

文章编号: 1672-9897(2011)04-0103-06

水平风洞模型自由飞试验技术 研究现状及展望

孙海生¹, 岑 飞², 聂博文², 刘志涛²

(1. 西北工业大学, 西安 710072; 2. 中国空气动力研究与发展中心, 四川 绵阳 621000)

摘要:介绍国外水平风洞模型自由飞试验技术研究现状, 阐述水平风洞模型自由飞试验平台的组成、作用与意义, 重点展望该试验技术的应用前景。对试验平台中动力相似模型设计加工技术、动力模拟技术、舵机运动控制技术、模型姿态实时精确测量技术、飞行控制系统设计与集成技术等关键技术问题进行分析, 对发展该试验技术具有指导作用。完善水平风洞模型自由飞试验技术, 把传统风洞试验拓展到流动-飞行-控制一体化试验, 有利于全面研究和充分挖掘飞行器的气动性能与控制性能, 对新一代飞机的发展、新概念新技术的工程应用将起到重要的推动作用。

关键词:自由飞; 风洞试验; 飞行控制; 系统辨识; 过失速机动

中图分类号:V211.73 **文献标识码:**A

Present research status and prospective application of wind-tunnel free-flight test technique

SUN Hai-sheng¹, CEN Fei², NIE Bo-wen², LIU Zhi-tao²

(1. Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072; 2. China Aerodynamics Research & Development Center, Mianyang Sichuan 621000, China)

Abstract: This paper introduces the research status of wind-tunnel free-flight test technique and the constitution of its hardware platform, and discusses its important function and application. Further more, it analyzes several key technical issues, including design of dynamically scaled model, simulation of the thrust vector, control of high bandwidth electro mechanical actuators, real-time measurement, system integration, etc, which may have some meanings in developing the test technique. The consummated wind-tunnel free-flight test technique is able to expand the function of wind tunnel experiment from traditional test to an integrative aerodynamic/dynamic/control test technique, which is helpful for studying the aerodynamic and controlling performance of the aircrafts fully, and has a great impact on the development of next generation aircrafts and application of new techniques.

Key words: free flight; wind-tunnel test; flight control; system identification; post-stall maneuverability

0 引 言

从目前空气动力学的发展看, 飞行器布局概念和布局形式有突破趋势, 有关翼身融合体、飞翼和可变气动布局的研究已经逐步走向工程应用; 而从研究方法上, 流动-飞行-控制一体化设计已经成为未来空气动力学研究的一个重要方向。在这个背景下, 飞行试验作为一种气动研究、新概念新技术验证的重要手段和新概念飞行器发展、研究成果向工程实用转换的重要环节, 在未来航空航天飞行器的研制中将发挥更加

重要的作用。飞行试验根据试验对象的尺寸可以分为全尺寸飞行器飞行试验和缩比模型飞行试验, 而后者根据试验环境又可分为大气模型自由飞试验和风洞模型自由飞试验。从试验风险、试验成本、试验效率、试验环境的可控性和可重复性等角度分析, 水平风洞模型自由飞作为由常规风洞试验到全尺寸飞行器试飞试验之间的一个重要过渡环节, 相比于其它动态试验技术, 都有一定的优越性^[1], 是研制新一代高性能飞行器的重要试验技术和实现流动-飞行-控制一体化设计理念的重要试验平台。

收稿日期: 2010-08-26; 修订日期: 2011-03-07

在概述水平风洞模型自由飞试验技术现状、介绍试验平台组成并分析其中关键技术的基础上,重点展望了水平风洞模型自由飞试验技术的应用前景,最后综合分析得出几点结论与建议,为该技术的发展奠定基础,指明方向。

1 国内外发展现状

关于水平风洞模型自由飞试验技术,在国外已经进行了大量的研究和实践工作,其中发展得最成熟的是美国兰利研究中心(Langley Research Center, LaRC)。该试验技术的最早雏形是在特定风速下,在试验段可倾转的小型风洞中进行的模型自由滑翔试验,风洞的倾斜度可以调到与不带动力模型滑翔姿态相匹配。美国兰利研究中心于 1937 年建立起第一座试验段直径为 5 英尺的可倾转自由飞风洞,在随后的两年中,该中心又建立起试验段直径更大(12 英尺)的同类型自由飞风洞。20 世纪 50 年代初期,自由飞试验技术在兰利全尺寸风洞(LSFT)取得了突破性进展,发展了飞机发动机动力模拟技术,风洞试验段不再需要进行倾转。1998 年,为了能够在 LFST 退役后保持自由飞试验能力,兰利将自由飞试验技术移植到了 14 英尺×22 英尺亚声速风洞^[2]。

