



中华人民共和国国家军用标准

FL

GJB 569—88

高速风洞模型设计规范

Design specification for high—speed wind tunnel models

1988—08—12 发布

1989—01—01 实施

国防科学技术工业委员会 批准

本标准规定了一般常规和部分特种实验模型的设计原则和要求,适用于试验段横截面尺寸为 $0.6\text{m} \times 0.6\text{m}$ 和 $1.2\text{m} \times 1.2\text{m}$ 量级的高速风洞模型设计,而其基本的设计原则和技术要求也适用于其它尺寸高速风洞的模型设计。

1 模型的尺寸及其在风洞中的位置

1.1 全模型和支杆的尺寸及在风洞中的位置

1.1.1 模型总长一般不应超过试验段的高度。

1.1.2 模型翼展长一般不应超过试验段宽度的 0.6 倍。

1.1.3 模型最大横截面积与风洞试验段横截面积之比值 ϵ (即堵塞度),在模型迎角为零度时,一般不应超过表 1 中所列数值。

表 1 允许的模型最大堵塞度

M 数	0.50~1.30	1.50	≥ 1.75
ϵ	0.010	0.025	0.053

1.1.4 跨声速实验(马赫数大于 0.90 小于或等于 1.30),模型头部应处于流场加速区之后,位于均匀流场范围内,模型最后位置应避开支架影响区,一般距支架前缘距离(图 1),亚、跨声速时,对厚度为 20mm 左右的支架应不小于 400mm,对厚度为 60mm 左右的支架应不小于 700mm;超声速时该距离允许适当减小。

1.1.5 模型用外式带整流罩的尾支杆天平支撑时,应保证机身(或弹身)尾部内壁与整流罩间的径向间隙 δ_1 及整流罩内壁与天平杆间的径向间隙 δ_2 均不小于 2.5mm,机身(或弹射)底部与整流罩轴向间隙在 0.5~1.0mm(见图 2);用内式尾支杆天平支撑时,支杆上不带整流罩,机身(或弹射)尾部内壁与天平杆间的径向间隙应不小于 2.5mm。天平杆刚性稍弱或做大迎角实验时,间隙应适当增大。

1.1.6 模型尾端内式天平杆的直径或外式天平杆整流罩的外径 d 与模型机身(或弹射)尾部当量外径 D 之比值 d/D ,在满足上述间隙要求以及保证天平杆强度和刚度足够的情况下,应取最小值。

模型尾端后的天平杆(或整流罩)等直段长度 L 与模型机身(或弹身)底部当量外径 D 之比

值 L/D , 在亚、跨声速时应不小于 3, 超声速实验时应不小于 2; 模型尾部的天平杆 (或整流罩) 第一锥角 θ_1 近似零度, 第二锥角 θ_2 (见图 1) 在比值 L/D 大于或等于 3 的情况下, 一般不应大于 12° 。

1.1.7 飞机模型应尽量使模型力矩参考中心与天平力矩校正中心重合, 两心不重合量一般不应超过机翼平均气动力弦长的 0.3 倍。

1.2 半模型尺寸

1.2.1 半模型尺寸应参考全模型尺寸的确定原则定出。在亚声速时, 一般模型长度不应超过试验段长度的一半; 跨声速时模型头部不得伸入流场加速区; 超声速实验时要考虑模型头部激波在洞壁上反射的影响。

1.2.2 半翼面翼展一般不得超过 0.6 倍风洞试验段宽度。

1.2.3 模型最大横截面积 (不包括附面层垫块或反射平板的厚度) 的限制同全模型确定原则。

1.3 进气道模型尺寸

1.3.1 模型 (包括测量段) 总长, 对 0.6m 量级风洞, 一般不应超过 1.4m, 对 1.2m 量级风洞, 一般不应超过 1.8m。

要模拟机翼部份翼展时, 翼展长最大不应超过风洞试验段宽度的一半。

1.3.2 进气口当量直径一般不应小于 50mm。

1.3.3 亚、跨声速实验时, 模型 (包括支架) 最大横截面积与试验段横截面积之比值, 在中、小迎角范围内 (不超过 10°) 实验时, 最大不应大于 0.03, 超声速实验时, 一般不应大于 0.05; 作大迎角 (到 30°) 实验时, 该比值限制在 0.02 以内。

1.3.4 进气道模型的头部不应超出流场均匀区, 尤其在跨声速时, 头部不得伸进气流加速区。

1.3.5 模型进气口处于观察窗口, 便于观察和纹影仪照相。

1.4 颤振、抖振模型 (半模型) 尺寸

1.4.1 模型尺寸按照半模型尺寸的确定原则定出。颤振模型堵塞度一般最大不应大于 0.015。

1.4.2 模型翼尖处于观察窗口, 便于观察。

1.4.3 颤振模型设计应考虑与风洞安全装置相协调。

1.5 尾喷流模型尺寸

1.5.1 模型尺寸由全模型尺寸的确定原则和模型喷流系统内部结构安排统一考虑确定。

1.5.2 模型的堵塞度一般不应大于 0.010, 模型和支架组合的堵塞度一般不应大于 0.022。

1.5.3 用叶片斜支架将模型支撑于试验段侧壁钢窗上时, 其支架顺流剖面相对厚度一般不应超过 5%, 支架可前掠 (30° 左右) 或后掠 (45° 左右), 内部通气。

1.5.4 模型喷口应尽可能处于观察窗口, 便于观察和纹影仪照相。

1.6 其它类型模型尺寸

其它类型模型的尺寸应按各自特点, 参照上述各类模型尺寸及在风洞中位置的确定原则来确定。

2 模型的模拟

2.1 全模型的模拟

2.1.1 外形的模拟

为了获得准确的气动数据,模型与真实飞行器间应做到几何相似,由于结构上的困难,不可能完全做到时,也应尽量模拟真实飞行器的绕流情况。要求在真实飞行器按比例缩小到模型后,其断面尺寸在 1mm 以上的突出物均应模拟出。

2.1.2 不通气模型进气道的模拟

2.1.2.1 对于头部进气的飞行器模型,在进气口前部加上一个切于进气道唇口的 30° 圆锥体,来近似模拟进气道进口前气流的流动,如图 3 中(a)所示。

2.1.2.2 对于两侧或腹部进气的飞行器模型,如果进气口为半圆形或半椭圆形,则在进气口处加上一个半锥角为 15° 的半锥体;如果进气口为矩形或方形,则在进气口加上一个半锥角为 15° 的半四棱体(棱边修圆)。同时它们的锥底外形应与进气道唇口外形一致,并且与机身(或弹身)光滑连接,如图 3 中的(b)和(c)所示。

2.1.3 进气道通气的模型(如图 4)

2.1.3.1 进气道入口处应模拟真实情况,例如中心锥、唇口以及两侧进气时的压缩斜板和附面层隔道等与真实飞行器相似。

2.1.3.2 通气内管道面积分布一般应模拟到等直管道处(最少模拟到三倍进口当量直径处)。同时将喉道尺寸放大 2% 左右,以考虑附面层的影响。

2.1.3.3 内管道面积沿轴向分布曲线要光滑,内部表面轮廓算术平均偏差 R_a 值不大于 $3.2\mu\text{m}$ 。

2.1.3.4 内管道中任何截面处的净通气面积约保持为进口面积的 1.2~1.4 倍,同时出口截面前的管道保持有一等直截面段(约为底部当量直径的 1.2 倍以上)。

2.1.3.5 模型通气出口处应装有测量出口压力的装置(总压和静压孔进入模型底部 2~3mm 为宜),以便测量出口压力,扣除内阻及测内流特性。

2.1.3.6 管道内应装有调节流量的装置,以便调节并模拟真实流量系数;通气出口后须备有改变模型底部压力的装置,以便测量各种状态下的底部压力并对测力数据进行修正。

2.1.4 尾部局部放大问题

2.1.4.1 对于船尾形的机身尾部,允许将尾部直径放大。在保证满足模型尾部与天平杆或天平杆整流罩间有足够的径向间隙的情况下,应取最小的放大值,并保持外形光滑,如图 5 所示。应严格保证放大后的截面不超过机身的最大截面。

2.1.4.2 对具有椭圆形截面的机身尾部,允许将短轴放大到所要求的尺寸,但最大不得超过机身最大直径。放大后的尾部应与前部光滑过渡,如图 5 中的(b)所示。

2.1.4.3 具有尾翼的机身尾部,放大时应严格保持翼展不变。

2.1.5 其它部位的模拟

风速管、天线、口盖等小的外露物或凸出物可不模拟。操纵面的缝隙效应当注意模拟。若缩小后缝隙尺寸过小(如小于 0.2mm),可适当加以放大。

2.2 半模型的模拟

除参考全模型模拟要求外,还应考虑风洞壁附面层的影响。当采用垫块来隔除附面层时,

其垫块的典型外形见图 6 和图 7。垫块厚度不应超过模型所在位置洞壁附面层的最大厚度。建议选用 $\frac{1}{3} \sim \frac{1}{2}$ 附面层最大厚度, 其中, 对具有中、小展弦比机翼(或弹翼)的半模型取上限值, 对具有大展弦比机翼的模型取下限值为宜。

对于模型和垫块(或反射平板)间的缝隙, 一般用 0.4~1.0mm 为宜。

2.3 进气道模型的模拟

2.3.1 头部进气道

主要是模拟头部中心锥、唇口(唇角、唇缘钝度)、距唇口一倍唇口直径的外管道表面及全部内管道面积分布, 其余外表面可以不模拟, 另外, 还需对发动机的工作状态进行简化模拟。测力模型则需全模拟。

2.3.2 两侧或腹部进气道

除了应满足和头部进气道完全相同的模拟要求外, 两侧或腹部进气道模型必须模拟前机身(包括座舱盖)、压缩斜板及附面层排除孔、缝、隔道等。若机翼前缘靠近进气道进口, 则还应部分模拟机翼。

2.4 尾喷流模型的模拟

2.4.1 保证模型与真实飞行器间的几何相似, 尤其是机尾(包括后机身、垂尾、平尾以及发动机喷口、喷口与机尾罩出口的相对位置)必须全模拟。

2.4.2 模型与真实飞行器间应满足下列要求:

a. 来流马赫数相等

$$M_m = M_a \dots \dots \dots (1)$$

b. 发动机出口马赫数相等

$$M_{jm} = M_{ja} \dots \dots \dots (2)$$

c. 落压比相等

$$(P_{oj}/P_\infty) = (P_{oj}/P_\infty)_a \dots \dots \dots (3)$$

d. 喷流介质比热比 γ 近似相等

$$\gamma_m \approx \gamma_a \dots \dots \dots (4)$$

式中: M_m 、 M_a ——依次为模型的来流马赫数、飞行器的马赫数;

