

51063/5-5

第七届全国风洞实验会议  
论文集  
第 5 册



国防科工委气动力协作办公室

一九八七年十月深圳

NHJB - 87 - 4298

# 科技报告

\*\*\*\*\*

高低速风洞洞壁干扰修正课题的研究  
项目及其阶段结果

\*\*\*\*\*

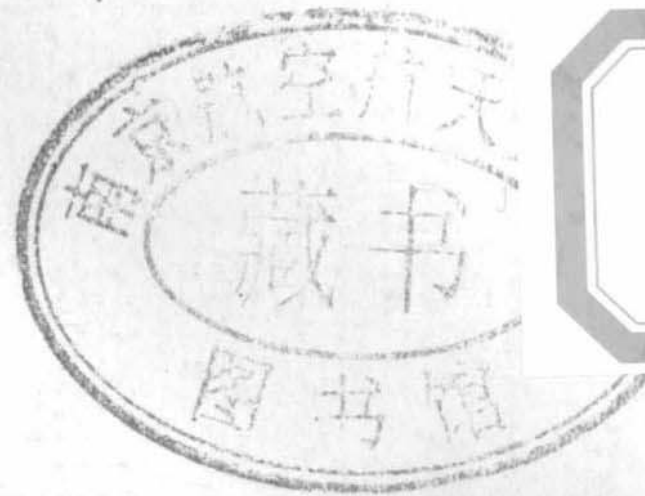
黄奕裔



南京航空学院

一九八七年十月

第五分册



V211.74-53  
1002-E1

- 一· 高低速风洞洞壁干扰修正课题的研究项目及其整改结果  
南京航空学院 黄奕裔
- 二· 斜孔壁板跨音速横流特性  
南京航空学院 董梅生
- 三· 跨音速孔壁风洞最佳开闭比的选择  
六二七研究所 王树杰 鲁滨等
- 四· 多台天平高速部件测力实验技术  
六二七研究所 李基辉
- 五· 外挂物投放实验技术研究  
南京航空学院 程仁全 六〇三研究所 周东轩
- 六· 导弹底阻实验研究  
中国气动力研究与发展中心高速所 徐明方
- 七· 喷流模型后体测力。测压结果比较与分析  
中国气动力研究与发展中心高速所 刘长秀
- 八· GBM-04A 模型在 FL-24 和 S2 风洞的实验结果比较与分析  
中国气动力研究与发展中心高速所 崔乃明 恽起麟
- 九· 跨音速翼型 NPU<sub>2</sub> 和 NPU<sub>3</sub> 的实验结果对比  
西北工业大学 顾文英
- 十· 二元柔壁自修正风洞研究  
西北工业大学 左培初 贺家驹等



30895099

十一·跨音速非定常测压实验技术

六二六研究所

卢 坚

十二·马赫数、雷诺数对旋成体大迎角气动特性影响的实验研究

西北工业大学

武文康 屠 兴

十三·708B电子扫描压力测量系统在超、跨音速风洞中的应用

西北工业大学

尹迪义等

十四·日本航空宇宙技术研究所(NAL)参观访问技术报告

西北工业大学

贺家驹

# 高低速风洞洞壁干扰修正课题的研究

## 项目及其阶段结果

黄奕裔

(南京航空学院)

### 摘要

本文综述了国内外高低速风洞洞壁干扰修正研究的现状,并根据我国现有条件(设备、资金和技术力量)提出了相应的研究项目,技术指标、和技术途径。为加强领导成立联合攻关小组,制订了统一的研究大纲,从而开拓了洞壁干扰课题研究的新局面,缩小了同国外先进技术的差距。

### 前言

根据我国对2000年航空气动力学的“七五”规划的调研报告指出;在风洞数据修正方面,我国缺乏经验修正能力。低速洞壁干扰和支架干扰有六十年代的数据修正计算程序,但未达到实用阶段,跨声速洞壁形式及干扰,波反射的规律尚未掌握,风洞与风洞,风洞与飞行的相关性研究刚刚开始进行。预计到1990年国内还没有2米量级的跨声速风洞可用,而先进气动布局的飞行器对风洞实验数据的精确度提出越来越高的要求,因此对风洞实验数据做精确修正是提高现有风洞模拟能力的重要途径之一,而洞壁干扰修正又是风洞与风洞,风洞与飞行相关性研究的一个重要方面。

