



天津中德应用技术大学  
Tianjin Sino-German University of Applied Sciences

## 本科生毕业设计

低速教学演示风洞装置的设计

**Design of Low Speed Wind Tunnel Device for  
Teaching Demonstration**

姓 名 贾博深

学 院 航空航天学院

专 业 飞行器制造工程

指导教师 张 健

职 称 讲 师

完成时间 2020年5月30日

**天津中德应用技术大学**  
**本科生毕业论文（设计）的声明**

本人郑重声明：所呈交的学位论文，是本人在指导教师指导下，进行研究工作所取得的成果。除文中已经注明引用的内容外，本学位论文的研究成果不包含任何他人创作的、已公开发表或没有公开发表的作品内容。对本论文所涉及的研究工作做出贡献的其他个人和集体，均已在文中以明确方式标明。本学位论文原创性声明的法律责任由本人承担。

学位论文作者签名：

年 月 日

本人声明：该学位论文是本人指导学生完成的研究成果，已经审阅过论文的全部内容，并能够保证题目、关键词、摘要部分中英文内容的一致性和准确性。

学位论文指导教师签名：

年 月 日

## 摘 要

自飞行器发明以来,风洞在其设计与制作方面一直占有着极其重要的地位。与过去相比,现今的风洞设备正处于走向功能定制化设计的进程之中。在高校流体力学和空气动力学的教学中,风洞设备起着不可或缺的作用。但目前大多数教学风洞中的模型飞机均是固定不动的,仅能用于静态演示;并且风洞功能单一,不具备测量飞行数据等功能。因此,本文设计一种可研究固定翼飞机机翼性能和飞行原理的教学实验设备。

本设计依据现有教学风洞,针对其功能单一的问题,利用 Solid-works 等三维建模软件,设计一台多功能教学风洞。所设计风洞中的模型飞机重心可改变、机翼可更换。悬挂在风洞测试段中的模型飞机可通过定位装置来改变模型飞机的姿态、位置和重心等;还可以改变气流的速度来模拟起飞、水平飞行、巡航和着陆等不同飞行状态;同时也可以演示机翼升力、失速、纵向稳定性和瞬态运动等多种实验现象。搭配烟线装置可清楚观察气流在流过模型机翼和水平尾翼时的流动状态,实现可视化教学。

本文最后部分利用 Simulation 软件对设计的可换式结构等受力部件进行静力学分析,得出在该设计的最大极限风速下,连接件的应力和形变依然在可承受范围之内,满足强度要求。

**关键词:** 低速风洞; Solid-works; 教学; 可换式

## ABSTRACT

Since the invention of aircraft, the wind tunnel has always played an extremely important role in its design and manufacture. Compared with the past, the present wind tunnel equipment is in the process of functional customization design. Wind tunnel equipment plays an integral role in the teaching of hydrodynamics and aerodynamics. However, most model aircraft in teaching wind tunnels are fixed and can only be used for static demonstration, and the function of the wind tunnel is single and can not measure flight data. Therefore, this paper designs a kind of teaching experiment equipment which can study the performance and flight principle of fixed-wing aircraft wing.

This design is based on the existing teaching wind tunnel, in view of its single function, the multi-functional teaching wind tunnel is designed by using Solid-works and other three-dimensional modeling software. The center of gravity and wings of the model aircraft in the designed wind tunnel can be changed. The model aircraft suspended in the wind tunnel test section can be positioned to change the attitude, position and center of gravity of the model aircraft. The speed of the airflow can also be changed to simulate different flight states such as take-off, horizontal flight, cruise and landing. In the meantime, it can also demonstrate various experimental phenomena such as wing lift, stall, longitudinal stability and transient motion. With the smoke line device, the flow state of air flow through the model wing and the horizontal tail can be observed clearly, and the visual teaching can be realized.

In the last part of this paper, we use the Simulation software to carry on the static analysis to the force-bearing part of the designed interchangeable structure. It is concluded that the stress and deformation of the connecting parts are still within the bearable range under the maximum wind speed of the design, strength Requirements are met.

**Key words:** Low speed wind tunnel; Solid-works; teaching; Commutative form

# 目 录

|                       |    |
|-----------------------|----|
| 第一章 绪论.....           | 1  |
| 1.1 选题背景及意义 .....     | 1  |
| 1.2 研究现状及分析 .....     | 2  |
| 1.3 设计主要内容 .....      | 3  |
| 第二章 低速教学风洞的总体设计.....  | 5  |
| 2.1 风洞的总体指标 .....     | 5  |
| 2.1.1 风洞外部结构.....     | 5  |
| 2.1.2 风洞内部.....       | 6  |
| 2.2 风洞数据 .....        | 7  |
| 2.2.1 外壳段.....        | 7  |
| 2.2.2 内部框架.....       | 13 |
| 2.2.3 观测段.....        | 15 |
| 2.3 主要部位装配 .....      | 16 |
| 2.4 本章小结 .....        | 17 |
| 第三章 低速教学风洞传动结构设计..... | 18 |
| 3.1 控制结构 .....        | 18 |
| 3.1.1 风力控制.....       | 18 |
| 3.1.2 俯仰控制.....       | 18 |
| 3.1.3 升降控制.....       | 19 |
| 3.2 可换式设计 .....       | 21 |
| 3.3 本章小结 .....        | 25 |
| 第四章 电子传感器.....        | 26 |
| 4.1 电子传感器布局 .....     | 26 |
| 4.2 电子元件参数 .....      | 27 |
| 4.3 烟线法及同类比较 .....    | 29 |
| 4.4 空速管 .....         | 30 |
| 4.5 本章小结 .....        | 30 |
| 第五章 机翼类型及可行性验证.....   | 31 |
| 5.1 机翼类型及尺寸数据 .....   | 31 |
| 5.2 可行性计算 .....       | 31 |
| 5.3 本章小结 .....        | 33 |

|                   |    |
|-------------------|----|
| 结论与展望.....        | 34 |
| 参考文献.....         | 35 |
| 致谢.....           | 36 |
| 附录.....           | 37 |
| 传动结构部件数据及装配图..... | 37 |
| 传动零件数据 .....      | 37 |
| 传动结构装配图 .....     | 47 |
| 连接配件数据.....       | 48 |

## 第一章 绪论

### 1.1 选题背景及意义

在空气动力学的研究和飞机气动方面的设计上风洞装置一直占有着特殊又极为重要的位置。设计人员依据计算好的模型数据制作一个以一定比例缩小的模型，并且将其置入风洞试验段的流场中，根据运动的相对性和相似性来用制造的人工流场去模拟飞机在气流下的飞行状态。而且作为测试仪器，其可以允许操作人员通过改变装置的风向、流量等流场状况来测试不同情况下飞机的飞行状态，以此获得各项实验数据和气动外形的可靠性。

世界上第一个风洞是由英国人韦纳姆在 19 世纪建立的，并且用其测量物体与空气相对运动间的阻力。在之后，风洞真正应用于飞行器上是在 1900 年，美国莱特兄弟在完成第一次飞行前建造了一个气流速度在 40—56.3km/h 的风洞。并且，他们为了进行飞机的相关实验于 1901 年再次建造了一个风速为 12m/s 的风洞。由此开始，风洞的发展不再局限于流体力学和航空航天领域。在随后的百年中，风洞的研发也开始进入爆发期，在 20 世纪中叶出现了大量的风洞设备。但也因为条件限制，最先发展起来的便是低速风洞，也就形成了现在完善齐全的低速风洞设计准则。

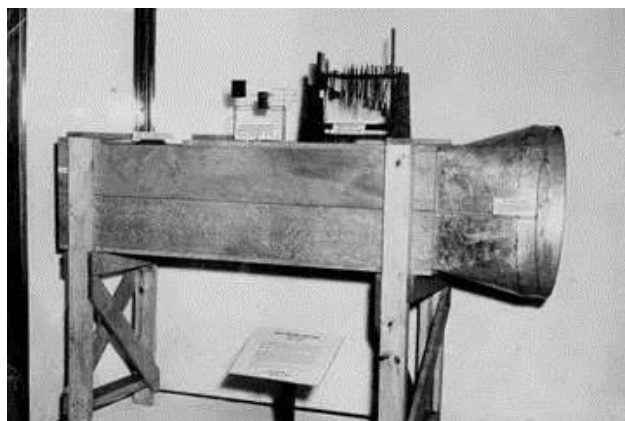


图 1-1 莱特兄弟风洞

随着流体力学的不断发展，迄今为止根据不同用途的飞行器以及不同行业的要求已经设计建造了各种各样类型的风洞实验装置，其中按照试验段风速大小可分为六种速度类型的风洞：低速风洞、亚音速风洞、跨音速风洞、超音速风洞、高超音速风洞和高焓高超音速风洞。其中低速风洞的试验段风速小于 140m/s（小于 0.4Ma），所以在航空航天方面，与低速流动、飞行器布局 and 性能有关的研究

大多在低速风洞内进行。并且低速风洞的发展时间相对最长，理论与制造经验也同时趋于完善使得其更加具有普适性。

在教学领域相较于纯粹的用于航空航天领域的高等教育教学用风洞设备来说，我们大多是使用工业级风洞来进行演示。这样的演示效果虽然极大的满足了教育教学需求，但是因为飞机的体量大小和风力要求，这样的演示在过程中消耗巨大并且操作不便。因此，低速教学风洞的设计也成为了一种趋势。

现在的教学风洞的设计简单，且大多为一种固定制式，只能满足于一般的教学演示。其中的飞机模型无法进行操纵只能以更换模型来达到变换姿态的效果，并且在控制上只有气流大小可以进行操作。

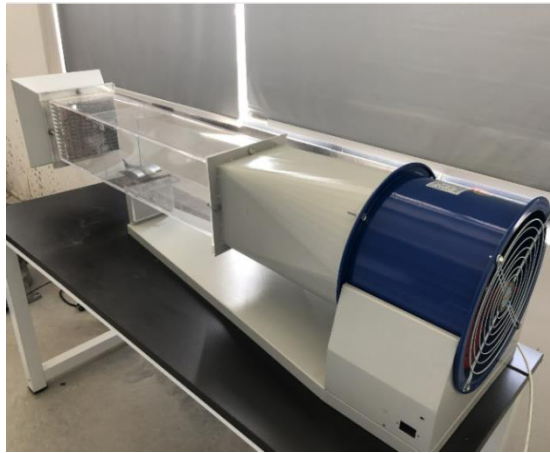


图 1-2 演示教学风洞

目前较先进的风洞虽然可以做到控制飞机模型的起降和俯仰操作，但是模型不可更换使得其无法试验多种翼型。该设备使用飘带来实现气流可视化但其效果并不明显，无法切实观测到机翼表面的气流变化。

本设计针对现有的教学风洞，对其中模型飞机的可变式结构进行优化同时增加可视化设计，以此来研制一种多功能教学仪器，保证教学互动性，使得学生可以看得不同翼型的机翼在气流下的状态和气流的可视化效果，以此改进以往教学风洞的不可动不可变的效果。可换式机翼和可视化效果的结合对于推动教学风洞的教学效果具有一定意义。

## 1.2 研究现状及分析

在近现代研究中，德国的普朗特风洞在设计上于拐角处安装了导流板，外形设计类似单回路，收缩段的设计能使得流场更加均匀。美国的兰利研究中心的亚声速风洞能对固定翼及旋翼进行低速实验，其研究所的全尺寸风洞能实现滚转、偏航和俯仰三个自由度的活动。同时现今最大的低速风洞是美国国家航空航天局艾姆斯中心的国家全尺寸设备，其可以实验一架完整的飞机。

就国内近年研究来看, 2012 年投入使用的某低速风洞多自由度动态试验系统可以完成一个自由度的升沉、平移和滚转、俯仰、偏航的多自由度运动。且我国 4×3m 的风洞一般采用单回流式闭口实验段低速风洞。实验流动显示方法也存在有丝线法、烟线法、染色线法等。其中烟线法用甘油、石蜡油来作为发烟液体, 并且丝线直径的雷诺数低于 20, 一般试验时为 0.1mm。我国各大高校也设有多种世界先进的风洞试验设备用于教学与科研。例如西南交通大学的 XNJD-3 风洞用于其风工程和土木工程的发展和吉林大学在 2003 年投入使用定位于专业汽车空气动力学的风洞实验室。

与此同时, 现在的低速风洞已经解决了开机代价高和稳定性差的问题, 根据现有条件已经可以制造出低成本的小型风洞并且能够提供稳定、均匀的实验风速。而且在低速风洞的速度范围内气流的压缩性影响可以忽略, 并且考虑到教学的适用性以及场地的便利性, 低速风洞完全可以适用于一般的试验性操作。

现今的风洞设计偏于专项化和定制化, 不同要求配备定制的风洞类型。所以与其它六种风洞相比在普通高等教学过程中低速风洞的实用性更强, 其可进行个性化的更改和操作以满足不同的教学需要, 并且其制造方便、价格低廉。同时教学风洞的设计偏向于小型化, 在已有的关于小型的低速风洞的设计中, 存在立式和卧式两种状态, 其中卧式在各个方面的应用中更加广泛。同时, 仅就目前教学类风洞的设计趋势来看主要分为两方面: 一方面是流体在飞行器上的具象化演示, 空气动力学特性的体现和各项飞行状态下数据的变化; 另一方面是在机械构造的合理性上的实验和观察气流对于气动外形的变化与振动。

现有设计中根据《低速风洞三自由度机械臂及其控制系统设计》来看, 要应用易于拆卸的机械臂装置, 同时确定极限位置。因为该设计只涉及两个自由度所以在控制方面相对进行简化。根据《烟线显示技术在低速风洞实验中的应用》, 借鉴其烟线技术, 更改适用于小型的低速教学风洞。

### 1.3 设计主要内容

本文设计的风洞可通过实际操作来模拟飞机的纵向稳定性, 并研究模型飞机在各种飞行状态下的飞行原理, 包括: 起飞、巡航和降落等飞行状态, 也满足风洞内的气流可视化教学。具体要求如下:

1. 外形结构上保证设计出的风洞结构即通道比例符合标准和试验要求。
2. 在模型飞机垂直方向运动传动机构的设计上, 保证飞机能模拟各种飞行状态, 如起飞、巡航和降落等。
3. 为了能够演示及测量不同翼型的性能参数, 本文对模型飞机采用重心可调节和机翼及模型可更换式设计。在更换装置的设计上采用螺栓连接, 并且其可以进行机翼或整个飞机的更换操作。为了验证其可靠性, 在论文最后对连接件部位进行

力学分析。

4. 为了增加风洞的实验功能，本文设计的风洞将按装拉力传感器、扭矩传感器及空速管，可以测量空气的流速和机翼的升力与上升状态。

5. 在气流可视化的设计上，设计的风洞将配置烟线装置，并且模型的机翼上覆盖有塔夫特丝线，可清楚观察气流在通过机翼时的流动状态和方向。

## 第二章 低速教学风洞的总体设计

### 2.1 风洞的总体指标

#### 2.1.1 风洞外部结构

风洞外部结构主要分为整流进气口、观测段、出气段、风机段和出气口五大部分。该风洞的外壳设计是根据现有的教学风洞来进行逆向制图而成的，依据其尺寸比例以保证其完好的通道性能。

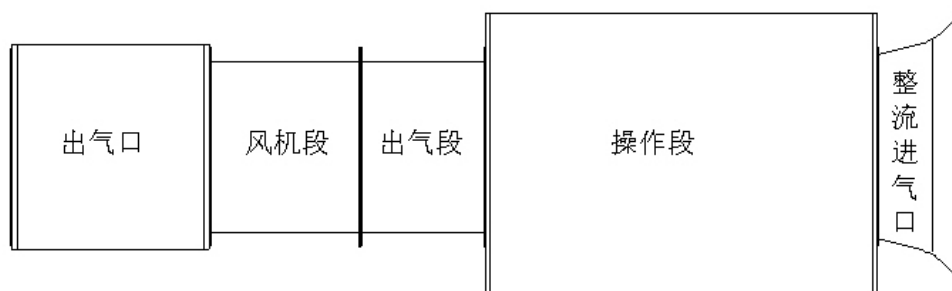


图 2-1 整体图样

1. 出气口外侧的网罩是用来保护操作人员同时防止不明物体在操作时误入风洞内而造成风机损坏。

2. 风机段内置有可变速风机，通过操作台上的控制杆可以控制风机的转速以达到控制风速的效果。

3. 出气段与观测段之间有一层方形网格层，用于阻拦异物。

4. 整流进气段与观测段之间有一层蜂巢网用于整流。

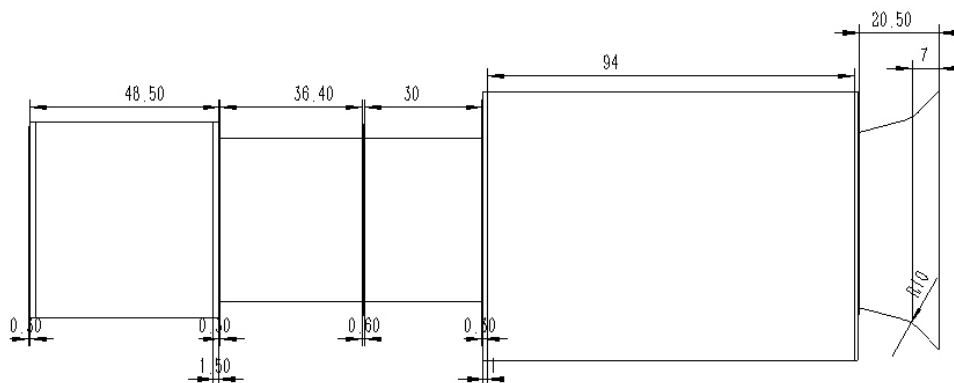


图 2-2 各部位数据

尺寸设计：出气段长 450mm、发动机段长 370mm、整流段长 300mm、观测段长 940mm、整流进气段长 584mm、折弯 70mm、各部位连接处的各方厚度均为 3mm。

### 2.1.2 风洞内部结构

风洞的内部结构划分主要在观测段处，前部主要部位为模型操作间、上下光源、透光板、连接条和模型滑道，并在背板上带有各项数据的显示装置。连接条用于连接外罩，透光板使上下端光源均匀照亮操作段，背板上留有的滑道为模型飞机提供飞行上升的路径。同时在数据显示装置与模型滑道之间设有烟线装置，这样使得该烟线装置可以为模型飞机提供具象化流场并且不会遮挡数据的显示。观测段正面布局如图 2-3 所示。

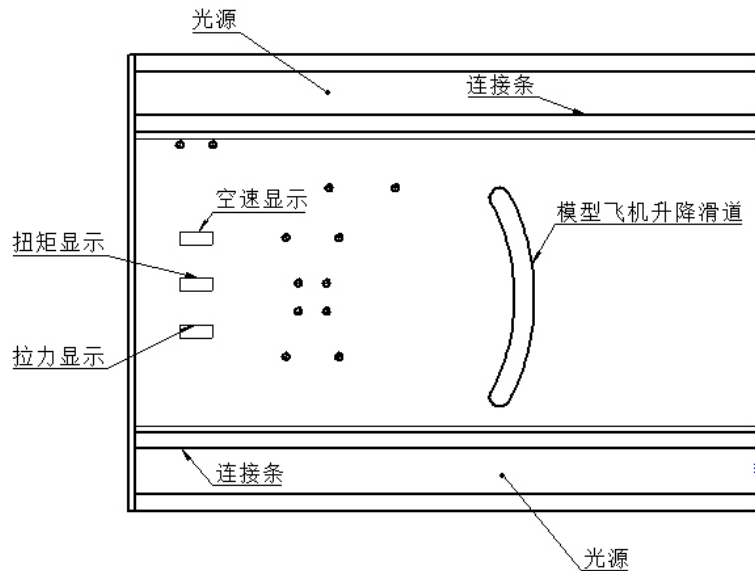


图 2-3 观测段正面布局

在背端分为机械传动机构和电子传感器，仅传动机构来说其主要部分为双升降杆和配重块，电子传感器部件为拉力检测仪、扭矩检测仪和数据处理器。其中主升降杆以扭矩传感器的位置为圆心，前端连接模型滑道的连接件，后端连接配重块。次升降杆前端与主升降杆同样连接模型滑道连接件但其后端直接与扭矩检测仪相连。观测段背面布局如图 2-4 所示。