M_{jm} 、 M_{ja} ——依次为模型发动机出口马赫数、飞行器发动机出口马赫数;

$(P_{oj}/P_\infty)_m$ ——模型发动机出口总压与来流静压之比;

$(P_{oj}/P_\infty)_a$ ——飞行器发动机出口总压与来流静压之比。

γ_m 、 γ_a ——依次为模型喷流介质比热比、飞行器喷流介质比热比。

2.4.3 发动机不仅应模拟主流, 还应模拟其二次流以及二次流占主流的比例。

2.4.4 若采用后体测量技术, 其非测量的前体可作少量简化, 但要测量的后体必须严格做到几何模拟。

2.5 颤振模型的模拟

2.5.1 模型与飞行器几何外形相似。

2.5.2 模型与飞行器间应满足下列要求：

a. 马赫数相等

$$M_m = M_a \dots \dots \dots (5)$$

b. 刚度分布相似

$$\frac{S_m}{\rho_m V_m^2} = \frac{S_a}{\rho_a V_a^2} \dots \dots \dots (6)$$

c. 质量分布相似

$$\frac{\sigma_m}{\rho_m} = \frac{\sigma_a}{\rho_a} \dots \dots \dots (7)$$

式中： M_m 、 M_a ——依次为模型的来流马赫数、飞行器的马赫数；

S_m 、 S_a ——依次为模型的弹性系数、飞行器的弹性系数；

ρ_m 、 ρ_a ——依次为风洞的气流密度、大气的气流密度；

V_m 、 V_a ——依次为模型的速度、飞行器的速度；

σ_m 、 σ_a ——依次为模型的平均质量密度、飞行器的平均质量密度。

2.5.3 模型结构阻尼系数 g ，一般对固定翼面仅需大体与飞行器的相同；对全动尾面或操纵面，其 g 值应尽量与飞行器的相同。

2.5.4 由于结构上的困难，质量模拟不可能完全做到，在保证质量分布相似的条件下，允许模型超重（即比值 $\frac{\sigma_m}{\sigma_a}$ 大于 $\frac{\rho_m}{\rho_a}$ ），但其超重比最好不超过 2。在各马赫数下，其超重比不同，最后对结果作超重影响修正。

2.6 抖振模型的模拟

2.6.1 模型与飞行器气动外形相似。

2.6.2 模型翼面一阶弯曲简缩频率（即一阶弯曲频率 ω_1 乘以参考长度 L 后与参考速度 V 的比值）与飞行器的接近。对于只测抖振边界用的模型，其简缩频率允许低于飞行器的相应值。若低得过多，需在抖振实验时同时测量抖振脉动压力谱，分析频率不模拟的误差。

3 模型的强度与刚度

3.1 模型的强度

3.1.1 在模型强度计算中，应着重对各翼面的根部、操纵面的转轴及固定件等危险断面上的强度进行计算。

3.1.2 一般模型取迎角为 10° （亚跨声速时取最大实验迎角）和风洞稳定工作时的动压头 q 值来计算作用在模型上的法向最大载荷；取模型迎角为零度和风洞稳定工作时的动压头 q 值来计算作用在模型上的轴向最大载荷。然后将它们分别乘以法向安全系数 f_1 和轴向安全系

数 f_2 作为设计载荷进行强度计算。模型或支杆的危险断面上的应力,不超过模型或支杆材料的抗拉强度极限 σ_B 。安全系数的要求见表 2 和表 3。

表 2 法向安全系数 f_1

M 数	≤ 1.80	2.00~2.25	2.50	≥ 3.00
f_1	≥ 2	4	5	6

表 3 轴向安全系数 f_2

M 数	≤ 1.50	1.80	2.00	2.25
f_2	2.5	5	8	12

注:表 2 和表 3 中安全系数 f_1 和 f_2 考虑了风洞启动、关车时的冲击因子以及材料的安全系数。

3.2 模型的刚度

模型刚度指模型在载荷作用下产生弹性变形的程度,其计算方法可按飞机刚度计算方法进行。对模型的变形限制如下:

a. 机翼翼尖与翼根相对偏扭

对三角机翼,不超过 0.1° ;对后掠机翼,不超过 0.3° 。

b. 机翼上(下)反角的变形

对三角机翼,不超过 0.2° ;对后掠机翼,不超过 0.5° 。

c. 舵面偏角的变形

对三角机翼和后掠机翼,不超过 0.1° 。

4 模型的结构与要求

模型结构总的特点是:一般为组合式结构、加工精度和安装的准确度要求高、拆装力求方便、各配合面的配合和连接要好以及严格保证强度和刚度。

4.1 测力模型

4.1.1 翼一身的典型连接

4.1.1.1 用锥销或圆柱销连接,然后与机身表面修平,如图 8 中(a)和(b)。

4.1.1.2 用螺钉连接,然后用腻子涂平,如图 8 中的(c)。

4.1.2 活动面(副翼、襟翼、鸭翼、平尾等)的典型连接

4.1.2.1 用一套舵面,作成各种角度,然后用螺钉(或销钉)固定到模型上,如图 9。

4.1.2.2 用一套具有各种角度的连接块,将活动面与模型连在一起,连接块在活动面和模型上分别用销钉(螺钉)固定,如图 10 和图 11。

4.1.2.3 用一个带轴的活动面(如平尾),在轴上相隔一定的方位,打上使活动面分别具有一定角度的定位孔,然后在机身(或弹身)上与活动面上孔相对应的孔位置处,用销钉把活动面紧固,如图 12。

4.1.2.4 用一个带轴的活动面(如鸭翼、平尾)在轴上配定位环,定位环上打有使活动面处于一定角度的孔,然后用销钉固定,一个定位环对应活动面一个偏角,如图 13。

4.1.3 前后机(弹)身及模型与天平杆的典型连接

前后机(弹)身连接的典型形式如图 14 和图 15。模型与天平杆连接的典型形式如图 15。

4.1.4 半模型及其附面层垫块与钢窗的典型连接

半模型及其附面层垫块与钢窗连接的典型形式如图 6。

对测力模型还有如下要求:

- a. 结构简单,需拆卸的零、部件应能在风洞中方便地进行装拆,并备有螺钉位置专用板。
- b. 配合面无松动,连接牢靠。
- c. 翼面和舵面的安装位置、角度要准确,且重复性好。
- d. 模型上的小部件如翼刀、扰流片、副翼等连接牢固。
- e. 具有尖锐前缘或后缘的翼面应制钝打圆,其半径不得超过 0.1mm,而半径大于 0.1mm 的前缘均应做出。
- f. 由全模型实验转为部件实验时,被拆部件处应配堵块,保证其气动外形光滑。
- g. 固定各翼面的螺钉一般不应小于 M3,且应有足够数量的螺钉和保证螺纹在三扣以上。
- h. 固定螺钉、销钉不得突出模型内外表面。
- i. 模型与天平相接时采用锥度为 1:5 的圆锥相配合,配合孔按实验单位的塞规配制,要保证接触面积在 80% 以上(最好在模型锥孔内加上铜衬套)。
- j. 模型重量应尽量轻,0.6m 量级风洞中的全模型,一般不得超过 7kg,1.2m 量级风洞中的全模型一般不得超过 56kg。
- k. 模型各方案翼面和角度应作出清晰标记。整个模型表面应清晰刻出下列标记:
力矩参考点;
模型对称平面与设计水平线的测量点、线;
翼梢弦线的测量点、线。

4.2 测压模型

4.2.1 测压模型的结构形式

测压模型结构的典型形式如图 16~图 18 所示。

4.2.2 对测压孔的要求

测压孔径一般为 0.4~0.8mm,最大不超过 1.0mm,并要保证测压孔垂直物体表面,偏斜不超过 $\pm 3'$,孔周不应有毛刺、倒角和凹凸不平,而且孔距不应过小。

4.2.3 对测压管的要求

应保证测压管有良好的通气性和气密性。

通气性要求:去掉 $90 \times 10^3 \text{ Pa}$ (约 675mm 汞柱) 的压力差作用后,恢复原值不超过 10 秒钟。

气密性要求: $90 \times 10^3 \text{ Pa}$ 的压力差作用下,两分钟内压力不降低 267Pa (约 2mm 汞柱)。

4.2.4 测压模型的其它要求

应附有测压点位置示意图,并应在测压管头编上对应号码。测压管一般伸出模型外

150~200mm。

4.3 进气道模型

4.3.1 进气道模型典型结构及总压排管一般敷设位置如图 19 所示,各总压探头一般要求按等面积分布。

4.3.2 总压排管架横截面积与管道横截面积之比值应小于 8%,探头长度和排管架厚度之比大于 6,其要求与一般结构如图 20。

4.3.3 在进气道出口测量截面之后,需将测量管道延长大于两倍进气道出口直径,若使用转靶测量,其后管道要有 2° 左右扩张角。

4.3.4 用节流锥调节尾部出口面积,以改变流量。模型尾部节流装置处的流通面积应是模型出口面积的 1.2 倍左右。

4.3.5 进气道模型重量在 0.6m 量级风洞中不得超过 50kg,在 1.2m 风洞中一般不得超过 120kg。除与支架连接的一段外,机身、机头可有铝材。模型设计时应注意减重。

4.3.6 模型各段连接除要牢固外,还要注意密封。加工好的模型,如果有条件,要作水压实验。要求漏气量不超过 0.5%。

4.3.7 用侧壁支架支撑进气道模型时,应尽量使模型的重心位于支架的旋转中心线上。

4.4 尾喷流模型

4.4.1 全模型喷流和后体喷流模型的典型结构如图 21 到图 24 所示。

4.4.2 采用后体测量技术时,机身(或弹身)上的分离面要选择得当。既要考虑喷流的影响范围,又要尽可能避开支架干扰;非测量前体与测量后体之间要脱开,保持 0.8~1.0mm 的间隙,前、后体分离处端面要开槽,槽中嵌氟塑料密封环(如图 23);前体模型通过锥度连接,测量后体直接连于天平(如环式天平)或通过连接块固连于天平(如内式六分量杆式天平);前后体模型总装后应符合常规实验模型的要求。

4.4.3 尾喷口前的通气管路要求严格密封。

5 模型的精度与表面粗糙度

模型的精度是指模型实际的气动外形相对于理论设计外形线的极限偏差。它由样板与理论外形间的偏差、模型与样板之间的容许间隙以及测量误差所构成。

5.1 样板制造公差(长度单位:mm,下同)

a. 机翼、尾翼样板纵坐标	$+0.03$ 0
b. 机翼、尾翼样板弦向坐标	± 0.03
c. 机身和短舱样板纵坐标	$+0.06$ 0
d. 旋成体机身样板纵坐标	$+0.04$ 0
e. 机翼、尾翼样板弦长	$+0.06 \sim +0.10^{1)}$
f. 机射和短舱样板长度	$+0.10 \sim +0.15^{1)}$
g. 进气道纵向与横向内切样板纵坐标	-0.05