1985年在昆明召开的第六次风洞实验技术交流会,风洞试验组专门举行了洞壁干扰修正专题讨论会,建议将洞壁干扰修正课题列入“七五”攻关项目。1986年国防科工委将洞壁干扰修正列入“七五”气动力预研项目,86年5月召开了高低速风洞洞壁干扰修正联合攻关小组成员单位代表工作会议,讨论并修改了洞壁干扰修正课题

的论证报告和协作攻关的有关问题。参加论证会有西工大贺家驹，701所任思根，29基地崔乃明，627所王树杰，626所周长海，科学院力学所姜俊成，南航361所黄奕裔，陈明岩，兵器部203所张惠荣等。一致同意在我国现有条件下，从全局出发，打破部门界限，大力协作，联合攻关。为避免重复劳动，并力求节省人力、物力和财力，充分利用各单位已有技术能力和现有设备条件，集中优势，合理分工，以求在较短时间内取得研究成果，而制订了统一研究大纲。

## 研究背景与现状

根据626所用SB-1模型（“歼一六”），于1985年在法国S<sub>2</sub>M<sub>2</sub>风洞（1.75×1.77米<sup>2</sup>），模型堵塞度为0.1%和在FL-1风洞（0.6×0.6米<sup>2</sup>）堵塞度为1.1%的对比实验，其结果表明，在攻角大于4°时，明显存在洞壁干扰引起的数据差异。

“歼一六”标模在国内不同风洞的实验结果（同一模型、天平和统一试验大纲下）存在的差异也表明，风壁干扰影响是其中主要原因之一。没有可靠的风洞实验数据将严重影响新机气动力性能预测的准确性。

在“六·五”期间，虽然国内有些单位开展了洞壁干扰的专题研究并取得了可喜进展，但研究结果尚未达到实用阶段。然而，洞壁干扰研究的技术队伍已基本形成，有不少单位，近年来又采用了先进测试技术并引进了先进的测试系统和计算机装置，提高了风洞实验的精确度。所有这些都为开展洞壁干扰研究创造了必要的条件。

目前国外在减少与修正洞壁干扰研究方面，主要开展了两个方面的工作，一是应用“可修正风洞”技术，对现有风洞实验数据进行洞壁干扰修正；二是建造新的自适应风洞，用先进测量、控制技术对试

验段边界的流动参数，进行调节，达到无干扰流动状态。不管采用哪一种技术方案，国外对一些关键技术仍未公开。因此，只有依靠自己的技术力量开拓本课题的研究，辅以国际合作，把希望和力量主要建筑在自行研究的基础上。

为使有限资金使用在最紧迫和合适的研究项目上，必须确定统一的研究大纲，选定若干主攻项目，进行协作攻关，各单位把主要技术优势放在重点的项目上，以期在短期内达到预定的目标，改变我国洞壁干扰研究的落后状态，使一些研究结果在较短时间内达到实用阶段。

目前我国对这两种最新的洞壁干扰修正方法，一种是“自修正”技术（自适应风洞）有人称为“完全自适应”风洞。另一种方法，对风洞自适应要求不高（只有可变开闭比试验段），利用变开闭比调整洞壁干扰量使其减少到“可修正”状态，（不要求洞壁干扰量为零），然后应用修正计算程序进行修正达到无干扰的结果，有人称它为“可修正风洞”，当前有许多常规风洞都是采用洞壁压力测量法进行这种修正。国外最近的主要研究结果，在下列主要会议上发表。

1980年5月在西德召开AGARD流体动力学专家园桌会议上，讨论大攻角实验洞壁干扰修正问题，发表有7篇文文，文集为AGARD—R—692。

1982年5月在英国召开AGARD—FDP会议，有130位专家参加，发表17篇关于洞壁干扰的报告，文集为AGARD—CP—335。

1982年10月在土耳其召开的“地面设备与飞行技术相关性”专题讨论会，文集为AGARD—CR—339，共有24篇论文。

1983年9月AGARD—FD在Cesme召开“风洞与实验技术”

第53次会议发表有36篇报告,文集为AGARD-CP-438。

1984年10月在西德召开了“欧州力学讨论会“专题讨论了“自适应风洞和洞壁干扰的修正方法”,会议交流29篇论文(发表论文摘要为IB222-84A37)。1983年1月在美国兰利研究中心召开了“减少和修正洞壁干扰”的工作会议,文集为NASA CP2319,共有26篇文章。在已发表的上述文献中,对其修正计算程序和关键技术仍未公开。