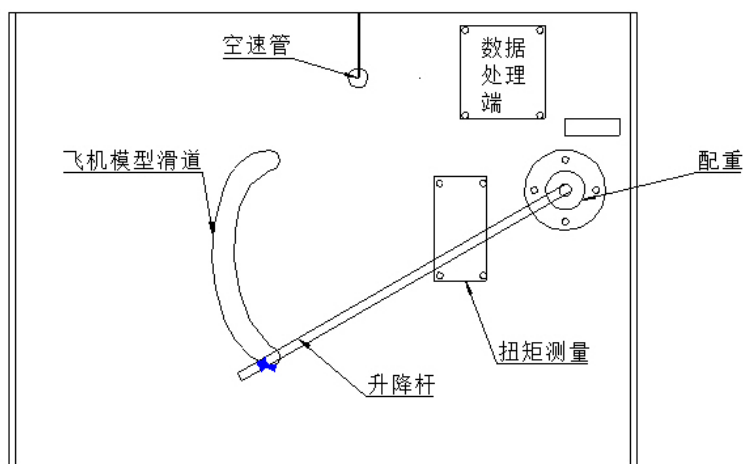


图 2-4 观测段背面布局

## 2.2 风洞数据

### 2.2.1 外壳段

#### 1. 出气口

出气口的结构为外洞、内洞与网格罩三部分。其中外洞作为外壳起到束缚作用，其目的是固定内洞与其形成一定的夹层。在两个洞体的连接上运用弹性禁锢圈来进行约束，在本设计中禁锢圈使用一次性设计。在禁锢时可以将其由断口处撑开，扩大其直径以便套入禁锢处，后将断口处焊接。

外桶体直径 500mm、内圆直径 474mm、总长 473mm、禁锢处厚 3mm。

外侧禁锢圈总厚 12mm、最外圈直径 506mm、最内圈直径 490mm。（下图中禁锢圈图示为无断口图示，仅尺寸展示。）

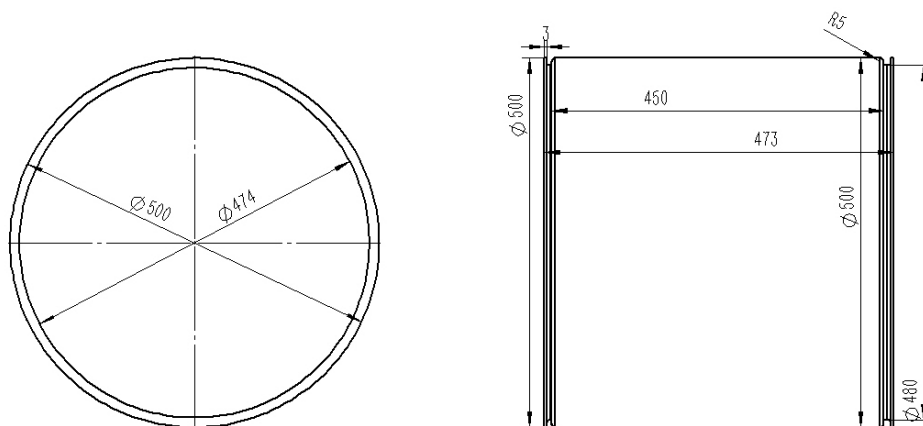


图 2-5 出气口外筒主、左视图

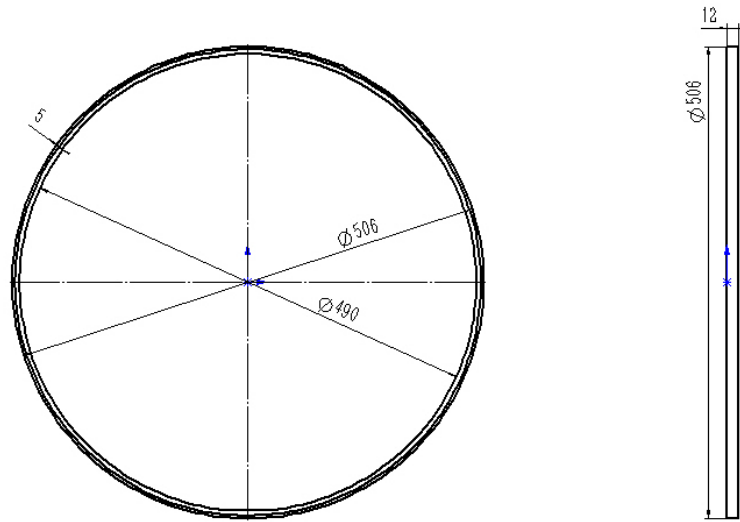


图 2-6 禁锢圈主、左视图

内洞主要用于在其中放置隔音物质等材料，其与外洞形成的夹层也有一定的隔音效果。并且在连接作用上它也作为分别与外侧隔网和风机段的连接装置。内洞最外圈直径 500mm、最内圈直径 404mm。因前后两端部件的连接孔并不是相同的尺寸，所以其前后两端的螺栓孔设计并不相同，圆心至前侧螺栓孔 225mm、圆心至后侧螺栓孔 220mm、洞体全长 479mm，连接端最外侧直径 500mm、厚 3mm。

另外，本文后面所提洞体（风机段与出气段螺栓孔）与洞体圆心距离均为 225mm。

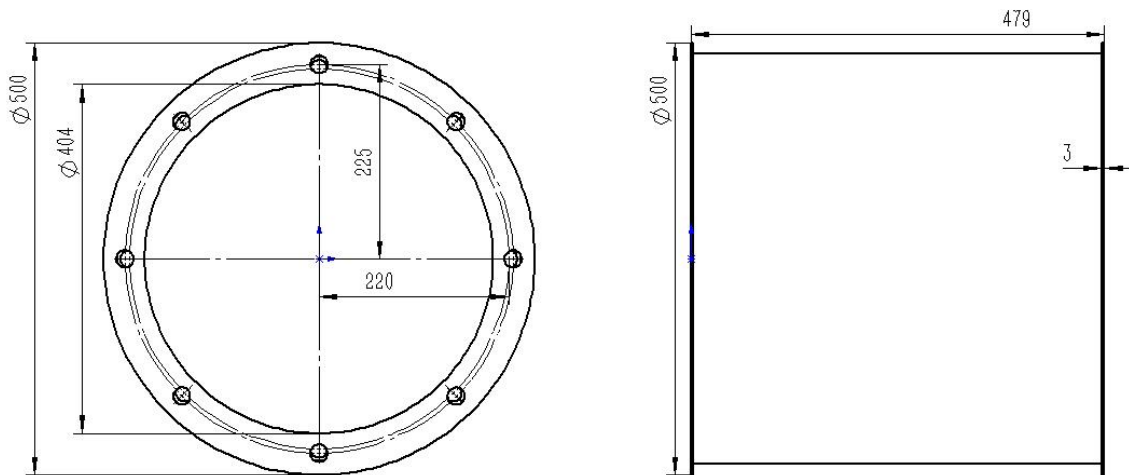


图 2-7 内桶正、左视图

## 2. 外侧格网

对洞内起到一定的保护作用，防止操作人员肢体的误入和一些物品的误入而造成的风机损伤。该网格罩与出气口的内洞相连，其外圈直径 480mm、内圈半径 190mm、螺栓孔直径 20mm、厚 3mm。

另外，外侧隔罩与整体圆心距离为 220mm，所以洞体圆形连接处螺栓孔直径均为 20mm。

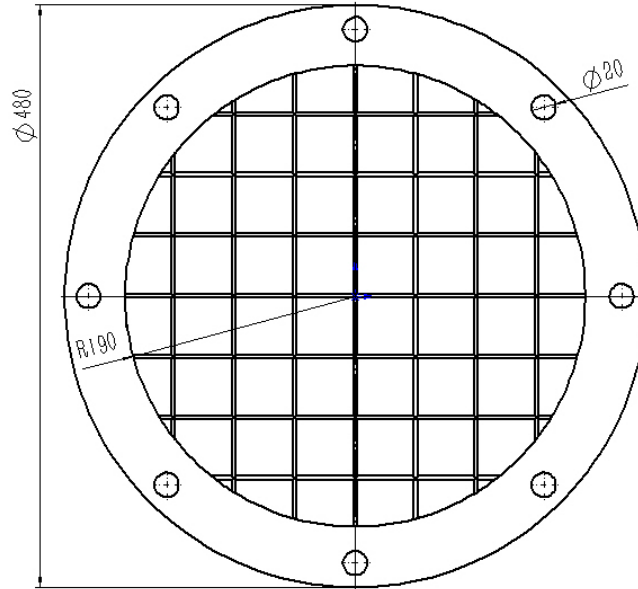


图 2-8 网格罩正视图

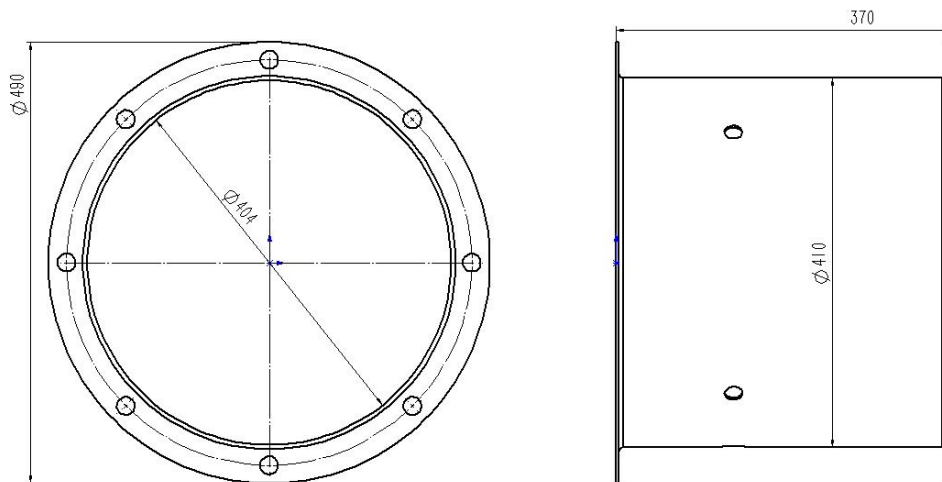


图 2-9 风机段主、左视图

### 3. 风机段

风机段为典型圆筒状，其与出气口内洞相连。其作为放置风机产生流体的机

段，由四个螺栓孔经由螺栓来进行固定并由下部圆孔来输出控制与电源线。其直径 490mm、长 370mm 上四颗螺栓圆周阵列直径为 20mm，其下方置有直径 40mm 的线口，所有风机安装孔的圆心距洞体前端 130mm。

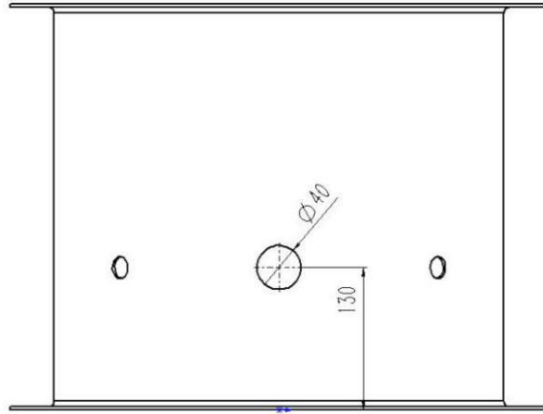


图 2-10 风机段下视图

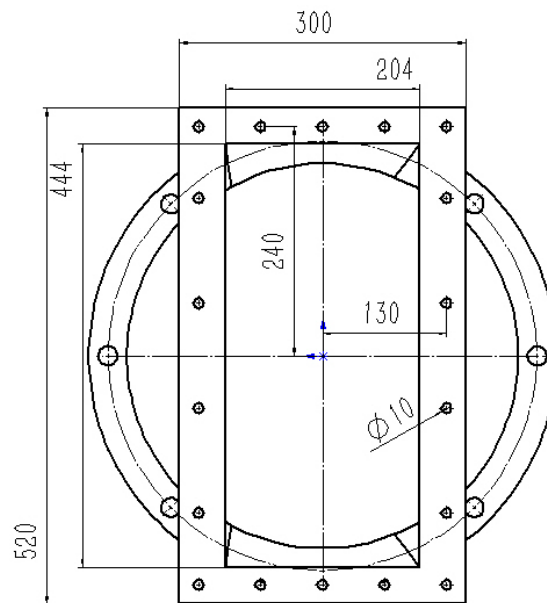


图 2-11 整流段后视图

#### 4. 出气段

出气段为桶体结合格网，桶体将操作段的进风以方形进入圆形送出。其与操作段之间的格网起到阻隔异物的作用，将由操作段流进的异物阻隔在风机外避免不必要的损伤。其整体长 302mm、方形端长 520mm、宽 300mm，圆形端与前者风机段尺寸相同。格网为宽 300mm、长 520mm。

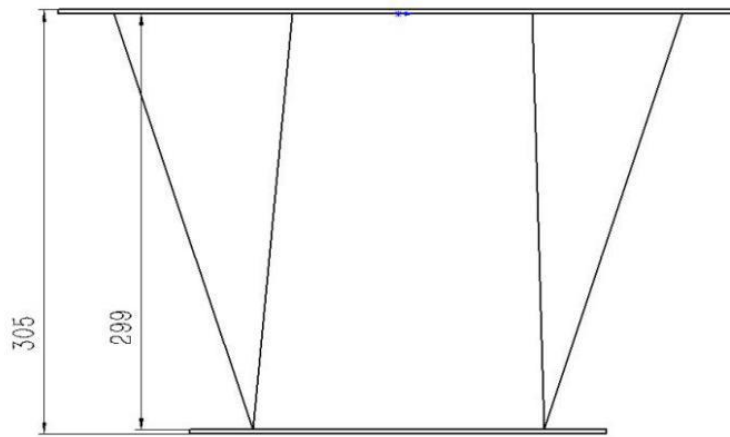


图 2-12 整流段俯视图

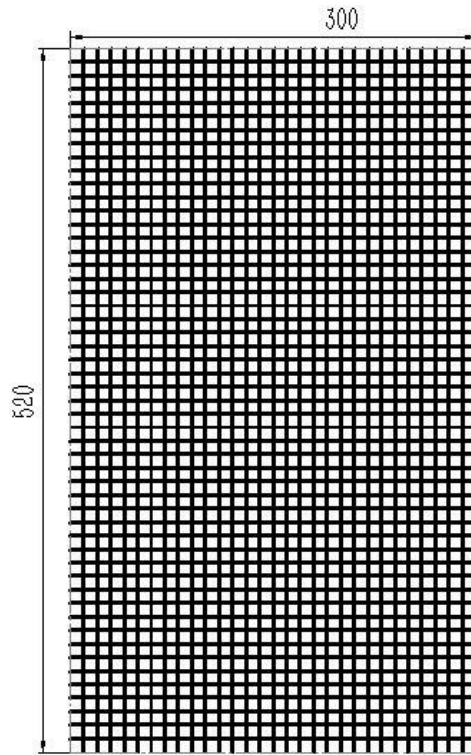


图 2-13 网格正视图

### 5. 整流进气段

该进气段为喇叭口和蜂巢网共同组成，喇叭口扩大进气范围增大进气量，蜂巢网作为导流作用将气流均匀平稳的输送进操作段。蜂巢网高 450mm、宽 225mm、厚 10mm、喇叭口最外侧宽 584mm、高 808mm、尾部-头部为 205mm、折弯部分为 70mm。

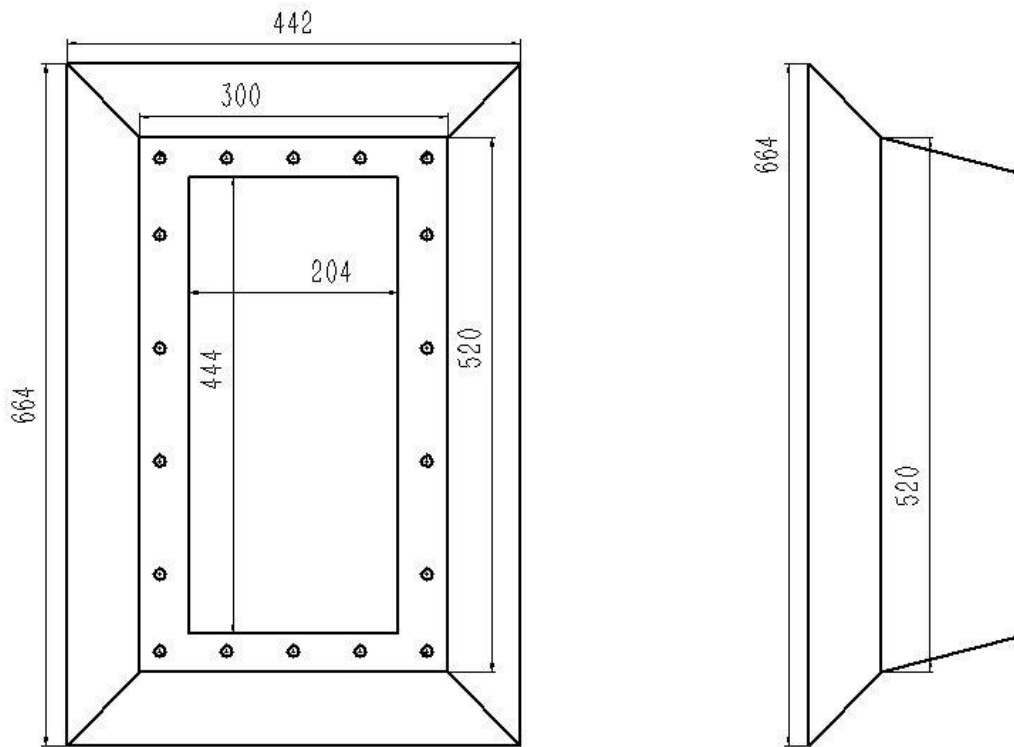


图 2-14 进气段主、左视图

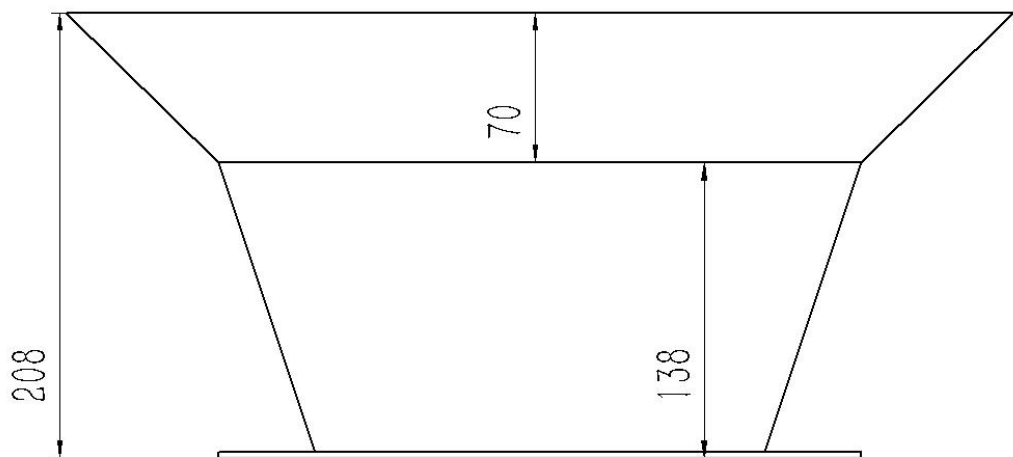


图 2-15 进气段上视图

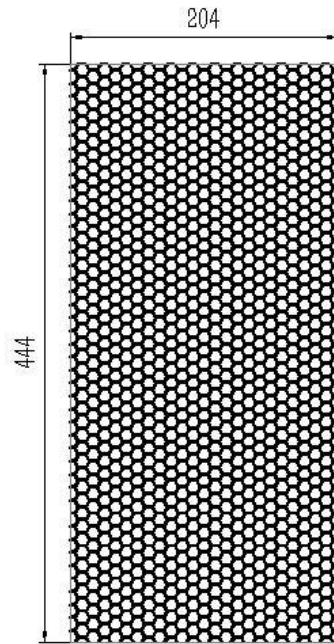


图 2-16 蜂巢网正视图

### 2.2.2 内部框架

#### 1. 外罩

前后外罩为钢化玻璃板，可以用来封闭操作段并且不影响观测。前侧外罩前端有上下遮光条避免光源漏光影响观测，同时后侧的遮光板无须遮光条，前后板上下均有六个螺栓孔来将外罩固定在操作段上。其板长 940mm、宽 695mm，厚 10mm，前板可贴上下遮光条均为 120mm。