注：凡注有 1) 号的偏差范围，其下限一般系对 0.6m 量级风洞中实验模型提的要求，上限一般系对 1.2m 量级风洞中实验的大模型提的要求。

5.2 机翼、尾翼制造公差

a. 翼型表面与样板间隙	
由前缘到最大厚度处	0.03 ~ 0.05 ¹⁾
其余部分	0.06
后缘部分	0.10
b. 翼型等百分线不直度	0.03
c. 前、后缘不直度	0.05
d. 样板与表面在弦向和展向的间隙长度	10 ~ 15 ¹⁾
e. 翼型偏扭	±3'
f. 检验切面弦长	±0.06 ~ ±0.10 ¹⁾
g. 翼展	±0.15 ~ ±0.20 ¹⁾
h. 翼弦平面对设计水平基准线的偏差	±0.10
i. 表面粗糙度	0.8 ▽

5.3 机身制造公差

a. 模型表面与样板间隙	0.10 ~ 0.15 ¹⁾
b. 旋成体机身制造公差	±0.06
c. 长度	±0.25 ~ ±0.30 ¹⁾
d. 1:5 锥度配合孔中心线与模型轴线偏扭	±3'
e. 表面粗糙度	0.8 ▽

5.4 短舱与外推物制造公差

a. 模型表面与样板间隙	0.10 ~ 0.15 ¹⁾
b. 长度	±0.15 ~ ±0.20 ¹⁾
c. 表面粗糙度	0.8 ▽

5.5 装配尺寸公差

a. 模型总长	±0.30 ~ ±0.40 ¹⁾
b. 模型翼面角度	
机翼安装角	±2'
其它各翼面安装角	±4'
机翼及其它翼面上(下)及角	±6'
机翼及其它翼面后掠角	±6'
c. 展长	
机翼	±0.20 ~ ±0.25 ¹⁾
尾翼	±0.15 ~ ±0.20 ¹⁾
d. 机翼、尾翼左右不对称性	
展向	±0.10 ~ ±0.15 ¹⁾
前后错动量	±0.10 ~ ±0.15 ¹⁾

e. 机翼对机身的相对位置	
纵向偏移	± 0.20
上下偏移	± 0.10
f. 尾翼对机身的相对位置	
纵向偏移	± 0.20
上下偏移	± 0.10
g. 机翼与尾翼间的距离	
长度	$\pm 0.25 \sim \pm 0.30^{(1)}$
高度	± 0.20
h. 短舱、外挂物安装公差	
短舱或外挂物与模型对称面的左右偏差	$\pm 0.15 \sim \pm 0.20^{(1)}$
短舱或外挂物相对模型水平面之偏差	$\pm 0.10 \sim \pm 0.15^{(1)}$
短舱或外挂物相对模型头部之纵向位置偏差	$\pm 0.20 \sim \pm 0.30^{(1)}$
短舱或外挂物对机翼弦线的安装角偏差	$\pm 6'$
短舱或外挂物对模型纵向对称面之偏斜	$\pm 6'$
i. 机翼导流片安装公差	
对模型对称面偏差	± 0.15
对纵向对称面之偏角	$\pm 3'$
j. 各连接处阶差(不允许有逆气流台阶)与间隙	$0.03 \sim 0.05$
前、后机身	
翼面与机身	$0.03 \sim 0.05$
各舵面与模型	$0.05 \sim 0.10^{(1)}$
k. 镀铬厚度	$0.005 \sim 0.015$

5.6 未注尺寸、形状和位置公差

未注尺寸公差可根据国家标准 GB 1804-79《公差与配合 未注公差尺寸的极限偏差》中规定的公差等级, 选按 IT12 级精度加工; 未注形状和位置公差可根据国家标准 GB 1184-80《形状和位置公差 未注公差的规定》中规定的公差等级, 选按 A 级公差等级加工。

注: 对于其它尺寸风洞的模型加工精度要求, 可参照本标准所定精度确定。

6 模型设计技术文件及其它

6.1 模型在提交实验前应具备下列技术文件:

- 实验委托任务书;
- 模型全套图纸;
- 模型设计说明书(包括模型几何参数和零、部件目录表);
- 模型强度与刚度计算;
- 和模型实验有关的气动资料;
- 模型检验合格证和超差情况记录。

