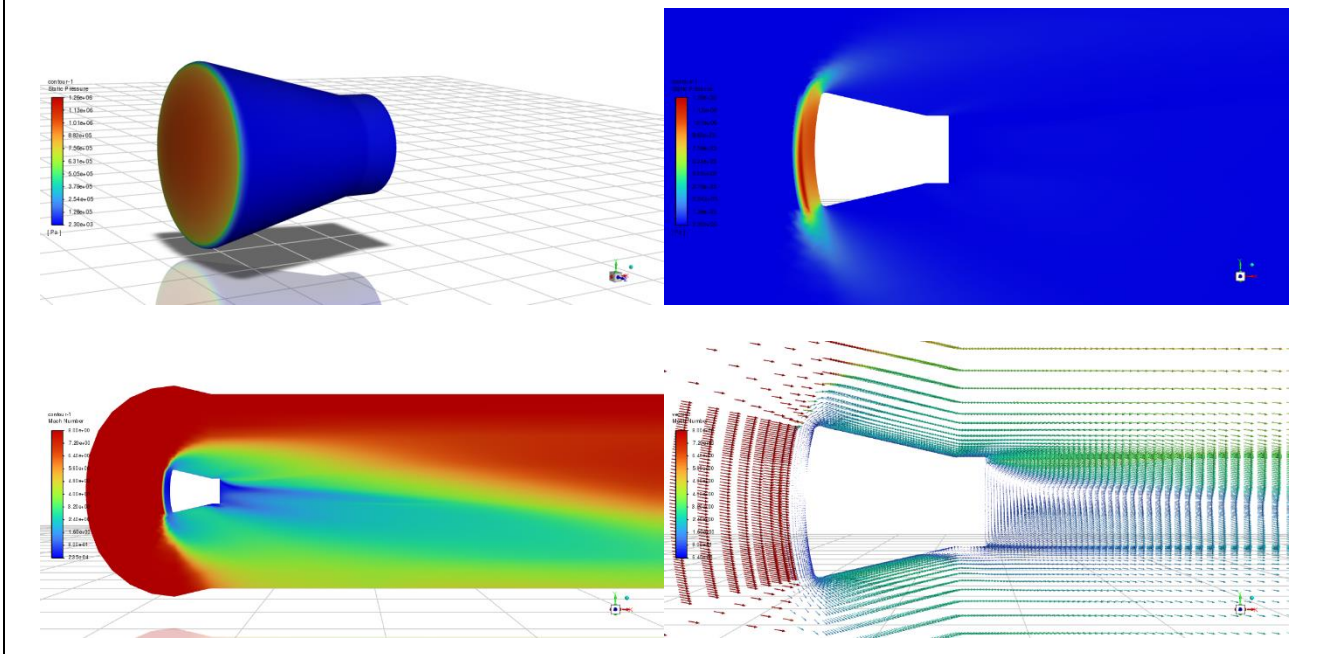
Ma=5.0, 攻角 0° 时的表面压力分布、对称面压力和速度分布:



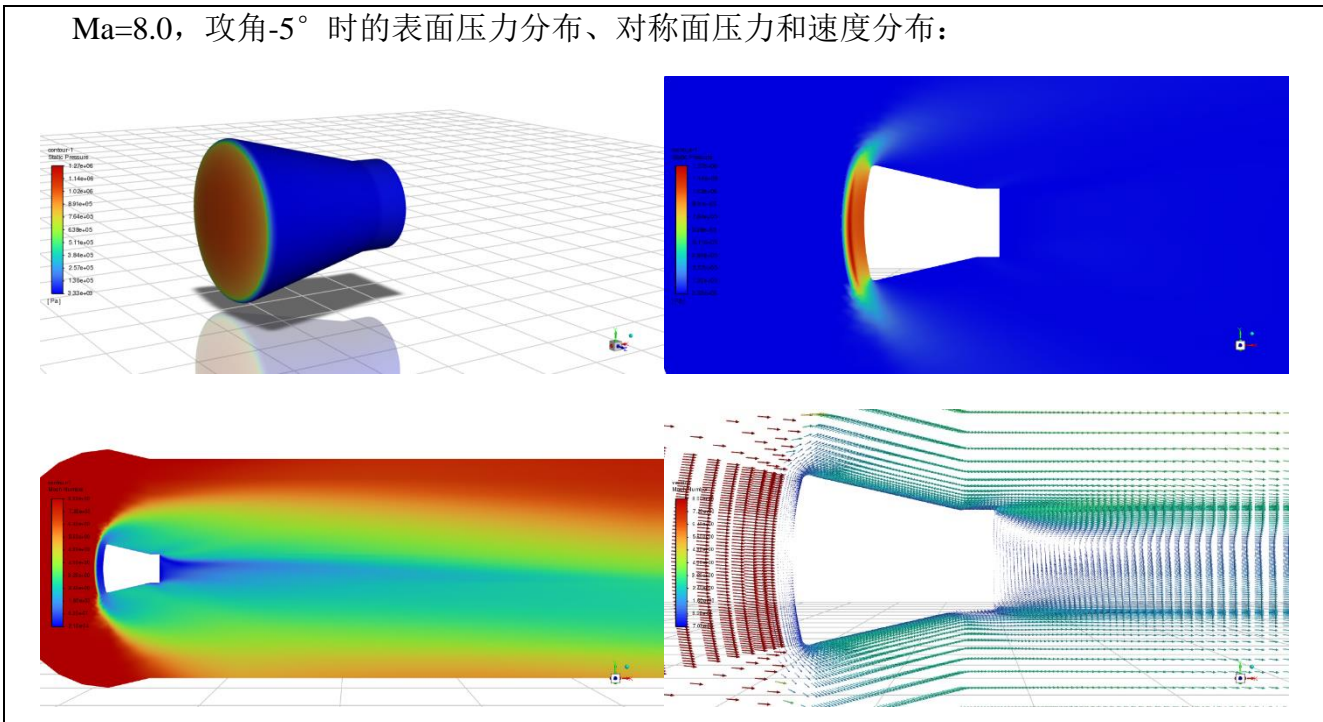
Ma=8.0, 攻角-15° 时的表面压力分布、对称面压力和速度分布:



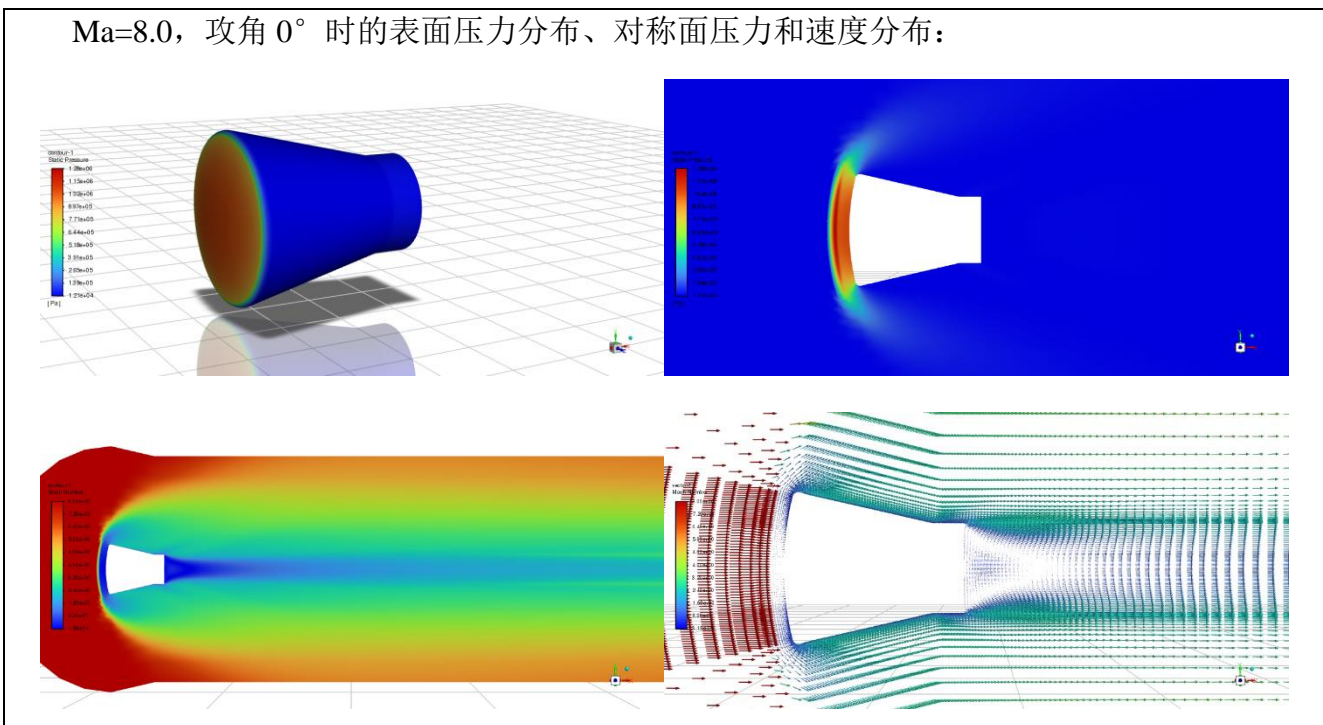
Ma=8.0, 攻角-10° 时的表面压力分布、对称面压力和速度分布:



Ma=8.0, 攻角-5° 时的表面压力分布、对称面压力和速度分布:



Ma=8.0, 攻角 0° 时的表面压力分布、对称面压力和速度分布:



