

1992.1

国际科技合作课题 论文集

SELECTED PAPERS IN SCIENTIFIC AND TECHNICAL
INTERNATIONAL COOPERATION PROGRAM



中国航空航天研究院

CHINESE AERONAUTICS AND ASTRONAUTICS ESTABLISHMENT

30907404

V1-53

01

V4-1

国际科技合作课题 论文集

SELECTED PAPERS IN SCIENTIFIC AND TECHNICAL
INTERNATIONAL COOPERATION PROGRAM

HK56/16 (4A)

中国航空航天研究院

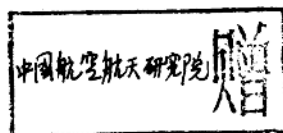
CHINESE AERONAUTICS AND
ASTRONAUTICS ESTABLISHMENT



C0063911

航空工业出版社
AVIATION INDUSTRY PRESS

1992



国际科技合作课题论文集

(4A)

《国际科技合作课题论文集》编辑部编

航空工业出版社出版发行

(北京市安定门外小关东里14号)

航空工业出版社印刷厂印刷

1992年6月第1版

1992年6月第1次印刷

850×1168毫米 1/16

印 张: 9.375

印数: 1—1000

字 数: 290千字

ISBN 7-80046-233-1/V.047

《国际科技合作课题论文集》编辑部
Editorial Department of
Selected Papers in Scientific and Technical
International Cooperation Program

主 编	王 知		
<i>Editor-in-chief</i>	<i>Wang Zhi</i>		
副主编	徐 露		
<i>Vice Editor-in-chief</i>	<i>Xu Lu</i>		
编 辑	崔志华	张节莹	冯因英
<i>Editor</i>	<i>Cui Zhihua</i>	<i>Zhang Jiexuan</i>	<i>Feng Yinging</i>

通讯地址:	北京 761 信箱	Address:	P.O. Box: 761 Beijing China
邮政编码:	100012	Post Code:	100012
电 话:	4232696	Tel.:	4232696
电 传:	210467 CAE CN	Tlx.:	210467 CAE CN
传 真:	4232507	Fax:	4232507
出 版:	航空工业出版社	Published by	China Aviation Industry Press (AIP)

编者的话

1991年3月30日至4月3日在苏联新西伯利亚召开了“中苏航空气动力学学术会议”。我方代表团由中国航空航天研究院、中国空气动力研究与发展中心、北京空气动力研究所等有关专家13人组成。苏联代表团由苏联哈普雷金西伯利亚航空科学研究院、苏联中央空气流体动力研究院以及苏联科学院新西伯利亚分部理论与应用力学研究所等有关专家组成。会议由中方主席中国航空航天研究院副院长顾诵芬教授和苏方主席哈普雷金西伯利亚航空科学研究院院长谢利约诺夫教授主持。

大会期间，宣读了22篇研究论文，中苏双方各11篇。

中方代表团对苏联专家的论文给予了肯定的评价。通过这些论文可以了解到苏联航空气动力研究工作的部分情况和科研成果，可以看出苏联在航空气动力研究方面有其独到之处，有的方法不仅适用，而且简便、经济。这些论文对我国空气动力研究无疑有一定的借鉴和积极的参考作用。