6.2 应备有拆装模型的专用工具和足够的零备件。

6.3 应备有模型使用履历书。

6.4 模型按总装技术要求检验合格后油封,装入专用模型箱内并牢固定位于箱中。

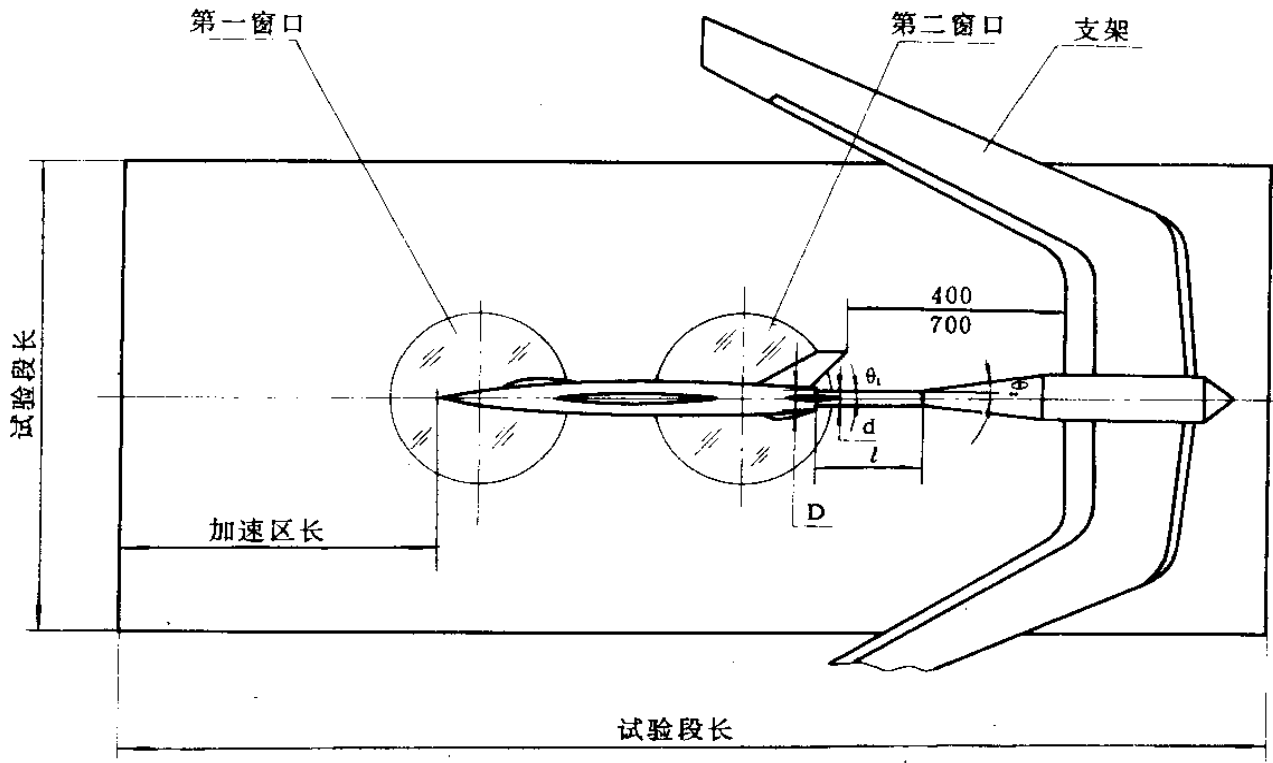


图1 模型、支架在风洞试验段中的位置

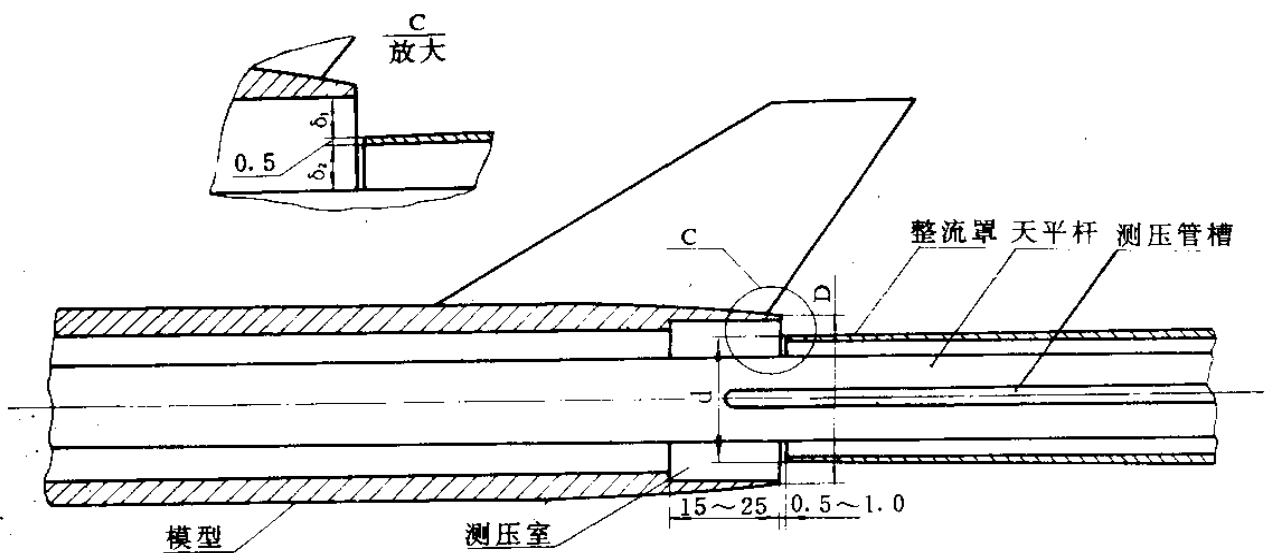


图2 模型、天平杆及整流罩间的尺寸相关

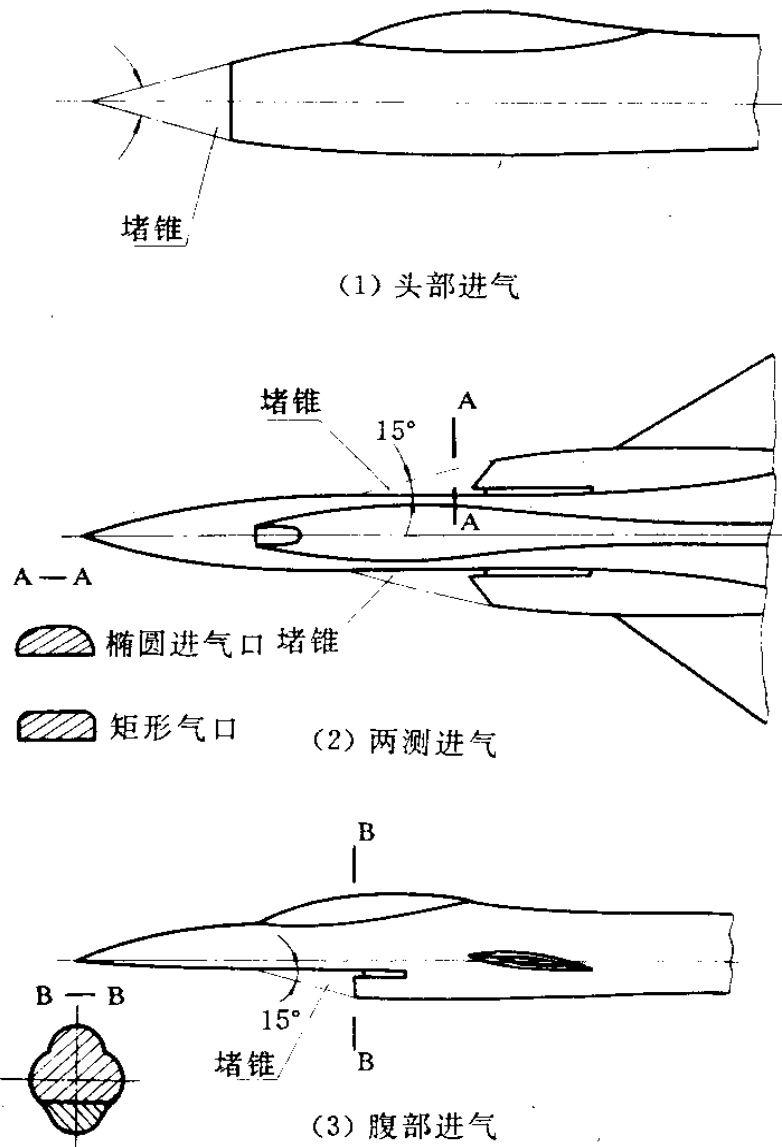


图 3 测力模型进气道的模拟

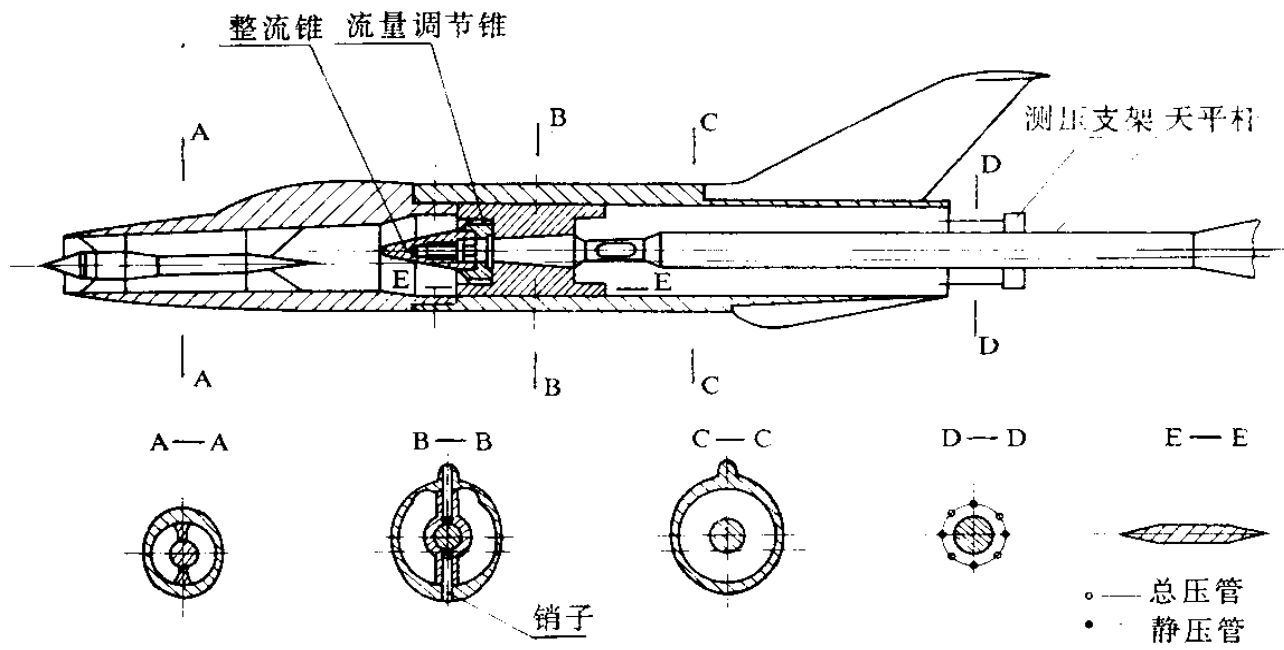


图4 进气道通气的模型结构简图

