

人椅系统空气动力特性 模拟与分析

陈德华 著



科学出版社

人椅系统空气动力特性 模拟与分析

陈德华 著

科学出版社

北京

内 容 简 介

本书系统介绍了飞机人椅系统空气动力特性的试验模拟方法和数值模拟方法,对人椅系统在亚跨声速、大迎角、大侧滑角范围的空气动力特性进行了分析研究。全书共7章:第1章阐述了弹射救生系统的发展历程与趋势、国内外研究概况、主要研究方法等;第2章简要介绍了涉及的气动基础知识和试验原理;第3章分析了试验模拟的不确定度;第4章介绍了数值模拟方法和典型的计算结果;第5章详细介绍了地面模拟试验方法和典型结果;第6章结合前述内容详细分析了人椅系统的空气动力特性;第7章初步建立了人椅系统研制技术平台。

本书可供从事高速风洞试验、空气动力学研究、弹射救生系统研制的工程技术人员使用,也可供高等院校有关专业的师生参考。

图书在版编目(CIP)数据

人椅系统空气动力特性模拟与分析 / 陈德华著. —
北京: 科学出版社, 2019.6

ISBN 978-7-03-060945-8

I. ①人… II. ①陈… III. ①飞机—空气动力学—研究
IV. ①V211.4

中国版本图书馆 CIP 数据核字(2019)第 058766 号

责任编辑: 徐杨峰 / 责任校对: 谭宏宇
责任印制: 黄晓鸣 / 封面设计: 殷 靓

科学出版社 出版

北京东黄城根北街16号

邮政编码: 100717

<http://www.sciencep.com>

南京展望文化发展有限公司排版

苏州市越洋印刷有限公司印刷

科学出版社发行 各地新华书店经销

*

2019年6月第 一 版 开本: (720×1000) B5

2019年6月第一次印刷 印张: 13 1/2

字数: 220 000

定价: 128.00 元

(如有印装质量问题,我社负责调换)

作者简介



陈德华,1960年4月25日生,四川省宜宾市人,中共党员,军事科学院研究员、博士生导师,专业技术少将。2006年享受政府特殊津贴。1982年在北京航空学院(现北京航空航天大学)获学士学位,1999年在南京航空航天大学获硕士学位,2004年在北京航空航天大学获博士学位。1982年至今,在中国空气动力研究与发展中心从事国防科研工作,曾任中国空气动力研究与发展中心高速空气动力研究所201室副主任、203室主任、204室主任、副总工程师、总工程师,现为中国空气动力研究与发展中心专业副总工程师、空气动力学国家重点试验室副主任,南京航空航天大学、电子科技大学兼职教授,国家高技术计划专家组专家。中国空气动力学学会第四、五、六届理事会理事,中国空气动力学学会第五、六、七届流动显示专业委员会副主任委员,中国力学学会第八、九届试验流体力学专业组成员,高速空气动力研究所《气动研究与发展》第七届编委会主编,《空气动力学学报》《实验流体力学》等期刊编委。长期从事飞行器试验空气动力学研究,主持完成30余项国家重点型号科研试验设备配套技术改造等重大国防科研任务,在风洞性能标定、战斗机弹射救生系统空气动力特性、风洞与飞行相关性研究、飞行武器高速地面模拟研究等多个研究方向取得了突出的研究成果,获得部委级科技进步奖16项,其中一等奖4项、二等奖8项,获得国防/国家发明专利17项(12项为第一发明完成人,5项为第二发明完成人),已出版专著一部,在国内外核心期刊上发表论文40余篇。

在航空救生的发展历程中,敞开式弹射座椅一直是世界各国战斗机乘员救生的主要装备,其中飞行员与弹射座椅组成的人椅系统是救生中最为重要的子系统。随着战斗机飞行速度和机动性能的不断提高,在紧急情况下,要求弹射座椅在各种飞行姿态、飞行速度、飞行高度下都能实现应急救生,人椅系统弹射到空中所呈现的飞行姿态将十分复杂,如何准确测量与确定人椅系统在宽广姿态范围的空气动力特性是进行高性能弹射救生系统研制的一个关键性问题。因此,进行人椅系统宽广姿态和宽速域范围的空气动力特性研究,对于现代先进弹射救生系统的研制是极为重要的。