为使苏方专家的论文尽早与中国读者见面，本集先刊载原苏联空气动力学专家在大会上宣读的11篇论文，供内部参考，不对外发行。

文章的摘要及小标题大多是译者和编者所加的，为的是使文章结构与前几集取得一致。为尊重作者起见，文章的英语部分未作大的改动。

目 录

CONTENTS

苏联西伯利亚航空研究院实验空气动力研究的主要类型	(1)
Main Types of Experimental Aerodynamic Research at	
SibNIA	(10)
亚、跨音速分离流中升力系统的非定常气动特性	(14)
Unsteady Aerodynamic Characteristics of Lifting Systems	
with separated flow at Subsonic and Transonic Speeds	(21)
升力系统大迎角非定常气动特性数学模拟	(24)
Mathematical Simulation of Unsteady Aerodynamic	
Characteristics of Lifting Systems at High Angles of Attack	(29)
大迎角升力系统非定常气动特性数值研究	(33)
Numerical Investigations of Unsteady Aerodynamics of	
Lifting Systems at High Angles of Attack	(40)
扰流片偏转时机翼非定常空气动力特性实验研究	(45)
Experimental Research Into Unsteady Aerodynamic	
Characteristics of the Wing at the Spoiler Deflection	(50)
亚音速流动中飞行器非线性气动力特性的计算方法	(55)
Method of Calculation of an Aircraft Nonlinear Aerodynamic	
Characteristics in Subsonic Flow	(64)
带薄分离区的翼身组合体跨音速粘流计算	(71)
Calculation of the Viscous Transonic Flow Over Wing / Body	
Combination Including Thin Separation Zones	(82)
低速分离流计算方法的应用	(90)
Applications of Low-Speed Flow Separation Prediction	
Methods	(99)
用位势面元法计算带发动机模拟的复杂飞机外形的绕流	(103)
Computation of the flow Around Complex Aircraft	
Configuration With Engine Simulation Using the Potential	
Panel Method	(108)

高超音速飞行器的数学与实验模拟	(111)
Mathematical and Experimental Modelling of Hypersonic Aircraft	(120)
带后掠翼和前掠翼的鸭式布局飞机模型流场的物理研究	(126)
Physical Investigation of a Flow Around a Canard Aircraft Model Having Swept Back and Swept Forward Wings	(139)

苏联西伯利亚航空研究院 实验空气动力研究的主要类型

原苏联西伯利亚航空研究院 (SibNIA)

V.L.Chemezov

摘 要

西伯利亚航空研究院的研究部门, 主要从事先进飞机及其他各种类型和执行各种任务的飞行器的空气动力设计。研究的大部分是通过实验方法实现的。本文简要地介绍了 T-203 低速风洞和 T-205M 跨音速风洞。

一、引 言

西伯利亚航空研究院的实验设备可以实现飞行器的空气动力研究, 这些飞行器包括运输机、客机、特技飞机、教练机、行政机和农业飞机, 超轻型悬浮滑翔机, 软表面飞行器, 火箭, 宇宙飞船, 冲压风表面运载工具, 垂直起落、短距起落和地面效应飞行器以及各种低亚音速和跨音速飞行器。

该院空气动力实验设备包括 T-203 低速风洞和 T-205M 跨音速风洞。本文将对这两种风洞做以简要地介绍。

二、T-203 低速风洞和 T-205M 跨音速风洞概况

T-203 是一具有开口实验段的连续回流式风洞。它类似于 TsAGI 的 T-103 风洞。T-203 风洞概貌见图 1。椭圆形喷管出口截面为 $2.33 \times 4 \text{ m}^2$, 实验段长为 4m, 流速可从 10 m/sec 逐渐变为 70 m/sec 。

T-205M 是一连续回流式风洞。气流由一个四级压缩机产生。该风洞的概貌见图 2。矩形实验段截面积 $0.6 \times 0.595 \text{ m}^2$, 长 2.39m。马赫数可在 $0.4 \sim 1.15$ 范围内连续改变, 从 $1.36 \sim 1.5$ 再至 1.75 可离散变化。马赫数在 $0.4 \sim 1.15$ 间的模型测试是在带上下孔壁的实验段里进行的。壁面穿孔量 23%, 可拆卸的喷管用于跨音速区域的测试。

风洞实验段的速度场和气流下洗的测量结果证实流动特性满足这些类型风洞的需要。模型处风洞段的压力和下洗角的均匀性表现为: 与压力平均值的最大偏差为 $\pm 1\%$, 气流上洗/下洗的最大偏差为 $\pm 0.2^\circ$, 气流横洗的最大偏差为 $\pm 0.3^\circ$ 。T-203 风洞的初始湍流度表现为临界雷诺数 $= 3.4 \times 10^5$, 它通过直径为 0.15 m 的球体测试而得出。流速脉动度约为 0.3% 。T-205M 风洞的马赫数场不规则度在 $0.4 \sim 1$ 范围内不超过 $\pm 0.5\%$, 在跨音速范围内不超过 $\pm 1\% \sim \pm 3\%$ 。