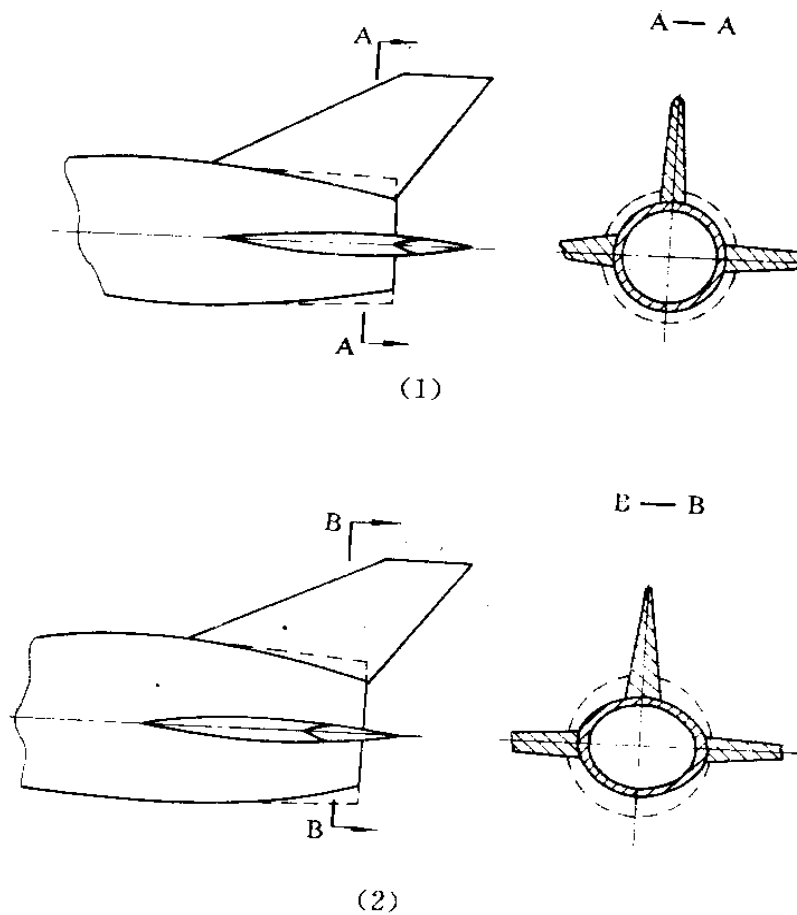


图5 模型尾部局部放大

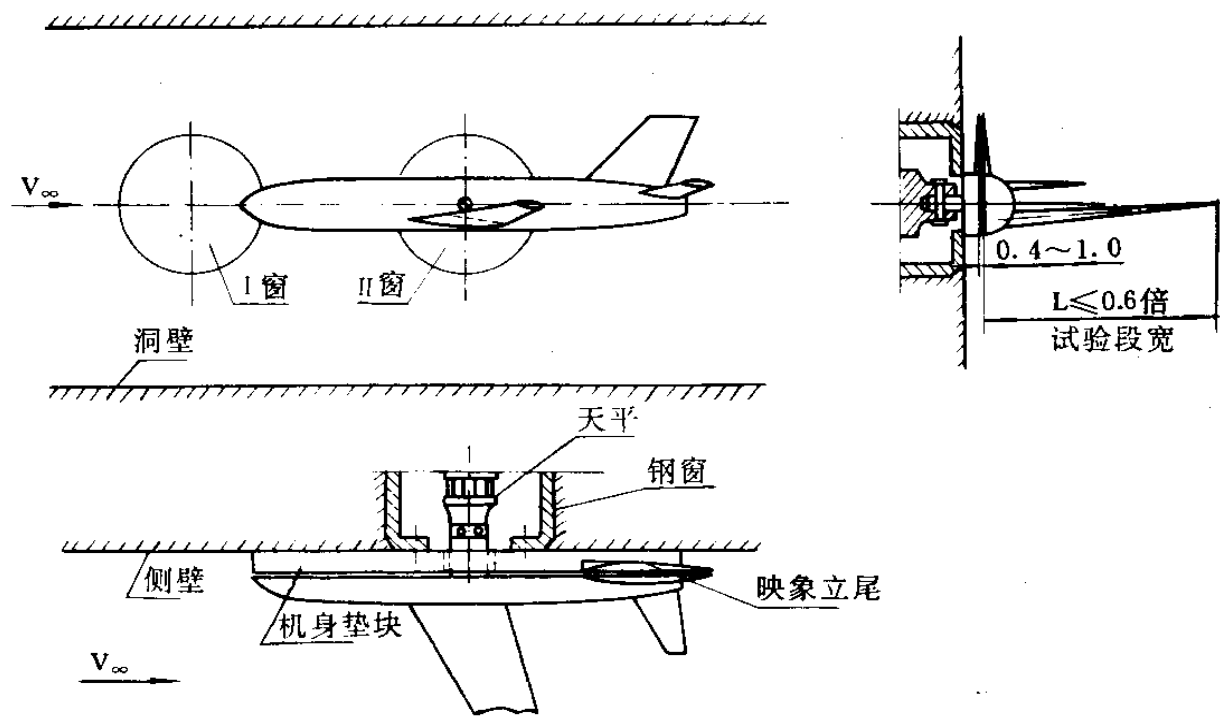


图6 全机半模型机身垫块与映象立尾装置简图

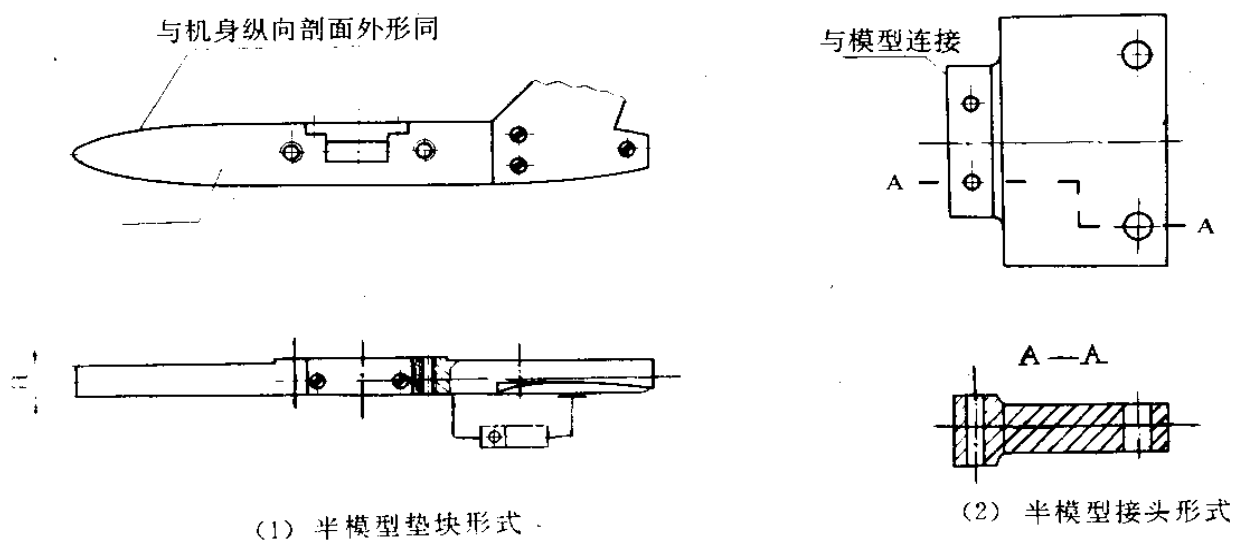


图7 半模型垫块和接头形式

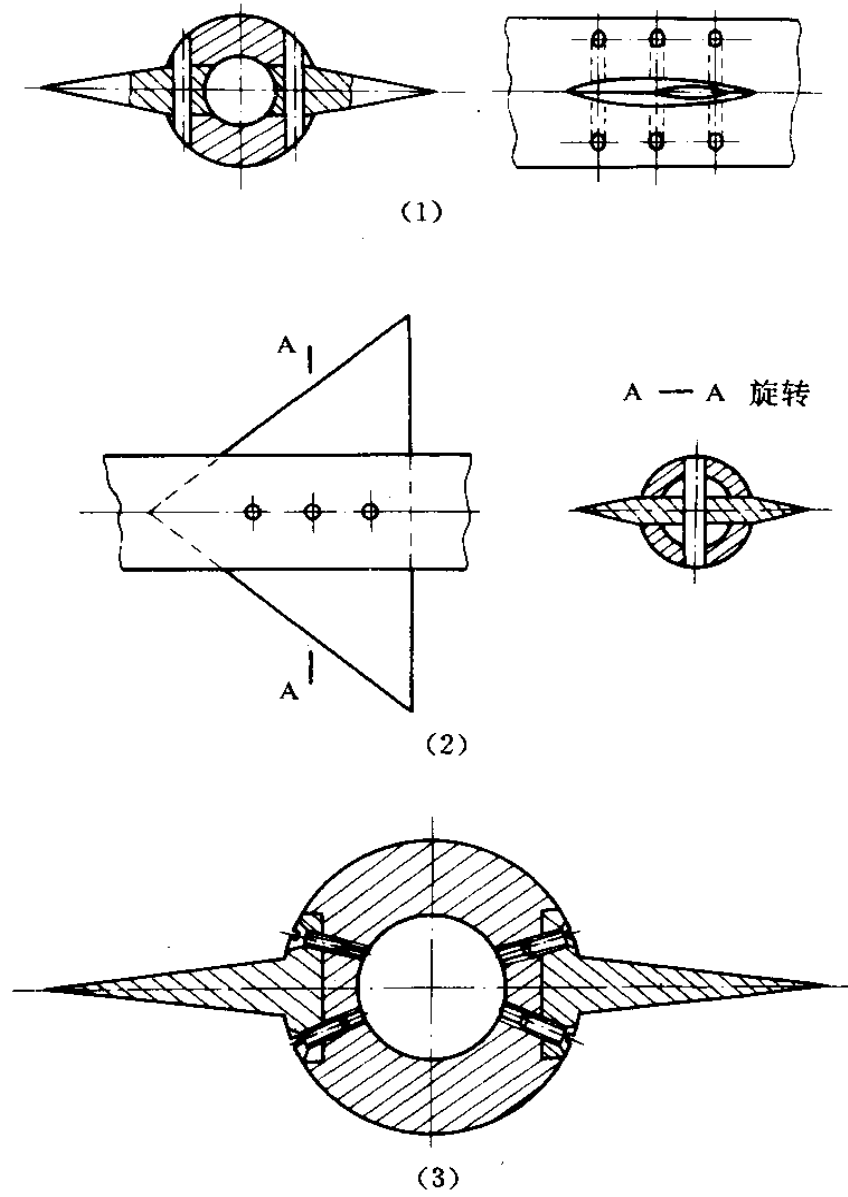


图 8 机身与机翼固定连接形式

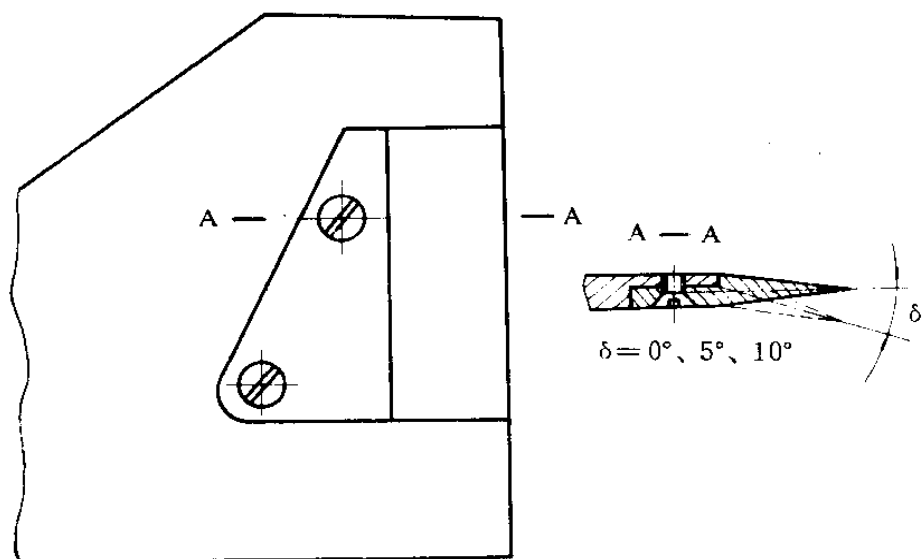


图9 偏转副翼结构形式

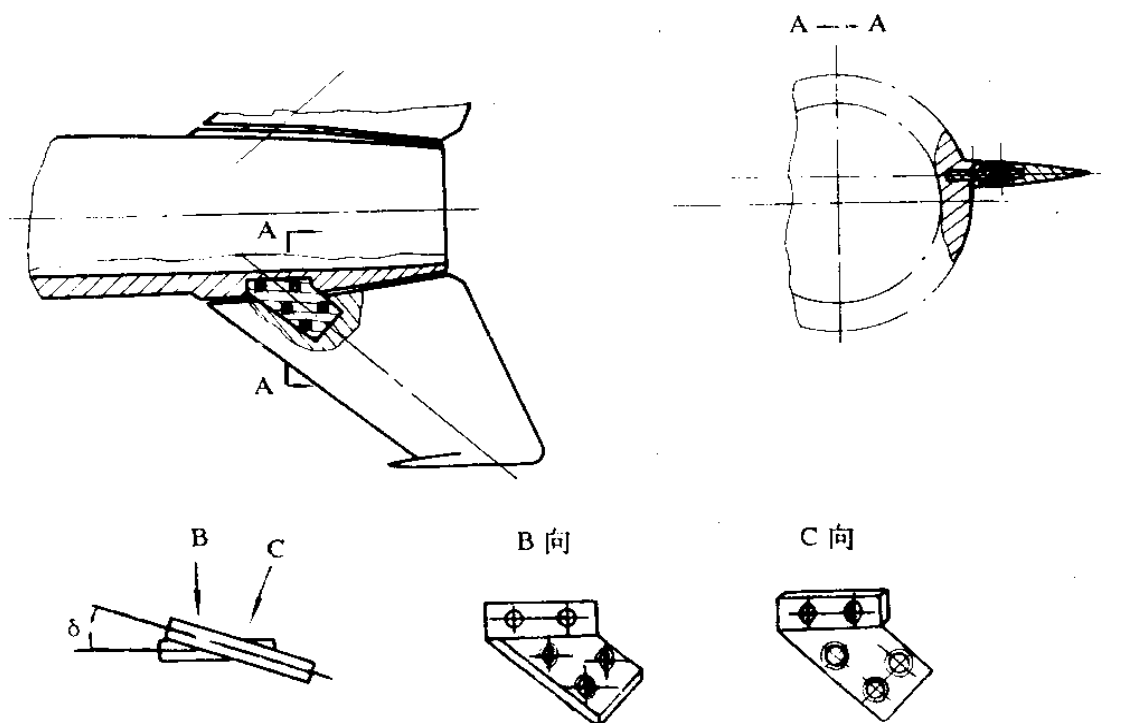


