

文章编号:1674-8190(2013)03-346-06

静音锥对超声速客机声爆水平的影响

李占科,彭中良,徐合良

(西北工业大学 航空学院,西安 710072)

摘要: 静音锥低声爆是通过在超声速飞机头部加装静音锥将机头产生的强激波转化为一系列互不叠加的弱激波,从而降低声爆。以一种“梭式”布局的超声速客机为基本模型,采用计算流体力学和波形参数法相结合的方法,研究不同参数的单级和多级静音锥对超声速客机声爆水平的影响。结果表明:静音锥的长度可以调节激波的干涉程度;静音锥的直径和圆锥顶角可以改变静音锥的初始超压值;静音锥级数对上升时间影响显著。

关键词: 超声速客机;激波;声爆;静音锥;计算流体力学

中图分类号: V221⁺.3

文献标识码: A

Effect of the Quiet Spike on Sonic Boom of the Supersonic Airliner

Li Zhanke, Peng Zhongliang, Xu Heliang

(School of Aeronautics, Northwestern Polytechnical University, Xi'an 710072, China)

Abstract: The Quiet Spike is a telescoping forward fuselage extension that alters the bow shock of the classic N-wave pressure signature generated by aircraft travelling at supersonic speed. The bow shock is broken up into sequence of weak shocks to reduce sonic boom. Supersonic airliner of the “shuttle” layout is analyzed. Based on CFD(Computerized Fluid Dynamics) and waveform parameter method, different geometrical parameters of multi-segment quiet spikes are studied. The results shows that length of quiet spike can regulate the interference degree of the shock wave, diameter and vertex angle can decide the initial pressure of the quiet spike, the segment makes a significant influence on the rising time.

Key words: supersonic airliner; shock wave; sonic boom; quiet spike; CFD

0 引言

由于超声速客机能够大幅降低洲际旅行的时间耗费,以及未来民用市场需求具有广阔的前景,美国、英国、法国、日本、印度和俄罗斯等国致力于第二代超声速客机的研制,而降低超声速客机的声爆水平使其在陆地上空进行超声速飞行,将开辟商业超声速旅行的新纪元^[1-2]。

降低声爆的方法(低声爆技术)已成为新一代超声速客机发展的关键技术之一,国外在这一领域已做了较为深入地研究。2002年 K. Kusunose^[3]

提出了双层机翼来降低声爆的概念,通过激波的干涉来抵消声爆。近年来, R. B. Miles 等^[4]开展了通过动态脱体能量注入技术来降低超声速客机的声爆水平的研究,可以在保证优良气动外形的前提下进行低声爆设计。

目前,国内对超声速客机低声爆方法的研究还处于初步探索阶段。冯晓强等^[5]对超声速飞机低声爆布局设计方法展开了初步研究,但聃等^[6-7]对超声速公务机声爆计算方法和布局进行了初步探讨。

静音锥最早是由湾流公司提出的,由若干段可伸缩的锥状体组成,可以在机头形成若干道弱激波,取代飞机头部原来的弓形激波,在弱激波传播过程中避免相互叠加和干扰,通过增加声爆的上升时间最终降低远场的声爆水平^[8-9]。与传统的基于

SGD 方法的低声爆外形修形方法相比,静音锥对飞机的气动性能影响较小,具有全航程阻力较低的优势,因为在不需要进行声爆抑制的空域,静音锥可以收回,并以最佳升阻比状态进行超声速巡航,是传统外形修形低声爆方法所不具备的。本文采用 CFD 和波形参数法相结合的方法,研究单级和多级静音锥对超声速客机声爆水平的影响。

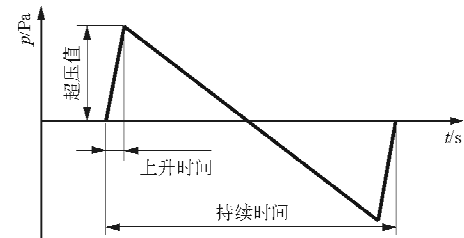
声爆问题已经成为研制新一代环保型超声速客机必须解决的关键难题,很大程度上将决定其能否进入商业运营及取得商业成功。因此尽早开展声爆及相关技术研究,抢占技术制高点,对于我国民用航空工业实现跨越式发展有巨大的推动作用。