当前国外在跨声速风洞应用测量洞壁附近的压力分布来确定洞壁边界条件,进行洞壁干扰修正,已从定常试验发展到非定常试验,并在二元翼型试验修正方面达到实用程度( $M \leq 0.95$ 中小攻角内)(1),(2)。在低速风洞方面,为降低大攻角试验时的洞壁干扰而发展了开缝试验段并用测量洞壁压力分布来确定其干扰量的修正方法获得了巨大的进展。随着精密传感器和计算技术的发展二元“自修正”风洞获得无干扰的实验结果也达到了实用的阶段( $M \leq 0.95$ 中小攻角内)。然而,对于三元试验的洞壁干扰无论是“自修正”风洞或壁压测量技术的修正方法仍处于研究阶段。但是前景是光明的,如新近AGARD风洞试验组指出的,洞壁干扰修正应成为各主要风洞的经常工作,并认为通过测量洞壁附近压力来确定洞壁边界条件是最精确和最有希望的一种先进的修正方法(3)。它避免了测量复杂通气壁透气因子的麻烦。新近还发表了对二元流动有分离条件下用测量压分布计算洞壁干扰的方法。

目前国外发表的洞壁干扰修正计算方法大体有以下几种,低速风洞洞壁干扰修正计算方法是:镜象法,涡格法,摄动法和壁压测量法<sup>(4)</sup>。跨声速风洞洞壁干扰修正计算方法大致分两种,一种是从线性方程出发进行计算如Mokroy等人<sup>(5),(6)</sup>。另一种是从非线性

性方程出发进行计算如 Kemp<sup>(7)</sup>, Rizk<sup>(8)</sup> 等人。1987年6月 NASA 兰利研究中心的纽曼 (P. A. Newman) 在 CAE~NASA 基础实验气动力学讨论会上提出兰利洞壁干扰研究课题的中心是跨声速共有三个方面: 洞壁流动特性研究; 洞壁干扰计算与修正程序 (WIAC); 自适应洞壁技术—柔壁试验段。其中强调在二元风洞进行翼型试验应对侧壁附面层效应进行修正或消除它的影响。

### 国内洞壁干扰修正研究简况

#### (一) 低速风洞状况:

在“六五”期间低速风洞洞壁干扰修正研究, 主要是探索常规试验中现有修正方法的适用性, 寻找更先进的修正技术和计算程序, 在南航 29 基地等单位用有限基本解法编写了计算全机常规试验纵向洞壁干扰修正的程序 (包括带地板和无地板情况), 全机有襟翼、付翼偏转时的纵、横向洞壁干扰计算程序), 单独机翼有侧滑时横向洞壁干扰计算程序。

此外还用同一模型 (TND-217 模型) 在不同风洞 (FL-12, FL-13, NH-2) 中进行了对比实验, 并用不同尺寸的模型 (展长分别为 1.5 米和 1.05 米的 TN4041 模型) 以及用四组单独机在 NH-2 风洞中开展洞壁干扰的实验研究, 然后用不同的修正方法进行对比计算。结果表明: Pope 修正方法的合适使用条件为中等展弦比模型, 攻角不大于  $20^\circ$ 、展宽比不大于 0.3。

应用有限基本解法对于常规试验洞壁干扰的修正更有效, 其适用范围更宽, 如对带地板、模型偏离风洞中心线, 不同的试验段截面形状和不同的机翼外形均可修正。而现有 Pope 方法对上述条件却无现成曲线可查, 鉴于目前低速风洞测量仪器精度较低, 当攻角不大时 (

小于 $20^\circ$ )用不同方法修正所得的干扰量差异落在风洞实验误差带内,故有限基本解法未推广应用。

西北工业大学开展自修正风洞技术应用研究,研制成功一座试验段尺寸为 $0.256 \times 0.15$ 米<sup>2</sup>的低速二元柔壁自流线型风洞(手调、脱机处理)经流场校测和模型试验(堵塞比达13.7%)获得满意结果为我国自修正风洞的研制工作进行了开拓性试验。

627所在低速风洞中进行了用缝壁来减小洞壁干扰的实验研究,初步研究表明,适当选取缝壁参数(缝形状、数目、壁厚、开闭比等参数)可使洞壁干扰至少减小 $2/3$ 。预计在开缝壁试验段中使用3%—5%的试验模型时,使洞壁干扰减少到工程上可接受的程度是可能的<sup>(9)</sup>。