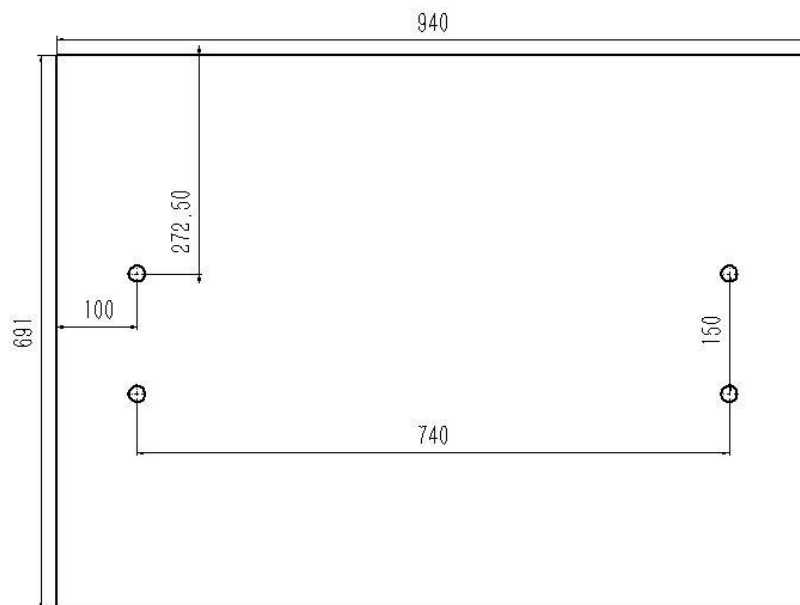


图 2-17 钢化玻璃板正视图

## 2. 观测段前后板

观测段前侧与后侧，预留出部分空间分别与整流进气段和出气段连接。

观测段高 688mm、宽 470mm。预留空间距下端 124mm。预留段高 444mm、宽 204mm。

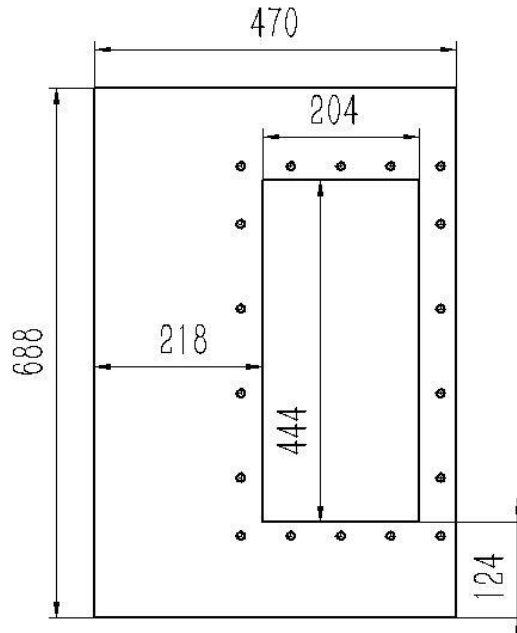


图 2-18 观测段前端

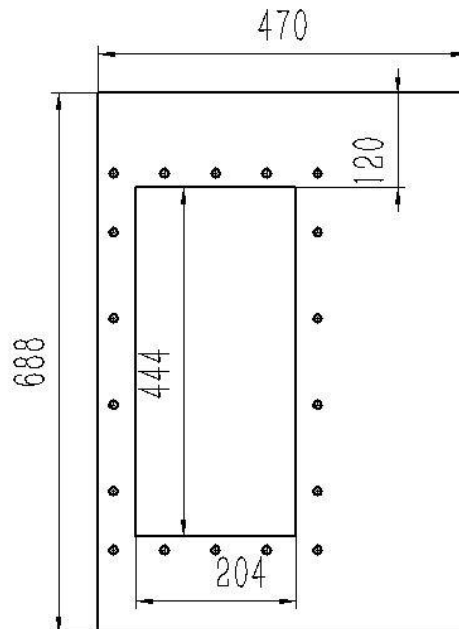


图 2-19 观测段后端

### 2.2.3 观测段

观测段预留孔主要为电子元件配置用。

透光板宽 227mm，厚 5mm 放置在上端光源处横梁上。主体两侧前后板厚 10mm，中间连接条厚 25mm。模型滑道距侧边 550mm，距上端 100mm，垂直全长 300mm。

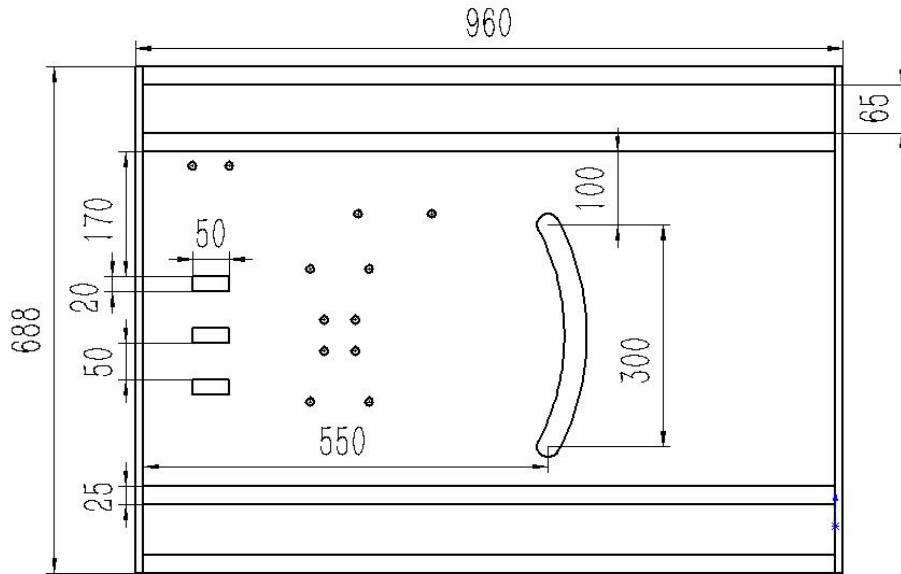


图 2-20 观测段中心端正面

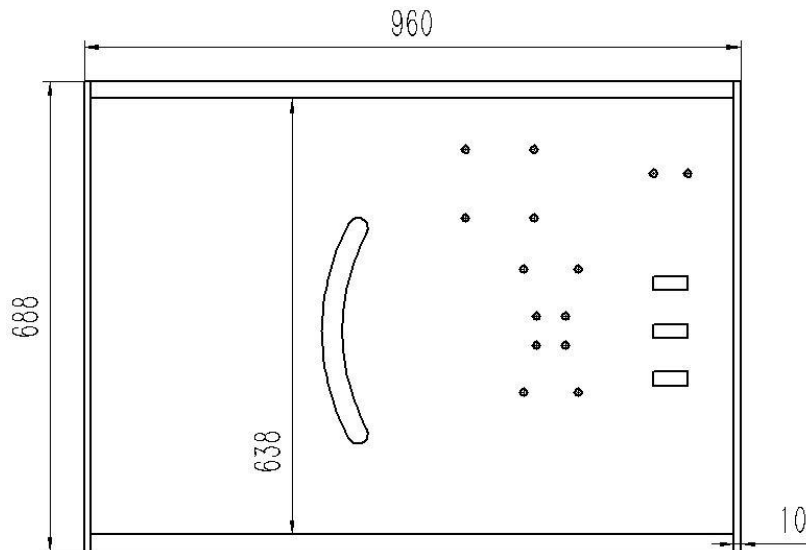


图 2-21 观测段中心端后面

### 2.3 主要部位装配

1. 各管体之间，在主体前端与后端分别置有隔网与蜂巢网，前端出气段、风机段、出气口三个洞体的内圆直径完全相同。

表 2-1 整体装配图表

|     |     |     |     |     |     |     |     |
|-----|-----|-----|-----|-----|-----|-----|-----|
| (1) | (2) | (3) | (4) | (5) | (6) | (7) | (8) |
| 网格罩 | 出气口 | 风机段 | 出气段 | 隔网  | 观测段 | 蜂巢网 | 进气口 |

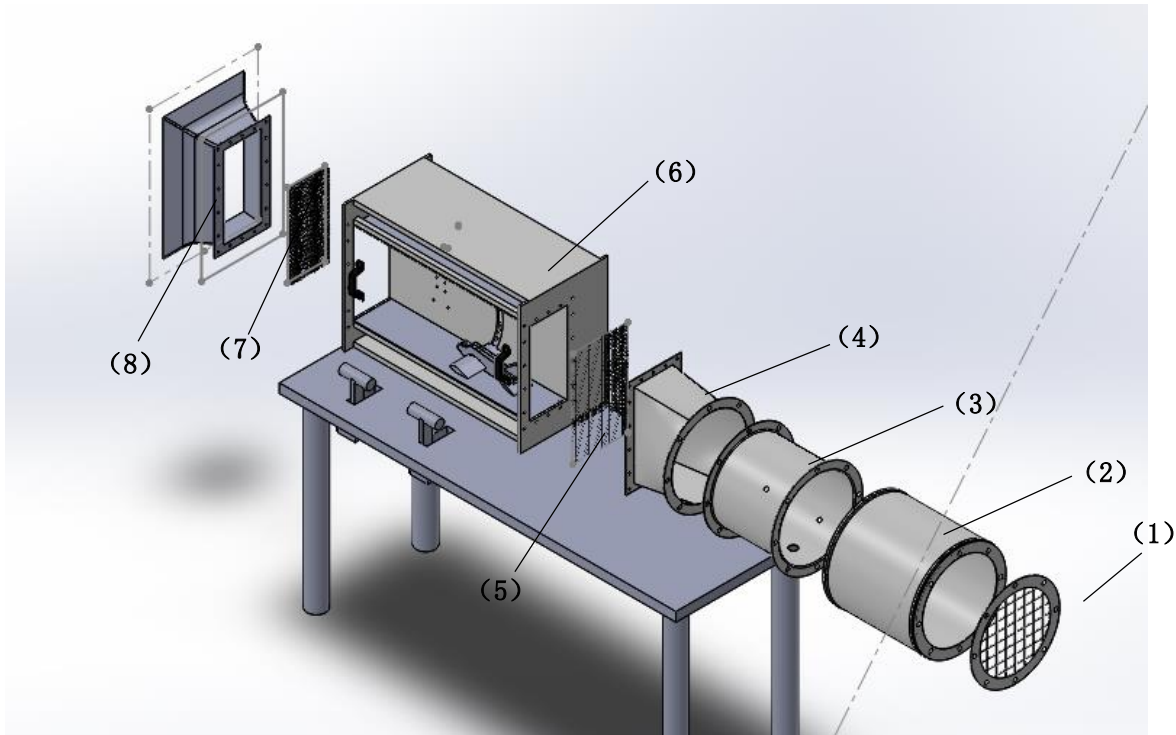


图 2-22 整体连接

2. 仪器最前端的桶体作为内外两层，两层之间用卡环禁锢。内洞安置吸音隔音装置，并且可以内置网格作为固定，同时作为后端桶体连接用。外洞作为固定和保护外壳包裹内洞。

表 2-2 出气口装配图表

|     |     |     |     |     |
|-----|-----|-----|-----|-----|
| (1) | (2) | (3) | (4) | (5) |
| 网格罩 | 禁锢圈 | 内洞  | 外洞  | 禁锢圈 |

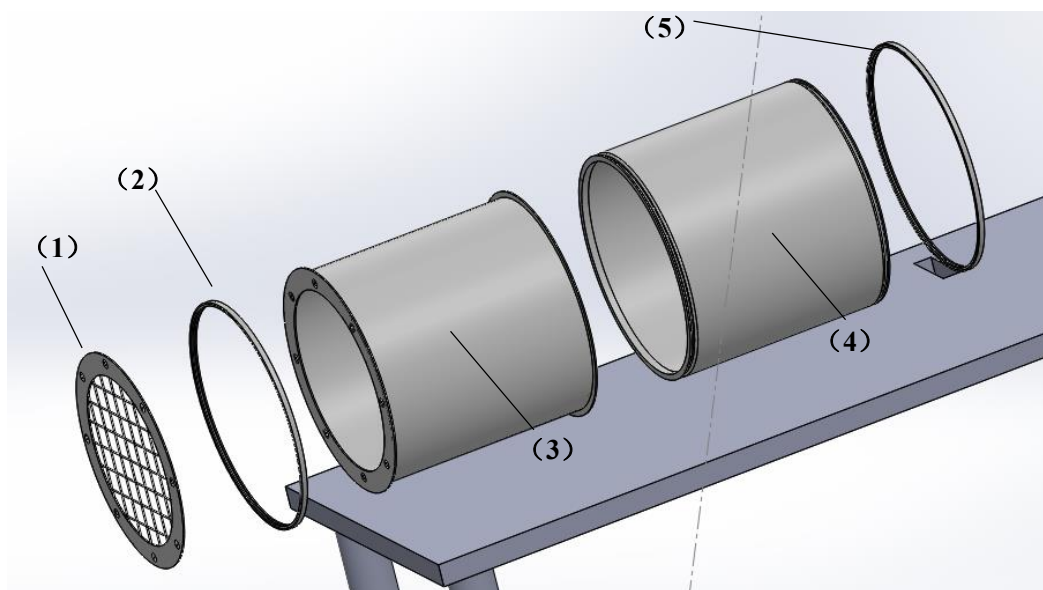


图 2-23 出气口

## 2.4 本章小结

该设计的外部结构主要依据校内现有的低速教学风洞所逆向出来的数据来进行绘制。但是同时因为逆向过程中会产生一定的误差，所以绘制出的三维模型为了适用于实际装配过程，在保证通道比例不变的情况下，其与实际数据具有一定出入。

整个外部结构除出气口的设计为多层外其余部分全部为单层设计，并且在观测段的设计上为了安装传动结构和电子传感器等部件，进行了定位孔的预留。

同时该设计以外部结构作为整个设备的基础，所有其它部件的设计全部与外部结构的尺寸进行适配。

### 第三章 低速教学风洞传动结构设计

#### 3.1 控制结构

##### 3.1.1 风力控制

本设备的风速控制全部依仗于风机的速度控制，风机开关位于平台之上，根据推量大小来控制风速大小。

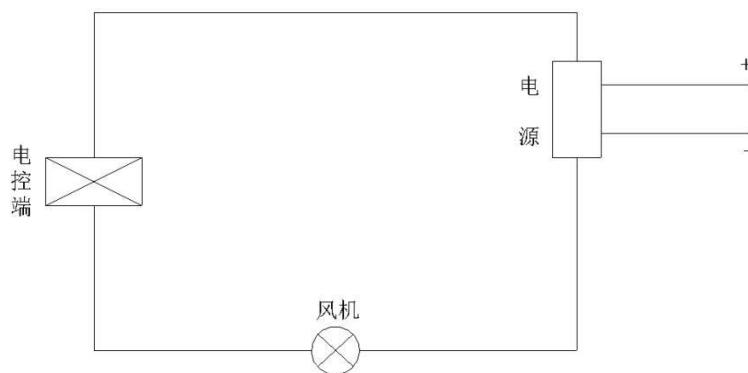


图 3-1 风速控制链条简图

##### 3.1.2 俯仰控制

俯仰控制系统单独位于模型飞机内部，用舵机控制尾翼转动，并且由连杆导出信息传输线和电源连接端。同时为了固定和调节飞机的初始俯仰角度，在传杆连接端布置三砝码调节装置。（部分零件数据详见附录）

传动杆（3）与滑道上连接件（2）相连，传动杆（3）可在转动连接件（2）上自由转动。扭矩杆（1）与滑道连接件（2）同传动杆一样为可转动性质的连接。砝码平衡件（4）与滑道连接件（2）相连，为达到与飞机模型共同翻转的目的，开口段的螺栓孔可进行由螺栓进行松紧调节以达到禁锢和调整的目的。砝码平衡件（4）与刻度尺（5）相连，刻度尺（5）为滑动砝码的调节提供刻度标准。

