

文章编号: 0258-1825(2007)增刊-0024-05

风洞自由飞实验测量 $M = 5, 10^\circ$ 半锥角 尖锥、钝锥气动稳定特性

贾区耀, 杨益农, 陈 农

(航天空气动力技术研究院, 北京 100074)

摘 要: 超声速、高超声速小攻角状态下简单尖锥体、小钝锥体外形的飞行器能否产生锥动失稳是一个可以讨论的命题。但是简单尖锥体、小钝锥体我们的风洞自由飞实验结果($M = 5$): 会产生锥动失稳, 甚至实验次数中出现锥动失稳的比例达 100%。借助近十年来对多个飞行器锥动失稳的研究(这些飞行器外形变化、流场参数变化、对锥动失稳的影响, 模型风洞自由飞实验结果与飞行器空中飞行结果取得一致)观察到一个现象: 改变飞行器尾部流动状态, 有利于控制锥动失稳。简单 10° 半锥角尖锥体、小钝锥体模型在锥体后部表面加上小片条后, 锥动失稳($M = 5$)得到控制。

关键词: 流动控制; 尖、钝锥体锥动失稳; 风洞自由飞实验

中图分类号: V211.7

文献标识码: A

0 引 言

超音速、高超音速小攻角状态下细长锥体能否产生非平面锥运动失稳, 是人们关心的一个题目。

1966 年文献[1]给出了大量用风洞自由飞与自由振动实验方法取得的 10° 半锥角不同钝度、不同质心位置模型的动态气动结果, 实验 M 数有 3, 4, 4.5, 5 及 10.2 等, 模型钝度(r_n/r_b)有 0, 0.182, 0.4, 0.6, 0.846 等, 模型质心位置有 0.46, 0.55, 0.61 等, 自由振动方法的所有实验结果: 俯仰力矩导数 $C_m^{q+\dot{q}} < 0$

(动稳定), 实验俯仰角的最小振幅 $\bar{\theta}$ 为 1° ,

这里:

$$\bar{\theta} = \sqrt{\int_0^T \theta^2 dx/x} = \sqrt{\int_0^T \theta^2 dT/T}$$

风洞自由飞实验所有实验结果 $C_m^{q+\dot{q}} < 0$ (动稳定),

但是除了 $M = 4, r_n/r_b = 0.4, 0.6$ 实验结果 $\bar{\theta}$ 最小值是 4° 外, 其它所有状态(不同 M 、不同 r_n/r_b 、不同 $\bar{X}_{cg}$) $\bar{\theta}$ 最小值至少大于 6° , 而俯仰角振幅 $\bar{\theta}$ 小于 6° 时的动稳定特性, 文章没有回答。

1965 年文献[2]给出 5° 半锥角尖锥模型, 在弹道靶超音速小攻角下, 自由飞轨迹中同时出现俯仰角与

偏航角的振荡, 出现了非平面锥运动, 且给出了锥模型层流与湍流尾迹纹影照片, 以判断边界层是否转捩。

1975 年文献[3]给出了细长锥再入体在超音速下的飞行记录数据, 且由数据分析获得了在 1° 攻角下再入体总攻角开始增大的非平面锥运动。

1987 年著名学者 L. E. Ericsson 指出^[4]: 飞行器自旋运动或锥动将使绕流的转换状态发生变化, 在超音速状态下诱导产生使物体作锥动的侧向气动力, 使锥动振幅增大。

1985 年文献[5], 1993 年文献[6]分别采用了弹道靶与风洞自由飞实验方法给出了超音速下俯仰角、偏航角同时出现的二种带翼飞行器的动不稳定结果。飞行器飞行时若产生二个自由度耦合的非平面锥运动, 则在某个自由度(如俯仰角位移)的运动轨迹中(如俯仰角-时间观测值 $\{\theta_j, t_j\}_{j=0,1,\dots,NN}$)必然包含有二个频率分量, 即 θ 可写成: $\theta = \theta_1 e^{q_1 t} \cos(\omega_1 t + \varphi_1) + \theta_2 e^{q_2 t} \cos(\omega_2 t + \varphi_2) + C$ 。从此式出发对观测值作参数拟合即可得拟合参数 $\theta_1, \theta_2, \varphi_1, \varphi_2, C_0$ 及 $\omega_1, \omega_2, q_1, q_2$ 。正如文献[5, 6]所示 $q_1 + q_2$ 的正负, 即决定 $C_m^{q+\dot{q}}$ 的正负, 从而判断非平面锥运动的稳定性。这意味着只要记录单个自由度的运动轨迹(观测值)

• 收稿日期: 2006-11-08; 修订日期: 2007-03-15.