## (二) 跨声速风洞的状况:

由于跨声速风洞洞壁干扰的复杂性,洞壁干扰研究走过漫长岁月(约50年),长期使用古典洞壁干扰修正公式和均匀的洞壁边界条件,现在已了解到这种数学模型的局限性并了解到洞壁干扰量和试验模型外形、尺寸、来流 $M$ 数、洞壁构型(开孔或开缝),孔或缝的分布规律、洞壁边界条件和雷诺数等因素有关,而将上述诸因素分开研究又十分困难,跨声速风洞洞壁干扰的机理至今尚未完全清楚。

南航NH-1风洞,627所FL-7风洞等单位开展变开闭比对洞壁干扰的影响程度的实验研究。首先是探讨变开闭比减少洞壁干扰的可行性及其最佳开闭比的确定方法,主要是用各种不共模型(4种尺寸不同的 $20^\circ$ 锥柱体模型,“歼一六”,“歼一七”,三个尺寸不同的NACA 0012翼型)进行变开闭试验,以及变开闭比对风洞侧壁附面层位移厚度影响的研究。实验结果表明:洞壁开闭比变化对

不同外形模型气动力特性的影响是不同的；对同一模型的不同气动力参数的影响程度也不一样，最佳开闭比至少要随模型外形、尺寸、来流 $M$ 数以及模型攻角而改变，在近音速区（ $M = 0.95 \sim 1.05$ ），对于堵塞比为1%的 $20^\circ$ 锥柱体模型表面压力将产生畸变，要消除这种干扰效应只有将模型尺寸减小，如堵塞比小于0.01%量级以下才能获得无干扰的压力分布<sup>(10)</sup>。

2.9基地在0.6米和1.2米风洞中进行洞壁干扰的实验研究，确定了FL-21风洞的通气壁特性曲线，并用有限基本解法对洞壁和支架干扰进行了计算，完成5个算例得到满意的结果。西北工业大学在 $0.3 \times 0.1$ 米<sup>2</sup>的二元开缝壁风洞中开展了洞壁干扰实验研究，尤其是对侧壁干扰效应作了较深入研究并取得较大的进展<sup>(11)</sup>。

6.2.6所开展了大攻角洞壁干扰修正方法的探索性研究。

### 高低速风洞洞壁干扰的研究项目

#### (一) 低速风洞洞壁干扰修正的研究项目

研究内容：减少大攻角（ $\alpha \leq 50^\circ$ ）洞壁干扰的方法及其修正技术，计算程序的研究。

技术指标：(1) 提供现有低速风洞试验段条件下的攻角洞壁干扰修正计算程序和验证结果（达到工程上可用），(2) 提供用开槽壁试验段降低大攻角洞壁干扰的合理构型和对剩余干扰的修正计算程序及其验证结果；(3) 提供自流线型风洞（二维）无干扰的实验结果和应用前景的研究报告。

#### 技术途径：

(1) 对实壁试验段下大攻角洞壁干扰修正方法的研究：(a) 对哈克特（J. E. Hackett）壁压信息矩阵法的应用与改进研究（如

八角形截面和较短的试验段长度)；(b) 对舒尔兹 (G. Schulz) 壁压影响函数法的应用与改进研究；(c) 积分法的应用研究。

(2) 用开槽壁试验段降低大攻角洞壁干扰 (槽壁参数的选取：即槽的数目、形状、壁厚、开闭比分布等) 以及对剩余洞壁干扰修正方法的研究。

(3) 自流线型风洞应用技术的研究。

(4) 低速校验模型的设计与加工 (含设计技术论证和校验大纲)。

(5) 技术情报信息的跟踪。

完成形式：

(1) 提供洞壁干扰修正的计算程序和技术报告；

(2) 提供开槽壁板合适构型的设计报告，壁板 (实物) 和验证结果。

(3) 提供二维自流线型风洞的无干扰结果和应用技术报告。

## (二) 跨声速风洞洞壁干扰修正的研究项目

研究内容：

减少洞壁干扰的技术方案，洞壁边界条件的测量方法及其洞壁干扰修正技术的计算程序的研究。

主要技术指标：

(1) 提供高亚音速 (无分离) 条件下的工程上可用的洞壁干扰修正计算程序和验证结果；

(2) 提供洞壁附近压力分布的测量技术和“洞壁干扰可修正程度”的判别计算程序；

(3) 提供降低近音速 ( $M = 0.95 \sim 1.05$ ) 和低超声速 ( $M \leq 1.20$ ) 下的洞壁干扰新型壁板的可用技术方案。

(4) 探讨高亚音速下, 大攻角 ( $\alpha \leq 25^\circ$ ) 洞壁边界状态测量方法和可行的修正技术。

技术途径:

(1) 应用“可修正洞壁”技术减少洞壁干扰的可行方案, 及其对剩余洞壁<sup>扰</sup>的修正方法研究(包括合适的跨音速试验段壁板构型的研制);

(2) 洞壁干扰的综合修正方法研究;

(3) 沿流向斜孔变开闭比壁板降低洞壁干扰技术及其对剩余干扰修正方法的研究;

(4) 槽壁试验段最佳参数、洞壁边界条件的数学表示式, 以及用分格驻室抽气减少洞壁干扰的研究;

(5) 大攻角洞壁干扰修正方法的探索研究;

(6) 通气试验段洞壁边界条件的测量技术研究(包括用不同的测量装置测量方法和测试仪器的精度指标, 校正技术和数据处理方法等);

(7) 洞壁干扰校验标模的设计与加工(包括技术论证及校测大纲),

(8) 洞壁干扰技术情报信息的跟踪。

完成形式:

(1) 提供跨声速风洞洞壁干扰修正计算程序及其验证报告;

(2) 提供跨声速风洞新型壁板(实物)和相应的技术报告;

(3) 提供洞壁边界条件(二维和三维试验下)的壁压测量装置和相应的技术报告

## 洞壁干扰修正研究的阶段结果

自86年5月成立洞壁干扰修正联合攻关组以后,在有关方面和各级领导支持下,虽然由于经费不足,时间紧迫,但在全体同志共同努力下,仍然取得较大的成绩,缩短了同国外先进技术的差距。

### (一) 低速风洞:

无论是古典洞壁干扰理论还是有限基本解法,其条件都是假定流动是均匀的小扰动,位流且流动附着的。因此,对于大攻角,有分离流或有喷流的高升模型上述方法不适用。新近为解决大攻角、大堵塞比、大分离流条件下的复杂洞壁干扰修正问题而发展起来的壁压信息法获得了成功,虽然我国研究工作起步较晚,但已取得了突破性的进展。

#### (1) 初步掌握了壁压测量技术:

实验表明洞壁测压点在模型区范围内应当密些,在远离模型的区域内测压点分布可疏些,壁压测量长度应当不小于3倍试验段宽度,否则将使壁压产生大的截断误差,尤其是对大攻角下模型尾迹效应的壁压影响,要精确测量模型下游测量距离要足够长,壁压分布特征如图1表示。

#### (2) 大攻角洞壁干扰修正程序的研制并已投入试用:

首先在29基地一所研制了一组经简化后,适用于微机上计算的干扰修正程序<sup>(12)</sup>。并先后开展了三元和二元风洞的大攻角测力、测压试验,(共进行了三期1个模型的验证试验)其修正结果正确见图2a, b。南航361所研制两套洞壁干扰计算程序适用于闭口八角形试验段<sup>(13)</sup><sup>(14)</sup>。并用四个几何相似尺寸不同的模型,在NH-2风洞(3×2.5米<sup>2</sup>)中进行对比试验,试验和计算结果

证明,堵塞比为 1.56% 到 16.7% 的四个模型,其升力系数和阻力系数经洞壁干扰修正后非常接近于无干扰结果,和国外用壁压法修正结果一致性良好<sup>(15)</sup>。表明这些计算程序是可用的。其测量参数  $C_D$ ,  $C_L$  的修正值和未修正值对比如图 3、4 和图 5、6 所示。当然还需用其它模型进行校验,以扩大其适用性范围。还有 6.26 所积分法<sup>(16)</sup>。

### (3) 大攻角洞壁干扰量不是小量:

用堵塞比 1.56%, 6.25%, 9.78% 和 16.7% 外形相似的单独机翼和翼身组合体模型,在  $\alpha = 0^\circ \sim 90^\circ$  的试验中发现当  $\alpha \geq 25^\circ$  时洞壁干扰量不是个小量,如  $\alpha = 90^\circ$  时洞壁干扰使阻力测量值增大约 87%; 而  $\alpha = 50^\circ$  时,升力测量值增大约 50%,它和国外风洞类似实验得出的干扰量是相当的<sup>(13)</sup>,<sup>(14)</sup>。这证明壁压测量法是可靠的,大堵塞比模型,攻角大于  $25^\circ$  的洞壁干扰量是个很大的值,不经洞壁干扰修正的大攻角风洞实验值是不可靠的。

