

民用飞机拖锥部件测压特性高速风洞试验研究

李秋捷* 周星 钟园

(上海飞机设计研究院,上海 201210)

摘要: 民用飞机试飞中拖锥部件一般拖出于机体后部一定距离来测量大气的静压,得到的数据用以对飞机的静压系统(总静压管、静压源)测得的静压数据进行校准。了解拖锥的测压特性对提高静压校准,乃至空速校准都有着重要的意义。目前对拖锥系统的校准方法主要为塔校,该方法覆盖的飞行马赫数一般在 0.4 以下。为了得到拖锥高马赫数下的测压特性,创新性地在跨声速风洞中对其进行了研究。研究使用了真机使用的拖锥作为主要试验件,全面分析并设计了专门的试验方案,利用跨声速风洞试验技术,在 0.3 至 0.82 马赫数范围内对拖锥管路进行了固定角度以及全自由拖锥风洞试验,得到了有规律的压力测量数据。研究内容补足了拖锥校准的马赫数覆盖范围,完善了拖锥校准体系。

关键词: 民用飞机;拖锥;测压特性;跨声速风洞;全自由

中图分类号: V211.74

文献标识码: A

OSID:



0 引言

飞机上静压测量系统的校准对于准确地获得空速、海拔以及马赫数都有着极其重要的意义。对于静压源的校准的主要核心内容就是能够精确地找到机身上所显示的静压数据和实际周围环境的静压之间的差异。在飞机的全包线范围内定义这种差异是非常复杂的,且耗费时间和成本。

飞行中有多种方法来进行静压校准,其中一种就是利用尾拖仪器,在试飞飞机的尾部将仪器放出足够长的距离来将飞机本身对测量的影响降到最小。之后利用专门的仪器直接测得飞机静压源和尾拖系统测得的静压的差量值。由于尾拖仪器在跨声速范围内存在气动上的不稳定性,先前生产的该类仪器需要进行校准。

为解决气动上的不稳定性,设计人员在尾拖系统后部增加了一种开孔的锥体来对测静压系统产生拉力(锥体的阻力)以增加气动稳定。整套系统包括:轻量化的复合材料制成的锥体以及足够长度的管路,锥体固定在管路的末端,在锥体前方适当

距离的管路上安装有一定数量的静压测量孔。

过往对拖锥系统的一系列研究表明,经过合理设计的拖锥系统会在一个较宽的飞行条件范围内保持良好的气动稳定性并且能够提供接近于周围环境的静压值。因此,对于试飞来讲拖锥技术是一种快速校准飞机静压系统的方法,同时也兼顾了经济性,现代民机普遍采用拖锥系统来作为试飞静压校准的方式。

1 研究内容

拖锥测压精度影响因素:

1) 管路长度

由于锥体本身造型,在稳定气流中会对锥体前部一定范围测压管路周围压力形成影响,若与测压孔距离过短则会影响测得的压力值。

2) 管路角度

由于管路自身以及锥体都具有重力作用,会与气流形成一定的夹角,不同状态下夹角的轻微变化都会使测压孔附近的扰流产生变化(加速或减速),从而对压力测量带来影响。

* 通信作者. E-mail: liqiuje@comac.cc

引用格式: 李秋捷,周星,钟园.民用飞机拖锥部件测压特性高速风洞试验研究[J].民用飞机设计与研究,2023(2):107-113.

LI Q J,ZHOU X,ZHONG Y. Subsonic wind-tunnel test study on pressure measurement characteristics of civil aircraft trailing-cone device[J]. Civil Aircraft Design and Research,2023(2):107-113(in Chinese).