1. 风洞装备

(1) 在 T-203 风洞中, 有两个带状悬置的自动电阻式六分力天平 (AV-203 和 AVM2-203);

注: 译文中小标题为编者所加。

(2) 外部六分力应变仪天平 (在 T-203 风洞中为 6TV-203, 在 T-205M 风洞中为 6TV-203-3);

(3) 在 T-203 风洞中有一个 VZM-100 多通道超声波压力计, 在 T-205M 风洞中有一个应变仪压力计;

(4) 用于测定旋转导数的 VP-203, VP-205 测试台;

(5) 当单自由度非定常运动时, 用于模型非定常气动力特性研究的测量系统;

(6) 用于模型表面静压脉动测量的系统;

(7) 用于模型表面或模型附近流动物理结构及流动特性研究的装置;

(8) 一个压缩空气供给系统和一个为螺旋桨的电驱动系统 (在 T-203 风洞中)。

T-203 和 T-205M 风洞中空气动力特性测定的准确度以一系列测量结果均方差示于下表。

测量结果均方差

测 试	风 洞 值	
	T-203	T-205
重量测试	0.0003	0.0005
	0.003	0.005
	0.0015	0.005
	0.003	0.006
	0.003	0.006
	0.003	0.006
压强分布	0.003	0.003
旋转导数	0.003	0.003

2. 测试设备的功能

上述测试设备, 现有软件和硬件可完成下述任务。

(1) 对模型飞行器及部件在大范围的迎角, 侧滑角和马赫数内的定常空气动力特性的研究。

定常气动力特性研究是在模型 (装在外部及内部电阻式和应变仪天平上) 重量测试的基础上进行的。用于载荷测量的最大通道数为 20, 所获得的模型气动特性与在 TsAGI 获得的真实尺寸飞机模型的实验数据吻合相当好。这些模型有特技飞机、带缝翼的非特技飞机和客机的模型 (图 3)。

(2) 对起飞和着陆过程中的飞行器模型, 冲压风表面运载工具以及在巡航区利用地面效应的飞行器的定常空气动力研究。

该研究的主要特点是对地面效应的模拟。地面效应模拟是在一固定带式镜面测试台和一移动带式测试台上进行的。

(3) 带涡轮喷气发动机工作模拟或螺旋桨模拟的飞行器模型定常低速空气动力研究, 和通过推力矢量偏转来利用发动机射流能量改善起飞/着陆特性、巡航状态气动特性以及可控性的飞行器模型定常低速空气动力研究。

喷气发动机工作模拟是在推力系数及进气道入口处流动模型值与实际值相等的基础上进行的。研制带动力装置工作的模型测试技术的目的是, 在低耗费和较短时间内可设计出能获得可靠测试数据的实验设备。利用压缩空气的气体引射器作为喷气发动机的模型。压缩空气通过一专门的空气管道系统提供给主动气体喷管 (图 5)。

螺旋桨模拟需要满足下列相似准则: 螺旋桨推力和推进比系数的模型值与真实值相等。AV-10M 小型高频电动机或飞行器发电机起动器和 P.C. 电动机用来作为螺旋桨旋转驱动装置。

带运行动力装置的模型测试以两种方式进行, 即带连接动力装置和不连接动力装置的模型测试。

当采用后一种方式时,可观察到较小结果误差(图6)。

(4) 在模型表面压强分布测量结果的基础上进行分布空气动力特性的研究,模型表面的压强分布是通过 T-203 风洞中的 UZM 超声波压力计和 T-205M 风洞中的 TM-100 应变仪压力计,利用“逐点”技术获得的。

(5) 在大范围迎角、侧滑角和马赫数内对飞行器模型的非定常空气动力特性的研究。

该研究包括在 VP-203 和 VP-205 自由振动试验台上在各种马赫数和 Strouhal 数的不同迎角及侧滑角下确定模型的转动导数;在 UVPK-203 和 DV-205 强迫振动试验台上,对单参数运动规律下非定常空气动力特性的确定;在自由转动试验台上对“机翼摇摆”的研究。