本书在作者研究工作的基础上,系统地介绍了飞机人椅系统空气动力特性的试验模拟方法及数值模拟方法,对人椅系统在亚跨声速、大迎角、大侧滑角范围的空气动力特性进行了分析研究。此外,书中还引用了中国空气动力研究与发展中心高级工程师郑世华、李晓华等在1.2米跨超声速风洞开展人体空气动力肢体测力试验的研究成果。

本书是我国第一部有关人椅系统在复杂姿态及宽广速域范围空气动力特性模拟与分析研究方面的专著,涉及的内容主要有:与人椅系统空气动力特性研究相关的空气动力学基础知识与风洞试验原理,人椅系统的空气动力特性风洞试验模拟方法、数值模拟方法、风洞试验不确定度及人椅系统空气动力特性分析等,以及人体空气动力特性及其风洞模拟方法。

本书还引用和参考了国内外同行的一些论文或书籍,谨向这些论文或

书籍的作者致以诚挚的谢意。本书在完成过程中,得到了中国空气动力研究与发展中心高速空气动力研究所周岭研究员、刘光远博士、刘大伟博士、许新、熊贵天等的帮助,还有我的同窗好友隋洪涛博士的鼎力支持,在此对他们表示衷心的感谢!



2018年9月

目录 | CONTENTS

前言

第 1 章 绪论	1
1.1 航空弹射救生系统发展	1
1.2 人椅系统空气动力特性研究目的和意义	2
1.3 国内外飞机人椅系统空气动力特性地面模拟研究	7
1.4 国内外飞机人椅系统空气动力数值模拟研究	11
1.5 空气动力学——人椅系统安全救生的重要支撑技术	14
第 2 章 空气动力学基础知识与风洞试验原理	16
2.1 空气动力学基础知识	16
2.1.1 空气属性	16
2.1.2 空气动力学基本概念	21
2.1.3 空气动力学基本关系式	27
2.1.4 空气动力学基本方程	30
2.2 坐标轴系	33
2.2.1 风洞试验常用坐标轴系	33
2.2.2 机体坐标轴系 $Ox_b y_b z_b$	33
2.2.3 气流坐标轴系 $Ox_a y_a z_a$	34
2.2.4 半机体坐标轴系 $Ox_i y_i z_i$	35
2.2.5 风洞坐标轴系 $Ox_w y_w z_w$	35
2.2.6 天平坐标轴系 $Ox' y' z'$	35

2.2.7	坐标轴系转换	36
2.3	风洞试验原理	37
2.3.1	相似理论	37
2.3.2	相对性原理	37
2.2.3	高速风洞试验相似准则	38
第 3 章	人椅系统风洞试验不确定度	43
3.1	概述	43
3.2	飞机人椅系统模型高速风洞试验数据不确定度分析方法	44
3.3	飞机人椅系统模型风洞试验中的误差源和独立测量变量	46
3.4	试验中过程参数及试验结果不确定度估算	47
3.4.1	风洞气流参数	48
3.4.2	模型姿态角	49
3.4.3	空气动力系数	50
3.5	飞机人椅系统模型风洞试验系统不确定度计算	51
3.6	试验技术研究结果可靠性分析	54
3.6.1	试验研究结果重复性	54
3.6.2	支撑干扰	55
3.6.3	试验研究结果与国外试验结果比较	58
第 4 章	人椅系统空气动力特性数值模拟	61
4.1	概述	61
4.2	三维 Euler 方程有限体积法	63
4.2.1	数学模型	63
4.2.2	有限体积法	64
4.2.3	边界处理	66
4.2.4	耗散模型	69
4.2.5	四步 Runge - Kutta 显式时间推进格式	71
4.2.6	加速收敛措施	73
4.3	三维 N - S 方程计算	76
4.3.1	N - S 方程的一般形式	76
4.3.2	边界条件	78

