

QJ

中国航天工业总公司航天工业行业标准

QJ 2798—96

航天飞行器炮风洞测力试验方法

1996—03—21 发布

1996—10—01 实施

中国航天工业总公司 发布

航天飞行器炮风洞测力试验方法

1 主题内容与适用范围

本标准规定了航天飞行器炮风洞模型测力试验（不含自由飞测力）对流场性能、模型、天平、数据采集与处理的要求和试验程序。

本标准适用于炮风洞测力试验。激波管、激波风洞、热射风洞和电弧风洞等脉冲型风洞的天平测力试验也可参照使用。

2 引用标准

QJ 1884 风洞应变天平通用规范

QJ 1916.9 空气动力数据库数据元 空气动力学用坐标系及转换关系

QJ 2283 高超声速风洞测力标准模型试验规范

3 术语

3.1 惯性补偿

天平测力时，消除因机械振动而引起的惯性力信号的技术。

同义词：加速度补偿

3.2 惯性自补偿

从天平测量信号中直接提取惯性力信号，经反馈处理而得到真实的气动力信号的技术。

4 符号

主要符号见下表。

表

符 号	名 称	单 位
V_i	激波传播速度	m/s
P_0	总压	Pa
T_0	总温	K

续表

符 号	名 称	单 位
Ma	马赫数	—
α	攻角	(°)
q	动压	Pa
f	振动频率	Hz
E	弹性模数	Pa
J	截面惯性矩	m^4

5 测力试验对流场性能要求

5.1 模型试验区中马赫数偏差 ($\Delta Ma/Ma$) 应小于 1%。

5.2 模型试验区中平均流向角的绝对值应小于或等于 0.1° 。若大于此值应在数据处理中进行修正。

6 测力试验对模型要求

6.1 模型设计的基本要求

6.1.1 模型外形与真实飞行器几何相似。

6.1.2 模型零攻角下的最大横截面面积 A_{m0} 与风洞喷管出口均匀流区的横截面面积 A_e 之比应小于或等于 0.20。

6.1.3 试验模型的最大长度 L_{max} 由下式确定：

$$L_{max} \leq \frac{1}{N} Ma_e c_e \Delta t \quad \dots\dots\dots (1)$$

式中： L_{max} ——试验模型的最大长度，m；

Ma_e ——喷管出口处气流马赫数；

c_e ——喷管出口处气流声速，m/s；

Δt ——炮风洞有效试验时间，s；

N ——经验常数 ($N=30$)。

6.1.4 飞行器表面凹凸物形（如天线、天线窗、翼和喷气口等）允许局部放大。

6.1.5 对于弹头测力模型，尾支杆外径与模型底部直径之比不大于 0.3，尾支杆直段长与模型底部直径之比不小于 3，等直段后圆锥段半锥角不大于 15° 。

6.1.6 对于卫星、飞船和航天飞机测力模型，尾支杆外径与模型尾部当量外径之比，在满足支杆强度和刚度要求的条件下，应取最小值，尾支杆的圆柱段长度与模型尾部当量外径之比不小于 3，圆柱段后圆锥段半锥角不大于 15° 。

6.2 模型结构