1 静音锥降低声爆的机理

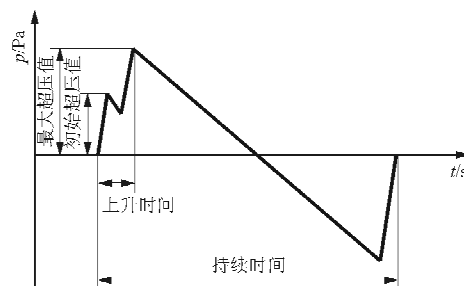
当飞机在空中做超声速飞行时,在飞机机头部分形成激波,激波形成的音锥向外传播时相互干扰,最终汇集成一道包罗机头的前激波和一道尾随机尾的后激波。激波的厚度很小,经过激波后的空气的压强、密度、温度急剧升高,速度急剧下降。被飞机的两道激波波及的任何空间和物体均会感觉到这种强烈变化,反映到地面上人的耳朵里,使耳膜受到突然的空气压强变化,感觉是两声巨响,即为声爆。

衡量声爆水平的主要参数有声爆初始超压值、最大超压值、声爆上升时间以及持续时间,常规超声速客机形成的“N”形波如图 1(a)所示,进行低声爆设计的声爆波形如图 1(b)所示。增加上升时间、降低初始超压值和最大超压值都可以降低声

爆,静音锥主要是通过降低声爆初始超压值和增加上升时间来降低声爆。



(a) 常规设计



(b) 低声爆设计

图 1 超声速客机的声爆波形

Fig. 1 Sonic boom wave of the supersonic airliner

2 静音锥建模与声爆计算方法

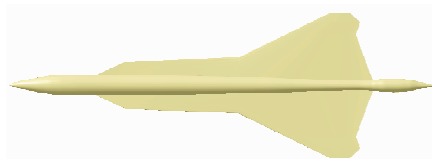
2.1 静音锥模型

以冯晓强等^[5]提出的“梭式”布局为基本模型,在此基础上展开静音锥设计研究,“梭式”布局的主要参数如表 1 所示。不带静音锥和加装静音锥的“梭式”布局如图 2 所示。

表 1 “梭式”布局主要参数

Table 1 Design parameters of “Shuttle” layout supersonic airliner

续航性能				几何尺寸				
航程/km	航时/h	巡航马赫数	巡航高度/km	机长/m	机身最大高度/m	机宽/m	长细比	翼面积/m ²
11 886	5.6	1.41	16	39	2.3	2.1	15.3	142



(a) 不带静音锥



(b) 带静音锥

图 2 “梭式”布局超声速客机的模型

Fig. 2 Digital model of “Shuttle” layout supersonic airliner

静音锥的设计参数主要包括锥体长度、锥体头部外形和锥体级数等。根据研究需要,设计 13 种不同参数组合的方案进行计算分析,具体的设计参数如表 2 所示, d 为静音锥第二级直径, α 为锥头顶角。

表 2 静音锥设计参数
Table 2 Design parameters of the quiet spike

方案	静音锥长度/m	级数	d/m	$\alpha/(\circ)$
1	7	1	0.8	10
2	9	1	0.8	10
3	11	1	0.8	10
4	13	1	0.8	10
5	15	1	0.8	10
6	13	1	0.8	20
7	13	1	0.8	30
8	13	1	0.6	10
9	13	1	0.7	10
10	13	1	0.9	10
11	13	1	1.0	10
12	6+11	2	0.4+0.8	10+10
13	4+5+11	3	0.2+0.4+0.8	10+10+10

2.2 声爆计算方法

声爆计算方法采用基于 CFD 的声爆近场和基于波形参数法的声爆远场计算相结合的方法。首先对飞机近场区域进行求解,通过求解欧拉方程得到近场激波结构和压力扰动;其次,通过提取近场压力分布作为远场计算的初始条件,利用波形参数法得到地面声爆波形。波形参数法的基本原理如图 3 所示,通过分段的方式利用一系列参数来描述声爆信号在大气中的传播。第 i 段信号的持续时间为 $\lambda_i = t_{i+1} - t_i$,其中 t_{i+1} 与 t_i 分别为第 $i+1$ 段和第 i 段简化的上升时间,压强随时间的变化率为 $m_i = (p_i - p_{i-1})/\lambda_i$,通过激波后的压强增量为 $\Delta p_i = p_i - p_{i-1}$ 。