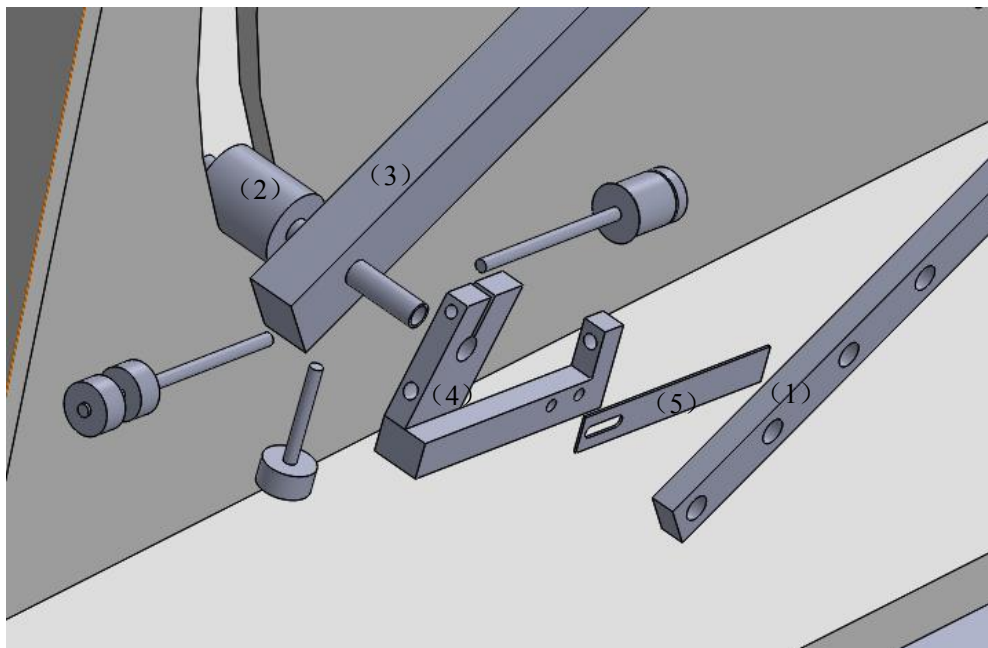


图 3-2 背部-长杆-扭矩杆-砝码件连接

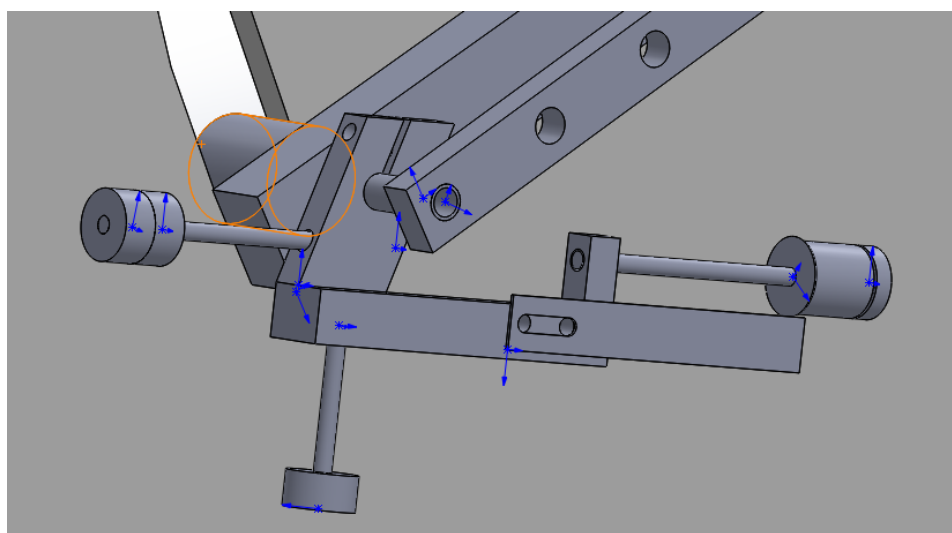


图 3-3 三砝码调节端

### 3.1.3 升降控制

对于升降结构的控制来说，首先是对于风力的依赖，根据翼型的设计和风力大小提供一定的升力，并由滑道上升并联动背面机构。（部分零件数据详见附件）

主要传动杆在背板连接处与滑道的圆周中心连接，并作为可转动连接。在背板中心固定件(1)中置有轴承装置，转盘（2）连接到传动杆（3）上并与轴承装置连接。

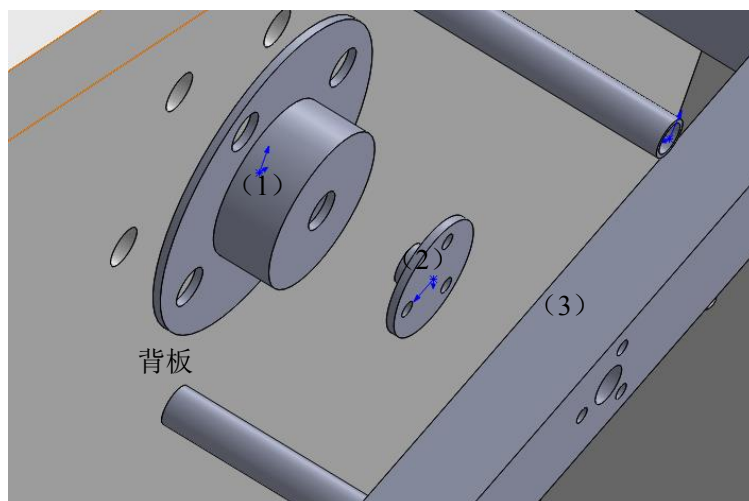


图 3-4 背板-传动杆连接

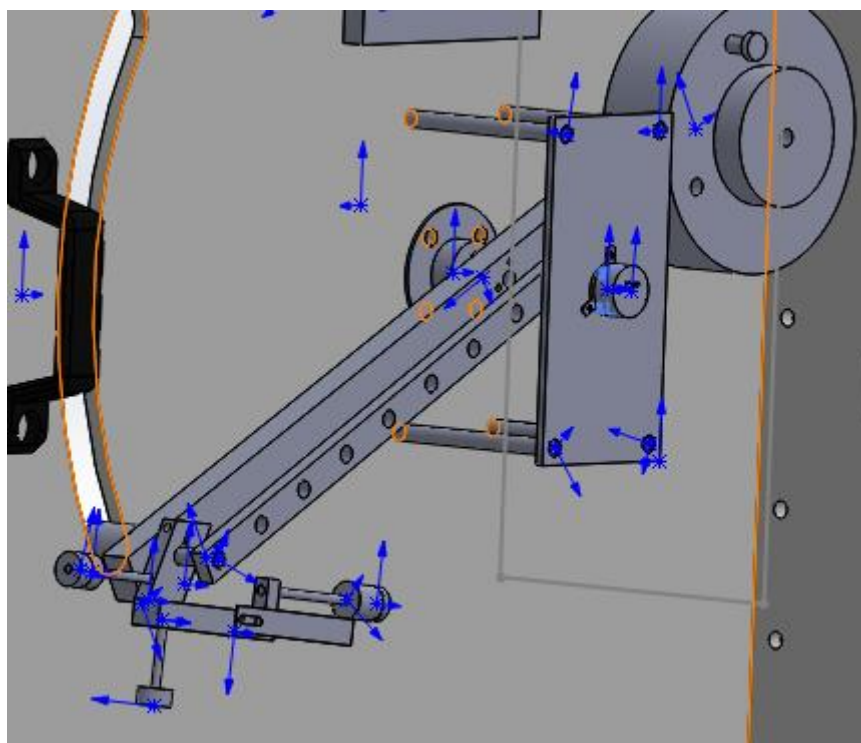


图 3-5 背侧联动机构

但是同时，因为连杆后端的拉力测试装置，上升极限为滑道中端偏上，在其到达中端后上升受限，拉力开始计算。

整个升降机构中的后端的圆盘兼顾配重作用，主要是平衡连接杆、连接件和飞机模型等部件的重量，并且其本身质量轻可在外侧悬置砝码来调控平衡以此达到适应不同模型的重。

在元件设计时发现同一传动杆测量双数据会出现一定的螺栓交叉和装配的重

合，所以在最后的设计中应用双杆设计，内侧主杆测量升力，外侧副杆于主杆投影重合用于测量扭矩。

### 3.2 可换式设计

该产品的可换式设计主要体现在两处的可变可换。

#### 1. 机翼更换

设计多端口连接处并进行螺栓式连接

作为连接件（1）连接机翼与机身两端，其多孔多触可以保证适用于各种不同类型的机翼。机翼（2）由连接件连接机身。螺栓锁（3）由长筒长钉贯穿机身并插入连接件（1）中以固定机翼。

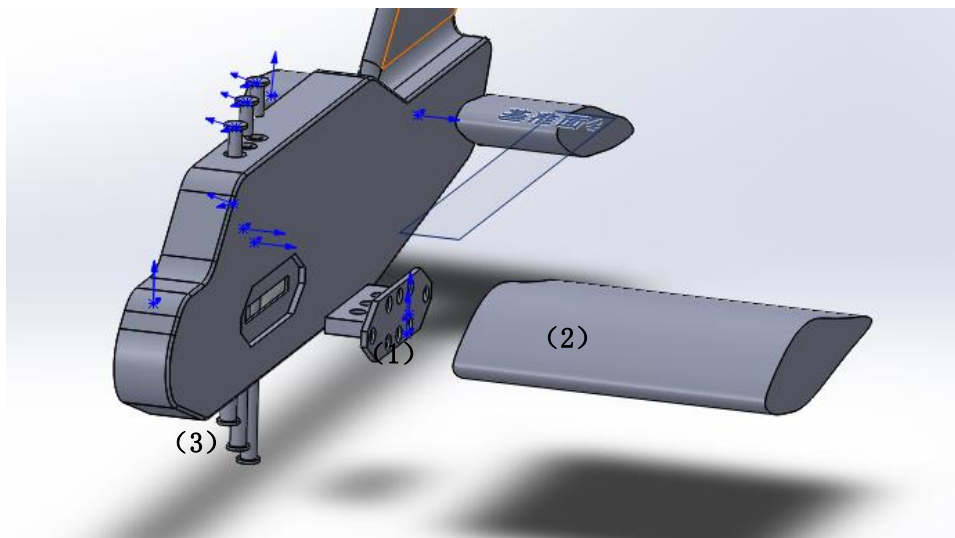


图 3-6 机翼、机身连接

#### 2. 飞机模型更换

对于飞机模型的更换主要在于两点

□对于水平尾翼的控制

水平位移的控制独立于风洞主体外，以电控舵机为驱动原件。其电源端线和数据段线由机翼传动端输出【详见下文□】，并入风洞主体电源线共同供电。其控制由平台端推杆控制。

并且舵机作为单端驱动，另一端只做从动部件。

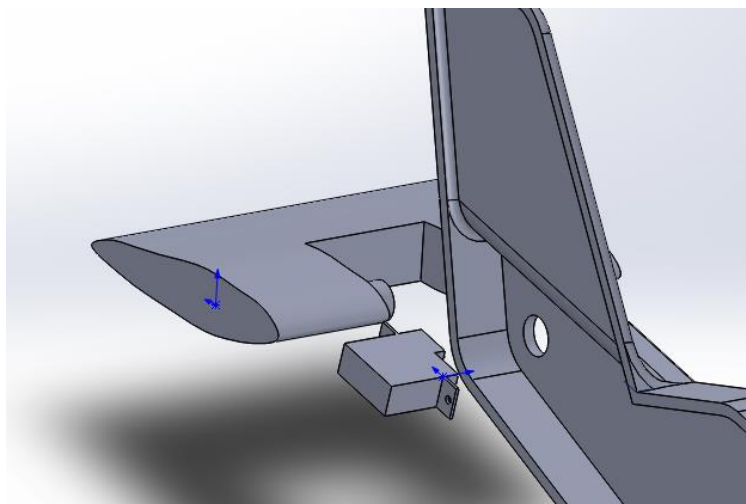


图 3-7 水平尾翼连接

### ②模型与传动件之间

连接传动段机翼首先于上述机翼端相同，可进行机翼的更换。但不同处在于此端留有舵机线的出线口（1），因机翼内部镂空，所以由此端将舵机线连接出来。

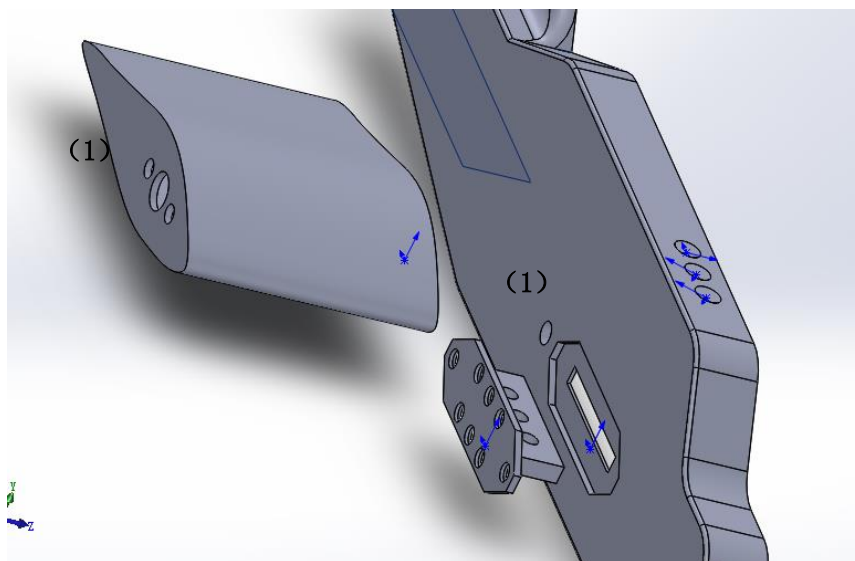


图 3-8 内部走线口

整个模型由机翼外侧和滑道连接件（2）相连，连接件直接插入两处螺栓，由螺母固定于机翼。并且连接件和风洞主题的传动杆（3）直接相连，进行从动测量。滑道连接件（2）内部中空，由（1）处连出的数据线可以由此端进入。

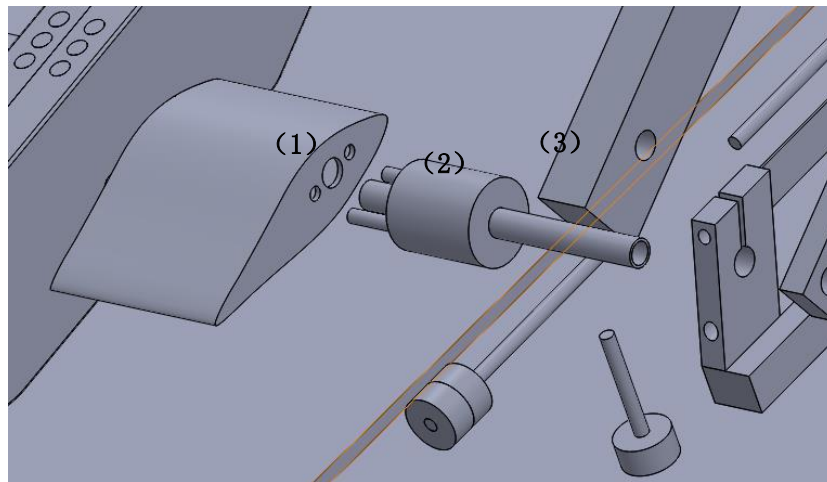


图 3-9 飞机模型与传动件连接

③连接件尺寸及示范机翼尺寸。（其作为设计使用的参照量）

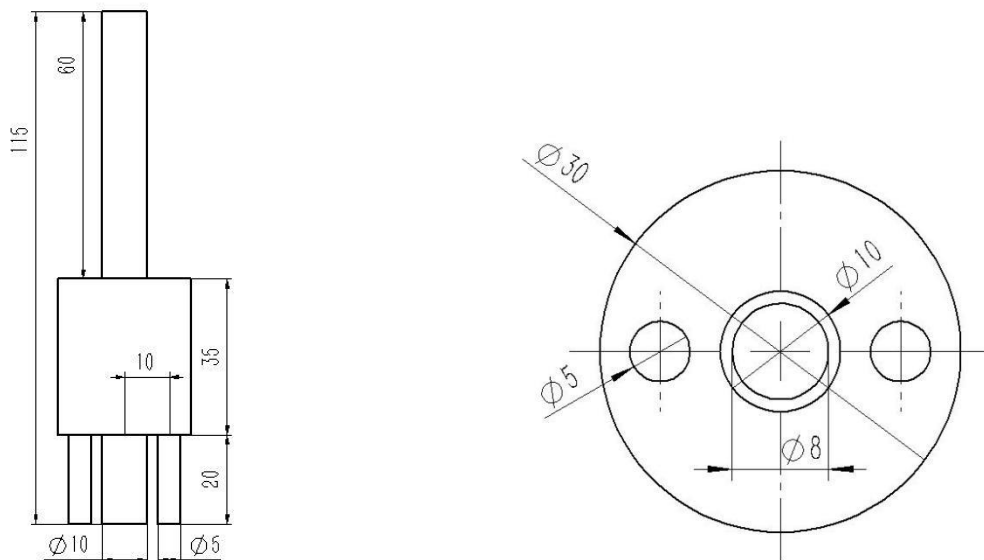


图 3-10 飞机连接件正、下视图

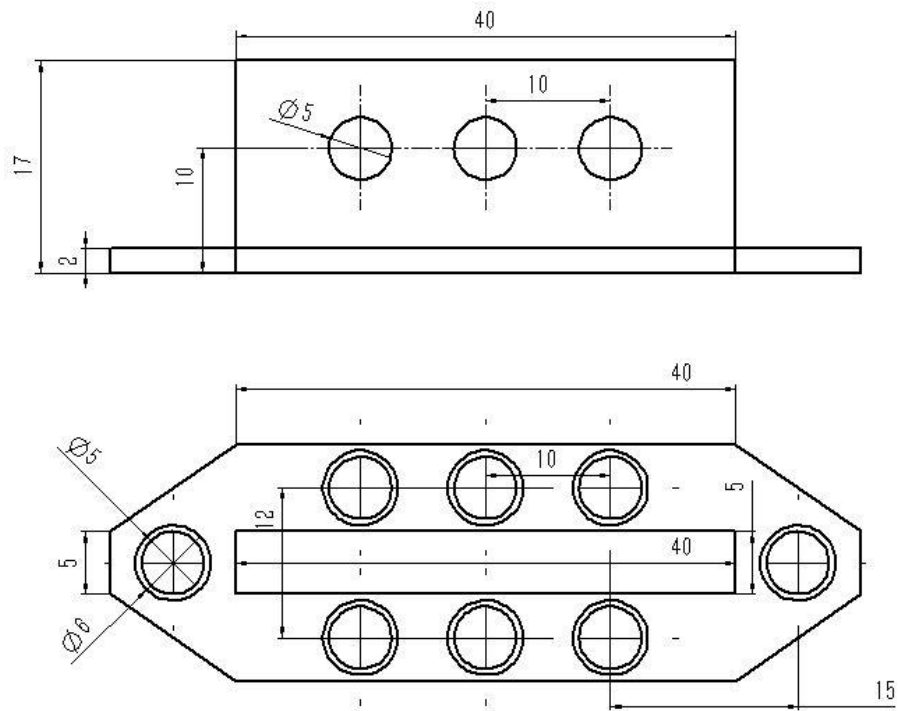


图 3-11 机翼连接件正、俯视图

示范机翼（在设计时仅作为参考量，可根据实际情况有所更改。）

前端：其中间八个孔为定位孔，可以根据机翼的不同而进行选择使用哪两个作为定位用。后端的圆孔为舵机线的出线孔，可根据实际而变化。

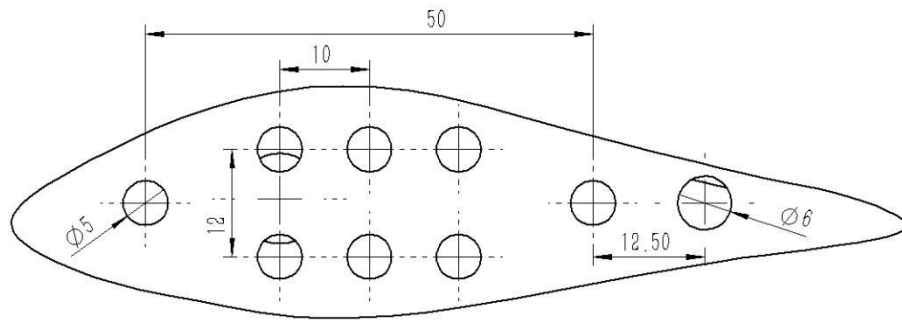


图 3-12 前视图

后端：中间的孔主要为舵机线的出线孔，两侧为定位孔。

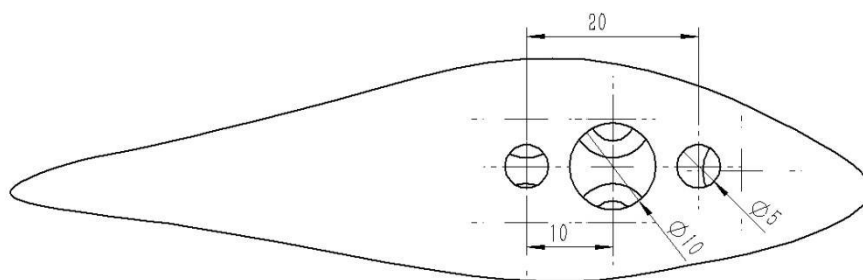


图 3-13 后视图

### 3.3 本章小结

在该设计中控制结构共分为风力控制、俯仰控制和升降控制三部分。风力控制主要依仗于风机转速的变换，并且其由平台上的推杆进行风速的控制。俯仰控制依靠连接在滑道连接器上的三砝码平衡元件和飞机模型本身的可动水平尾翼来进行控制，三砝码平衡件由螺栓禁锢在飞机滑道连接器上并通过砝码来调节飞机模型的初始仰角，水平尾翼由飞机模型内的舵机进行控制来变换飞行时的俯仰角度。升降控制结构设计了双传动杆机构，主传动杆连接飞机滑道连接器、背板（滑道圆心）和末端配重块三处，其主要控制升降和与拉力传感器的连接。主传动杆末端的配重块用于放置配重砝码和连接拉力传感器。配重砝码可以根据前端模型和零件的重量进行挂置。次传动杆主要用于连接飞机滑道连接器和扭矩传感器，用于测量上升高度。

可换式设计分为机翼更换和模型更换两方面，其两者均设计其特有的连接装置（其中模型更换件既为飞机滑道连接器）。同时，用于可换式设计的连接装置都为多孔多触的形式，这样以便于适应各种不同类型的机翼或模型。