作者简介: 贾区耀(1939-), 男, 上海市人, 研究员, 研究方向: 非定常空气动力学.

值)也可判断锥运动的动稳定性。

1996 年二个弹头、弹身完全相同仅尾翼不同的飞行器,作风洞自由飞实验,其中一个产生非平面锥运动,且尾部区域内在振荡过程中绕流密度存在明显的强弱交替变化, $C_m^{q+\dot{a}} > 0$ 为动不稳定;另一个无锥运动,尾部区域在振荡过程中绕流密度无明显变化, $C_m^{q+\dot{a}} < 0$ 为动稳定,之后的飞行(打靶)试验验证了自由飞风洞实验的预测。

1 简单锥体外形实验

今介绍 $M=5, 10^\circ$ 半锥角尖锥、钝锥风洞自由飞实验测量气动动稳定特性结果。风洞气流参数 $M=5, q_\infty=34500\text{m/s}, Re=\rho V D_b/\mu=0.68\times 10^6, 10^\circ$ 半锥角尖锥 A 模型: $r_n/r_b=0, D_m=32.3\text{mm}$, 分加底盖与无底盖二种, 10° 半锥角钝锥 B 模型, $r_n/r_b=0.2, D_m=32.3\text{mm}$, 各模型参数如表 1 所示。

简单锥模型在锥体后段长 $0.7\sim 1.0$ 处,上下左右 4 个方向加 4 个片条即为 AP 与 BP 模型,片条在厚度方向(径向)为锥面,内侧与模型外表完全一致。图 1 为模型外形。

图 2~图 4 分别列出 B_2 、BP 及 AP 模型风洞自由

飞实验中记录的二个画面。

表 1 模型参数

Table 1 Model parameters

模型 序号	外形	$\bar{X}_{cg}$	m_0 (g)	I_x ($\text{g}\cdot\text{cm}^2$)
A	尖锥模型	0.600	55.08	59.34
A ₀	A 加底盖	0.606	68.04	68.04
A ₀ ⁺	重模型加底盖	0.603	91.00	91.77
B	钝锥模型	0.600	55.21	58.52
B ₂	钝锥重模型	0.600	58.59	52.079
AP	尖锥加片条	0.600	89.48	80.904
BP	钝锥加片条	0.600	58.63	51.969

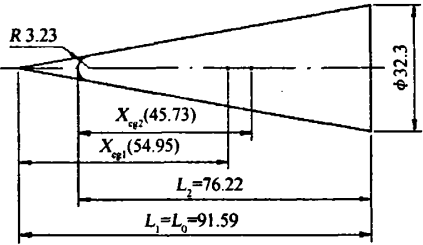


图 1 模型外形图

Fig.1 Model configuration

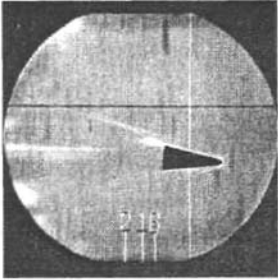
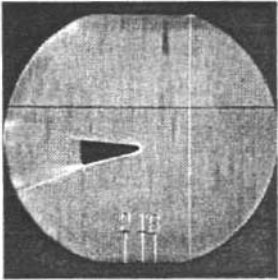


图 2 B₂ 模型风洞自由飞记录

Fig.2 Record of model B₂ in wind tunnel free flight experiment

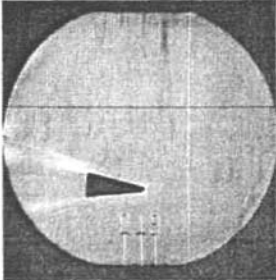
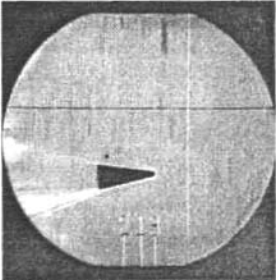