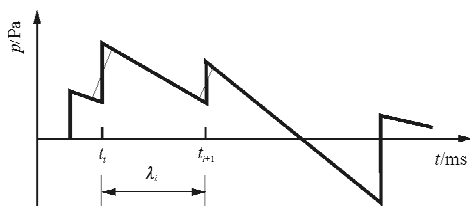


图 3 波形参数法

Fig. 3 Waveform parameter method

鉴于波形参数法比较成熟,在此不再举例验证。计算采用的网格如图 4 所示,飞机表面网格如图 5 所示,网格采用结构化网格与非结构化网格相结合的混合网格方法,综合利用结构化网格计算效率高和非结构化网格对复杂外形适应性好的优势,实现对声爆近场地精确预测。由于基本模型在以下两方面与 F-104 相近,故可以与其对比得出精度。第一,速度范围都是 1.4 Ma;第二,气动布局均属于细长型。计算得到的远场声爆值与 F-104 战斗机飞行试验值的比较如图 6 所示,可以看出计算方法满足声爆计算精度要求。

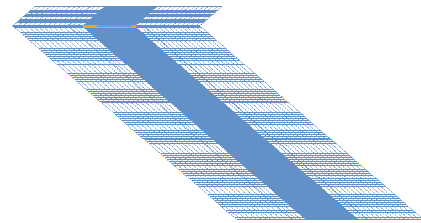


图 4 计算网格

Fig. 4 Computational grid

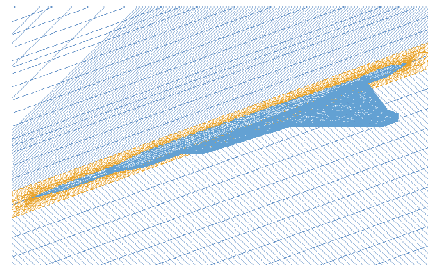


图 5 对称面和飞机表面网格

Fig. 5 Symmetry surface and aircraft surface grid

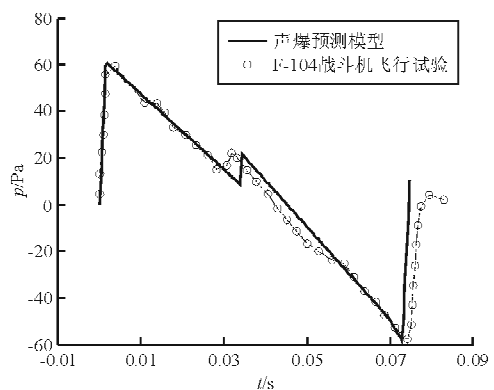


图 6 声爆计算值与飞行试验值比较

Fig. 6 Sonic boom comparison between calculation value and flight test

3 静音锥对声爆的影响分析

3.1 基本模型的声爆

基本模型远场的声爆水平如图 7 所示。

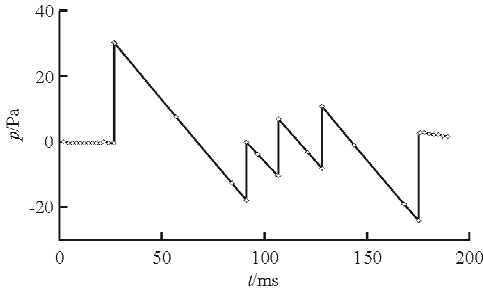


图 7 基本模型远场的声爆水平

Fig. 7 Far field sonic boom level of basic model

从图 7 可以看出:经过低声爆修型的“梭式”客机的声爆水平相对较低,但超压值很大,仍不满足在大陆上空巡航的条件,需要进行声爆水平的降低;超压值后方的三个压力峰值分别对应两个机翼产生的声爆压力值与机翼后方机身凸起部位产生的声爆压力值,与远场激波声爆压力相对应,经过修形的“梭式”客机的近场激波分布类似于远场声爆折线图,具体可参考图 2(a)客机的 CATIA 模型图。