在大范围迎角、振幅和频率情况下,信息计算机体系被用来做俯仰谐振时升力系统的非定常空气动力特性研究。在具有强非线性非定常效应的近临界流动区域内,计算机体系可以进行飞行器模型的空气动力特性研究(见图7)。

(6) 通过对模型升力元件面上的静压脉动度及频率谱的测量来预测抖振。

现有设备可以确定出高压强脉动度下引起抖振的流动区域,可以提出抑制抖振或将其移至高迎角状态的措施。所得数据与飞行试验结果十分吻合证实了数据的可靠性。

(7) 对低和高亚音速及跨音速下绕升力系统的复杂涡流的研究,找出改变流动的技术方法以改善飞行器的空气动力布局。

本研究包括利用球形探头、丝线束、油膜显示或求转捩线的方法测量速度场、压强和下洗的各种技术。

测量结果为等压线,速度场和涡心轨迹。

(吕秀艳译 来自强校)

附 图 FIGURES

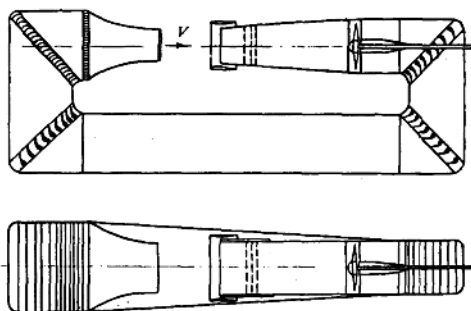


图1 T-203 风洞

Fig. 1 The T-203 wind tunnel