4.3.3	有限体积法	80
4.3.4	湍流模型	81
4.3.5	时间步长的选取	83
4.4	飞机人椅系统数值模拟	84
4.4.1	几何模型与网格	84
4.4.2	计算过程与方法	87
第 5 章	人椅系统空气动力特性地面模拟试验方法	90
5.1	概述	90
5.2	人椅系统空气动力特性火箭滑车试验方法	91
5.3	人椅系统映像半模型支撑试验方法	92
5.4	人椅系统尾支撑试验方法	93
5.5	人椅系统侧壁直角弯杆支撑试验方法	95
5.5.1	侧壁直角弯杆支撑试验方式	95
5.5.2	飞机人椅系统试验技术难点	96
5.5.3	飞机人椅系统试验技术的实现	97
5.5.4	飞机人椅系统模型空气动力载荷预计	99
5.5.5	天平设计要求	100
5.5.6	大迎角大侧滑角机构设计要求	100
5.5.7	试验模拟研究设备及人椅系统模型	101
5.5.8	飞机人椅系统试验方法	106
5.5.9	飞机人椅系统天平设计	108
5.5.10	试验数据处理方法与修正	115
5.5.11	飞机人椅系统模型试验数据修正	119
第 6 章	人椅系统空气动力特性	124
6.1	人椅系统流动特性分析	124
6.2	人椅系统数值模拟研究结果与试验研究结果比较分析	137
6.3	人椅系统空气动力特性分析	138
6.3.1	人椅系统空气动力特性分析与快速预估	138
6.3.2	飞机人椅系统升力特性	144
6.3.3	飞机人椅系统阻力特性	146

6.3.4	飞机人椅系统俯仰力矩特性	150
6.3.5	飞机人椅系统侧向力特性	153
6.3.6	飞机人椅系统滚转力矩特性	155
6.3.7	飞机人椅系统偏航力矩特性	158
第7章	人体空气动力特性及其风洞模拟方法	161
7.1	概述	161
7.2	人体空气动力试验	162
7.2.1	人体空气动力试验方法	162
7.2.2	人体空气动力试验的技术难点与试验技术的实现	164
7.2.3	人椅组合体试验模型	168
7.2.4	人体空气动力试验天平设计	169
7.2.5	人体空气动力与坐标系	170
7.2.6	人体空气动力试验数据处理与修正	171
7.3	人体空气动力特性	172
7.3.1	头部与保护头盔组合体和密闭头盔的空气动力特性	172
7.3.2	人体上肢空气动力特性	173
7.3.3	人体下肢空气动力特性	178
7.3.4	防护装置对人体空气动力特性的影响	181
7.3.5	人体承受空气动力载荷的影响与分析	196
	参考文献	198

第 1 章 绪 论

1.1 航空弹射救生系统发展

自莱特兄弟发明飞机的 100 年来,飞机应急救生问题始终是世界各国航空业界关注的焦点。飞机上最早的应急救生手段是救生伞,当飞机飞行发生故障失事时,由飞行员依靠自身的体力爬出飞机座舱,然后打开自身背后的救生伞实现救生。然而,随着飞机飞行速度的不断提高,当飞机飞行速度超过 400 km/h 时,在强大的气流作用下,飞行员依靠自身的体能已经无法爬出座舱跳伞实现救生,即使能爬出座舱跳伞,也极可能与飞机的机翼或尾翼相撞而身亡。为了在飞机高速飞行情况下仍能成功实现救生,需要研制一种新的救生装置。弹射座椅就是适应这种情况而研制出的新救生装置,它是一种用弹射动力将飞行员与座椅一起弹射离开失事飞机的救生装置,它的出现较好地解决了飞机在高速飞行时飞行员无法救生问题,有力地保障了飞机在飞行事故或在空战中飞行员的生命安全,为保存部队的战斗力做出了重大贡献。据统计,自第一台弹射座椅研制成功至今,全世界有 15 000 多名飞行员获救^[1]。

弹射座椅已有近 70 年的发展历程,伴随着战斗机性能的提高,弹射座椅的性能也随之提升。迄今,它已发展至第三代,并正在预研第四代。第一代弹射座椅为弹道式弹射座椅,利用滑膛火炮的原理把人和座椅一起从高速飞行的飞机上弹射出飞机座舱。弹道式弹射座椅能解决飞行员在高速条件下应急离机救生问题,但在 300 m 以下的高度弹射座椅弹射救生的死亡率很高。第二代为火箭弹射座椅,其特点是增加了火箭弹射动力,把火箭作为弹射座椅的第二级动力,在人椅系统弹射出座舱后,再由火箭把人椅系统继续推动向上运动,以解决零高度弹射救生问题。第三代为采用多态程序控制