3) 管路自由摆动

实际飞行试验过程中,拖锥部件在气流中呈现自由摆动状态,这种各个方向相对自由的运动状态如摆动带来测压孔附近的气流瞬时加速度,也会对压力测量值产生影响。

拖锥系统本身测压特性的校准对于试飞静压校准有着重要的意义,准确的静压有助于获得可靠的空速以及气压高度。对于拖锥的测压特性研究目前主要采用地面塔校的方式,但是该方法的缺点为所能涵盖的马赫数较低,大约在 0.2~0.4 马赫范围内。而飞行中大部分时间飞机处于 0.4 马赫以上的速度区间。经调研,目前国内对于大型民用客机拖锥特性并无相关方面的研究。本文主要介绍利用跨声速风洞来研究大型民用客机拖锥在 0.4~0.9 马赫数间的测压特性。根据拖锥锥体压力前传的特性来选定试验用拖锥部件的特征尺寸。试验包括的主要内容以及设计思路为:

a) 不同管路角度的研究:在不同的马赫数下分别将管路以不同的角度固定在气流中来研究管路夹角对压力的影响。

b) 自由拖锥研究等:分别对缩比拖锥以及真机 1:1 拖锥在不同马赫数下进行全自由状态试验,得到自由拖锥的摆动特性以及测压特性。

2 方案设计

2.1 管路及锥体选定

真机拖锥部件在试飞中固定于飞机垂尾顶部后端,部件结构示意图如图 1 所示。

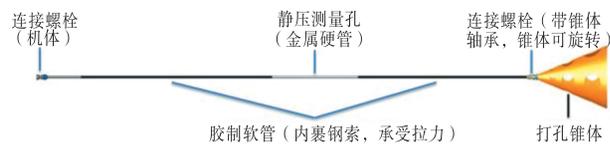


图 1 拖锥部件示意图

轻量化复合材料锥体通过特制的密封螺栓与管路连接,同时锥体前部安装有轴承使拖锥可以在气流中自由旋转。静压测量孔处为金属材质,在金属管中间位置沿周向(360°)不同角度均匀的开有静压测量孔。整个管路中心有一根钢索贯穿并通过销子焊接在与机体连接的密封螺栓上,钢索承受锥体带来的拉力。

大型客机试飞过程中所用到的拖锥部件在飞行过

程中会拖出机体尾部几十米(大于 50 m),飞行中管路会呈现出复杂的飘摆。由于地面风洞试验条件的限制,实际试验中所用到的拖锥部件总长控制在 10 m 以内,力求捕捉到静压测量点及前后区域的摆动特性。

另一方面,从管路所受的拉力大小来考虑:真机在巡航高度巡航马赫数附近的动压约为 10 000 Pa,而风洞中在常压状态下达到同样的马赫数下产生的动压可以接近 40 000 Pa。为了管路受力不超过极限载荷,根据面积理论,专门定制了 1/2 尺寸的缩比拖锥主要来进行较高马赫数下的研究内容。同时根据相似理论对锥体到静压孔之间的距离也进行了缩比,具体如图 2 所示。

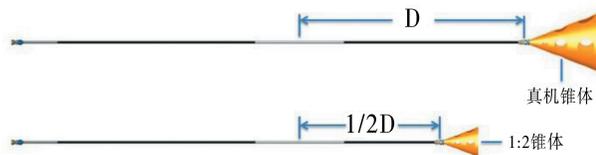


图 2 拖锥管路及缩比示意图

图中 D 代表测压孔到锥体之间的距离,真机上此部件的长度约为 3 m。

本次研究使用的管路及锥体均为真机试飞中所使用的实物,材质与结构均一致。

2.2 试验方案构思及设计

由于国内此前没有风洞内的拖锥试验研究,本次研究从几个方面分析并对试验方案进行设计。

1) 支撑机构

真实飞行中拖锥需要拖出机体几十米的长度来减小飞机本体带来的尾流干扰。在风洞中,管路长度较短,因此需要尽可能减少气流上游的各种干扰,比如管路的支撑机构。洞内支撑机构剖面设计为前后缘扁平钝头设计,保证了下游气流的平顺性,剖面形状如图 3 所示。



图 3 管路支撑机构剖面设计

管路伸出支撑机构位置位于风洞截面中心位置,同时专门设计了转接机构来对管路进行固定,此设计可以防止试验中管路频繁摆动时接头处的疲劳断裂,整个支撑机构固定于风洞上部洞壁上以进一步减少对下游的干扰,测压管路从支撑机构内部走至风洞外。具体结构如图 4 所示。