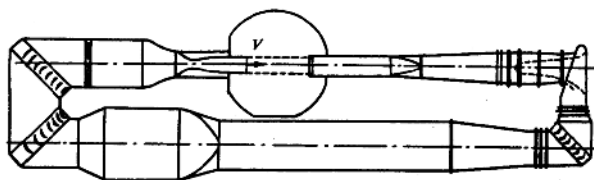


图2 T-205M 风洞

Fig. 2 The T-205M wind tunnel

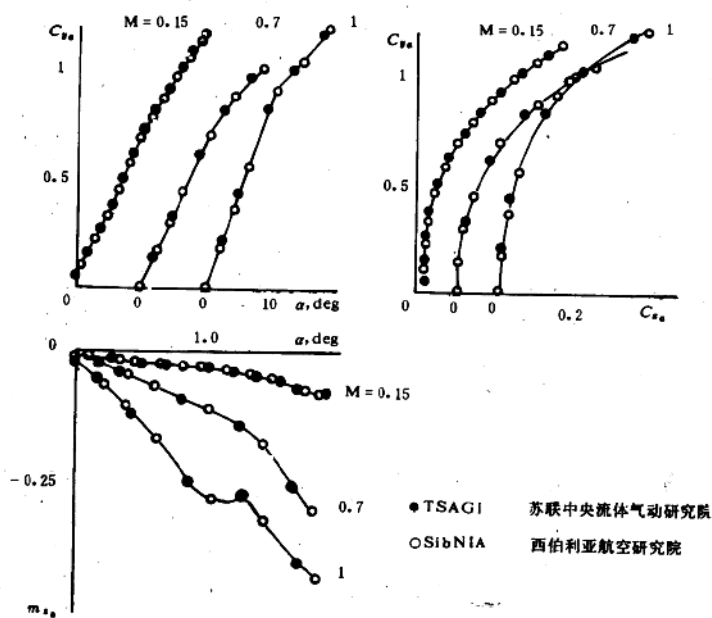


图3

Fig. 3

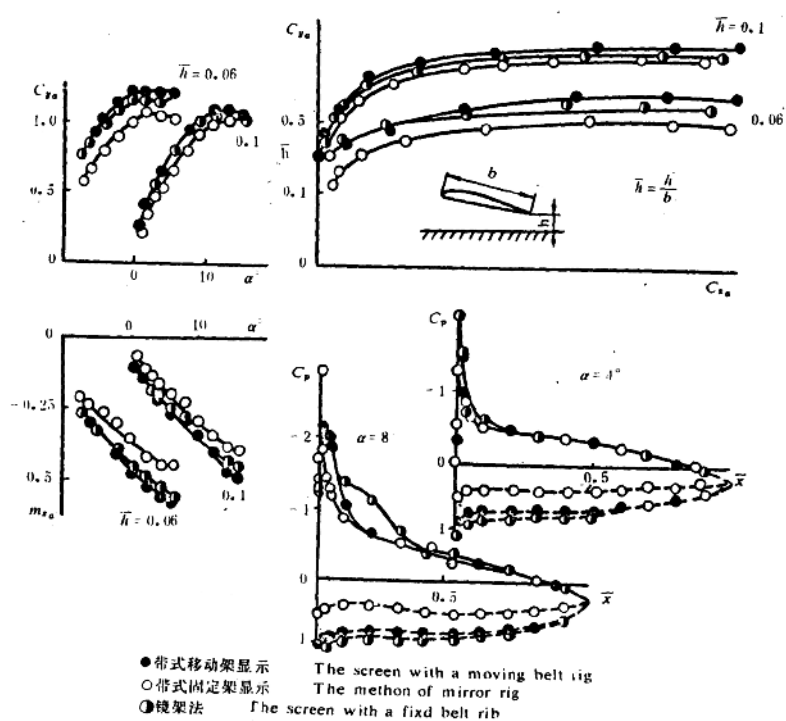


图 4

Fig. 4

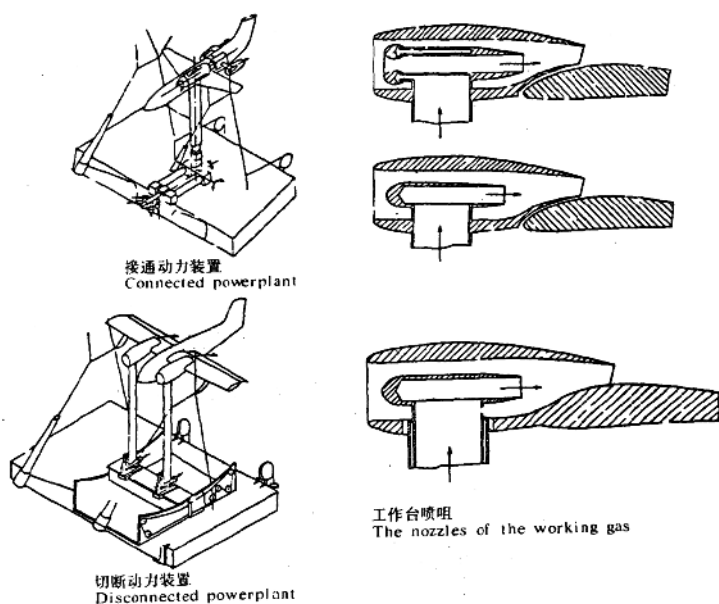


图 5

Fig. 5