火箭弹射座椅,其主要特点是采用速度传感器,根据应急离机的飞行速度的不同,由救生程序执行不同的救生模式,以解决飞机在各种不利姿态下的弹射,如飞机横飞、倒飞时均能使弹射座椅顺利弹射离开飞机实现安全救生。尽管弹射座椅已发展至第三代,但从弹射救生实践来看,弹射座椅性能的提高还没有赶上飞机的发展。例如,第三代弹射座椅的安全救生范围虽已扩展到飞行高度 $0\sim 25\ 000\text{ m}$ 和当量空速 $0\sim 333\text{ m/s}$,但飞机的飞行速度早已超过了声速^[2]。目前,国外正在进行第四代弹射座椅研制,其目标是在第三代弹射座椅的基础上,提高弹射座椅在大速度、不利状态下的弹射成功率,其特点是采用自适应控制技术、推力控制技术、高速气流防护技术和高速稳定技术,使弹射座椅的性能包线达到 $0\sim 389\text{ m/s}$,最大马赫数达到3,高度为 $0\sim 25\ 000\text{ m}$ ^[1]。

1.2 人椅系统空气动力特性研究目的和意义

在弹射救生系统中,飞行员与弹射座椅组成的人椅系统是救生中最为重要的子系统。随着飞机飞行速度和机动性能的不断提高,要求弹射座椅的安全救生包线范围也随之扩大,即弹射座椅的救生能力包线要随飞机飞行性能包线的扩大而扩大。飞机性能的大幅提升,必然对弹射座椅性能的要求将更加苛刻,要求弹射座椅在飞机的各种飞行姿态、飞行速度、飞行高度下都能实现应急救生。因此,要研制高性能的弹射座椅,就必须准确地预计飞机的人椅系统性能,而要准确地预计飞机的人椅系统性能,就必须获得人椅系统在宽广姿态范围的空气动力特性。现代高性能飞机飞行包线范围十分宽广,而应急弹射救生全出现在飞机的失事状态,这种失事状态可能处于飞机飞行的安全包线边缘或安全包线之外。在较严重情况下,飞机不但处于高速、大迎角、大侧滑角条件下,而且还会伴随有绕三个轴高速旋转及纵、横向交感运动。这导致人椅系统不但面临高速、大迎角、大侧滑角运动,还会因惯性带来各种复杂的旋转运动,即人椅系统弹射到空中所呈现的飞行姿态将十分复杂。准确测量与确定人椅系统在宽广姿态范围的空气动力特性是高性能弹射救生系统研制必须解决的一项关键技术难题。因此,进行人椅系统大迎角大侧滑角空气动力特性研究,对于弹射救生系统的性能预估、弹射飞行轨迹计算及故障分析非常重要,也对弹射座椅的研制极为重要,且是一项难度极高的研究工作。

人是战争中最重要因素,因此,人椅系统作为飞机发生故障或在空战中遭受敌方攻击而不能继续飞行的情况下用于快速逃离飞机的应急救生系统,是现代作战飞机不可或缺的、极为复杂的分系统之一,其空气动力性能的优劣和空气动力特性能否准确测定将直接关系到应急救生时飞行员的生命安全。飞机上采用的人椅系统主要有两类:弹射座椅(含人体外形)和弹射分离座舱。弹射座椅又包括敞开式火箭弹射座椅、密闭式弹射座椅和舱盖带离弹射座椅等布局形式。在弹射应急救生中,飞机弹射救生过程如图 1.1^[3]所示,它由 10 个环节组成^[1]:抛掉座舱盖、弹射火箭打火、人椅脱离飞机、射出稳定减速伞、稳定人椅、人椅分离、安全带打开、伞绳拉直、伞衣充气、伞衣张满稳定下降。本书主要目的是为我国自行研制高性能弹射救生系统的空气动力设计建立一个技术支持平台,并结合理论分析,对其中第 3 个环节与第 4 个环节之间人椅系统处于各种姿态时的空气动力特性进行研究。