自该试验技术逐渐发展成熟以来,美国研制的所有战斗机几乎都在 LSFT 中进行过水平风洞模型自由飞试验,比较典型的如 50 年代末利用该试验技术攻克了“鹞”式战机悬停/前飞的飞行控制难题^[3],后来成功应用于 Boeing AV-8;60 年代研究了变后掠翼飞机 F-111 的飞行力学特性及大迎角飞行操纵方法^[4],为 F-14 的成功研制奠定了技术基础;70 年代时开展了带升力风扇的短距起降运输机稳定性与控制特性研究、反尾旋布局飞机大迎角稳定性研究、运输机发动机故障下的稳定性与控制特性研究^[5-7],尤其是准确发现和预测了 F-16、F-18、B-1 等飞机的大迎角失速/偏离特性^[8],为大迎角飞行控制律设计提供重要基础数据;80 年代时进行了前掠翼布局飞机 X-29 机翼摇滚特性及飞行控制研究,解决了相关技术难题^[9],并利用 F15、F-18 及 X-31 等模型开展了大迎角控制与操纵特性、推力矢量控制效果等研究,通过该试验技术探索并解决了大迎角过失速机动飞行控制的诸多技术难题^[10];90 年代初进行了 F-22 的风洞自由飞试验^[11],研究了其稳定性和操纵性,设计并验证了其大迎角飞行控制律,还开展了有关前体吹气对飞机操稳特性影响等新技术研究^[12]。特别值得一提的是,2006 年 LaRC 利用该试验技术进行了新概

念布局飞行器——翼身融合体(BWB)飞机的飞行控制律验证与优化,成功应对新概念布局对飞行控制律设计提出的巨大挑战^[13]。虽然最近几年有关该试验技术最新应用情况的公开资料极少,但从其在过去几十年的应用发展历程可以看出其应用特点和方向,它为新型气动布局飞机稳定性与操纵性研究、飞行控制律验证与优化、大迎角过失速机动能力实现、



图 1 X-29 水平风洞模型自由飞试验
Fig. 1 Wind-tunnel free flight test of X-29



图 2 F-22 水平风洞模型自由飞试验
Fig. 2 Wind-tunnel free flight test of F-22



图 3 BWB 飞机水平风洞模型自由飞试验
Fig. 3 Wind-tunnel free flight test of BWB

推力矢量以及垂直起降技术发展、主动流动控制技术应用等做出了突出贡献,起到了极大的推动作用,为美国保持航空强国地位提供了重要保障,已经成为开展新型号研究、新技术应用不可缺少的重要试验平台。

正是由于水平风洞模型自由飞试验技术在现代先进飞行器设计中的重要作用,除了美国、欧洲、日本等相关大学和研究机构也在开展有关该试验技术的研究。德国亚琛工业大学(RWTH Aachen University)自2008年起开展了利用水平风洞模型自由飞实现飞行器系统辨识的研究^[14];日本东海大学(Tokai University)、九州大学(Kyushu University)自2000年起开展了利用水平风洞模型自由飞实现飞行器飞行力学特性研究^[15-17];而我国目前在该领域的研究仍为空白,国内尚不具备水平风洞模型自由飞试验手段。随着我国对自主研发新型气动布局飞行器及发展先进飞行控制技术的需求不断增长,直接进行全尺寸飞行器试飞试验将面临极大风险。因此,为满足我国高性能战斗机及未来先进气动布局飞行器研制需求,推进先进飞行控制技术的工程应用化步伐,发展流动-飞行-控制一体化设计方法,尽快开展该试验技术研究是当务之急。

2 试验平台与关键技术

水平风洞模型自由飞是通过远程控制实现飞机模型在风洞试验段无系留六自由度自由飞行的试验技术,可为缩比模型提供在风洞中模拟全尺寸真机飞行运动的仿真试验环境。下面以 LaRC 在 14 英尺×22 英尺亚声速风洞中的自由飞试验为例,简要介绍整个系统平台^[2]。