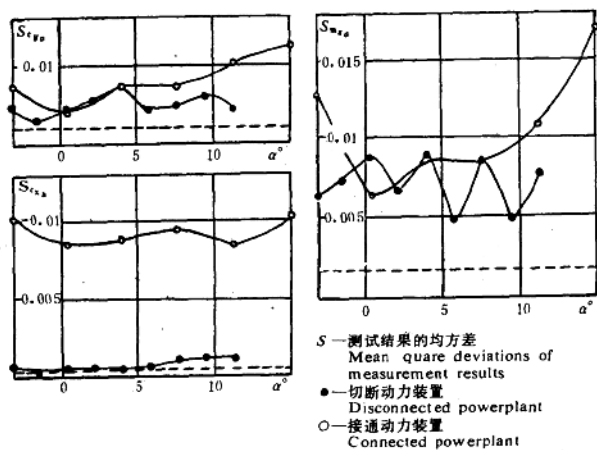


图 6

Fig. 6

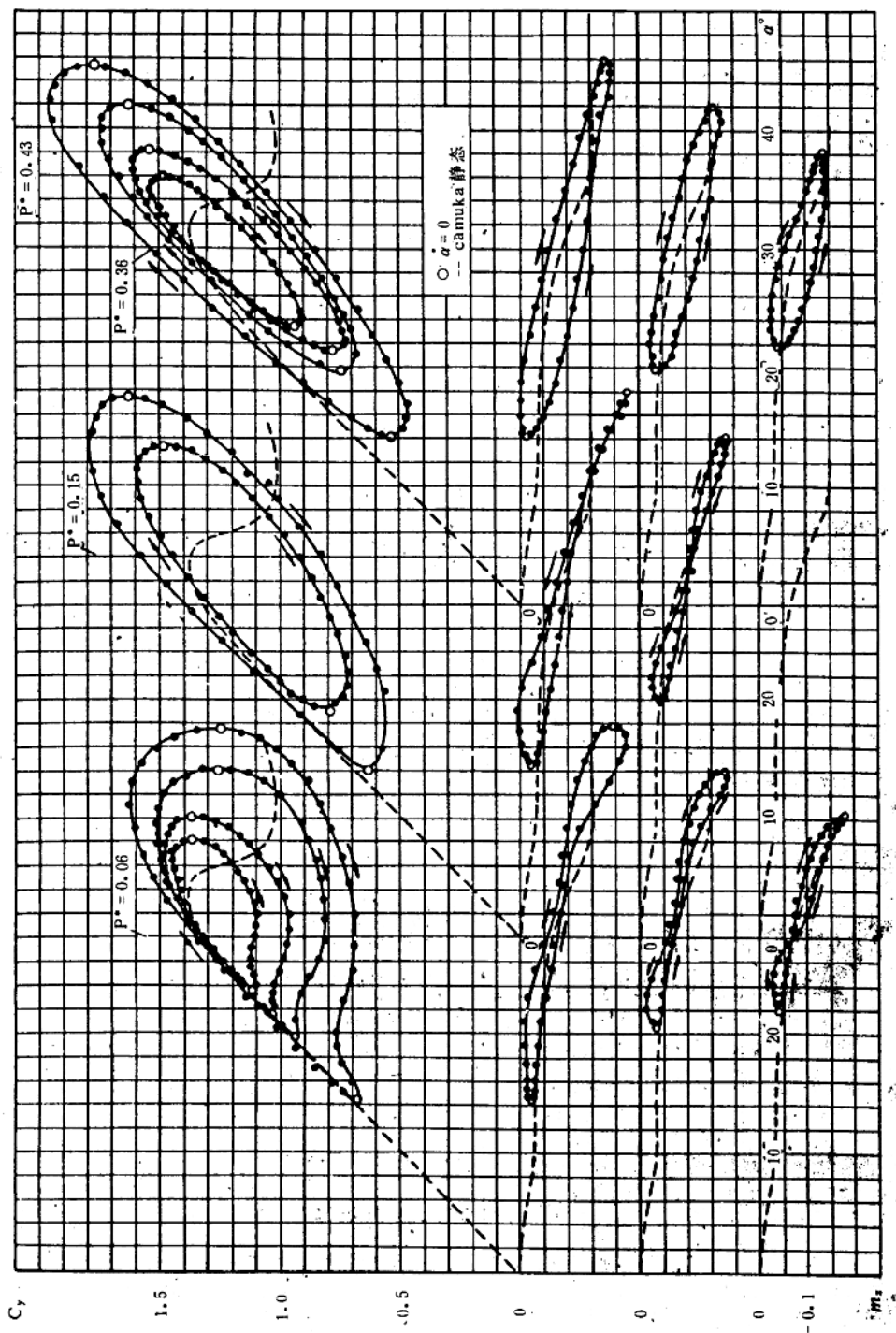


图 7
Fig. 7

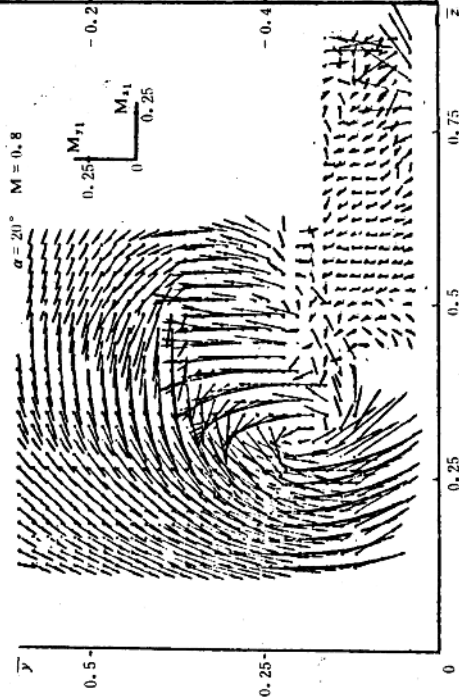
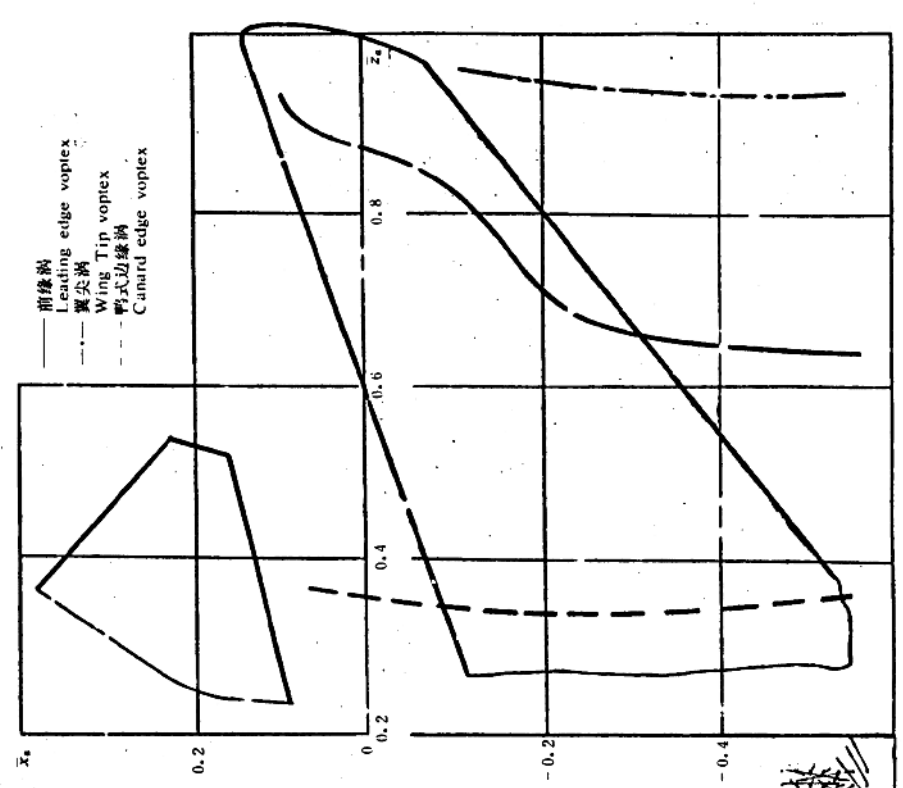
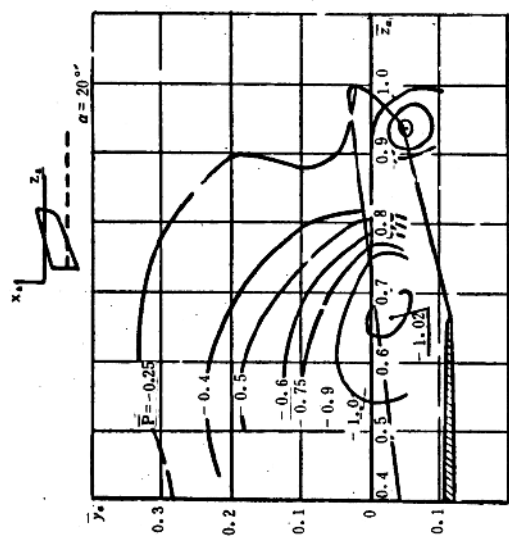