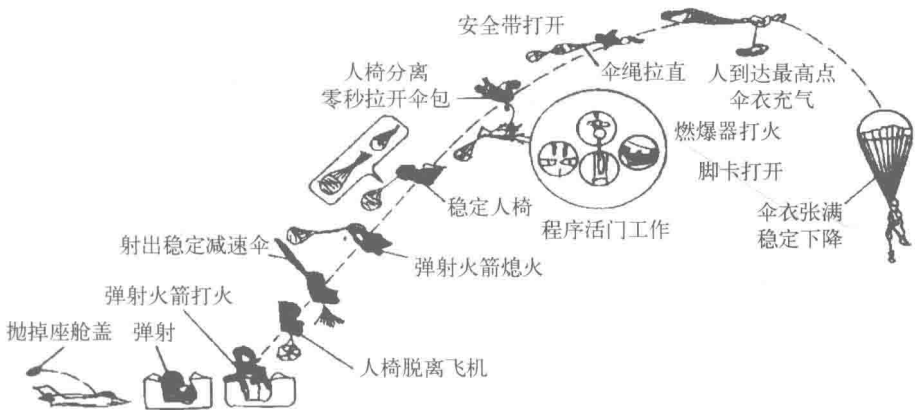


图 1.1 飞机弹射救生过程示意图

长期以来,人椅系统的空气动力设计一直是设计师们孜孜以求而又又不尽如人意的课题。从人类跨越声障至今,军用飞机的飞行速度和性能不断提高和改善,机动性和敏捷性日益增强,作战效能得到了极大提高。同时,随着现代防空导弹和空空导弹武器系统的不断更新换代,打击精度不断提高,使得作战飞机面临的战场环境更加险恶,遭受攻击的概率增大。因此,从安全救生范围、可靠性和可维护性等方面对机载救生装置不断地提出了新的要求。然而,总的来看,近几十年来机载救生系统性能的改进明显滞后于飞机性能的提高^[4]。有关统计表明^[5-6],自 1980 年以来,飞机弹射救生的成功率呈逐年下降趋势,而且飞机失事时的飞行速度越高,乘员弹射成功离

机后的伤亡率越高。例如,美国空军公布的有关统计数字表明,飞机失事时的飞行速度为马赫数 0.60 时,飞行员弹射离机后因受高速气流吹袭造成的受伤率超过 10%;而当飞机失事速度增加到马赫数 0.80 时,气流吹袭导致的飞行员重伤和致残率达到 50%^[7-8]。

在低空、高速环境下人椅系统和离开弹射座椅之后的飞行员处于高压环境,承受强气流吹袭引起的空气动力载荷。此类环境中导致飞行员伤亡的主要因素有三个:

- (1) 救生装置过大的气动阻力引起的减速过载;
- (2) 作用在飞行员身上的空气动力载荷(当马赫数接近 1 时,激波的作用尤其显著);
- (3) 人椅系统空气动力不稳定引起人椅系统的多自由度快速转动。

这些问题的出现都与作用在乘员/弹射座椅救生系统上的空气动力特性息息相关,理论上可以通过合理的空气动力设计来减少和消除这些因素的影响,提高弹射救生的成功率。这种合理的空气动力设计则必须建立在飞机人椅系统精细、全面的风洞试验基础上才能实现。

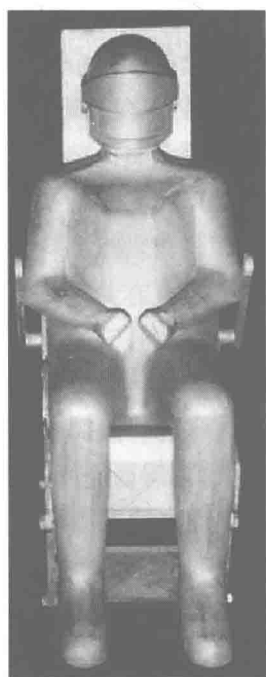


图 1.2 弹射救生系统模型照片

飞机人椅系统的空气动力特性是计算弹射飞行轨迹(保证人椅系统弹射后不与飞机相撞)、系统稳定(人椅系统弹射后适时打开救生降落伞保证飞行员安全着陆)及性能分析的重要依据,尤其是大迎角、大侧滑角状态的空气动力特性,对于弹射救生系统的研制极为重要。飞机人椅系统模型如图 1.2 所示,从空气动力学角度看,它属于非常规复杂钝体外形,其绕流中存在转捩、激波、分离等复杂流动现象,使流场中的流动结构十分复杂,流动特性变化规律也十分复杂。人椅系统的空气动力特性受人体外形尺寸、人与座椅间的相对位置等因素的影响,弹射到空中的运动姿态范围也十分广泛,气流绕人椅系统的流动呈现分离流特性,这就决定了人椅系统空气动力特性的复杂性。获得人椅系统空气动力特性有风洞试验、火箭滑车试验、计算流体力学(computational fluid dynamics, CFD)方法等技术途径。由于人椅系统复杂的非流线型钝体外形,而且其应急救援弹射