图 3 BP 模型风洞自由飞记录

Fig.3 Record of model BP in wind tunnel free flight experiment

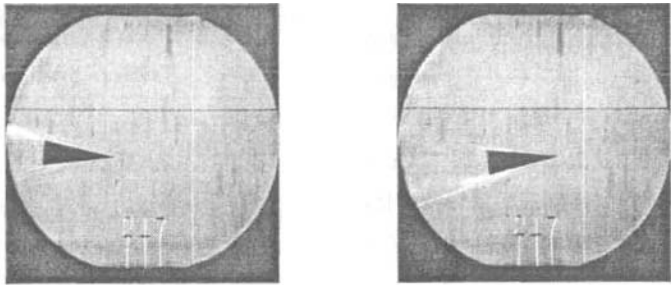


图 4 AP 模型风洞自由飞记录
Fig. 4 Record of model AP in wind tunnel free flight experiment

2 实验结果

实验结果列于表 2。
实验结果表明：

(1) 尖锥 A(及 A_0 、 A_0^+ 等)模型 4 次实验 $\bar{\theta}$ 均小于 6° ，且 $C_m^{q+\dot{\alpha}} > 0$ ，尖锥加片条 AP 模型 3 次实验 $C_m^{q+\dot{\alpha}} < 0$ ，钝锥 B(及 B2)模型 4 次实验 $C_m^{q+\dot{\alpha}}$ 有正、有

负，钝锥加片条 BP 模型 3 次实验， $C_m^{q+\dot{\alpha}} < 0$ 。

(2) 尖锥 C_{mx} 、 $\bar{X}_{cp}$ 有精确解比较如下：

本自由风洞实验结果 C_{mx} 与精确解相比偏差约 5%，文献[1]风洞自由飞结果与精确解相比，偏差约 15%，文献[1]自由飞振动解与精确解相比偏差约 5%。

表 2 风洞自由飞实验气动力系数 C_{max} 、 C_{Lmax} 、 $\bar{C}_{Dex}$ 及 $\bar{X}_{cpex}$ 与精确解、文献[1]实验结果比较)

Table 2 Aerodynamics coefficient C_{max} 、 C_{Lmax} 、 $\bar{C}_{Dex}$ 、 $\bar{X}_{cpex}$ obtained from wind tunnel free flight experiment (compared with accurate results, result from [1])

模型类别	尖锥				尖锥 + 片条		
	A	A	A_0	A_0^+	A_p	A_p	A_p
实验序号	m3	m4	m5	m8	06	07	08
$\bar{X}_{cg}$	0.600	0.600	0.606	0.603	0.600	0.600	0.600
$\bar{\theta}$	4.33°	4.42°	5.30°	3.75°	3.65°	4.39°	4.69°
ω_m	274	287	252	219	220.5	231.7	225.9
$C_m^{q+\dot{\alpha}}$	> 0	> 0	> 0	> 0	< 0	< 0	< 0
C_{max}	-0.453	-0.498	-0.473	-0.478	-0.4310	-0.4759	-0.4523
C_{m0}	-0.4744	-0.4744	-0.442	-0.458	(精确解)		
C_{m1}	-0.453	-0.453			(自由振动) ^[1]		
C_{m2}	-0.539	-0.539	-0.506	-0.523	(风洞自由飞) ^[1]		
C_{Lmax}	1.833	1.408	1.962	1.785	1.667	1.695	1.644
平均 C_{Lmax}		1.747				1.669	
$\bar{C}_{Lmax}$	0.1782	0.2334	0.1892	0.1957	0.1668	0.1586	0.1678
平均 $\bar{C}_{Dex}$		0.1991				0.1644	
$\bar{X}_{cpex}$	0.6806	0.7070	0.6839	0.6883	0.6830	0.6907	0.6883
平均 $\bar{X}_{cpex}$		0.6938	0.6839	0.6883		0.6873	
$\bar{X}_{cpe}$	0.6873	0.6873	0.6873	0.6873	(精确解)		

续表 2

模型类别	钝锥				钝锥 + 片条		
	B	B	B ₂	B ₂	B _p	B _p	B _p
	m6	m7	01	05	02	03	04
实验序号							
$\bar{X}_{cg}$	0.600	0.600	0.606	0.600	0.600	0.600	0.600
$\bar{\theta}$	5.48°	3.07°	3.52°	3.15°	3.76°	4.88°	5.10°
ω_{ex}	214	211	246.6	306.9	232.7	223.6	228.7
C_m^{+a}	> 0	< 0	< 0	> 0	< 0	< 0	< 0
C_{mmax}	-0.277	-0.269	-0.3463	-0.5364	-0.3084	-0.2847	-0.2979
C_{m1}	-0.311($r_n/r_b=0.18$)(自由振动) ^[1]						
C_{Lmax}	2.082	1.601	2.029	3.169	1.599	1.606	1.542
平均 C_{Lmax}	2.220					1.582	
$\bar{C}_{Dex}$	0.1832	0.1677	0.1286	0.1534	0.1951	0.1857	0.1831
平均 $\bar{D}_{Dex}$	0.1582					0.1880	
$\bar{X}_{cpex}$	0.0524	0.0646	0.0181	0.0685	0.0730	0.0676	0.0735
平均 $\bar{X}_{cpex}$	0.0634					0.0714	