## 第四章 电子传感器

### 4.1 电子传感器布局

首先作为背部布局，主要集中在后端，两项测试装置和一项信息处理装置。

该设备电子元件主要为背部的三个测量装置。上端为数据的综合处理器，中间的装置为扭矩测量装置，最右端为固定拉力测试装置的台架。

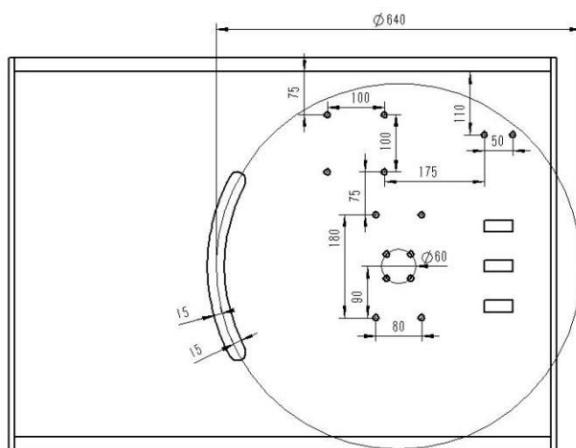


图 4-1 电子元件装配孔

拉力装置由绳端连接圆盘和拉力测试器，圆盘作为连接端也同时作为配重块。圆盘不可动，当飞机升至中端时，绳线拉直，开始测量拉力。

传动杆末端与配重圆盘（1）相连，配重圆盘（1）与拉力测试仪（2）用绳端相连，最终由数据线和计算端相连。

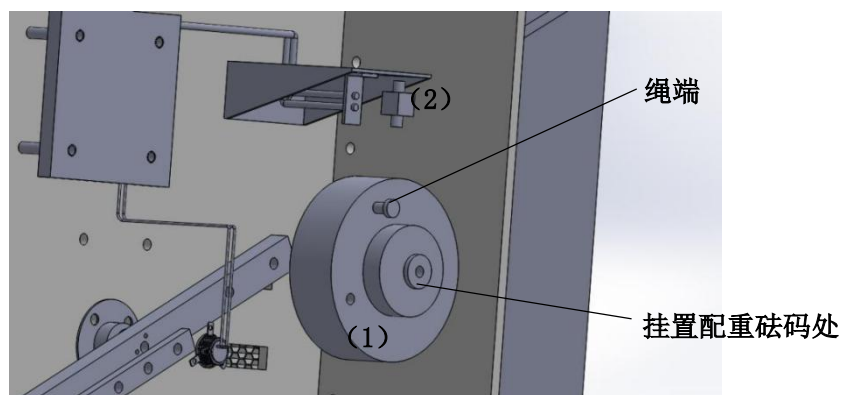


图 4-2 传动杆-配重-拉力仪

扭矩杆（1）与扭矩测量仪（2）两者相连以达到扭矩测量的目的。扭矩测量仪

由数据线与处理器相连最后统一输出到显示器。上下隔板（3）作为固定隔离上下长杆用。

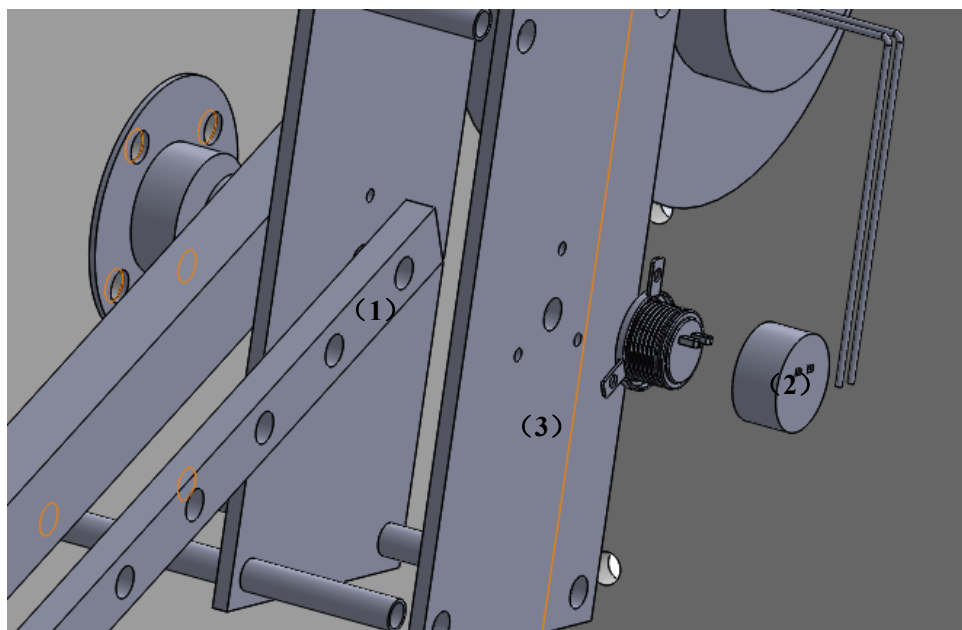


图 4-3 扭矩杆-扭矩测量装配图

## 4.2 电子元件参数

拉力装置，运用上下螺旋头，范围在 0-0.5kn 的拉力测试元件

表 4-1 拉力表参数

|       |                |       |          |
|-------|----------------|-------|----------|
| 量程    | 0-0.5kn        | 材料    | 不锈钢      |
| 信号线定义 | 输入：红 (+) 黑 (-) | 信号线规格 | 4×2000mm |
| 安全过载  | 120%F.S        | 极限过载  | 150%F.S  |
| 额定温度  | -10~40□        | 使用温度  | -20~60□  |
| 供电电压  | 5~9V           | 供电方式  | DC       |

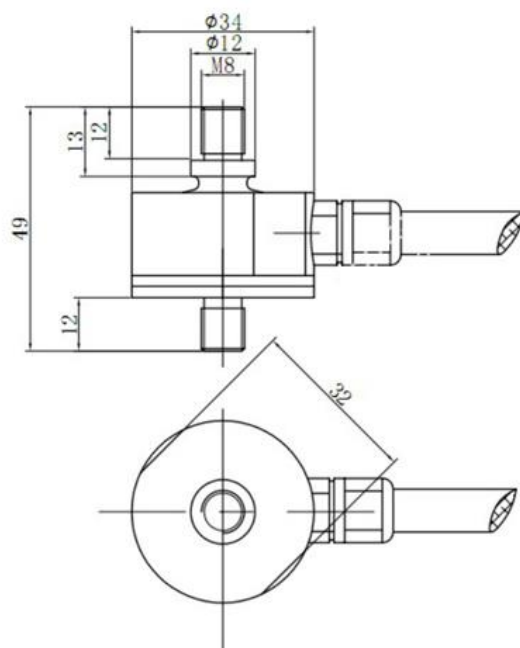


图 4-4 电子元件数据参数

扭矩力学测试仪器运用双法兰盘，范围为 0-1nm 的测量装置

表 4-2 扭力表参数

|       |                   |       |          |
|-------|-------------------|-------|----------|
| 量程    | 0-1nm             | 精度    | G1       |
| 信号线定义 | 输入：红 (+) 黑 (-)    | 信号线规格 | 4×2000mm |
| 安全过载  | 120%F.S           | 极限过载  | 150%F.S  |
| 误差    | 1.0~2.0±0.002mv/v | 使用温度  | -35~80□  |
| 供电电压  | 10-12V            | 供电方式  | DC       |

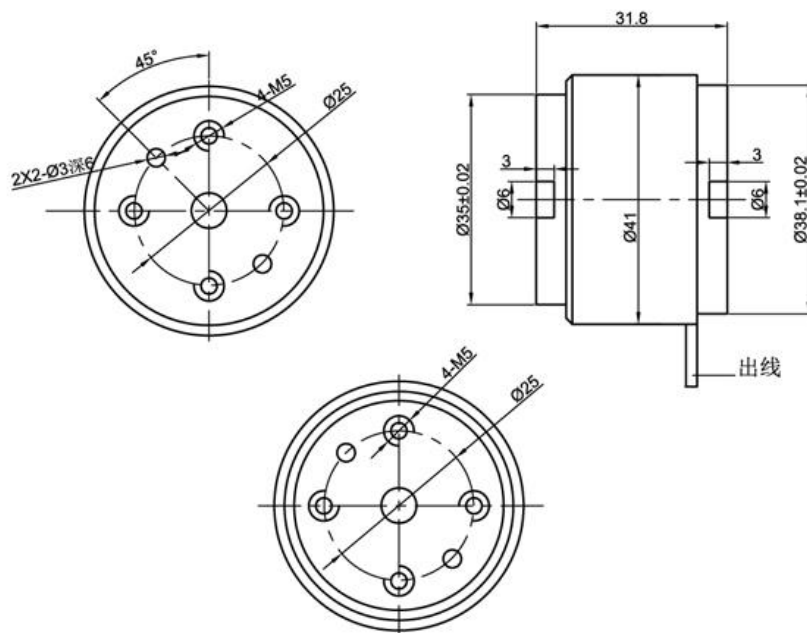


图 4-5 扭力表外表参数图

### 4.3 烟线法及同类比较

在烟线法中一般会用甘油、石蜡油等来作为发烟液体，通过加热电阻丝来加热烟油达到拉烟效果，并且丝线直径的雷诺数要低于 20，一般试验时为 0.1mm。在布置烟线时主要布置在飞机模型外机翼处，这样更好的体现机翼翼型的气动外形并且体现更加直观。同时在主体上设置注油口和出油口以免油口低落过快造成渗油。

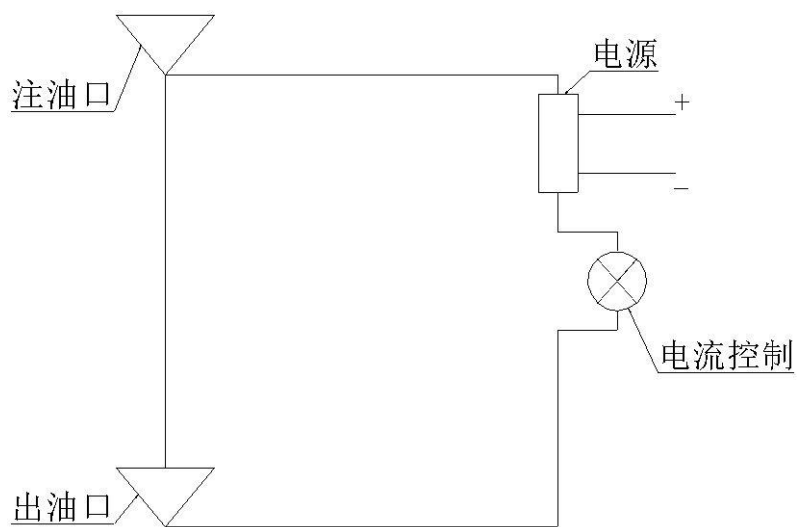


图 4-6 线路初始布置

在台座上设置电流控制旋钮用来控制烟量。

在烟线法中一般会用甘油、石蜡油等来作为发烟液体，通过加热电阻丝来加热烟油达到拉烟效果，并且丝线直径的雷诺数要低于 20，一般试验时为 0.1mm。在布置烟线时主要布置在飞机模型外机翼处，这样更好的体现机翼翼型的气动外形并且体现更加直观。

塔夫特丝线的布置位于机翼上表面，主要是根据气流来进行飘动。然而在涡流和机翼下表面面的气流表达方式却做不到，并且在上表面的表现方面经常会形成紊乱的状态无法达到效果。

在壁面显迹法中，在物体表面涂抹物质与流体相互作用。但此方法中流场的流体却无法显示，而且消耗大并有次数限制和不可替换性。与此相比，在流体中添加物质的方法例如荧光法，可应用于液体流动或回流性质的风洞，故并不适用于该设计。同时还有应用其他辅助性质的计算机辅助显示的方法，但应用设备复杂并不适用于该设计。

#### 4.4 空速管

选取应用数字差分压力传感器的空速计，其可适用于 PIXHAWK PX4 使用。



图 4-7 空速管装置

#### 4.5 本章小结

该设计主要涉及的电子元件为拉力传感器、扭矩传感器和烟线装置。其中拉力传感器和扭矩传感器所测量的数据可分别转换成飞机升力和上升高度。烟线装置放置于机翼前，其经由加热电阻丝上的烟油拉进行拉烟从而形成气流可视化的效果。

## 第五章 机翼类型及可行性验证

### 5.1 机翼类型及尺寸数据

运用 Profili 进行机翼的设计，确保机翼外形的合理性和准确性。

对称翼型 BOEING 737 BOOT。

弦长为 100mm、蒙皮厚 1mm、前缘和后缘均为 100mm。

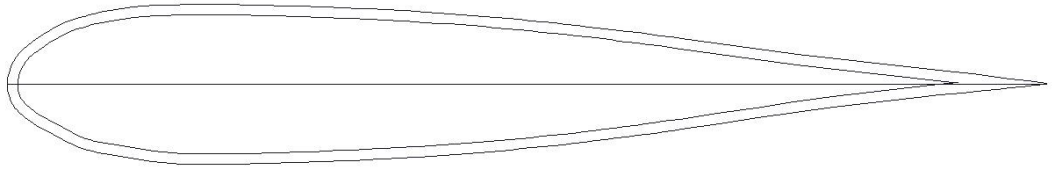


图 5-1 BOEING 737 BOOT

### 5.2 可行性计算

根据升力公式：

$$Y = \frac{1}{2} \rho C S V^2 \quad (5-1)$$

其中  $\rho$  为空气密度、 $S$  为机翼投影面积、 $V$  为速度、 $C$  为升力系数。

并且空气密度取用  $1.297\text{kg/m}^3$ ，升力系数取用 1。速度取决于风机所提供的风速，其范围在  $0\sim 12\text{m/s}$ ，因测试可行性故取用最高速度  $12\text{m/s}$ 。

在教学应用中，设计机翼并制作时最常用的材料为轻木，所以在进行力学分析时机翼材料采用轻木，机身材料分别取用轻木、硬质 PVC 和 1060 铝合金。在该力学分析可行性中，因为配重块会平衡飞机模型的重力，所以在计算极限状况下的形变时需将其重力忽略。

使用 BOEING 737 ROOT 机翼作为试验机翼。

单侧机翼投影面积为： $0.1\text{m} \times 0.1\text{m} = 0.01\text{m}^2$ 。

升力  $Y = 0.93384\text{ N}$ 。

各材料变形情况如下：

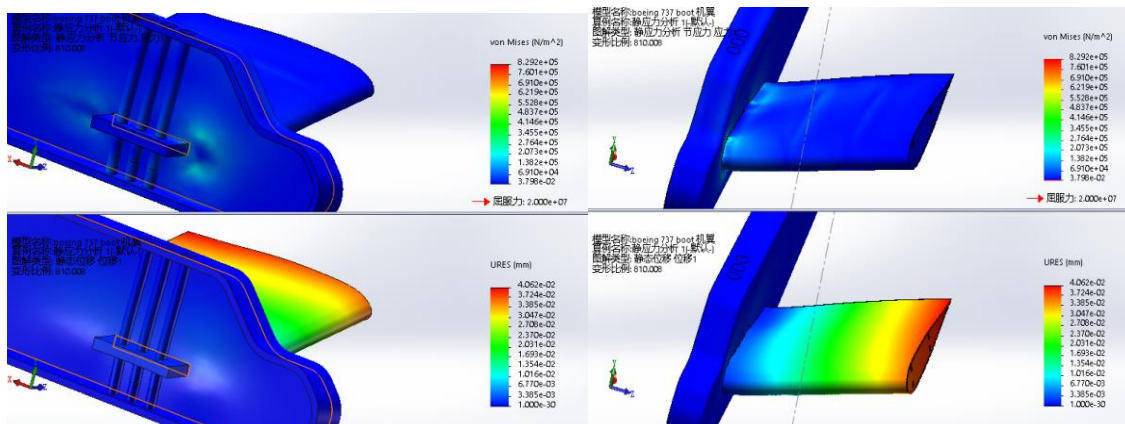


图 5-2 轻木材质（应力-位移比较图）

当机身与连接件应用轻木材质时，机身与机翼连接处产生较大的凹陷状形变，其在连接件处产生两处较大应力点并且在机身处同样形成较大的应力变化，这也使得其机翼末端产生过大位移。

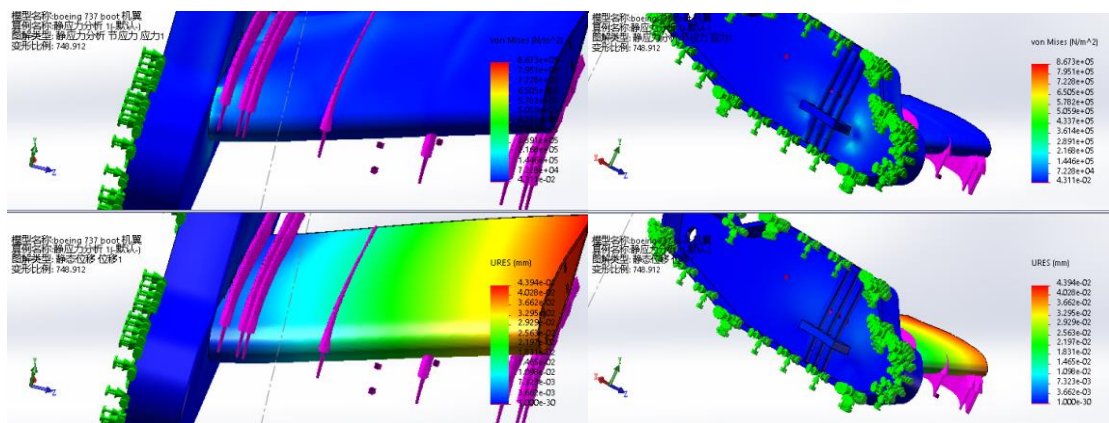


图 5-3 硬质 PVC 材质（应力-位移比较图）

当机身与连接件采用硬质 PVC 材质时，在连接件处产生一个较大的应力点，在机身连接处产生了一定的应力变化同时伴有轻微位移变化，机翼末端依旧产生大位移。

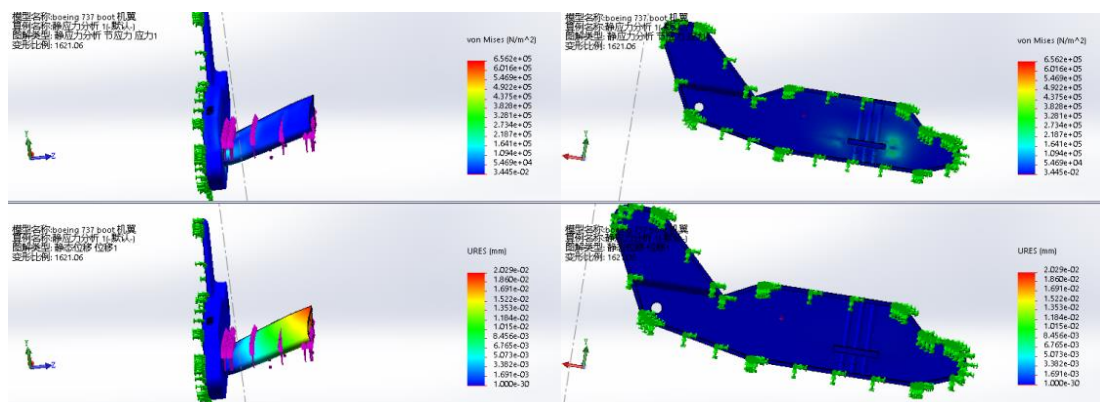


图 5-4 1060 铝合金材质（应力-位移比较图）

当使用 1060 铝合金材质时，连接件处依然产生一个较大应力点。同时在机身连接端产生较大应力但未伴有明显位移变化，机翼末端形成较大位移。

综上所述来看，在连接件方面轻木材质比铝合金和硬质 PVC 在应力集中点上抵抗该点的应力变形方面相对较弱。在机身连接方面，铝合金材质相较于轻木和硬质 PVC 来说没有任何明显形变。所以最终在原有模型上会选用铝合金材质制作，并且可以满足在一般的试验状况。

在选用更换飞机使用的连接件时，参考屈服强度。应用退火不锈钢材料，其屈服强度大于 1060 铝合金所以在抗击塑性形变的能力上也会优于铝合金，同时根据上述分析看出在该极限情况下 1060 铝合金无明显形变，所以同样可以在飞机连接件上使用强度更高的退火不锈钢。

### 5.3 本章小结

本章主要是对连接件的材质选用和可行性进行力学分析。同时为了提高受力分析时的准确性，运用 profili 绘制出一个外形合理的对称型机翼并将其装配在模型上同时对机翼选用轻木材质进行后续分析。最终，将轻木、1060 铝合金和硬质 PVC 三种机身材质进行比对后得出结论，在机身和连接件方面选用 1060 铝合金最为合理。同时根据屈服强度的对比，对飞机滑道连接器选用退火不锈钢材质可以保证装置的可行性。

## 结论与展望

本文以现有校内的教学演示风洞为研究对象，运用 solidworks 软件和测量出的逆向数据绘制外壳的三维模型，并对风洞中模型飞机的传动结构、数据采集和数据显示方式进行设计，最后针对模型飞机机翼结构等进行可行性分析。

本文的工作及结论总结如下：

(1) 测绘现有风洞的外壳尺寸数据，根据数据进行逆向绘制三维模型并以该外壳模型作为整个设计的尺寸约束。

(2) 本文设计的风洞可以改变气流的速度来模拟不同的飞行状态，包括：起飞、水平飞行、巡航和着陆等；

(3) 可演示多种实验现象和测量飞行数据。包括：失速、纵向稳定性和瞬态运动等实验现象，以及机翼升力空速等飞行参数。

(4) 本文设计的风洞搭配发烟器可演示气流分离现象和失速现象，实现气流可视化教学。

在该设计中依然存在许多可优化的方面。其风洞体积偏大，并且在可换式机翼方面现在主要依靠独立舵机来进行整个模型的分离操作，但是该方法并非能完全应用于所有模型。最后在可动性方面，依旧无法模仿副翼变化时的状态。后期设计想法在于将可动性结构与主体相连，保证应用于大部分模型。并且在一定的基础上再次减小体积，提高便携性，同时增加可操纵面积，尽量用更高的操纵性去体现副翼的变化。

## 参考文献

- [1] 贾永霞,刘锦生.烟线显示技术在低速风洞中的应用[J].实验技术与管理,2018(01):42-44.
- [2] 崔云翔.风洞六自由度机构关键技术研究[D].重庆:重庆大学,2018.
- [3] 李东.低速风洞三自由度机械臂及其控制系统设计[D].四川:西南科技大学.2018.
- [4] 张晶龙.优化和智能化方法在低速风洞设计中的应用研究[D].北京:北京邮电大学,2018.
- [5] 岑飞,聂博文,刘志涛,孙海生,李清.低速风洞带动力模型自由飞实验[J].航空学报,2017(10):59-71.
- [6] 郭林亮,祝明红,傅澔,孔鹏,钟诚文.一种低速风洞模拟飞行实验装置的建模与仿真[J].空气动力学学报,2017(05):708-717+726.
- [7] 何可金,王元良.超小型风洞的设计与实验研究[J].武汉工学院学报,1984(02):99-104.
- [8] AHMAD Aldarouich,"Design of Scale Model Mechanism in Low Speed Wind Tunnel[J]",Computer Aided Drafting,Design and Manufacturing,2018(02):57-64.
- [9] WU ZhiGang,Chen Lei,YANG Chao,"Study on gust alleviation control and wind tunnel test[J]",Science China(Technological Sciences),2013(03):762-771.
- [10] N.Gao,X,H,Liu,"An improved smoke-wire flow visualization technique using capacitor as power source[J]",Theoretical & Applied Mechanics Letters,2018(06).