图10 偏转平尾结构形式

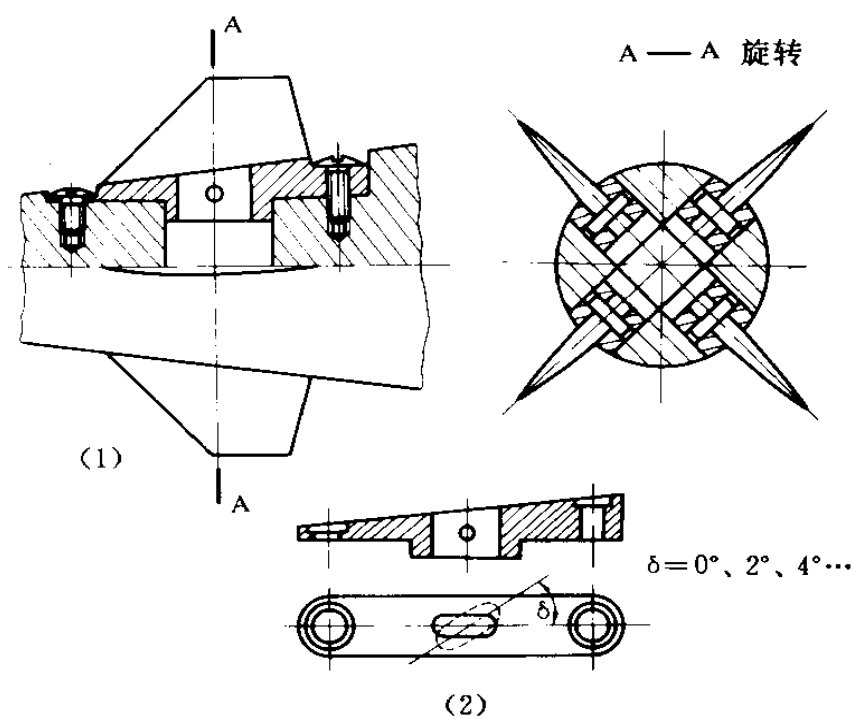


图 11 偏转舵面结构形式

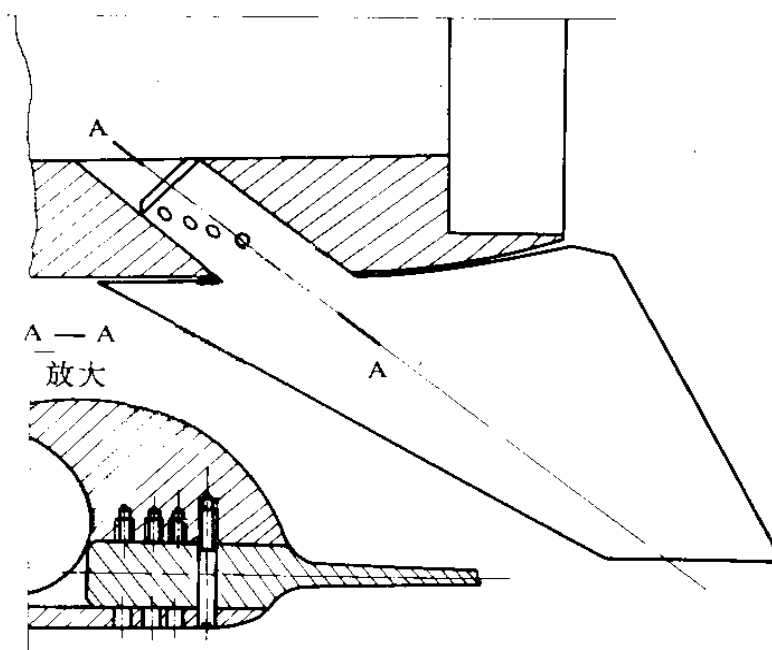


图 12 偏转平尾结构形式

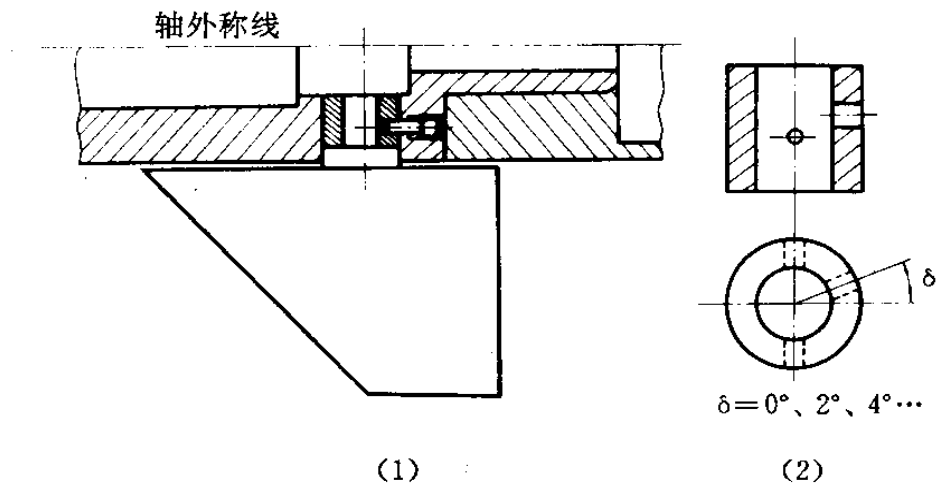


图 13 偏转舵面结构形式

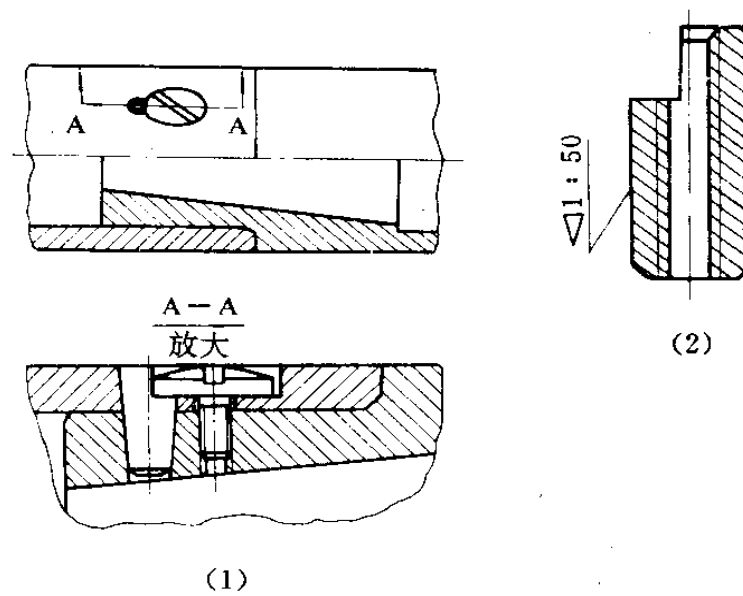


图 14 机(弹)身前后段连接形式

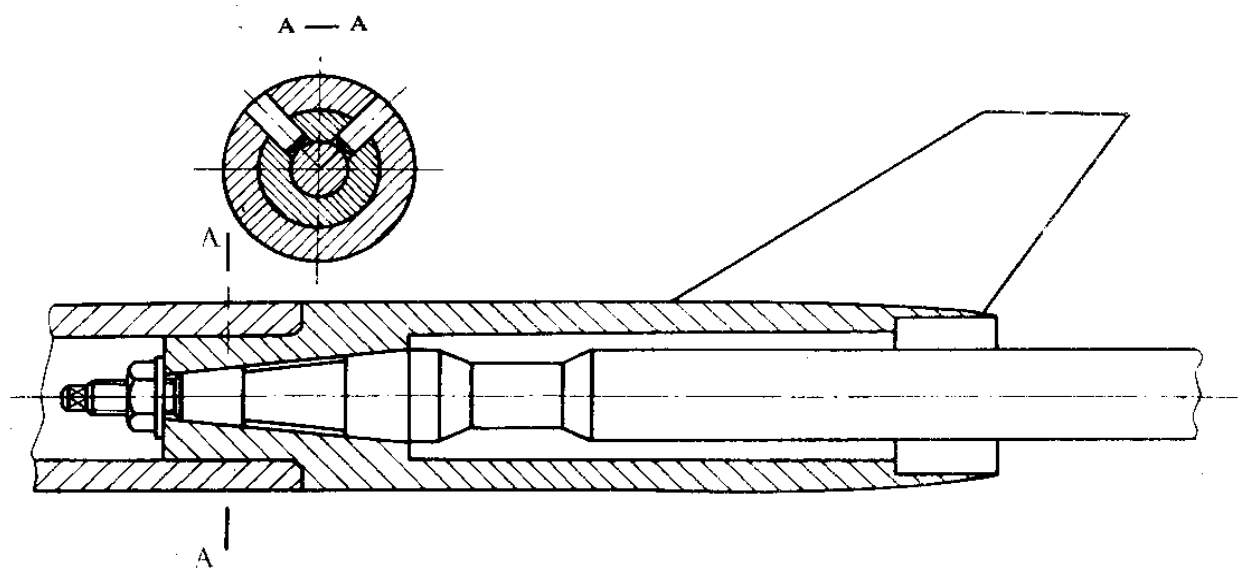


图 15 模型与天平杆及机(弹)身前后段连接形式