近场的压力分布如图 8 所示。

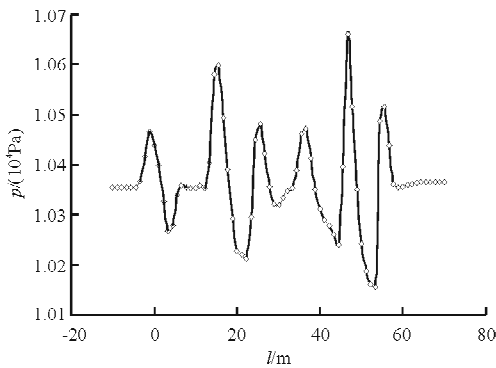


图 8 基本模型近场压力分布

Fig. 8 Pressure distribution of basic model near field

3.2 静音锥长度对声爆的影响

方案 1 至方案 5 采用单级锥设计,静音锥直径与头部外形相同,长度不同。上升时间、初始超压值、最大超压值随静音锥长度的变化如图 9~图 11 所示,横坐标是 0 时为基本模型。

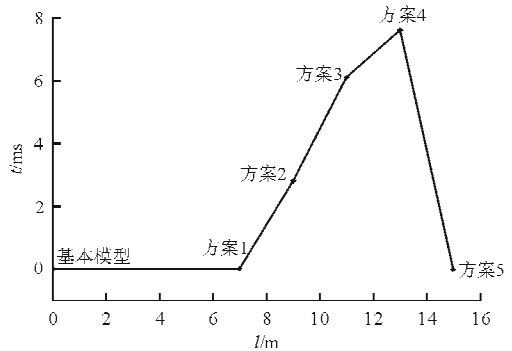


图 9 上升时间比较

Fig. 9 Comparison of the rise time

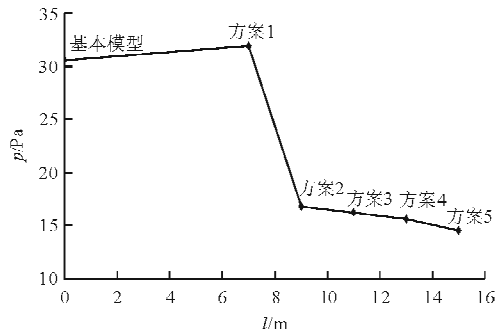


图 10 初始超压值比较

Fig. 10 Comparison of initial pressure

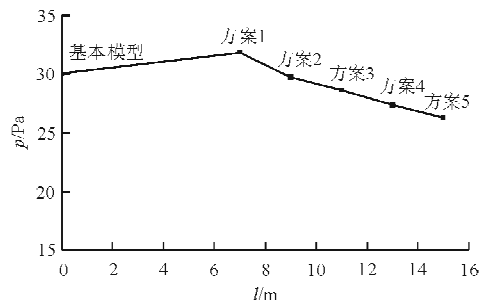


图 11 最大超压值比较

Fig. 11 Comparison of maximum over pressure

从图 9~图 11 可以看出:基本模型与方案 1 类似,区别在于方案 3 加装静音锥后产生的声爆值稍大,主要在于静音锥较短,激波最终相互叠加后使超压值增加;方案 5 由于静音锥过长,相当于在飞机头部产生了一个独立的“N”形波,对于声爆的抑制起到相反的作用;方案 3~方案 5 都可以使上升时间增长,初始超压和最大超压值减小,主要在于合理的静音锥长度外圈内增长静音锥等于增加了飞机的长细比,从而有利于降低声爆水平。