如图 4 所示,为了实现模型的飞行,模型必须是动力学相似缩比模型,控制面可操纵,模拟发动机推力,模型背部有安全索和工作缆与洞壁相连接。飞行控制任务分割为 3 个部分:俯仰控制、推力矢量控制和滚转/偏航控制,分别由 3 个飞行操控员执行。在不同风速下,3 名操控员和 1 名操作手分工协作,通过配平飞机模型的推力和飞行控制,实现模型在不同迎角下的 $1g$ 平飞。俯仰操控员、推力操控员和安全绳操作手位于试验段侧面,可以很好地观察和控制飞机模型的纵向运动;滚转/偏航操控员通过位于试验段正后方的摄像头观察和控制飞机模型的横向运动。模型动力通过喷射高压空气的方式获得,外部高压空气经管路送至模型内部,输送高压空气的管路为金属套管加强的轻质尼龙软管。推力操控员负责进行高

压空气流量和推力转向控制。从风洞外部引至模型的工作缆除了高压空气管路外,还有为舵机和传感器提供的电源和控制线缆,以及一根直径为 1/8 英寸的安全绳。试验过程中,安全绳保持松弛状态,只有在模型失控或试验结束的情况下才拉紧进行模型安全保护。安全绳由一名操作手通过高速绞盘进行控制。



图4 水平风洞模型自由飞试验平台示意图
Fig. 4 Schematic of wind-tunnel free flight test

整个试验平台的核心组件是位于试验段侧面的飞控计算机,运行待验证与优化的飞行控制律程序。它接收3名操纵员的飞行指令信号、机载传感器(如风标、陀螺仪、加速度计等)的反馈信号、风洞速压及相关开关信号等作为输入,通过飞行控制律解算,输出驱动各舵机偏转的舵面偏角指令及推力控制指令,实现了试验平台中各子系统的综合集成和有效运作。

水平风洞模型自由飞试验平台的关键技术有以下 5 种。

(1) 动力相似模型设计加工技术。目前,现代计算机辅助建模软件(如 Pro-Engineer、CATIA 等)的发展以及复合材料的应用(如玻璃纤维、碳纤维等)、制作工艺的提高,使动力相似模型的设计加工不断成熟。但是,自由飞试验模型内含各种机载传感器、舵机系统、动力管道等影响质量分布,而且模型最大尺寸受风洞试验段尺寸以及动力系统所能提供的最大推力等因素限制,如何在尺寸约束下设计加工出满足质量、惯量相似要求的动力相似模型,仍是水平风洞自由飞模型研制的一大挑战。例如,美国最近进行的 BWB 模型自由飞试验,就因为无法在 14 英尺×22 英尺亚声速风洞对模型的尺寸约束下研制出符合质量、惯量相似要求的模型,而必须将试验转移到全尺寸风洞中进行^[2]。

(2)动力模拟技术。根据水平风洞模型自由飞试验要求,对动力系统的总要求是推力大、响应快、持续时间长,附加质量及转动惯量小,且在模型外部供气管路对模型基本无约束。此外,动力系统还应具备推

力转向功能,以研究发动机推力矢量技术。国外文献显示,供气管路采用了金属丝加固的尼龙软管,且与模型连接处采用了单自由度回转接头,而对于推力转向,主要通过偏转燃气舵的形式实现^[18-19]。

(3)舵机运动控制技术。动力相似模型各操纵舵面与真实飞机操纵运动相似(包括舵面偏转角度和偏转角速度),因此,作为飞控系统的执行机构,所选择的舵机不仅要求体积小、质量小,同时应具有足够的扭矩、响应速度和伺服带宽。目前,市面上成熟的小型舵机,一般采取 PWM 信号驱动,这在很大程度上影响了舵机的刷新率,可以通过适当改造使得舵机响应满足要求。另外,随着舵面的增多,复杂的电磁环境可能影响到某些舵面的正常工作,在以前的自由飞试验中,就出现过舵面故障的案例。

(4)模型姿态实时精确测量技术。由于模型的运动响应比全尺寸真机快,因此要求风标、陀螺仪、加速度计等机载测量传感器要有足够的带宽,特别是微小风标,需要专门研制,同时各传感器间的信号同步与信息融合成为模型姿态测量的重点和难点。德国亚琛工业大学利用水平风洞模型自由飞进行系统辨识研究中,所有姿态(角度、角速度等)均通过 3D 光学测量系统进行测量和解算,是一个良好的解决方案。