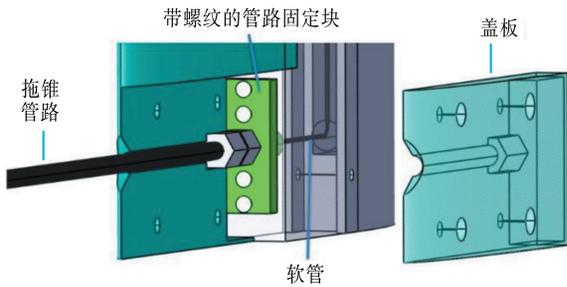


图4 拖锥管路专用固定装置

2) 限位机构

拖锥在风洞中自由摆动,由于之前国内没有过任何风洞内自由拖锥的试验,为了防止拖锥摆动幅度过大撞击洞壁形成损伤,在管路静压测量孔和锥体之间区域设计有不同尺寸的限位环以限制试验中拖锥的摆动范围,限位环通过四根钢索与风洞壁之间进行固定。试验过程中依照马赫数的变化将限位环垂直气流方向进行上下微调以使管路尽量处在环内的中部区域。限位环外形如图5所示。

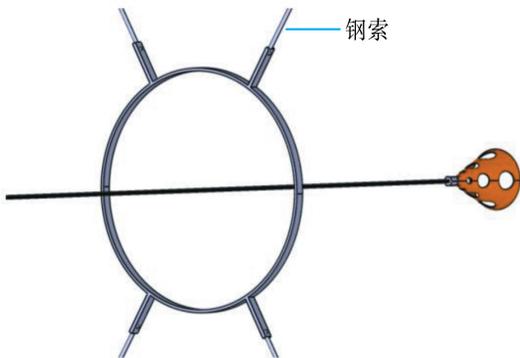


图5 限位环外形

3) 无锥体钢索拉紧结构

在研究管路不同角度测压特性时,需要将整条管路固定在风洞中,除了一头的支撑机构,另一测将锥体移除后换成重新设计的连接头,并用四根钢索与洞壁形成连接,利用上下钢索的调节来使管路与气流形成不同夹角。连接件外形如图6所示。

4) VMD 高精度测量系统

为了在试验过程中准确地测量静压孔附近的管路角度,在风洞观察窗处架设了运用视频模型变形测量技术(video model deformation,简称VMD)的测量系统进行高精度捕捉成像。在静压测量金属管的两端设置标记点,实验过程中VMD高速摄像机对标记点进行实时录像后计算得到管路与气流