到空中时可能处于多自由度的大幅值动态运动之中,在当前及不久的将来,用计算流体力学方法准确计算出人椅系统的空气动力特性将是一个非常困难的问题,即使用计算流体力学方法计算出来,仍然需要用风洞试验结果来检验其可靠性。火箭滑车试验虽然更能反映真实情况,但其试验费昂贵,测试数据不易获取,且在试验中还存在地面效应。而采用风洞试验来获得人椅系统的空气动力特性,则具有试验条件严格控制、可以对飞机人椅系统在广泛的姿态范围进行比较准确地测量、在比较短的时间内可获取大量的试验数据等优点。因此,在弹射救生系统研制中,准确获取人椅系统空气动力特性的最主要手段仍然是风洞试验。

风洞试验的目的和用途主要有两点:一是测定人椅系统的总体空气动力特性,以计算其弹射后的飞行轨迹和稳定性;二是测定飞行员由座舱弹射到空中时,飞行员身体各部位(头、上臂、前臂、大腿、小腿等)的空气动力特性,进而研究飞行员抗气流吹袭的耐力及可能引起的人体肢解问题。长期以来,由于缺乏成熟的理论预估方法,其空气动力设计数据主要是通过缩尺模型风洞试验和基于风洞试验数据的经验估算来获得,而这类外形要在大迎角、大侧滑角范围进行风洞试验存在较大的困难和一定的局限性,主要表现在三个方面:

(1) 跨声速时,此类外形的绕流特性复杂,风洞试验要做到准确测量比较困难;

(2) 由于此类模型的特殊性,要实现宽广姿态范围的风洞试验,其支撑非常困难,在一些试验状态下还存在较大的支撑干扰,而且由于外形的复杂性和特殊性及受风洞试验段尺寸的限制等,采用风洞试验方法难以准确扣除支撑干扰的影响,进而影响试验结果的准确性;

(3) 此类外形的风洞试验模型和所需要的试验装置比通常情况下要复杂得多,无论在经费开支还是在试验周期上付出的代价都比较大。

采用计算流体力学方法获得人椅系统空气动力特性,虽然难度大且仍需要风洞试验来验证其可靠与否,但计算流体力学方法可以以比风洞试验所需的花费少得多的代价来获得流场内细节的定量描述,这是风洞试验难以做到的。只要数值模拟方法的数学模型能够正确建立,就可对比较广泛的流动参数(如马赫数、雷诺数、飞行高度等)较快地给出流场的定量结果,而不受风洞试验中固有约束条件(如洞壁干扰、支架干扰等)的影响^[9]。因此,即便目前尚无准确的计算流体力学方法来获得人椅系统的空气动力特

性,开展飞机人椅系统数值模拟研究仍是非常有意义的,它可以从某些方面弥补风洞试验的不足。

在 20 世纪 80 年代以前,我国战斗机的机载弹射救生系统大多是引进和仿制的,完全自行研制设计的较少。因此,这段时间内,对于摸透人椅系统的空气动力特性,并对其局部进行改进,在 0.6 m 量级跨超声速风洞中建立的试验技术基本上可满足我国当时弹射救生系统研制对风洞试验的需求。现在我们所面临的是要自主设计、研制出可供第四代及更先进的战斗机使用的高性能弹射救生系统,且由于先进战斗机飞行性能包线范围扩大,要求弹射救生系统的性能包线也要随之扩大,因而要求在更大的姿态角(迎角在 $0^{\circ}\sim 360^{\circ}$,侧滑角在 $0^{\circ}\sim \pm 180^{\circ}$)范围研究和准确测定人椅系统的空气动力特性。然而,在 0.6 m 量级小风洞中建立起的试验技术,由于迎角及侧滑角变化范围窄,已不能满足高性能飞机人椅系统空气动力特性研究的需求。必须针对高性能飞机人椅系统对空气动力特性研究需求的特点,在 1.2 m 量级跨超声速风洞中开展新的试验技术研究。因此,开展人椅系统大迎角大侧滑角试验技术研究及其空气动力特性研究势在必行,通过将风洞试验技术与空气动力数值模拟研究有机地结合起来,有助于深入研究、分析和认识人椅系统及人体空气动力特性变化规律。通过建立先进、准确、可靠的大迎角大侧滑角试验技术,旨在为人椅系统模型的空气动力特性测量和各种飞机的弹射救生安全性研究,以及为弹射救生系统设计提供良好的风洞试验研究技术平台,为我国高性能弹射救生系统的研制及其性能预估、弹射飞行轨迹计算以及故障分析等提供可靠的技术支撑、准确可靠的试验结果和设计依据,并可检验空气动力数值模拟方法的正确性与可靠性,以及为数值模拟方法改进指明方向。通过有针对性的研究,建立适合人椅系统这类复杂外形的数值模拟技术平台,并经风洞试验验证其方法正确,计算结果可靠,则可以起到以下积极作用:

(1) 在型号方案设计和初样设计阶段对若干候选外形进行空气动力数值计算和初步选形,指导制定风洞试验大纲,减少风洞试验车次,缩短设计周期;

(2) 在通过风洞试验确定人椅系统的基本外形之后,对其绕流特性进行空气动力数值模拟和分析,不断改进和优化其空气动力特性;

(3) 对风洞试验的支撑干扰和洞壁干扰等进行模拟和修正,提高风洞试验数据的精准度,作为风洞试验的补充、加强和完善。

随着计算流体力学与计算机技术的飞速发展,空气动力数值模拟方法必将在高性能弹射救生系统研制中与风洞试验一样发挥重要的作用。因此,开展高速风洞人椅系统大迎角大侧滑角试验技术,并进一步结合数值模拟方法对其空气动力特性进行分析研究,对于提高我国飞机弹射救生系统的空气动力设计能力和整体研制水平具有重要意义。

1.3 国内外飞机人椅系统空气动力特性地面模拟研究

安全救生技术是对军用飞机发展产生重大影响的关键技术之一,而人椅系统空气动力特性则是安全救生技术发展过程中极为重要的一个专业环节。因此,世界各航空大国对人椅系统空气动力特性研究高度重视。

我国在弹射救生系统研制中,历来都重视人椅系统的空气动力特性研究。从20世纪60年代起,我国为解决战斗机新型弹射救生系统在不同高度、不同速度及各种飞行姿态时的弹射救生问题,在高速风洞中,已进行过不少试验研究。但由于受当时的设备条件所限,人椅系统试验技术研究工作主要在0.6 m量级跨超声速风洞中开展。

为解决我国J-7 II和J-8飞机新型弹射救生系统的空气动力问题,中国空气动力研究与发展中心高速空气动力研究所吴慰祖研究员在1980年根据0.6 m跨超声速风洞的特点和当时的国情,首次在国内开展了映像半模试验技术在飞机人椅系统大迎角试验中的应用研究^[10],如图1.3所示。为检验映像半模试验技术进行人椅系统大迎角试验的可行性,该项研究还以美国B-58飞机的救生舱外形制作了标模(图1.4),所用模型缩比为1:10,并采用五分量侧壁支杆天平进行了风洞试验研究。试验马赫数范围为0.60~1.798,试验迎角为 $0^{\circ}\sim\pm 90^{\circ}$,试验研究表明,在跨超声速范围内,所获得的 $\alpha=0^{\circ}\sim\pm 90^{\circ}$ 范围的试验值与美国3 m量级高速风洞中用尾支撑及多个模型组合而得到的试验研究结果有较好的一致性,且相互间的空气动力特性变化规律基本相同。此外,还将该试验技术用于当时急于进行的J-7 II新型弹射救生系统的试验中^[11],获得了 $Ma=0.60\sim 1.798$ 、 $\alpha=0^{\circ}\sim\pm 158^{\circ}$ 范围的纵向空气动力特性。该新型弹射救生系统的外形与美国F-101、F-106和B-47的弹射救生系统外形类似,试验研究结果分析比较表明,二者的结果与变化规律比较相近。该试验研究结果已应用到J-7 II型弹射救生系统的设计中。其弹射轨迹及稳定性计算与真实弹射座椅在火箭车飞行试验时的