(5)飞行控制系统设计与集成技术。飞行控制系统是水平风洞模型自由飞试验技术平台的核心模块,它整合了舵面控制、动力系统、测量系统等子系统,其特点是系统组成部分多,涉及专业领域广,因而系统集成难度较大。而且,随着型号的不同,气动布局的变化,不仅控制软件的内核——控制律程序不同,而且舵偏指令、监测参数等也不尽相同。因此,要使平台适用于不同型号试验,飞行控制软硬件系统应具有通用性和可扩展性。同时,试验平台主要应用于飞行控制律的初步验证,快捷高效的控制律设计开发环境极有利于提高试验效率。目前,现代控制工程领域的快速控制原型(RCP)方法适合于进行该控制系统的构架设计,在软硬件方面,基于 xPC、VxWorks 或 dSPACE 实时系统均是良好的实现途径^[20],LaRC 的试验系统中就是采用了基于 VxWorks 的实现方案^[13]。

3 应用前景

水平风洞模型自由飞作为一种先进的动态试验技术,有着广泛的应用领域和应用前景。从试验运行时的系统结构上看,可以将试验工况分为两种:开环

控制和闭环控制。开环工况不包含飞行控制律,即直接给定飞机各舵面偏转角,研究飞机模型的静动态响应情况。通过该工况可以进行有关飞机气动参数辨识、大迎角失速/偏离特性、推力矢量控制效果、故障模式观察及改出操纵方法等问题的研究。闭环工况包含飞行控制律,即系统输入中包含飞机姿态等反馈信号,给定信号为飞机姿态指令(如迎角 α 、侧滑角 β 、滚转角速度 $\dot{\mu}$ 等),由飞行控制律计算出各舵面偏转角,驱动舵机,从而构成闭环控制系统,实现飞行控制律验证。该工况可以验证飞机飞行控制律,研究飞机的稳定性、操纵性和极限飞行状态下的可控性等。下面从几个方面详细展望其应用前景。

3.1 先进飞行控制算法工程应用研究

目前,在国外的有关飞行控制算法研究中,非线性控制、智能控制等先进控制算法已经进行了一系列的工程应用研究工作^[21]。例如,非线性动态逆方法、非线性 H_∞ 最优控制方法、自适应控制方法等控制算法已经在美国的 X-系列验证机上实践,飞行结果表明,这些先进的控制算法能够达到良好的飞行品质^[22-23]。而在国内的相关研究中,主要仍停留在理论研究和软件仿真阶段。究其原因,主要是由于非线性控制、智能控制理论尚未成熟,特别是稳定性与可靠性问题尚待深入研究,因而在工程上实践将带来很高的风险。从而使得先进控制算法的应用可行性无法在实践中检验,自适应自学习控制算法所需的大量训练样本数据也无法在实践中获得。

水平风洞模型自由飞试验技术的发展,将克服上述国内研究瓶颈,先进控制理论工程应用化面临的障碍将迎刃而解,其在飞控领域的应用将拥有一个低成本、低风险、高效率的研究手段,自适应智能控制等先进控制理论在飞控领域的工程应用在国内将有望取得实质性进展。

3.2 大迎角失速/偏离特性研究

高性能战斗机要求具有过失速机动能力,良好的大迎角飞行品质是过失速能力的前提,因此,获得飞机准确的大迎角飞行品质特性是评估飞机过失速机动能力的重要保证。但是,目前国内的飞机设计,由于试验手段限制,在飞机外形布局阶段的大迎角失速/偏离特性研究工作,主要基于常规风洞试验和理论计算分析预测。在外形基本确定后,通过投放模型自由飞试验获得飞机的大迎角失速/偏离/尾旋特性,为大迎角飞行控制律设计提供参考。这种研究途径存在费用昂贵、试验状态有限以及风险高等问题。

水平风洞模型自由飞是研究大迎角失速/偏离特

性、验证大迎角操纵特性和控制律的有效手段。美国自上世纪50年代起逐步开展水平风洞模型自由试验,在研究飞机大迎角机动飞行中发挥了重要的作用。

3.3 飞行器系统辨识

设计一个性能优越的飞行控制系统,首先必须清楚了解被控对象(即飞机本体)的动态特性。因此,需要获得有关飞行器本体气动力和飞行力学特性的有效数据,建立起权威的气动参数和飞行力学特性数据库。