的夹角。标记点位置如图7所示。

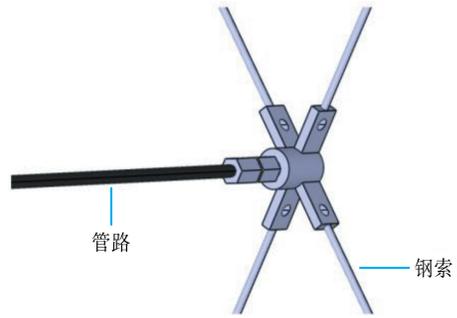


图6 固定管路连接件

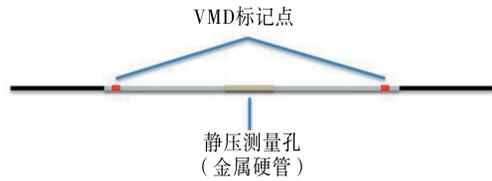


图7 VMD 标记点示意图

5) 起风方式

为了防止正常的风洞起风方式(冲压式)对拖锥管路形成过载并造成损坏,本次试验中采用了脉动起风的方式,风速缓慢提升,保证了安全性。

综合了以上几方面,最终得到的试验整体方案图如图8和图9所示。

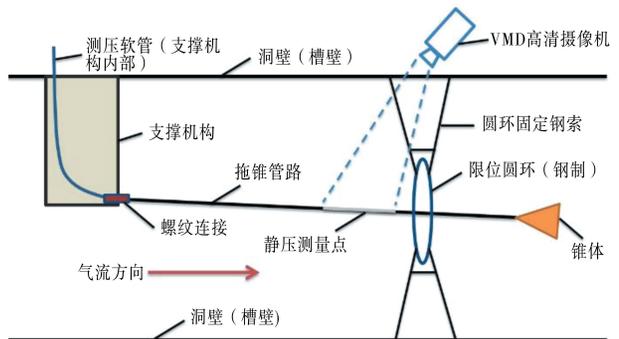


图8 自由拖锥试验方案图

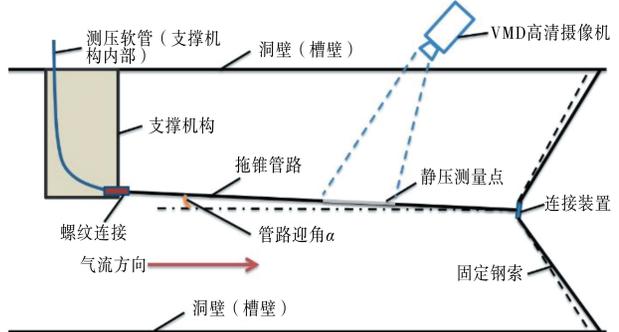


图9 管路角度研究试验方案图(无锥体)

3 试验条件及数据采集

试验在某跨声速风洞中进行,试验段截面形状为正方形,边长 2.4 m,试验段为槽壁结构,可供钢索在试验段之外进行固定。试验马赫数范围为 0.3~0.82,试验压力为常压。本次试验的测压方式为单点单管路测压后直接采样,设定的采样频率为 300 Hz。获得的压力系数的表达式为:

$$C_p = \frac{p - p_\infty}{q_\infty} \quad (1)$$

式中, C_p 为压力系数; p 为测得静压; p_∞ 为来流静压; q_∞ 为来流动压。

VMD 设备的采样频率为 150 Hz,采样时间贯穿整个起风停风过程。

图 10 和图 11 为某一条件下的实时压力采样数据及 VMD 实时计算数据。其中压力系数截取了气流稳定后的采样数据,而 VMD 则记录了整个时间过程的采样数据,实际使用后半段稳定后(比如 30 000 ms 之后)的数据进行分析。可以看到过程中由于管路在试验过程中有一定的摆动,结合数据采集的时间特性,导致数据在一定范围内呈现出上下变化,此为正常现象。

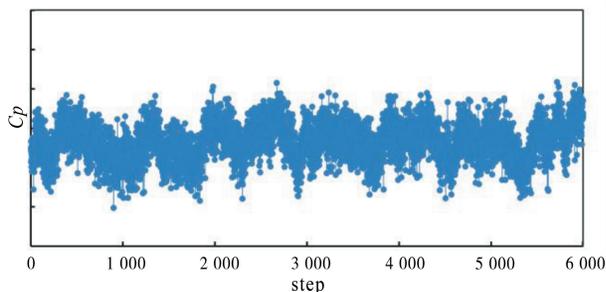


图 10 压力系数实时采样图

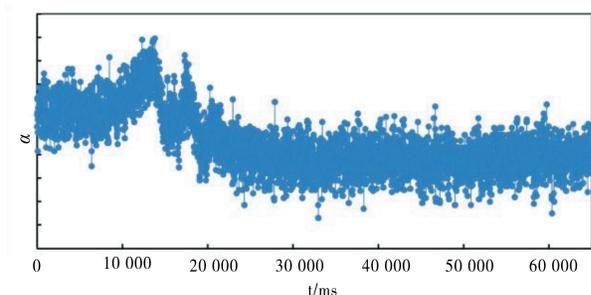


图 11 管路角度实时采样图

本次试验在进行过程中,由于试验马赫数跨度较大,随着风速的增大,试验中用到的钢索及管路

受载后会有一定的位移,导致实际的管路夹角会和设定的夹角有所偏差,最后均以 VMD 实测值为准。在自由拖锥试验内容中,所有条件下拖锥均在一定范围内摆动,未触及限位环,自由状态可靠。