方案3~方案5的远场声爆水平如图12所示。

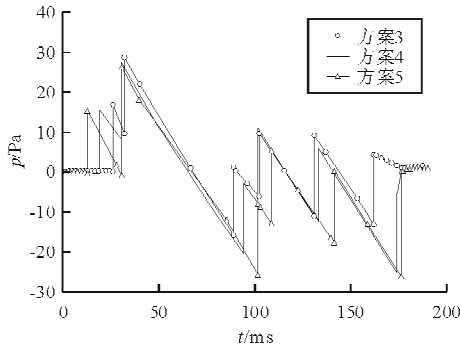


图12 三种模型的远场声爆水平

Fig. 12 Comparison of far field sonic boom level of three models

从图12可以看出,随着静音锥长度的增加,初始超压值基本不变,两者干涉程度逐渐减弱,最终静音锥会形成独立的“N”形波。

方案3~方案5的近场压力波形如图13所示,最佳静音锥长度为静音锥的近场压力波形保持完整且与机头激波相连,即13 m。

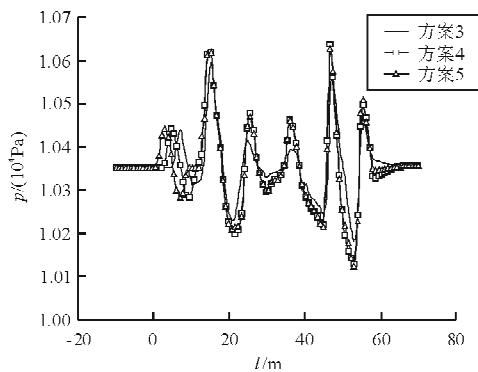


图13 三种模型的近场压力波形比较图

Fig. 13 Comparison of near field pressure of three models

3.3 静音锥头部外形对声爆的影响

使用表2中给出的具有相同长度、不同头部外形的静音锥方案4、方案6和方案7,计算分析静音锥头部外形对声爆的影响。得出地面声爆水平和头部外形对最大超压值和上升时间的影响不明显,但对初始超压值影响较大,主要由于不同的角度导致了近场静音锥的激波强度发生改变(初始超压比较如图14所示,其中 0° 对应点表示不加静音锥的基本模型)。

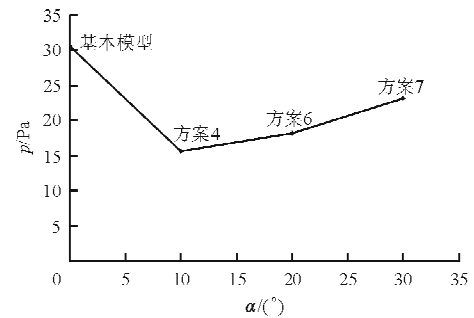


图14 初始超压值比较

Fig. 14 Comparison of initial pressure

3.4 静音锥直径对声爆的影响

使用表2给出的具有相同长度、相同机头外形、不同直径的静音锥方案4、方案8~方案11计算分析静音锥直径对声爆的影响。不同直径时的初始超压值和最大超压值分别如图15和图16所示。

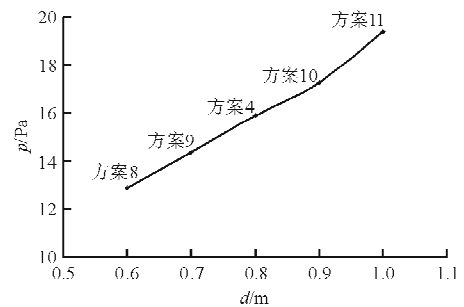


图15 初始超压比较

Fig. 15 Comparison of initial pressure

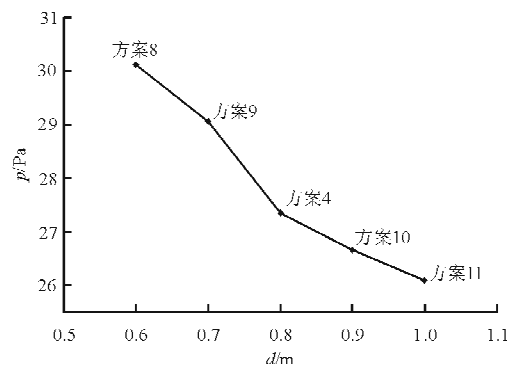


图16 最大超压值比较

Fig. 16 Comparison of maximum over pressure

从图15和图16可以看出,随着静音锥直径的增加,初始超压值逐渐增加,但最大超压值逐渐减小,因为静音锥直径的增加,机头外形曲率逐渐减小。

小导致激波减弱,最终导致最大超压值的减小。结合文献[10]的设计经验,选取单级锥直径0.8m可以使得总体声爆水平最佳。

3.5 静音锥级数对声爆的影响

多级静音锥方案的设计参数见表 2 中的方案 4、方案 12 和方案 13,静音锥级数对声爆水平的影响分别如图 17~图 19 所示,横坐标为 0 时表示基本模型。