目前,数据库的建立需要高昂的费用。获得气动力参数和飞行力学特性数据的两种典型方法是理论估算和试验测量。尽管飞速发展的数值计算使得人们对流体力学的认识不断深入,但在面对复杂的气动布局和在初步设计阶段的应用仍显得成本高且耗时长。因此,试验仍然是不可缺少的重要手段。在国内,目前气动力参数的获取主要基于常规风洞试验,飞行力学特性数据主要基于大气自由飞试验。

然而两种手段都各有优劣:风洞试验中模型支撑装置会对流场有影响,而且采用固定点支撑方式不能有效测定允许飞机六自由度运动时带来的耦合和相互影响;而大气自由飞具有试验环境不可重复(大气扰动)、费用高、周期长等局限性。水平风洞模型自由飞综合了以上两种试验手段,扬长避短,极有利于获取飞机气动力参数和飞行力学特性数据库,开展有关飞行器系统辨识的研究。

3.4 飞行器特殊运动模态测试

在真实的飞机驾驶中,一般除专门的开环操纵响应测定外,驾驶员的飞行操纵方式可以看作是介于两者之间的不同程度的开环,或不同程度的闭环操纵。因此,水平风洞模型自由飞试验系统中提供丰富的控制开关,使试验操控员可以按任务来裁剪控制律,切换控制模态,以满足不同的试验目标需求。由于水平风洞模型自由飞试验系统拥有如此灵活的可配置功能,因此可进行飞行器某些特殊运动模态的研究与测试。例如,飞行器横航向滚摆模态研究,故障模式(单发停车或舵面故障等)下飞行器运动模态及操纵方法研究,初始尾旋运动模态观察与改出操纵方法等。

3.5 开展特种试验

除了上述功能,还可以利用水平风洞模型自由飞试验系统开展一些常规试验难以模拟的试验条件下的特种试验。

(1)在水平风洞模型自由飞试验环境下研究不同尾迹涡强度对飞机气动特性、运动特性与控制特性的影响。该试验可以为研究战斗机的空中加油、编队飞

行或为民航客机机场起飞着陆调度提供可行性建议^[24],增强飞机的起飞着陆安全性能。

(2)利用水平风洞模型自由飞试验研究流动主动控制对飞机操稳特性的影响。目前,流动主动控制技术研究取得相当进展,包括主动吹气涡流控制技术^[12]、高压放电流动主动控制技术^[25]等。新概念新技术的出现与工程应用化实现,需要试验方法的变革。水平风洞模型自由飞正是推动新概念新技术由研究成果向工程应用转换的关键环节。

(3)利用水平风洞模型自由飞试验研究大迎角机动中发动机推力转向的控制效果。过失速机动是先进战斗机的典型特征,必须突破推力转向技术。利用该试验可以综合研究大迎角时发动机-机身流态耦合情况下推力转向的控制效果。美国在上世纪80年代利用F-18模型自由飞试验实现推力转向技术的突破^[26-27]。

总之,水平风洞模型自由飞试验技术可实现流动-飞行-控制一体化,并具有低成本、低风险、高效率等特点,对推动新一代飞行器的研制和新概念技术的工程应用将起着举足轻重的作用。

4 结束语

简述了水平风洞模型自由飞试验技术平台,重点展望了其应用前景。综上,得出以下几点结论和建议:

(1)水平风洞模型自由飞有着广泛的应用前景,应加紧相关研究,尽快形成试验能力;

(2)水平风洞模型自由飞试验技术的发展成熟,将对新概念飞行器的研制、新技术的工程应用产生深远的影响。应该根据试验技术发展情况,适时启动有关先进飞行控制算法及其他新技术的工程应用研究实践工作;

(3)水平风洞模型自由飞作为一个基础试验平台,拥有强大的扩展功能,应该根据应用需要发展相应的软硬件配套,以形成一整套流动-飞行-控制一体化设计研究的试验技术体系,满足未来空气动力学发展需求。

参考文献:

- [1] 卿理勋. 几种动态模型自由飞试验技术[J]. 飞行力学, 1995, 13(3): 18-23.
- [2] BRUCE D O, BRANDON J M, et al. Overview of dynamic test techniques for flight dynamics research at NASA LaRC (Invited)[R]. NASA Langley Research