4 结果及分析

4.1 固定管路研究

本研究涉及的试验构型及试验马赫数如表 1 所示。

表 1 固定管路研究内容

管路迎角 $\alpha / ^\circ$	Ma0.4	Ma0.785	Ma0.82
0	●	●	●
4	●	●	●
6	●	●	
8	●		
10	●	●	

将测得压力系数和 VMD 测得实际角度分别进行平均之后得到的规律如图 12~图 14 所示,图中坐标轴量值作了技术处理,未标明具体数值,各点状态与表中对应。

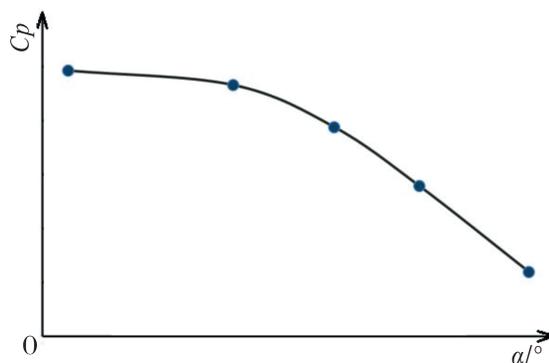


图 12 不同角度下压力系数变化规律(Ma0.4)

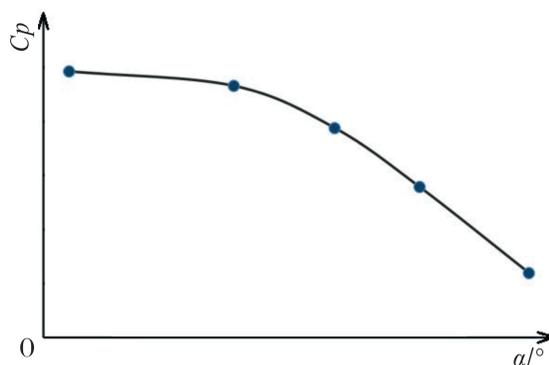


图 13 不同角度下压力系数变化规律(Ma0.785)

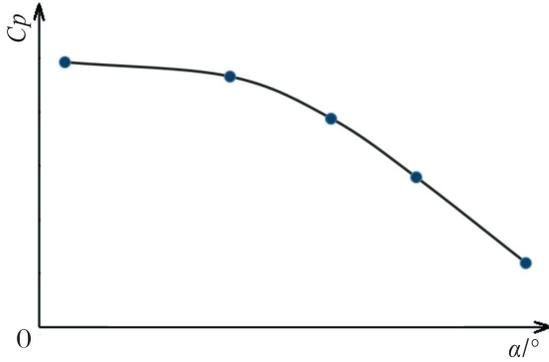


图 14 不同角度下压力系数变化规律 (Ma0.82)

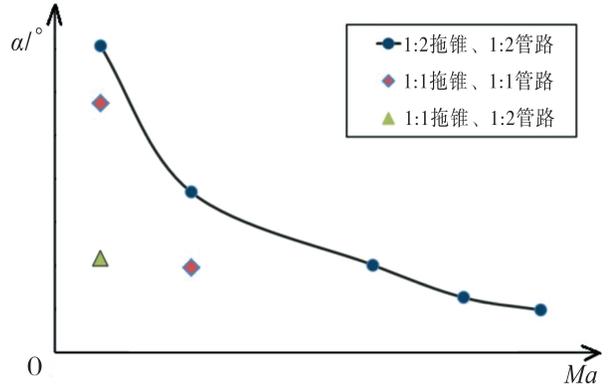


图 15 自由状态不同马赫数管路角度变化规律

从图中可以看出,随着拖锥管路迎角的增大,静压测量值呈现减小的趋势,分析其原因可能是由于管路与气流产生夹角之后形成一定的绕流,多数静压测量点附近的流速有一定的增加,导致整体的静压测量值有一定的减小。在较小管路角度下(约实际 3°以内),静压测量值变化量级较小,随着角度变大,压力值下降趋势变明显,与小角度下变化程度相比呈数量级的变化。同时在同一角度下静压测量值随马赫数的变化并不明显。在不同的马赫数下,压力系数的变化规律也未发生形态上的变化。综合上述分析可知,在一定的气流夹角范围内,拖锥可以保证一定的测压准确性,当夹角变大,压力测量的误差呈加速增大趋势。