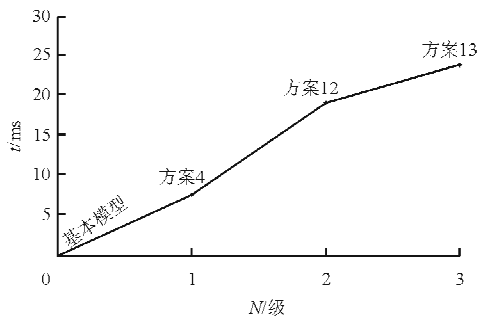


图 17 上升时间随静音锥级数变化

Fig. 17 Comparison of rise time of different segmented quiet spikes

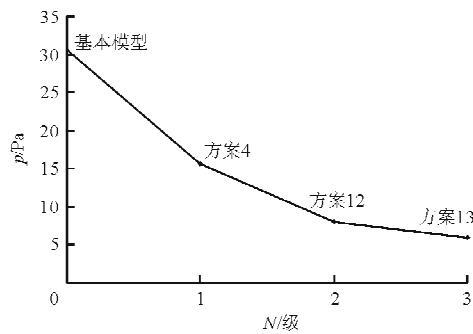


图 18 初始超压值随静音锥级数变化

Fig. 18 Comparison of initial pressure of different segmented quiet spikes

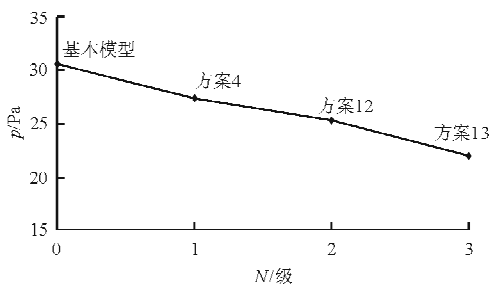


图 19 最大超压值随静音锥级数变化

Fig. 19 Comparison of maximum over pressure of different segmented quiet spikes

从图 17~图 19 可以看出,随着静音锥级数的增加,声爆的上升时间增大,初始超压值和最大超压值减小,从而使超声速客机的整体声爆水平下降。

不同级数静音锥对声爆主要参数的影响如表 3 所示,多级静音锥对降低声爆效果比单级更为显著。

表 3 不同级数静音锥对声爆的影响

Table 3 Results comparison between “shuttle” aircraft and different segment quiet spikes

方 案	初始状态		最大状态	
	超压值/ Pa	降噪效 果/%	超压值/ Pa	降噪效 果/%
基本模型	30.26	—	30.26	—
单级静音锥(方案 4)	15.60	↓48.4	27.35	↓9.6
双级静音锥(方案 12)	8.33	↓72.5	25.80	↓14.8
三级静音锥(方案 13)	6.11	↓79.8	22.10	↓26.9

4 结 论

(1) 静音锥对超声速客机的声爆水平产生明显影响,合理的静音锥参数设计能有效地降低超声速客机的声爆水平。

(2) 静音锥的最佳长度为静音锥的近场压力波形保持完整且与机头激波相连。

(3) 随着静音锥直径的增加,初始超压值逐渐增大,最大超压值逐渐减小;静音锥直径的设计要综合考虑初始超压值和最大超压值。

(4) 静音锥的级数对声爆水平的影响显著,合理设计的多级静音锥的降噪效果要明显优于单级静音锥。

参考文献

[1] National Research Council. High speed research aeronautics and space engineering board U. S. supersonic commercial aircraft; assessing NASA's high speed research program [R]. National Academy Press, Washington, D. C., 1997.

[2] 冯晓强, 李占科, 宋笔锋. 超声速客机声爆问题初步研究 [J]. 飞行力学, 2010, 28(6): 21-27.
Feng Xiaoqiang, Li Zhanke, Song Bifeng. Preliminary analysis on the sonic boom of supersonic aircraft[J]. Flight Dynamics, 2010, 28(6): 21-27. (in Chinese)

[3] Kusunose K. A fundamental study for the development of boomless supersonic transport aircraft [R]. AIAA-2006-254, 2006. (下转第 357 页)

- [7] Celik F, Guner M, Ekinci S. An approach to the design of ducted propeller[J]. Mechanical Engineering, 2010, 17(5): 406-417.
- [8] 于子文, 曹义华. 涵道尾桨的 CFD 模拟与验证[J]. 航空动力学报, 2006, 21(1): 19-24.
Yu Ziwen, Cao Yihua. CFD simulation and validation of ducted tail rotor[J]. Journal of Aerospace Power, 2006, 21(1): 19-24. (in Chinese)
- [9] Marc F de Piolenc, George E, Wright Jr. Ducted fan design; Volume I[R]. California: Millennial Year Edition, 2001.
- [10] 刘沛清. 空气螺旋桨理论及其应用[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2006.
Liu Peiqing. Air propeller theory and its application[M]. Beijing: Beihang University Press, 2006. (in Chinese).
- [11] 刘政崇. 高低速风洞气动与结构设计[M]. 北京: 国防工业出版社, 2003.
Liu Zhengchong. High and low speed wind tunnel aerodynamic and structural design[M]. Beijing: National Defence

Industry Press, 2003. (in Chinese).