## 致谢

四年大学生活已经告一段落，在这四年中无论是学习还是生活方面都有着来自亲人、老师及同学们的各种帮助。在这之中，首先要感谢我的家人，在大学期间对于我所做的各种决定都给予了很大的支持，让我在做各种各样的尝试时都有着坚强的后盾作为支撑。同时，当假期在家中进行毕业设计时，为我提供了充足的环境和条件并且运用他们的工作经验给我提出了多种可行的建议来进行毕业设计的整改。他们在我的学业及生活中为我提供了莫大的帮助，让我有所进步。

感谢我的辅导老师也是四年的班主任张健老师，在大学期间，张健老师对于我学习上的指导以及生活上的帮助使得我的大学生活更加的丰富和有意义。在进行毕业设计的前期，他在开题上对我提出了多种非常有作用的建议，让我的课题目标更加完善和研究方向更加明确；在进行设计的过程中，正值疫情期间，老师通过远程的指导依旧对我的毕业设计以及论文进行辅导及修改。在其指导下，我的设计更加合理并且具有可行性，论文的成果也有所提升。

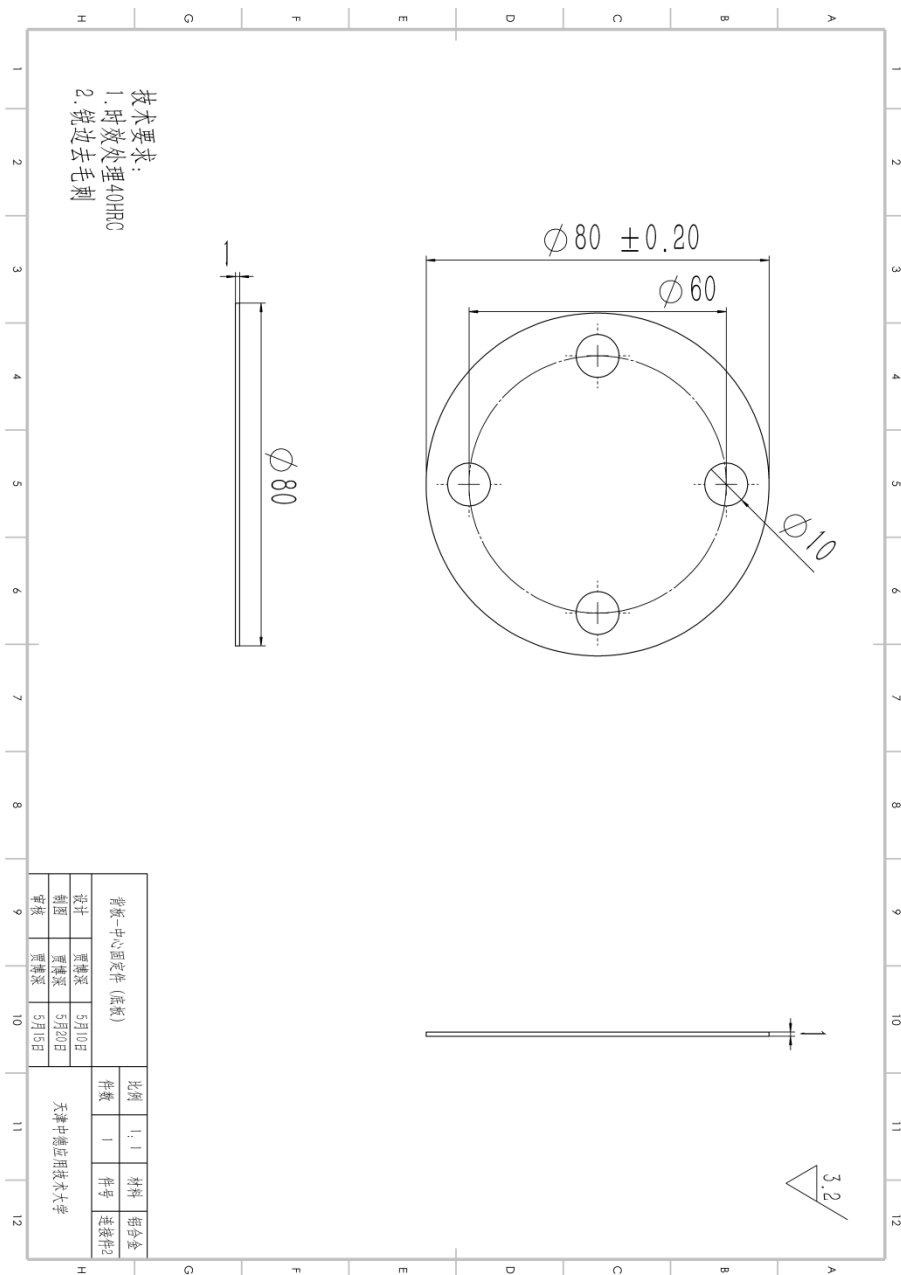
最后也感谢我的同学，在四年大学生活中无时无刻不充斥着同学对于我的帮助，无论是宿舍、班级还是社团，四年中我每一项成果的成功中都有着他们不同的建议和帮助。