4.2 自由拖锥研究

自由状态下主要结合图 2 中构型进行了不同马赫数下的研究,另外在缩短管路的情况下研究了拖锥大小的影响。构型及马赫数如表 2 所示。

表 2 自由拖锥研究内容

构型	Ma0.3	Ma0.4	Ma0.5	Ma0.6	Ma0.7	Ma0.785	Ma0.82
1:1拖锥、 1:1管路	●	●					
1:2拖锥、 1:2管路	●	●		●	●	●	●
1:1拖锥、 1:2管路	●						

将测得压力系数和 VMD 测得实际角度分别进行平均之后得到的规律见图 15 和图 16。图中坐标轴量值均作了技术处理,未标明具体数值,各点表与表中对应。

根据第 2.1 节中的关于锥体阻力的分析,1:2

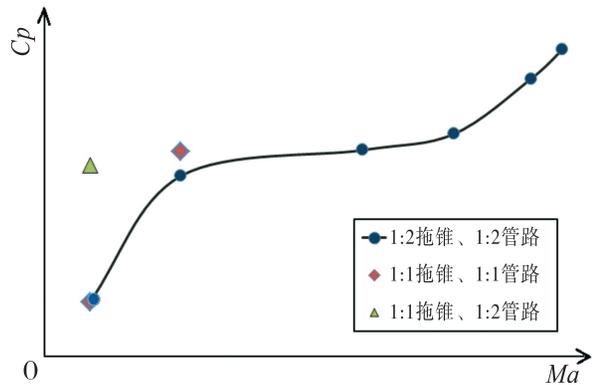


图 16 锥自由状态不同马赫数压力系数变化规律

锥体的阻力特性应与实际试飞中最为接近,因此进行了多个马赫数的研究。由图可见,随着马赫数的增大,锥体产生的阻力越大,根据抵消管路下垂力的分量不变的原则,管路与气流的夹角会变得越小。与此同时,测得的静压值会随着管路迎角的减小而增大,这一点符合 4.1 中的规律。在较低的马赫数下,换为 1:1锥体和管路,由于较大的锥体会产生更大的阻力,虽管路也有所加长,最后产生的管路角度还是小于缩比拖锥和管路的结果,同样静压测量值也随着角度减小而增大,缩比管路的值较为接近。而当 1:1锥体和 1:2管路配合使用时,大的锥体拉力和短的管路产生了更小的管路迎角,同样测得静压值也明显大于其他两种情况。

5 结论

本次研究为国内首次大型民用飞机拖锥风洞试验研究,采用了真机使用的拖锥部件作为试验件并进行了一定的定制。同时对试验方案进行了全面的分析和设计,保证了过程的精确可靠。

对于固定管路角度的研究覆盖了从低到高的

不同马赫数,随着管路角度的变大静压测量都呈现出下降的趋势(负值)。具体来看,过了一定的迎角数值(3° 左右)静压下降的趋势显著加快。

自由拖锥的研究中,拖锥处于完全自由状态,在一定范围内进行摆动。随着马赫数的增加,锥体的阻力增大,管路与气流夹角减小,随之静压测量值上升。1:1锥体和管路在同等条件下的管路迎角小于1:2缩比锥体和管路,同样压力测量值也大于缩比锥体和管路。最后当1:1锥体搭配1:2管路时,管路迎角进一步减小,静压测量值有所增大。

本次试验研究由于具有一定的方案探索性,研究的试验构型和试验条件后续还有进一步完善的空间,获得的试验方案和研究结果可供后续相关研究参考。

参考文献:

- [1] HERRINGTON R M, SHOEMACHER P E, BARTLETT E P, et al. Flight test engineering handbook[R]. [S.l. :s.n.], 1966.
- [2] DELEO R V, CANNON P J, HAGEN F W. Evaluation of new methods for flight calibration of aircraft instrument systems. pt. 1: Analysis of altimeter, airspeed and free-air-temperature systems[C]. [S.l. :s.n.], 1959.
- [3] HUSTON W B. Accuracy of airspeed measurements and flight calibration procedures [R]. [S.l. : s.n.], 1948.
- [4] SMITH K W. The measurement of position error at high speeds and altitude by means of a trailing static head:C. P. No. 160[R/OL]. London: Her Majesty's Stationary Office, 1954 [2022-10-14]. <https://naca.central.cranfield.ac.uk/bitstream/handle/1826.2/173/arc-cp-0160.pdf>.
- [5] SHRAGER J J. Test of trail cone system to calibrate static parts for barometric altimeters; RD-64-156 [R]. U.S. :FAA, 1964.
- [6] MICKLE D A, SODERQUIST R H. Trailing cone method of measuring static source position error, evaluation and calibration phase - first interim report; FT2123-56R-64[R]. U.S. :Naval Air Test Center, 1964.
- [7] RHODES W B. Measurement of static pressure in flight by trailing-cone static source method[J]. Naval Weapons Bulletin, 1965,2(65) :23-25.
- [8] BARNES C S. Flight assessment of a Douglas trailing-cone static-pressure probe at subsonic speeds[R]. [S.l. :s.n.], 1969.
- [9] IKHTIARI P A, MARTH V G. Trailing cone static pressure measurement device[J]. Journal of Aircraft, 1964,1(2) :93-94.
- [10] WATSON JR E T. Trailing cone reference system: Summary of independent developmental research efforts: DEV-3674[R]. [S.l.]:Douglas Aircraft Co., 1964.
- [11] CROWLEY L D. Trailing cone systems applications: TM-GEN-4158 [R]. [S.l.]: Douglas Aircraft Co., 1967.
- [12] RUSSELL W M. Trail cone static system calibration technique [C]. 16th Technical Conference, Vol. 2, Int. Air Transport ASSOC. [S.l. :s.n.], 1965.
- [13] SHRAGER J J. Limited survey of commercial jet aircraft altimeter system position error by pacer with trailing cone; RD-64-157[R]. U.S. :FAA, 1964.

作者简介

李秋捷 男,硕士,工程师。主要研究方向:大型民用飞机气动特性。E-mail: liqiujie@comac.cc

周星 男,硕士,高级工程师。主要研究方向:大型民用飞机气动特性。E-mail: zhouxing@comac.cc

钟园 男,硕士,高级工程师。主要研究方向:大型民用飞机气动设计。E-mail: zhongyuan@comac.cc

Subsonic wind-tunnel test study on pressure measurement characteristics of civil aircraft trailing-cone device

LI Qiujie* ZHOU Xing ZHONG Yuan

(Shanghai Aircraft Design and Research Institute, Shanghai 201210, China)

Abstract: In the flight test of civil aircraft, the trailing-cone device are usually pulled out of the rear of the aircraft to measure the static pressure of the atmosphere, and the pressure data obtained are used to calibrate the static pressure data measured by the aircraft's static pressure system (total static pressure pipe, static pressure source). Understanding the pressure measurement characteristics of the trailing-cone device is of great significance to improve the static pressure calibration and even the airspeed calibration of the aircraft. At present, the main calibration method for the towed cone system is tower calibration, and the flight Mach number covered by this method is generally below 0.4. A subsonic wind-tunnel has been used to do this research in order to obtain the measuring characteristics of the trailing-cone device. A 'real' trailing-cone device of the test aircraft has been used in this study, and the test scheme was comprehensively analyzed and designed. Fixed trailing-cone hose angle test and full free trailing-cone test have been done through Mach number 0.3 to 0.82 and available data were obtained. The research content of this paper complements the Mach number coverage of drag cone calibration and improves the drag cone calibration system.

Keywords: civil aircraft; trailing-cone device; pressure measurement characteristics; subsonic wind-tunnel; full free

* Corresponding author. E-mail: liqiuje@comac.cc