- Center, 2006.
- [3] SMITH C C. Flight tests of a 1/6-scale model of the Hawker P. 1127 Jet VTOL airplane[R]. NASA TM SX-531, U. S. Air Force, 1961.
- [4] BOISSEAU P C. Flight investigation of dynamic stability and control characteristics of a 1/10-scale model of a variable-wing-sweep fighter airplane configuration [R]. NASA TM X-1367, 1967.
- [5] NEWSOM W A, GRAFTON S B. Flight investigation of a VSTOL transport model having six wing-mounted lift fans[R]. NASA TN D-6198, 1971.
- [6] GRAFTON S B, CHAMBERS J R. Wind-tunnel free-flight investigation of a model of a spin-resistant fighter configuration[R]. NASA TN D-7716, 1974.
- [7] PARLETT L P. Free-flight wind-tunnel investigation of a four-engine sweptwing upper-surface blown transport configuration[R]. NASA TN D-8479, 1977.
- [8] NEWSOM W A, GRAFTON S B. Free-flight investigation of a 1/17-scale model of the B-1 airplane at high angles of attack[R]. NASA TM SX-2744, U. S. Air Force, 1973.
- [9] MURRI D G, NGUYEN L T, GRAFTON S B. Wind-tunnel free-flight investigation of a model of a forward-swept-wing fighter configuration [R]. NASA TP-2230, 1984.
- [10] CHAMBERS J R, BURLEY J R. High-angle-of-attack technology-accomplishments, lessons learned, and future directions[R]. NASA/CP-1998-207676, 1998.
- [11] MULLIN S N. The evolution of the F-22 advanced tactical fighter[R]. AIAA-92-4188, 1992.
- [12] JAY M B, JAMES M S, et al. Free-flight investigation of fore-body blowing for stability and control [R]. AIAA-96-3444, 1996.
- [13] JACKSON E B, BUTTRILL C W. Control laws for a wind tunnel free-flight study of a blended-wing-body aircraft[R]. NASA/TM, 2006.
- [14] JAN N, WOLFGANG A. Free flight wind tunnel tests for parameter identification[R]. RWTH Aachen University, 2008.
- [15] TAKESHI Y, HIROFUMI F, et al. Identification of blimp dynamic by indoor free flight test [C]. AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference and Exhibit, 2002.
- [16] KIKOMOTO Y, KOBAYASGI O. Free flight of airplane in wind tunnel[C]. Proceedings of Aircraft Symposium, 2000.
- [17] SAKATA H, KOBAYASHI O. Free flight of airplane in wind tunnel (Second Report) [C]. Proceedings of Aircraft Symposium, 2003.
- [18] HAHNE D E, WENDEL T R. Wind-tunnel free-flight investigation of a supersonic persistence fighter [R]. NASA TP-3258, 1993.
- [19] CHAMBERS J R. Contributions of the Langley Research Center to U. S. military aircraft of the 1990's[R]. NASA SP-2000-4519, 2000.
- [20] 杨涛, 李立涛, 杨旭, 等. 系统实时仿真开发环境与应用[M]. 北京: 清华大学出版社, 2003.
- [21] 朱家强, 郭锁凤, 朱纪洪, 等. 战斗机非线性飞行控制技术的研究与发展[J]. 航空学报, 2005, 26(6): 720-725.
- [22] GREGORY P W, DAVID A A. X-35B stovl flight control law design and flying qualities [R]. AIAA-2002-6018, 2002.
- [23] BRINKER J S, WISE K. Flight testing of a reconfigurable flight control law on the X-36 tailless fighter aircraft [C]. Proc. Guidance, Navigation, and Control Conference, AIAA-2000-3941, 2000.
- [24] JAY M B, FRANK L J, ROBERT A S. Application of wind tunnel free-flight technique for wake vortex encounters[R]. NASA Technical Paper, 1997.
- [25] GRUNDMANN S, FREY M. Unmanned aerial vehicle (UAV) with plasma actuators for separation control [R]. AIAA-2009-698, 2009.
- [26] BOWERS A H, NOFFZ G K, et al. Multiaxis thrust vectoring using axisymmetric nozzles and postexit vanes on an F/A-18 configuration vehicle[R]. NASA TM-101741, 1991.
- [27] KUNAL G, ATITYA P, et al. Effect of thrust vectoring on aircraft post-stall trims, stability, and maneuvers[C]. AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference and Exhibit, 2006.

作者简介:



孙海生(1963-),男,河南郑州人,研究员,博士研究生。研究方向:战斗机大迎角空气动力学,非定常空气动力学,流动显示和测量。通信地址:四川绵阳中国空气动力研究与发展中心(621000)。E-mail: lztustc@ g163.com。