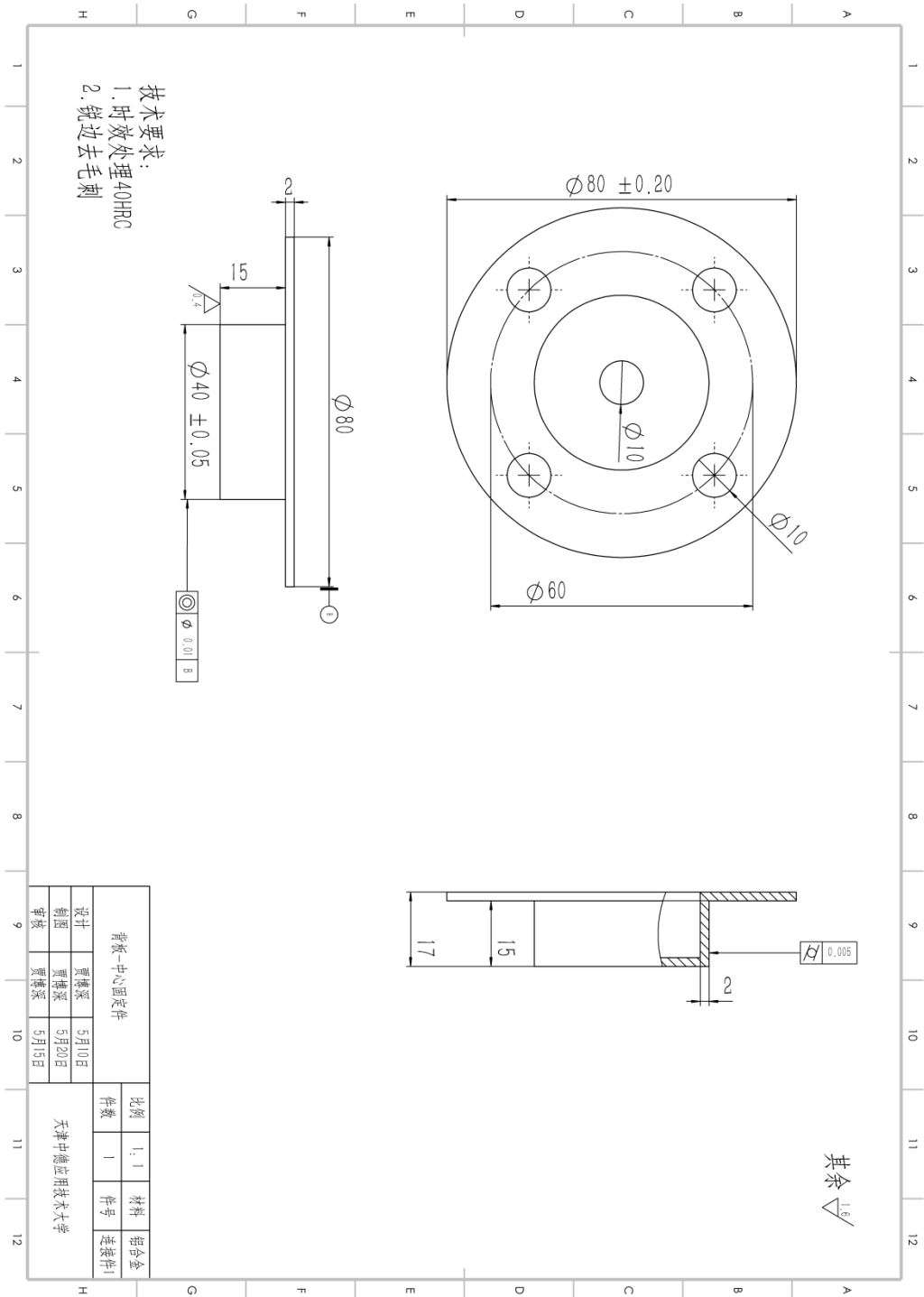
感谢在大学生活中为我进行建议和帮助的每一个人。

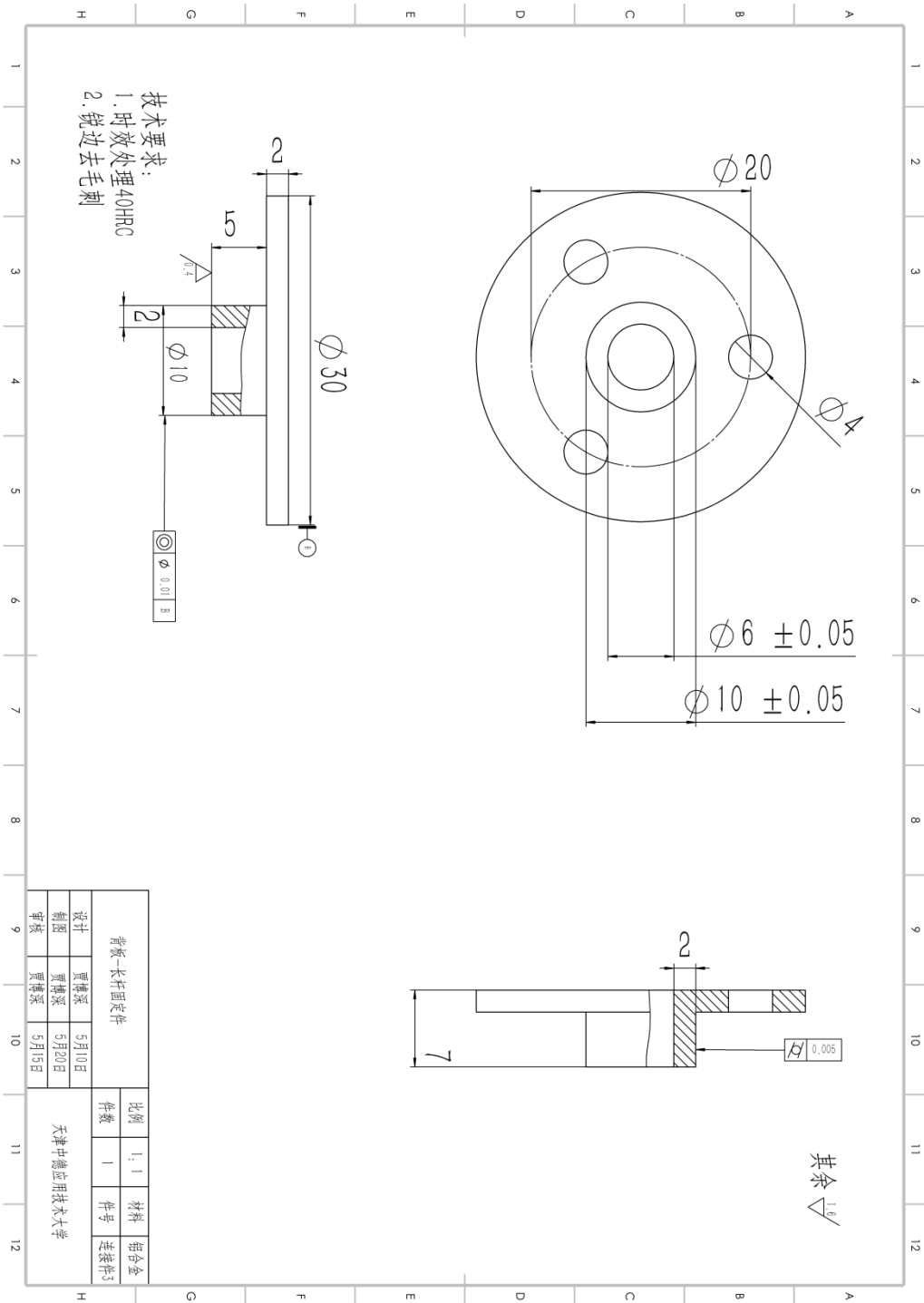
## 附录

### 传动结构部件数据及装配图

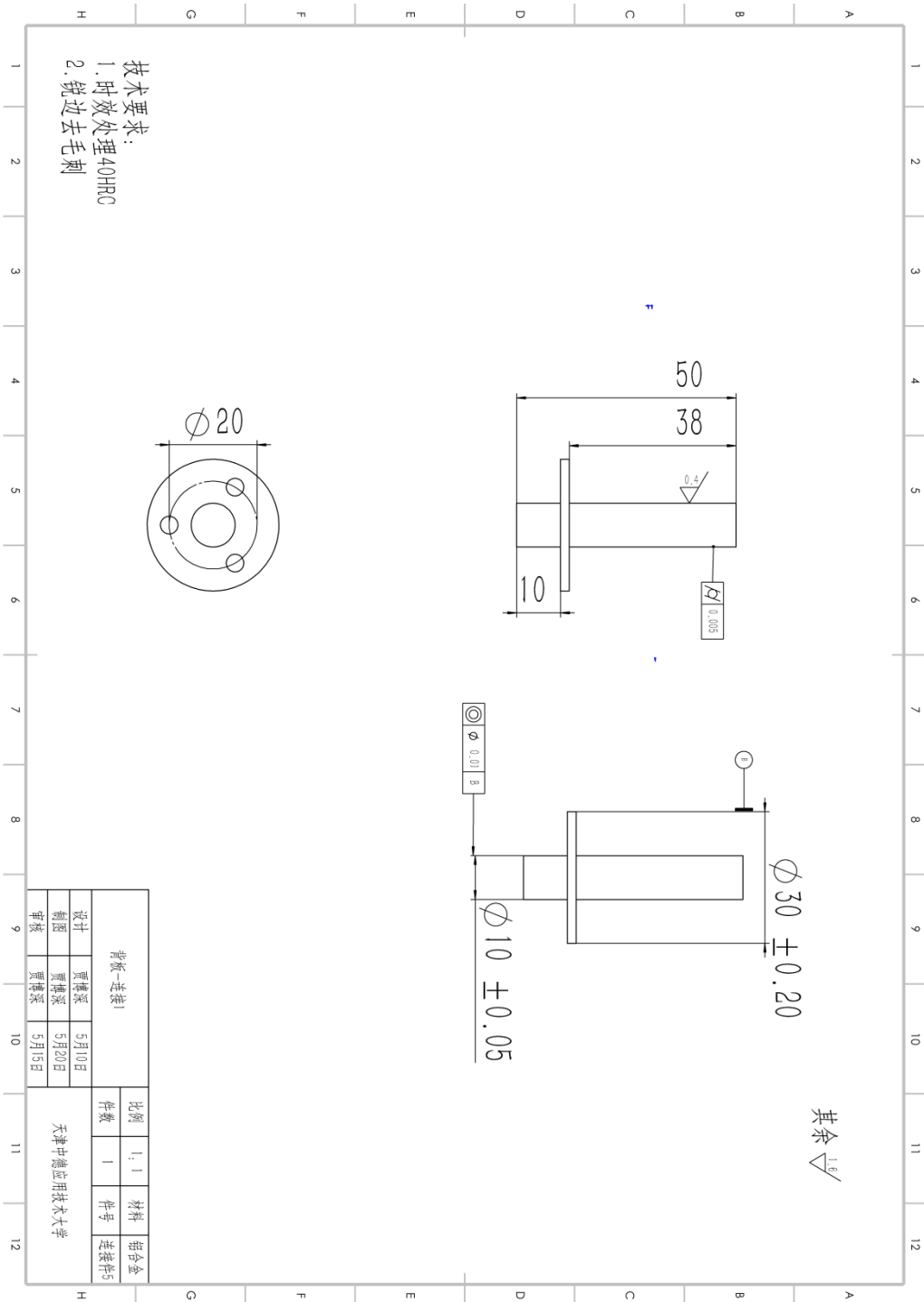
### 传动零件数据

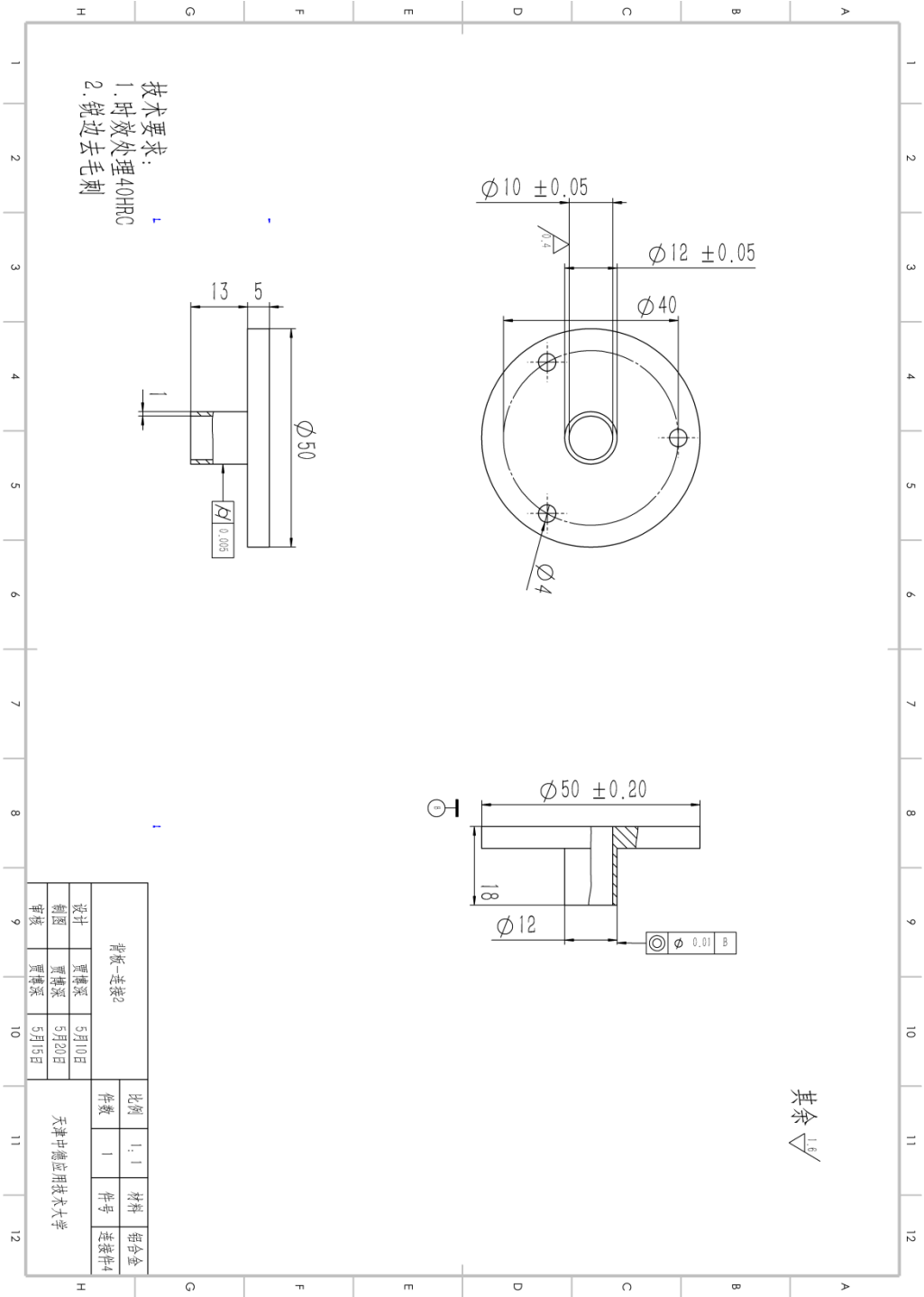


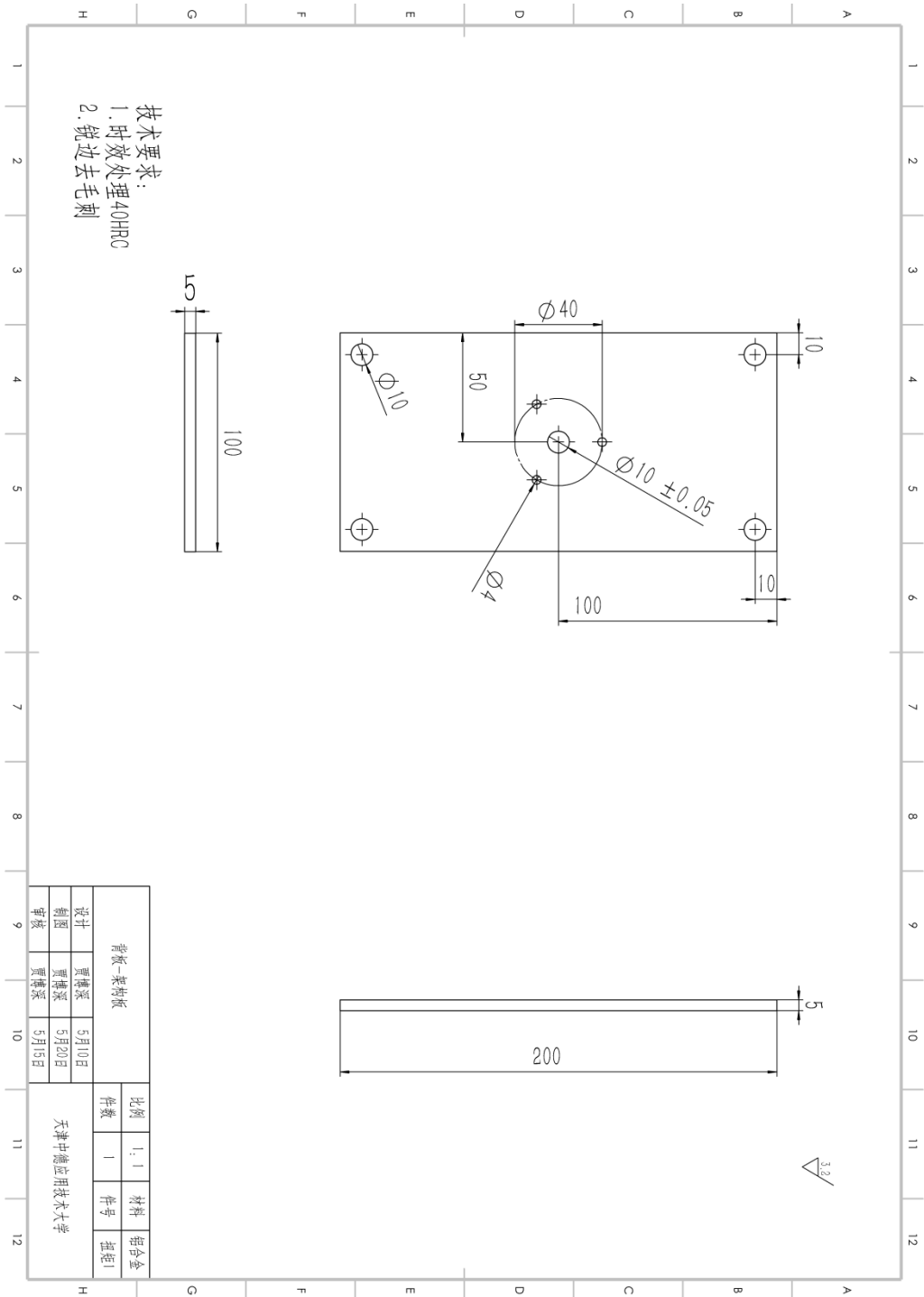


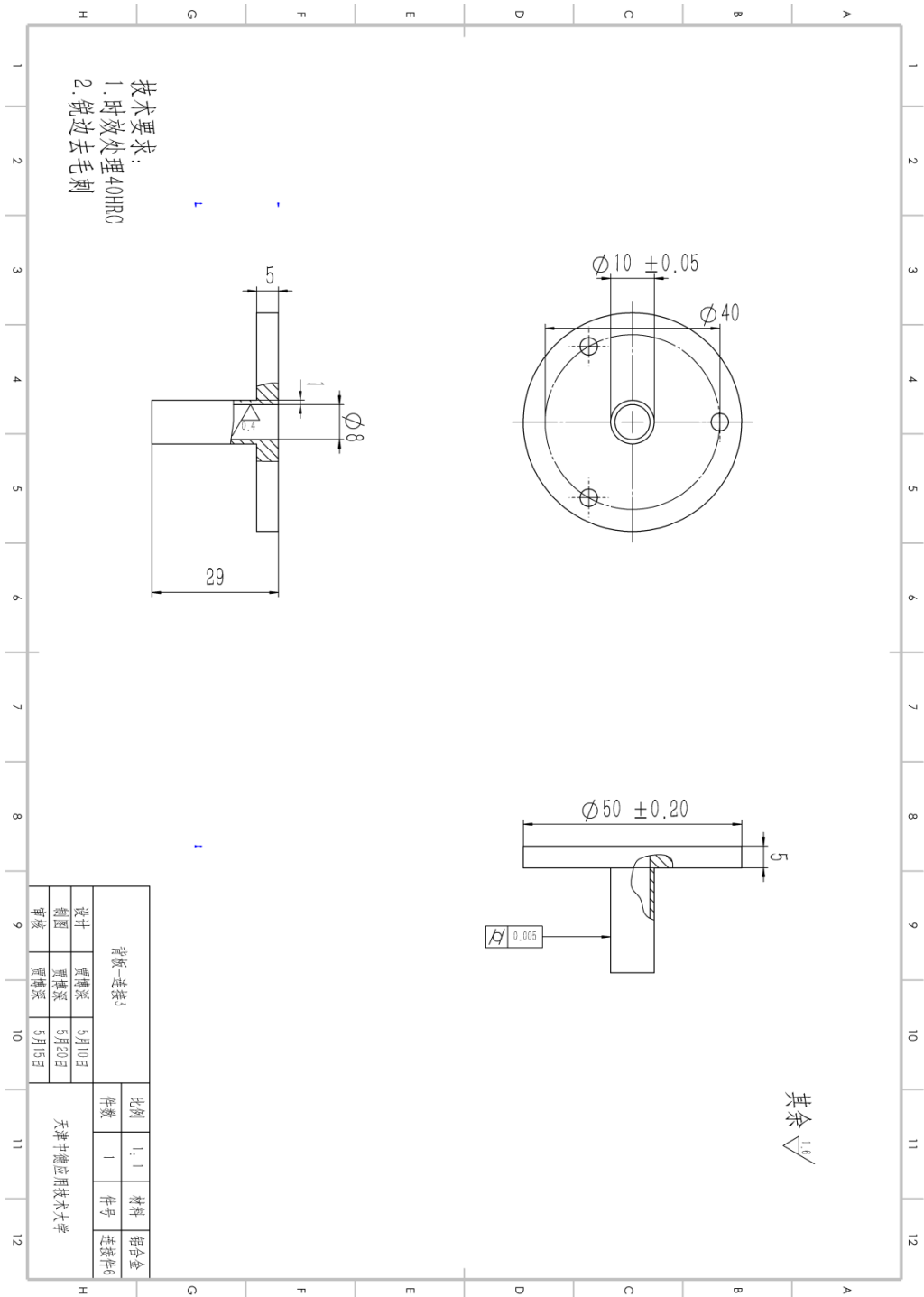


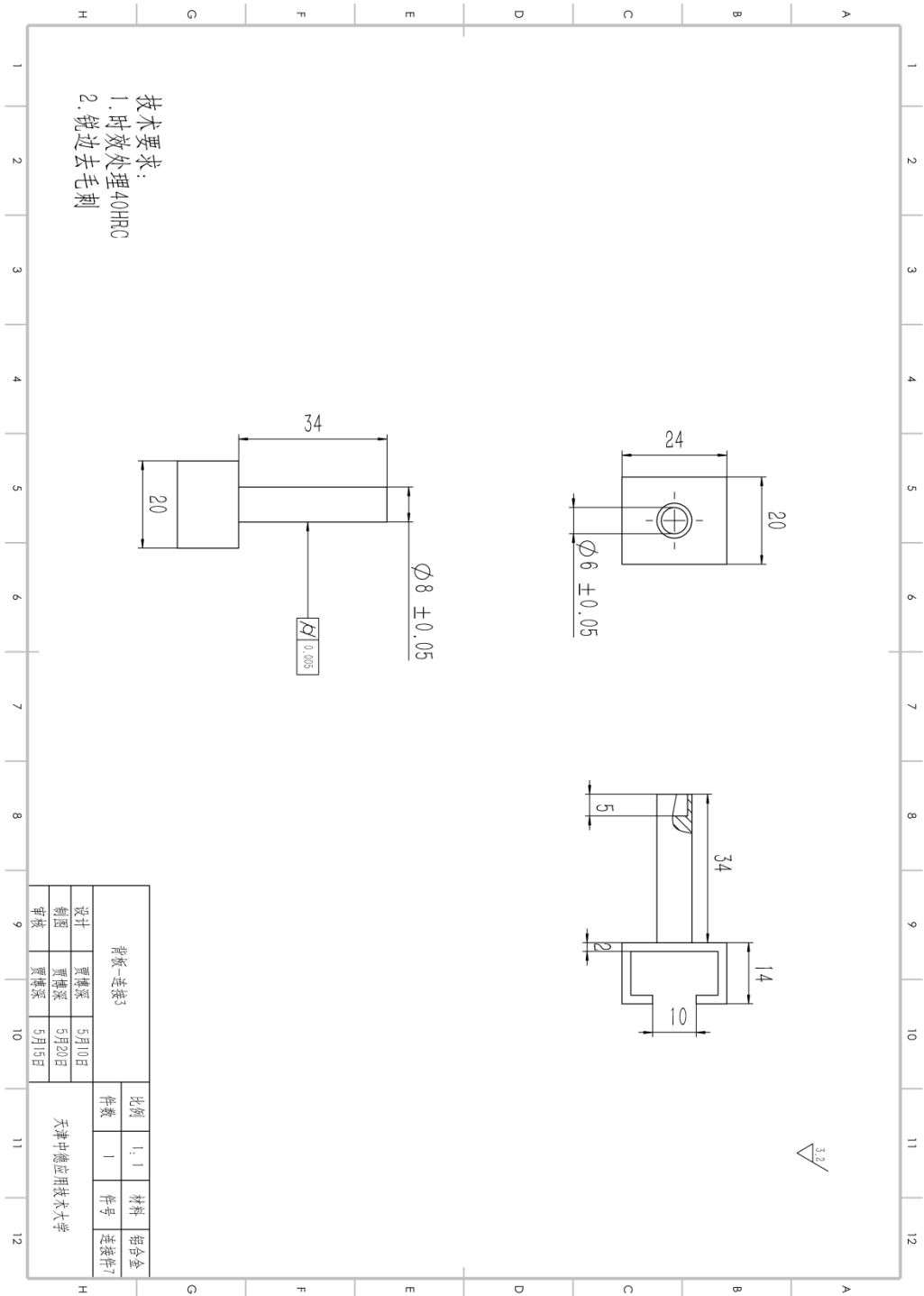


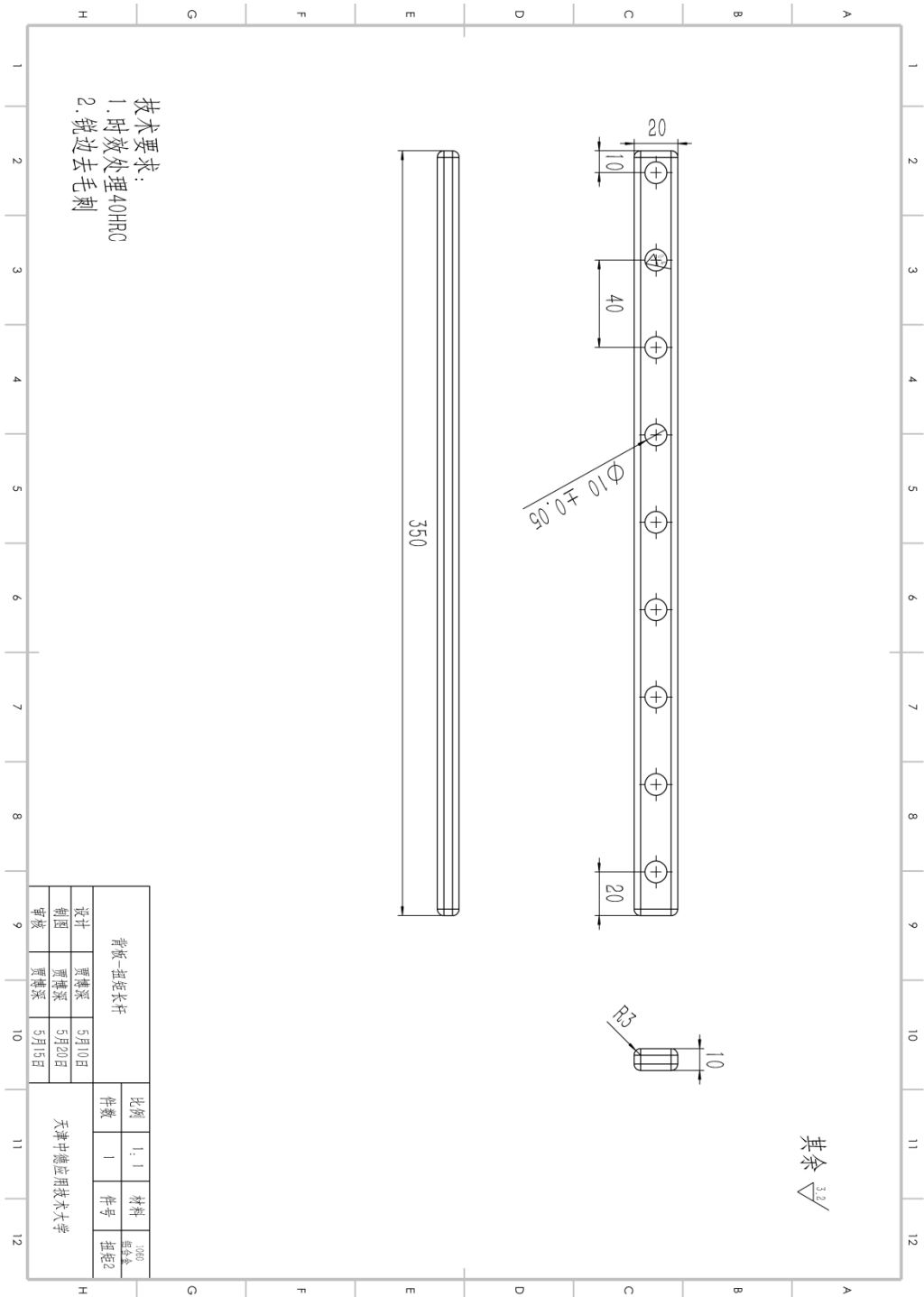








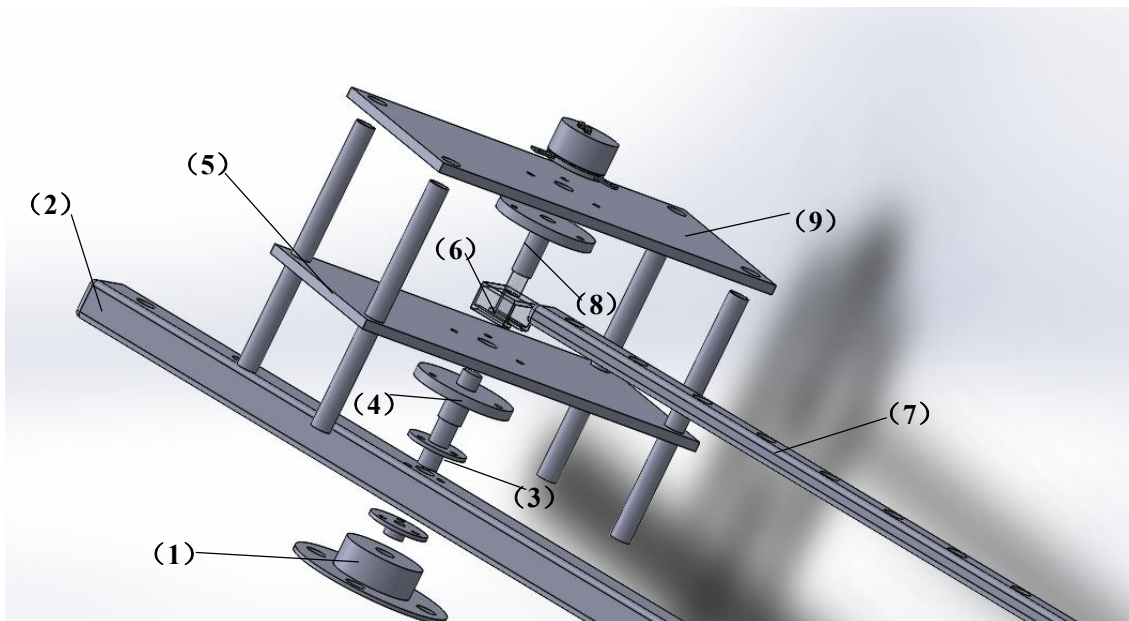




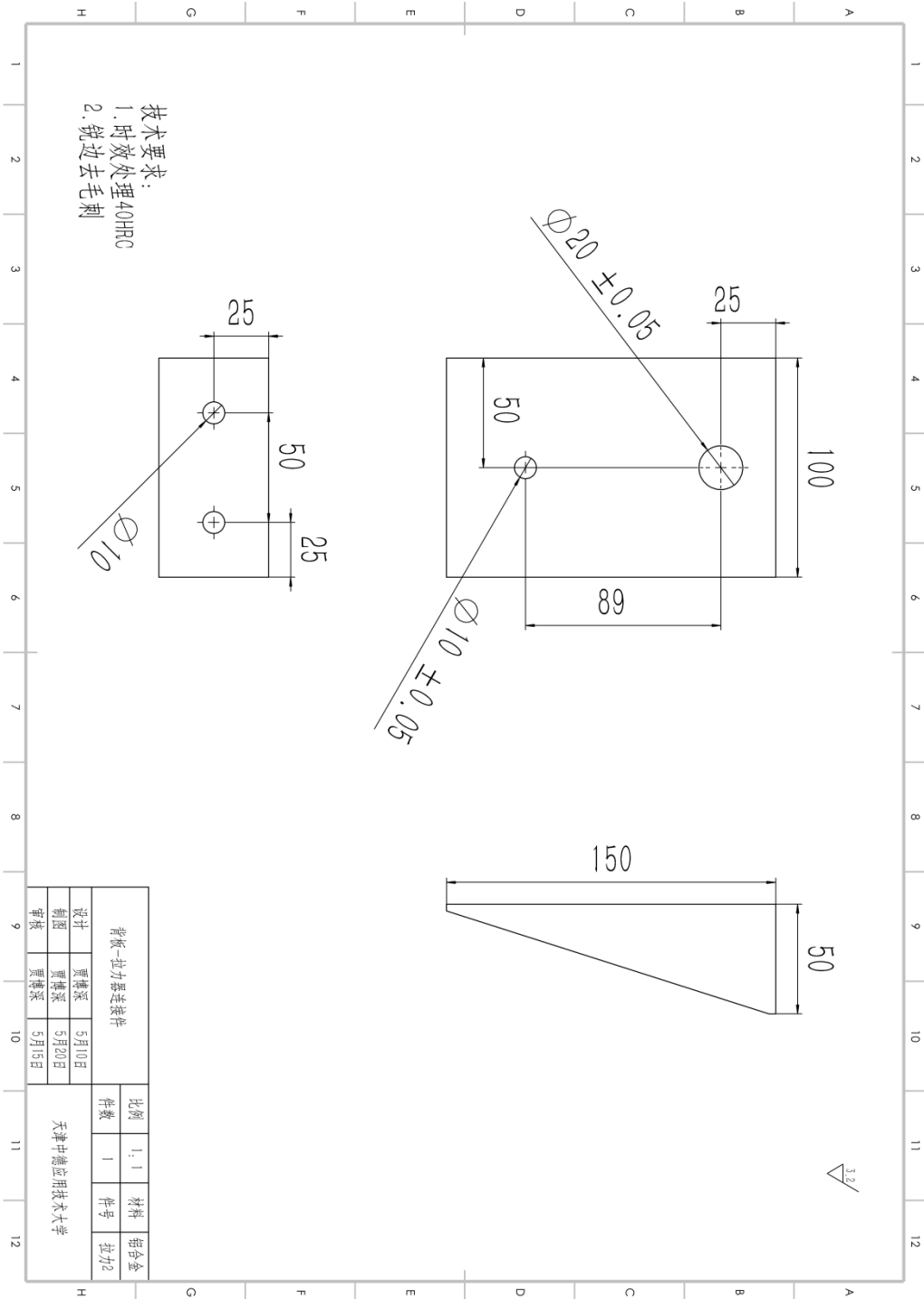
## 传动结构装配图

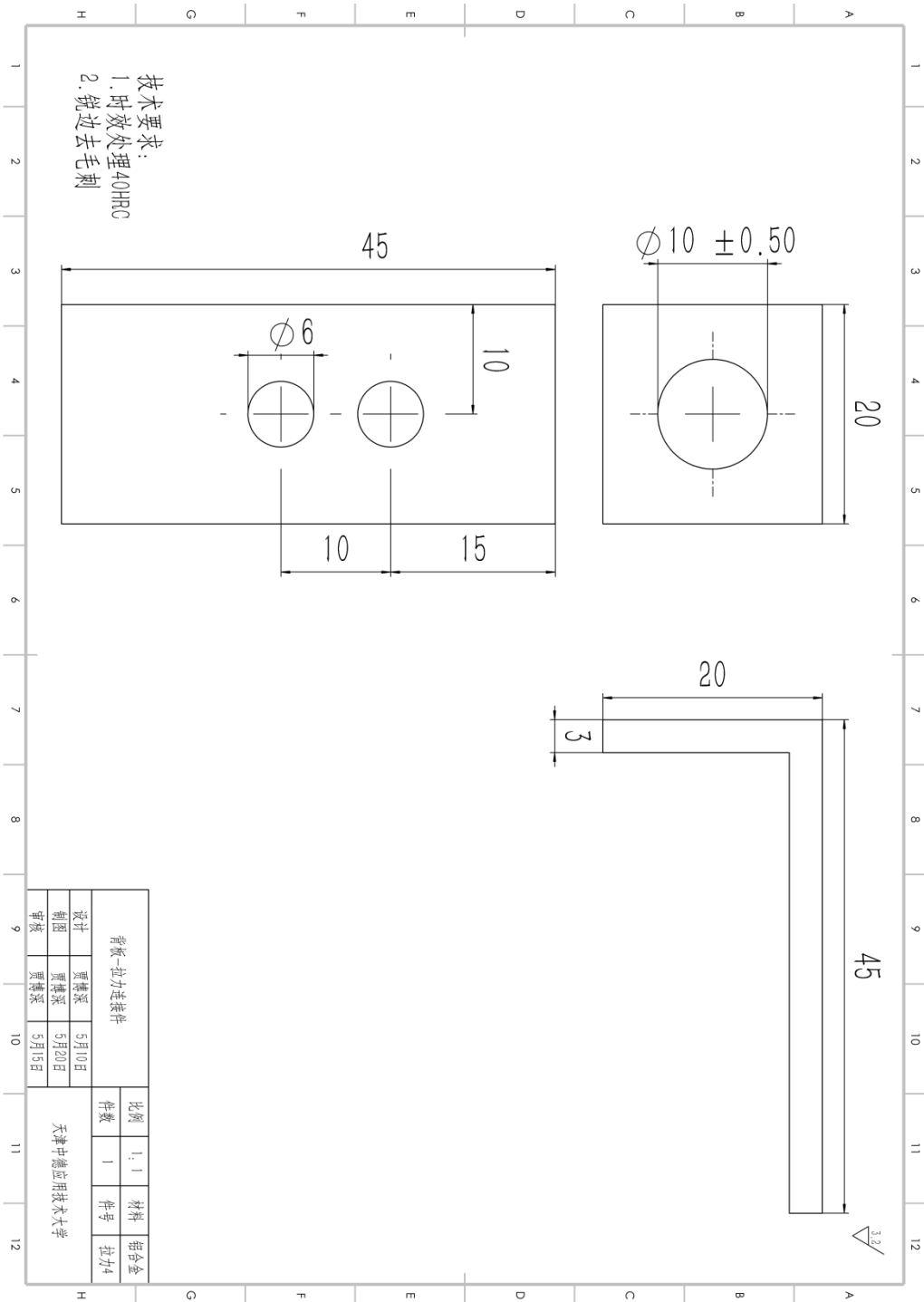
整体装配表

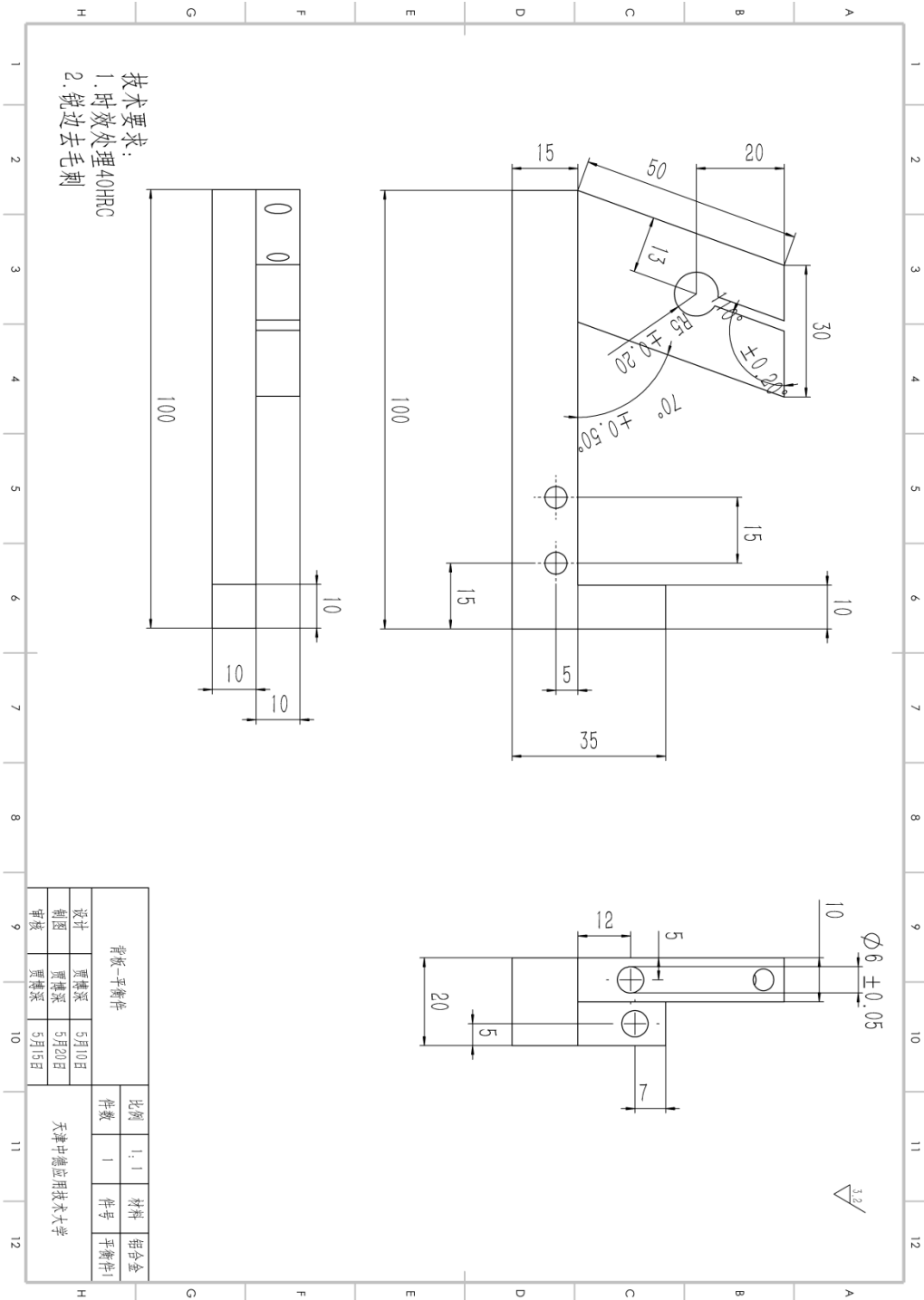