### (4) 自流线型二元风洞实验技术获得新进展:

在一个  $0.256 \times 0.150$  米<sup>2</sup> 二元自柔壁自流线型风洞中,用一个弦长为 200mm NACA 0012 翼型(堵塞比为 16%),试验段高与弦长比为 1.28,当  $\alpha = 0^\circ \sim 8^\circ$  内获得无干扰的实验值。它还用来为 MPC-75 客机的先进翼型作选型试验。此外,目前正在进行三元自修正风洞的研制工作,所取得的成绩已引起有关专家的重视,该风洞被美国兰利研究中心主办的“自适应壁”通讯列为世界十个联系中心之一<sup>(17)</sup>。该风洞还开展了加速收敛速度的研究,取得了用一次调节洞壁参数达到无干扰流动“一步法”的成功,并将自修风洞原理在洞壁干扰修正中的应用作了较全面的总结<sup>(18)</sup>,<sup>(19)</sup>,<sup>(20)</sup>。

## (二) 跨声速风洞

当前跨声速风洞壁干扰各种修正方法的最新发展是转向直接测量洞壁边界条件(简称壁压法)。根据近两年来的试验和计算也取得一些成绩。

### (1) 对透气壁试验段壁压测量技术的初步掌握:

对孔壁由于靠近孔边缘流动的扰动(孔壁附面层不稳定和孔与孔之间的流动出现离散的扰动引起)要求壁压测量应离开这个扰动区域,故使用专门壁压测量装置(“T”型截面测压条或轴测管);对开缝壁,实验表明流动在两条缝中心线之间的一定距离上存在着沿缝流动和沿实壁流动的混合流,据此可在两缝中心线的中间实壁部位上钻静压孔。静压孔分布应当在模型区域内密集,远离模型区的上下游逐渐稀疏。“T”形截面测压条证明对二元试验效果优良,对三元模型试验壁压测量要用轴测管式为佳。不论何种装置加工应当精细。目前,627所,西工大使用轴测管(21),南航等单位使用测压条(“T”型截面)。例如南航研制测压条长1430mm,高61mm,截面厚5mm,测压孔离洞壁45mm,经多次校正并在大型精密磨床加工,流场校测模型区 $M$ 数均方根偏差 $\sigma_M = 0.0007 \sim 0.0021$  ( $M = 0.6 \sim 0.9$ )(22),其壁压分布如图7所示。

### (2) 二元洞壁干扰修正程序的推广与试用:

86年联合攻关组推广试用南航提供两个计算程序。第一个名为HTWC21程序,它是用快速富里叶变换法求解的,该程序对1980年Mokry法作了某些改进,适用于高亚声速流动,只要洞壁附近流动是亚临界,模型上局部冲波不打到洞壁上,则此法是精确解,具有计算机时短,PC机上就可运算,使用简便可实现联机实时修正。另一个名为HTWC22程序,是采用等效模型差分法作数值计算,适用于

亚跨声速范围并可按照不同计算要求，任意选取五种不同类型速势方程之一，还能提供判别洞壁干扰是否可修正。这两个程序的使用表明跨声速洞壁干扰修正技术达到八十年代初期水平见表(23)。西工

表1 修正结果的比较

项目名称	模型	M	$\alpha^\circ$	$C_y$
NAE 风洞测值	BGK 1	0.784	2.56	0.764
修正值方法 I		0.769	1.81	0.783
方法 II		0.769	1.81	0.783
NH-1 风洞测值	NACA0012	0.801	3.87	0.500
修正值 方法 I		0.796	3.47	0.412
方法 II		0.798	3.60	0.411

大。627所还用实验测量和计算出(无干扰)洞壁压力分布来鉴定洞壁干扰的大小，从而确定有最小干扰的最佳开闭比。它适用于实时鉴定(24)，(25)，(26)具有使用简便的优点。29基地开展了洞壁干扰和支架干扰综合修正方法的研究。从此，跨声速风洞洞壁干扰的修正研究结束了单纯风洞对比实验，开始走上分析计算和风洞试验相结合的阶段，促进了计算机与风洞试验一体化的发展，扩大了风洞试验的能力，提高了经济效益。

(3) 新的透气壁壁板的研制：627所、南航已完成沿流向变开闭比 $60^\circ$ 斜孔壁和变开闭比的开缝壁的地面安装和调试。西工大与瑞典合作研制了四壁开缝的最佳开缝壁设计，初步掌握了最佳缝型的设计方法和数值设算技术(27)。其结果将为改进跨声速风洞试验段壁板构型设计提供重要参考价值。