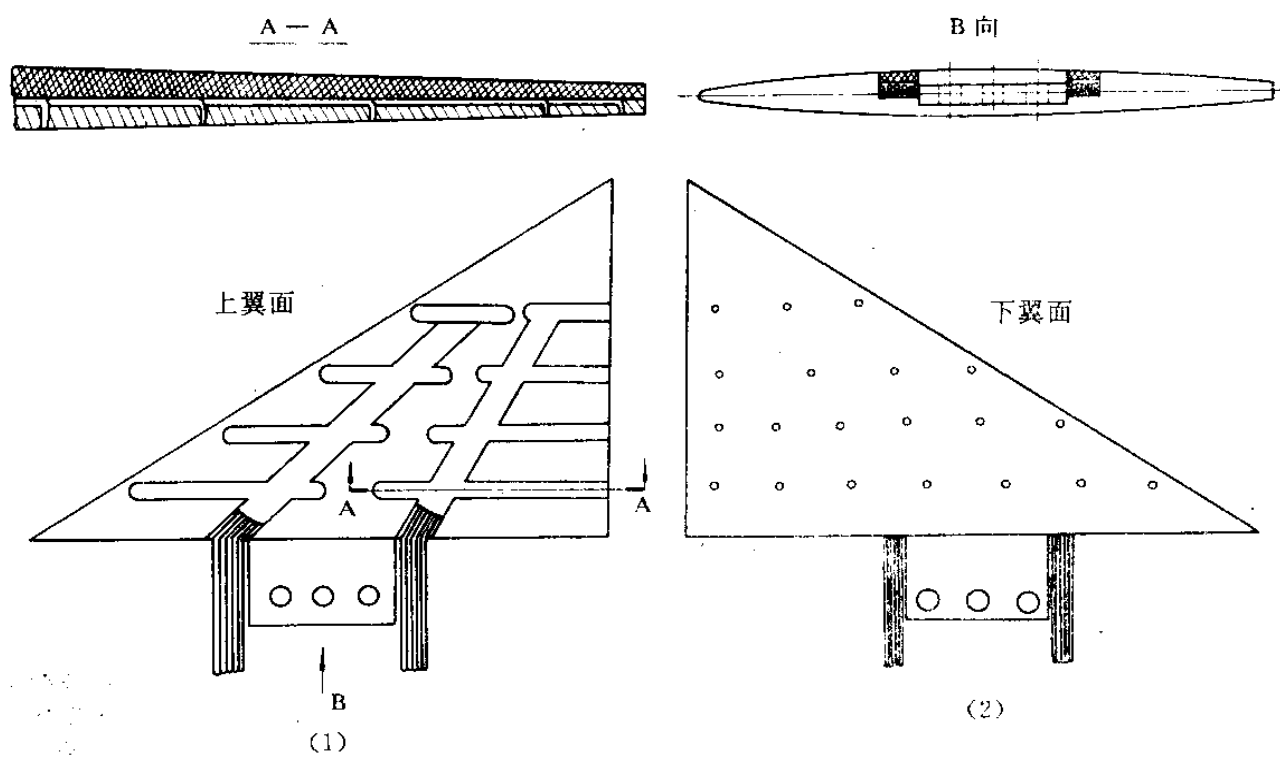


图 16 测压模型结构形式

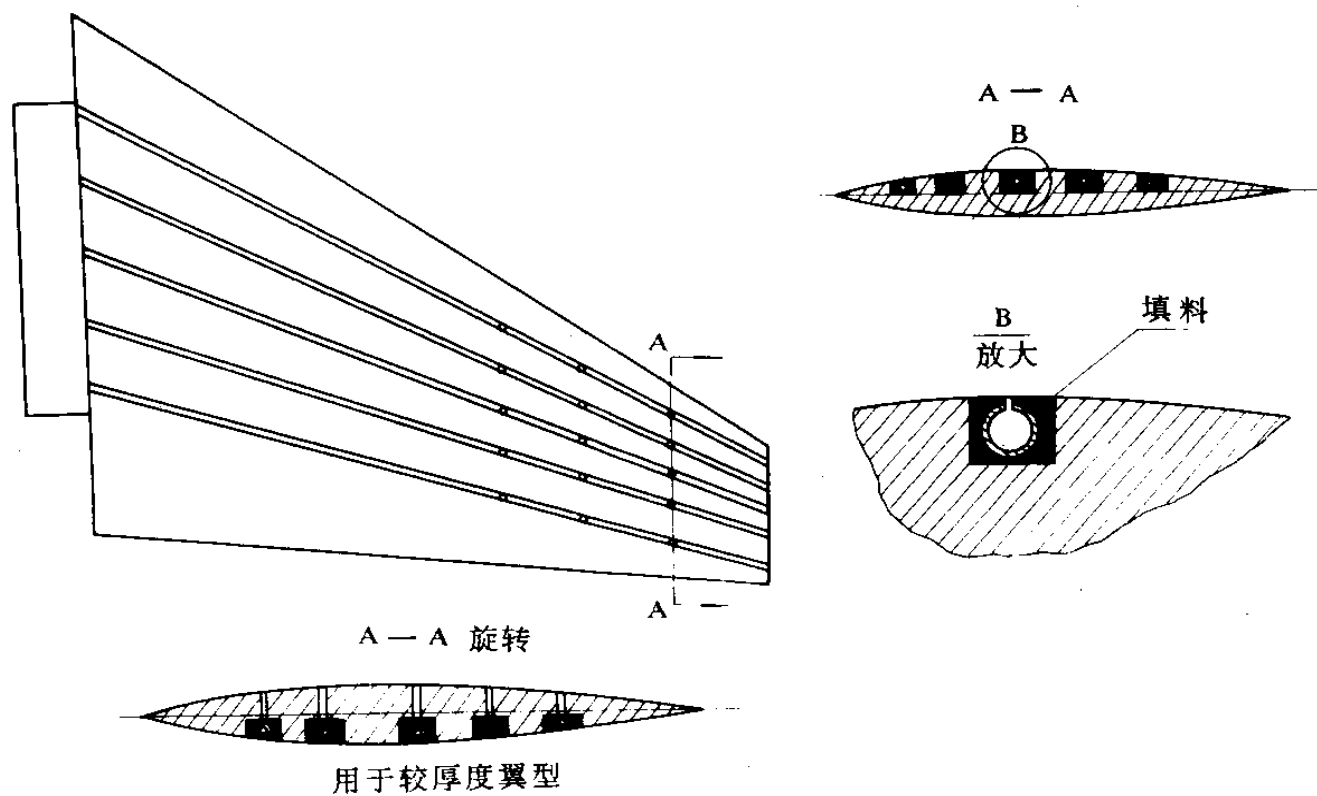


图 17 测压模型结构形式

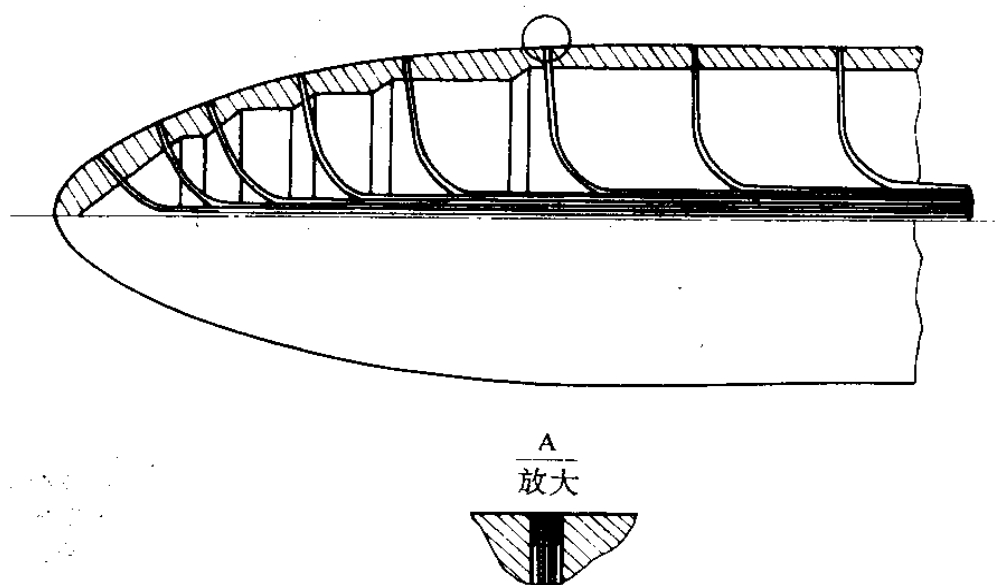


图 18 测压模型结构形式

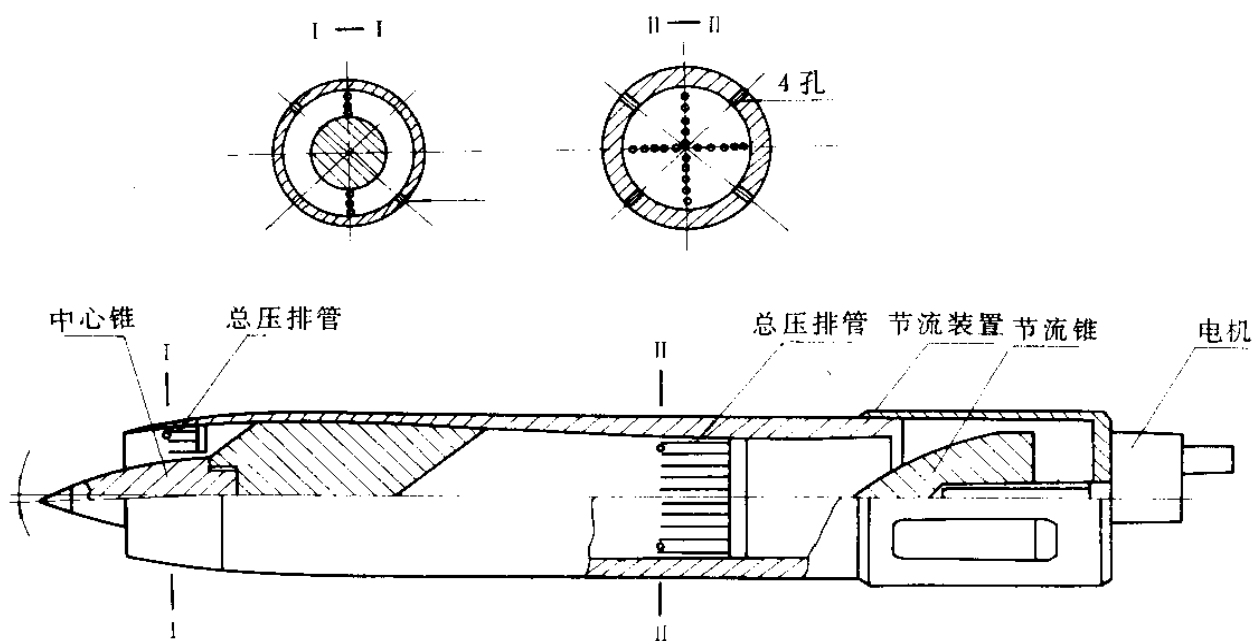


图 19 进气道模型及测压管布置示意图

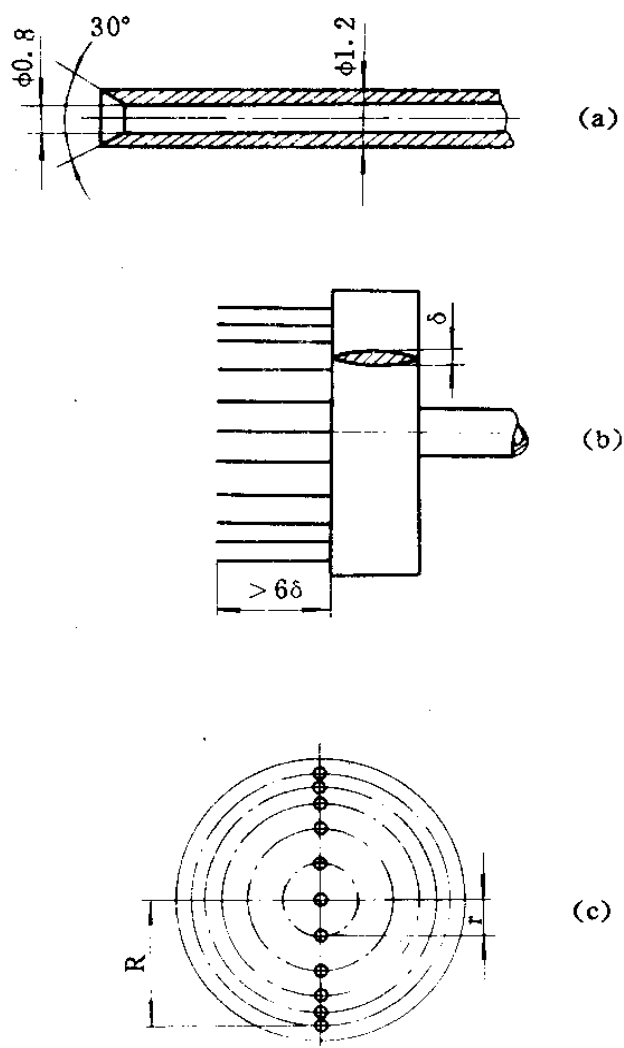


图 20 进气道模型总压排管设计要求

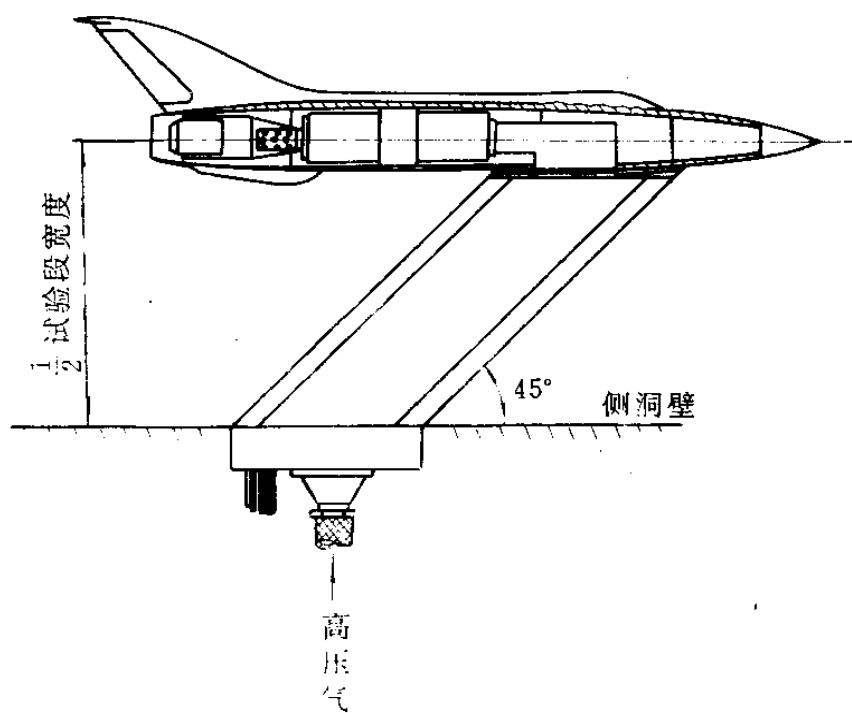