| 1        | 2    | 3     | 4     | 5   | 6     | 7    | 8    | 9   |
|----------|------|-------|-------|-----|-------|------|------|-----|
| 中心固定件+底板 | 拉力长杆 | 连接件 1 | 连接件 2 | 架构板 | 连接件 4 | 扭矩长杆 | 连接 3 | 架构板 |

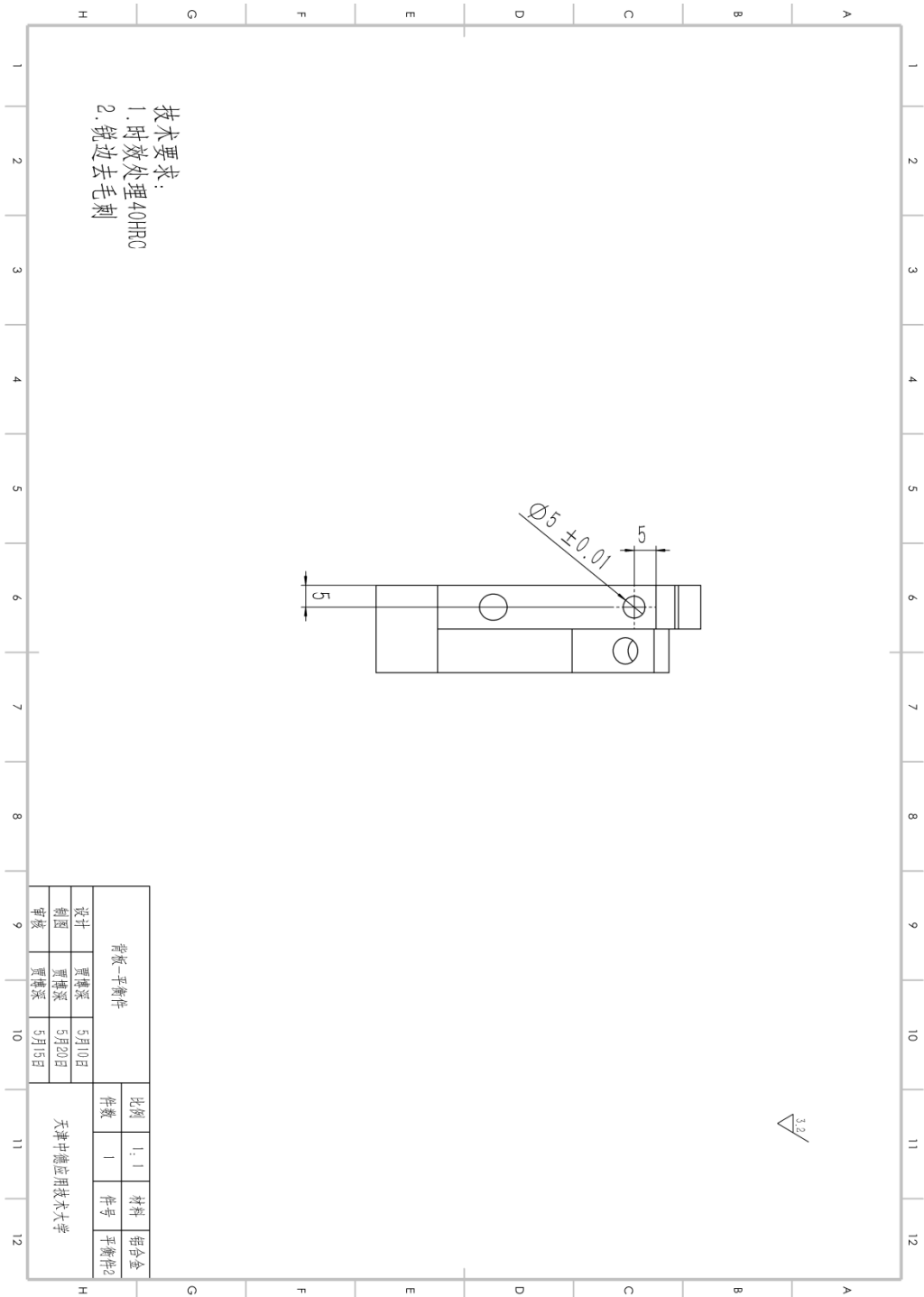


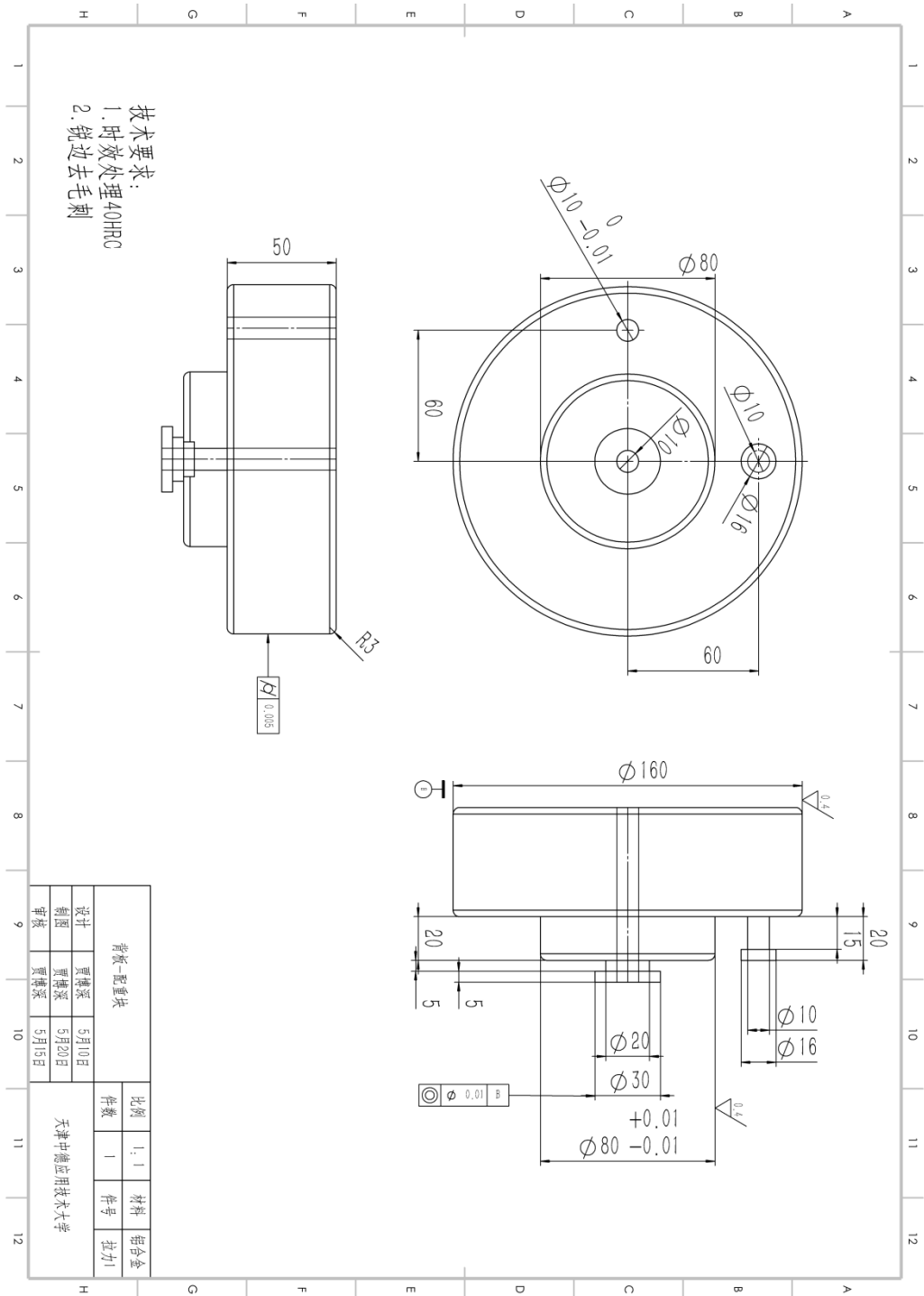
连接配件数据











|            |     |       |     |     |       |
|------------|-----|-------|-----|-----|-------|
| 名称-配重块     |     | 比例    | 1:1 | 材料  | 铝合金   |
| 设计         | 贾博深 | 5月10日 | 件数  | 1   | 件号    |
| 审核         | 贾博深 | 5月20日 | 审核  | 贾博深 | 5月15日 |
| 天津中德应用技术大学 |     |       |     |     |       |