说明： $\bar{X}_{cp} = -(D_n/l) \cdot C_{m0}/C_{L0}$ ；距质心无因次压心位置， $\bar{X}_{cp} = \bar{X}_{cp} + \bar{X}_{cg}$ ， $C_{L0} = C_N/\bar{\theta}_1 = (\bar{C}_D \sin \bar{\theta}_1 + C_{L0} \bar{\theta}_1 \cos \bar{\theta}_1)/\bar{\theta}_1$

表 3 实验散布度比较

Table 3 Comparisons of experimental dispersion

模型类型	尖锥	尖锥 + 片条	比值	钝锥	钝锥 + 片条	比值
参与实验数	4	3		4 或 (3)	3	
ΔC_m	0.045	0.045	1/1	0.083	0.024	1/3.5
ΔC_{L0}	0.554	0.051	1/10.8	0.481*	0.064	1/7.5
$\Delta \bar{C}_D$	0.0552	0.009	1/6.1	0.0546	0.012	1/4.6
$\Delta \bar{X}_{cp}$	0.0291	0.0077	1/3.8	0.0161	0.0059	1/2.7

* 05 次， C_m ， C_{L0} 偏差太大，不作统计。

距质心无因次压心位置 $\bar{X}_{cp}$ ，与精确解相比偏差为 0.001(A_0^+)，-0.003(A_0)及 0.007(二次 A 平均)。文献[1]无 $\bar{X}_{cp}$ 值。

(3) 四类模型重复实验的气动系数 C_{L0} 等的最大值与最小值之差(实验散布度 ΔC_{L0})等以及无片条模型与有片条模型 ΔC_{L0} 等比值见表 3。

3 结 论

在实验条件、实验方法、数据分析方法相同的条件下，加片条与不加片条细长锥体实验结果的散布度相差如此之大，这种差异只能归结为绕流状态的不稳定性，而不是系统误差造成的，即无片条的细长锥体在“宏观”相同的条件下，飞行中有“不稳定”的绕流状态，使气动参数离散，甚至产生动不稳定锥运动，激励

气动阻尼 ($C_m^{+a} > 0$)，尖锥比钝锥不稳定性更明显。加片条后使绕流“稳定”，气动参数离散缩小，无激励气动阻尼 ($C_m^{+a} < 0$)。

参 考 文 献：

[1] PRISLIN R H. High amplitude dynamic stability characteristics of blunt 10-degree cones [R]. AIAA Paper No.66-465.
[2] SHEETZ N W. Free-flight boundary layer transition investigation at hypersonic speeds [R]. AIAA Paper 65-127.
[3] CHRUSCIEL G F. Analysis of reentry vehicle behavior during boundary layer transition [J]. AIAA Journal, 1975, 13(2): 154-159.
[4] ERICSSON L E. Coupling between vehicle motion and slender cone transition [J]. AIAA Journal, 1987, 25(9):1194-1198.
[5] WHYTE R H. Subsonic and transonic aerodynamics of wraparound fin configuration [R]. AIAA Paper 85-106.

[6] 许可法等. 旋转导弹风洞自由飞动导数实验研究 [J]. 空

气动力学学报, 1993, 11(3):257-262.

Measurement of aerodynamic dynamic stability characters of $M = 5$ pointed and blunted cones with semi-cone angles equal 10° in wind tunnel free flight experiment

JIA Qu-yao, YANG Yi-nong, CHEN Nong

(China academy of aerospace Aerodynamics, Beijing 100074 China)

Abstract: Simple pointed cone and small blunted cone aircrafts when in supersonic, hypersonic and small attack angle conditions produce conical destabilization or not is a subject worth discussing. Our wind tunnel free flight experiment results show that this kind of shape when $M = 5$ generates conical destabilization, and its occurrence rate reaches 100%. With our study of conical destabilization with several aircrafts in latest ten years, a phenomenon is observed: changing trailing flowage of aircrafts is beneficial to control of conical destabilization. Simple pointed cone and small blunted cone aircrafts with semi-cone angles 10° , after adding small edges on the tail of cone surface, conical destabilization ($M = 5$) is successfully controlled.

Key words: flow control; pointed and blunted cones conical destabilization; wind tunnel free flight experiment