- [12] 吕泽舟. 轴流式通风机实用技术[M]. 北京: 机械工业出版社, 2005.
Chang Zezhou. Practical techniques of axial fan[M]. Beijing: China Machine Press, 2005. (in Chinese).
- [13] Henry Borst V, et al. Aerodynamic design and analysis of propellers for miniremotely piloted air vehicles. Volume II Ducted Propellers[R]. USAAMRDL-TP-77-45B, 19

作者简介:

高永卫(1968—),男,博士,教授。主要研究方向:设计空气动力学与实验空气动力学。

黄灿金(1988—),男,硕士研究生。主要研究方向:设计空气动力学。

魏 闯(1984—),男,硕士研究生。研究方向:设计空气动力学与实验空气动力学。

(编辑:赵毓梅)

(上接第 345 页)

- [5] 邓娟. 舰载飞机自动着舰纵向控制系统设计的理论与仿真研究[D]. 上海: 复旦大学力学与工程科学系, 2010.
Deng Juan. Theory and simulation on design of the longitudinal automatic carrier landing system for carried-based airplane[D]. Shanghai: Department of Mechanics and Engineering Science, Fudan University, 2010. (in Chinese)
- [6] 余勇. 舰载飞机着舰引导特殊技术研究[D]. 南京: 南京航空航天大学自动化学院, 2000.
Yu Yong. Study of carrier landing system[D]. Nanjing: College of Automation Engineering, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2000. (in Chinese)
- [7] 李爱军, 徐小野, 柯吉, 等. 基于能量的大型飞机纵向着陆控制研究[J]. 西北工业大学学报, 2011, 29(1): 22-26.

Li Aijun, Xu Xiaoye, Ke Ji, et al. Applying total energy control to designing feasible large aircraft longitudinal landing control system[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University, 2011, 29(1): 22-26. (in Chinese)

作者简介:

巩鹏潇(1988—),男,硕士研究生。主要研究方向:飞行力学、飞行控制。

詹 浩(1972—),男,博士,教授,博导。主要研究方向:飞行器设计、飞行动力学和流体力学。

柳子栋(1984—),男,博士研究生。主要研究方向:飞行力学、飞行控制。

(编辑:赵毓梅)

(上接第 351 页)

- [4] Miles R B, Martinelli L, Macheret S O. Suppression of sonic boom by dynamic off-body energy addition and shape optimization[R]. AIAA-2002-0150, 2002.
- [5] 冯晓强, 李占科, 宋笔锋. 超声速客机低音爆布局反设计技术研究[J]. 航空学报, 2011, 32(11): 1980-1986.
Feng Xiaoqiang, Li Zhanke, Song Bifeng. A research on inverse design method of a lower sonic boom supersonic aircraft configuration[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2011, 32(11): 1980-1986. (in Chinese)
- [6] 但聃. 基于声爆和起降噪声要求的超音速公务机设计[D]. 成都: 成都飞机设计研究所总体设计技术研究部, 2010.
Dan Dan. Supersonic business design based on request of sonic boom and takeoff/approaching acoustics[D]. Chengdu: The Division of Aircraft Overall Design, Chengdu Aircraft Research and Design Institute, 2010. (in Chinese)
- [7] 但聃, 杨伟. 超音速公务机声爆计算与布局讨论[J]. 航空工程进展, 2012, 3(1): 7-15.
Dan Dan, Yang Wei. Supersonic business jet sonic boom com-

putation and layout discussion[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2012, 3(1): 7-15. (in Chinese)

- [8] Howe D C. Improved sonic boom minimization with extendable nose spike[R]. AIAA-2005-1014, 2005.

- [9] Donald Freund, Frank Simmons. Quiet spike™ prototype flight test results[R]. AIAA-2007-1778, 2007.

- [10] Frank Simmons, Donald Freund. Quiet spike™: the design and validation of an extendable nose boom prototype[R]. AIAA-2007-1774, 2007.

作者简介:

李占科(1973—),男,博士,副教授。主要研究方向:飞行器总体设计、结构设计等。

彭中良(1980—),男,硕士研究生。主要研究方向:超声速客机总体设计。

徐合良(1988—),男,硕士研究生。主要研究方向:飞行器结构设计。

(编辑:赵毓梅)