图 21 全机喷流模型及其支架简图

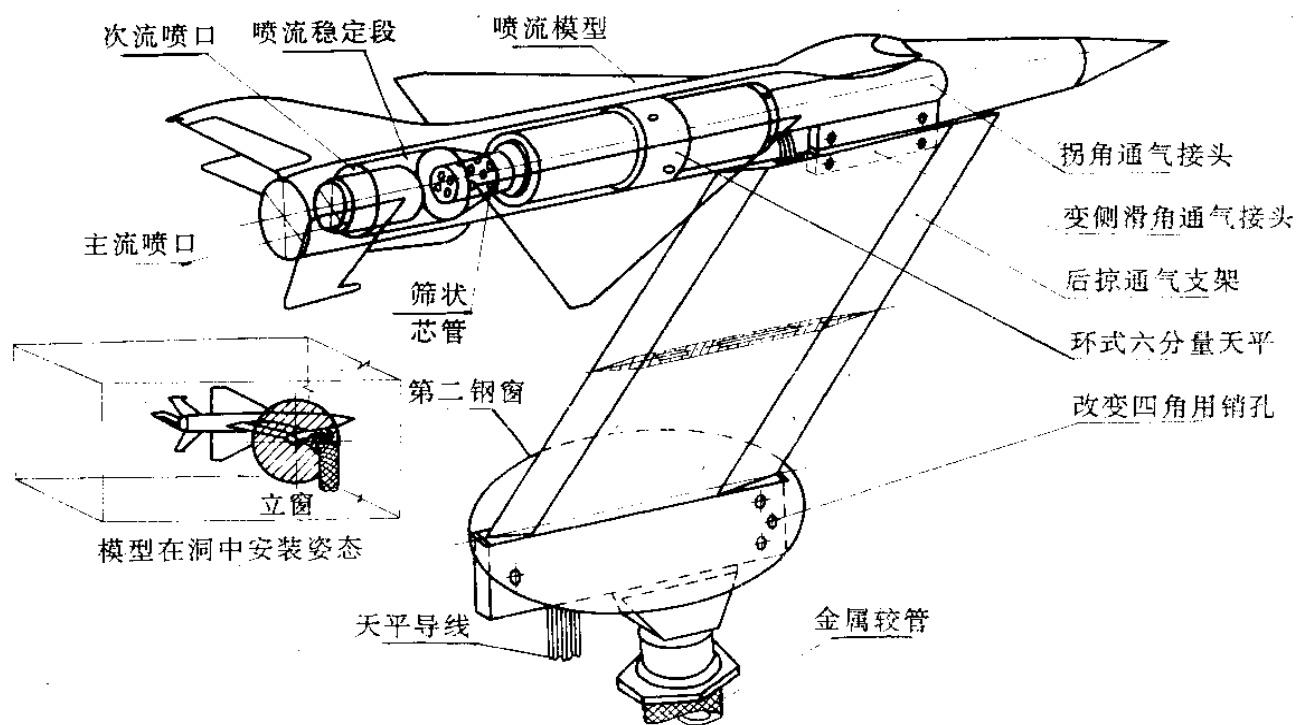


图 22 全机喷流模型及其安装简图(转 90°透视)

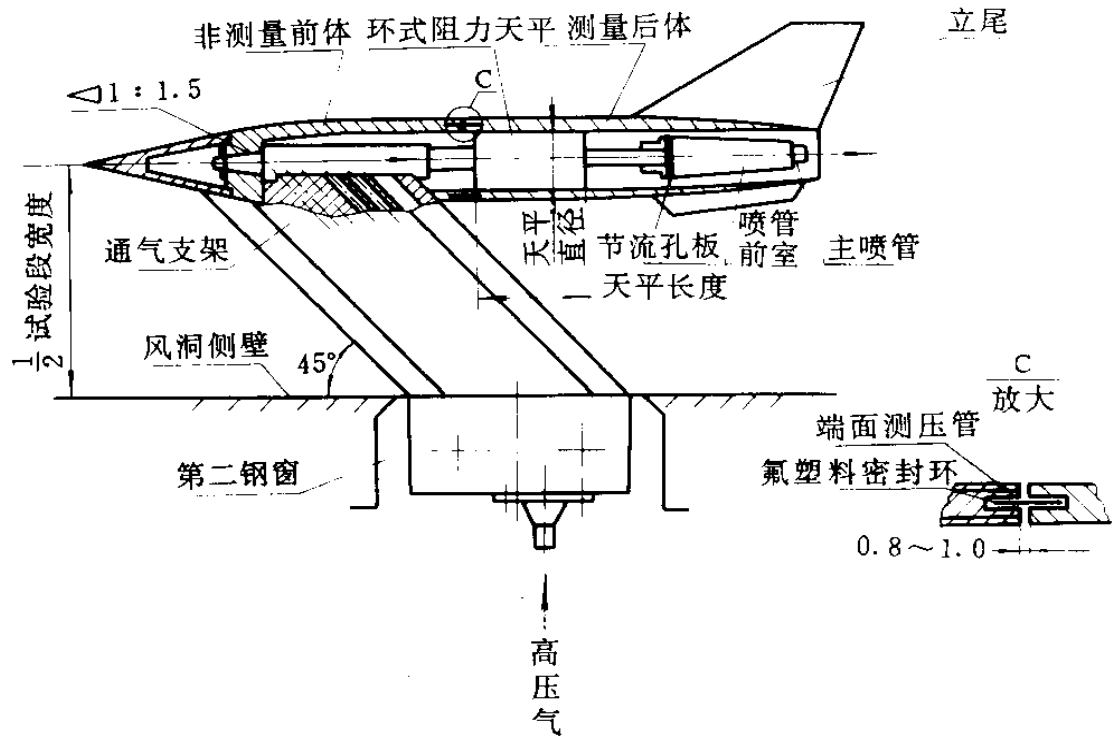


图 23 后体测阻喷流模型及其在风洞中安装简图

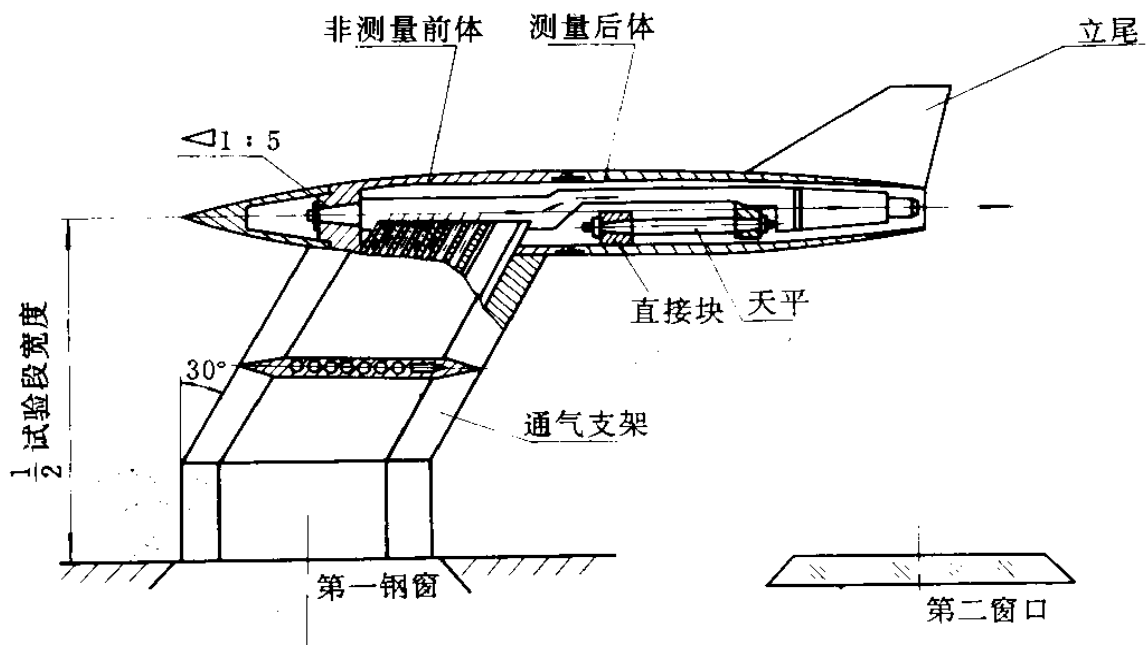


图 24 后体测力喷流模型及其在风洞中安装简图

附加说明：

本标准由国防科工委航空空气动力协作攻关办公室实验组提出。

本标准由中国空气动力研究与发展中心高速空气动力研究所归口并负责起草，主要起草人王发祥。