图 9
Fig. 9

	T-203	T-205M
Sc_{xa}	0.0002***0.0003	0.00015
Sc_{ya}	0.002 ***0.003	0.001
Sm_{za}	0.001 [†] ***0.0015	0.0007
Sc_z	0.001 ***0.002	0.001
Sm_x	0.0002***0.0003	0.0002
Sm_y	0.0002***0.0003	0.0002
Sc_p	0.003 ***0.005	0.003***0.007
$Sm_z^{\omega z} + m_z^{\dot{a}}$	0.03 ***0.15	0.003***0.1

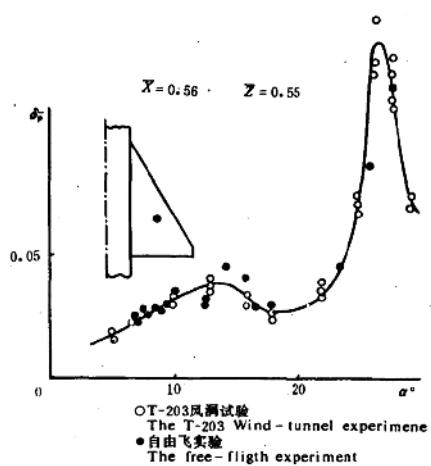


图 8

Fig. 8

MAIN TYPES OF EXPERIMENTAL AERODYNAMIC RESEARCH AT SibNIA

V.L.Chemezov SibNIA

ABSTRACT

The Research Divisions at SibNIA are Largely involved with aerodynamic design of advanced airplanes and other aircrafts of various types and missions. A considerable part in the whole volume of research is represented by experimental method. The aerodynamic test facilities including T-203 low speed wind tunnel and the T-205M transonic wind tunnel are briefly introduced in present paper.

I. INTRODUCTION

The experimental facilities at SibNIA allow to perform aerodynamic research of aircraft, including transports, airliners, aerobatic aircraft, executive and agricultural aircraft, ultralights including hang gliders, soft-skin aircraft; rockets, spacecraft, ram-wind surface vehicles; VTOL, STOL and GETOL aircraft and various vehicles in regimes corresponding to low and high subsonic as well as transonic airspeeds.

The aerodynamic test facilities include the T-203 low-speed wind tunnel and the T-205M transonic wind tunnel.

II. THE T-203 LOW-SPEED WIND TUNNEL AND THE T-205M TRANSONIC WIND TUNNEL OF BRIEFING

The T-203 is a continuous closed-loop wind tunnel with an open test section and a return channel. It is similar to the analogous T-103 wind tunnel at TsAGI. The general view of the T-203 tunnel is shown in Fig.1. The nozzle exit section of an elliptical shape is 2.33 by 4 metres. The test section is 4 metres long. The flow speed can be changed gradually from 10 to 70 metres per second.

The T-205M is a continuous closed-loop return-circuit wind tunnel. The airflow is generated by a four-step compressor. The general view of the tunnel is shown in Fig.2. The rectangular test section is 0.6 by 0.595 metres and 2.39 metres long. Mach number can be changed continuously from 0.4 to 1.15 M, and discretely from 1.36M to 1.5M and to 1.75M. Model testing in the 0.4 to 1.15 M range is performed in the test section with perforated upper and lower walls. The perforation amounts to 23%. Removable nozzles are used for testing in transonic regimes.

Measurement results concerning velocity fields and downwash in the test sections of the tunnels confirm that the flow characteristics meet the requirements for those types of wind-tunnels. Uniformity of the ram and downwash angle fields at the wind-tunnel section at the model location, is characterized by maximum deviations from the average values for the ram equal to $\pm 1\%$, for the up / downwash $\pm$