总结与心得

通过上面 24 组数据的分析，得到了探测器表面以及对称面上的压力、速度分布图。我们可以发现，整体上在高马赫数和低马赫数会展现出很大的差异。在较低马赫数时，探测器的前端面会承受较大的压力，而两侧的压力较小，这也是因为气体在绕过探测器表面，两边的流速较大，进而导致压力较小，而探测器后端的压力较大，流速较小，在后端空气中会出现长长的尾迹。而对于高马赫数，整体压力集中在探测器的头部及两端，在这里将探测器头部的网格进行了加密处理，我们可以看到在马赫数为 8 的时候，有很明显的薄薄的一层激波，就像是一堵墙，在探测器后面，会出现很大一块区域是速度相较于周围较小的。我们也可以通过压力图、速度矢量图更清晰的看到攻角引起的探测器周围参数分布情况。

对于轴向力系数：在攻角固定的情况下，随着马赫数的增加而大致增加，而对于攻角 -15° 的情况，有先减小的趋势，之后再增加，对于这种现象，推测是因为该探测器前端有一定的夹角，该夹角为 13° ，而当攻角处于 -15° 时，与前面较小攻角时状态不同；在马赫数固定的情况下，普遍随着攻角的减小，先增大后减小，而整体大小在跨越声速时有较大的变化。

对于法向力系数：在攻角固定的情况下，随着马赫数的增加先增加后减小，再增加趋于平稳，在较大攻角时，法向力系数与较小时会有较大的差异；在马赫数固定的情况下，在低马赫数时，法向力系数随攻角的增加先增加后减小，对于高马赫数时，法向力系数随攻角增加而增加。

对于升阻比：在攻角固定的情况下，随着马赫数的增加先增加后减小再增加，在跨越声速处有较为明显的增加；在马赫数固定的情况下，在低马赫数时，升阻比随攻角的增加先增加后减小，在高马赫数时，升阻比随攻角的增加逐渐减小。

由此可见，该探测器在速度跨越声速或攻角跨越 13° 时，轴向力系数、法向力系数、升阻比会有较大的变化，这与速度、探测器的结构有着重要的关联。

行文至此，有限元课程设计也到此为止了。第一次上计算流体力学，就感受到 CFD 强大的功能，从原理到画网格，到 Fluent 求解，再到与实验结果（解析结果）进行比对，整个过程构成了一个完整的闭环，让我对有限元的应用有了更加深刻的了解。

这个学习过程，也是不断地试错的过程，最开始接手，拾起已经遗忘的 SolidWorks，再到画网格，误以为要将探测器内部进行网格划分，划分时候不知道怎么合理构造结构化网格，划分网格时候出现的种种错误，不知道怎么去更好地保证网格的正交性和连续性，不知道 Fluent 求解该使用密度基还是压力基，不知道 Courant Number 和松弛因子在数值求解中怎么

灵活调整，不知道如何去查看结果，计算需要的参数等等。整个过程攻克了一个有一个困难，也在试错中进步。

在这个过程中也认为到了划分网格的重要性，在参加北京大学工学院夏令营时，听到了许多老师在介绍他们的研究方向，我就发现有不少老师专门研究画网格，这门学问很大，需要一点点地去积累。当时就惊艳于对于各种复杂模型，如何去合理地处理。

笔至于此，突然回想起来 2020 年秋季力学工程课上，徐春晖老师给我们讲解了她的研究方向：利用有限元法，在软件里面对复杂的事物进行模拟，把复杂的事物拆分后进行简化，比如在墙上钉钉子的过程中，钉子所受的力、漏斗中物体的流下过程中所受的力、土堆坍塌的过程中各部分所受的力，离散单元法 DEM 的相关介绍等。这也许就是我第一次接触到连续体离散化的思想，当时就给刚进入大学的我不小的震撼，原来问题还能这样解决。虽然已经对有限元法有了初步的学习，但未知的还有很多，后续还要继续学习。

最后，感谢陈老师的指导，感谢各位同学的帮助！

参考文献

- [1] Marzano, A., Solazzo, M., Sansone, A., Capuano, A., Borriello, G.: Aerother-modynamic Development of the CARINA Re-entry Vehicle: CFD Analysis and Experimental Tests. ESA-SP-318 (1991).
- [2] Solazzo, M, Sansone, A., Gasbarri, P.: Aerodynamic Characterization of the CARINA Re-entry Module in the Low Supersonic Regimes. ESA-SP-367 (1994).
- [3] Claus Weiland: Aerodynamic Data of Space Vehicles. New York: Springer (2014).
- [4] John D., Anderson JR.: Hypersonic and High-Temperature Gas Dynamics. (2020).
- [5] 瞿章华, 刘伟, 曾明, 柳君. 高超声速空气动力学. (2001).
- [6] 钱翼稷. 空气动力学. (2004).