

文章编号:1674-8190(2013)03-352-06

一种涵道螺旋桨的简便设计方法

高永卫, 黄灿金, 魏闯

(西北工业大学 航空学院, 西安 710072)

摘要: 由于涵道和螺旋桨互相干扰的复杂性, 通常涵道螺旋桨的设计需要较多经验和较长时间。提出一种将动量定理、轴流式通风机相似理论和旋转机械叶素理论相结合的工程方法, 该方法应用在涵道螺旋桨初步设计阶段, 可快速确定桨叶和涵道初始外形。首先根据动量理论计算通过桨盘的流量, 再由轴流通风机相似理论确定桨盘直径与轮毂比, 然后运用叶素理论设计桨叶的几何形状。风洞实验结果表明: 该设计方法实用、有效, 从而可以加快涵道螺旋桨设计过程。

关键词: 涵道螺旋桨; 动量理论; 相似理论; 叶素理论; 桨叶设计

中图分类号: V211

文献标识码: A

A Simple Approach to the Design of Ducted Propeller

Gao Yongwei, Huang Canjin, Wei Chuang

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

Abstract: Ducted propeller design is often by rule of thumb, and requires a long time for the complexity of the mutual interaction between duct and propeller. A simple method, which is combined with momentum theory, the axial fan similarity and the blade-element theory, is proposed for the purpose of designing the blades and duct during ducted propeller preliminary design stage. First, the mass flow through the propeller disk is calculated using the momentum theory. Then the fan diameter and hub diameter are estimated by similarity of axial fan introduced by the authors. Finally the blade primary geometry is designed on the basis of blade element theory. To verify feasibility of this method, a ducted propeller is manufactured and tested in NF-3 low speed wind tunnel. The result shows that the method is useful and effective, and can accelerate ducted propeller design procedure.

Key words: ducted propeller; momentum theory; similarity theory; blade element theory; blade design

0 引言

涵道螺旋桨是指被涵道包围的螺旋桨系统。相比于孤立的螺旋桨, 涵道螺旋桨系统具有更高的气动效率, 并具有气动噪声低、安全性高等优点, 已经被广泛用于轮船、特种飞行器、潜艇等军事及民用领域。因此, 研究发展简便高效的涵道螺旋桨设计方法具有一定的应用价值。

涵道螺旋桨工作时, 气流连续不断从涵道入口

通过螺旋桨, 并在桨盘处加速增压后, 以高速高压的状态流出涵道, 并产生反作用推力。涵道螺旋桨的推力大小与通过桨盘的空气流量和涵道内外流速相关。

目前, 涵道螺旋桨的设计方法主要有: 叶素理论和片条理论^[1-2]法; 利用升力线(面)和面元法耦合计算涵道螺旋桨的内部流场特性, 预测涵道螺旋桨的定常与非定常性能^[3-7]以及基于动量源项法对涵道螺旋桨的流场进行 CFD 模拟与验证的方法^[8]等。

由于涵道与螺旋桨之间相互干扰的复杂性, 涵道螺旋桨的设计通常需要较多经验与较长时间。在设计涵道螺旋桨时, 如果有类似的桨存在, 则可

以基于现有类似的桨进行相似设计或优化设计。但是,如果是设计全新的桨,没有适当的参考方案,如何确定一个较合适的初步外形开展方案分析或优化设计就需要适用的方法。目前的方法还不够成熟。在现有工程设计方法中,比较有代表性的方法是文献[9]提供的方法,该方法首先根据经验假定桨盘直径和轮毂比,然后根据动量定理确定质量流量,并结合自由涡流径向载荷分布进行方案设计。这类方法的主要问题是需要很多经验才能确定桨叶直径、轮毂比等关键参数,设计经验较少的人员使用起来不够方便。

本文根据理论假设与轴流通风机的设计方法,发展一个能够在初始设计阶段较好地确定桨叶直径和轮毂比的简便方法,为确定总体方案和加快涵道桨的设计过程提供简便工具。

1 动量理论

涵道螺旋桨设计理论基础中最重要的是动量理论。动量理论是由 Rankine 和 R. E. Froude 在 19 世纪提出的,以气流通过桨盘的动量和能量变化作为依据。动量理论的基本假定^[10]如下:

- (1) 气流是不可压缩、无粘性的理想流体;
- (2) 将螺旋桨看作一个前进的叶片数无限多的桨盘,气流连续地通过桨盘,在桨盘上产生的拉力均匀分布,桨盘的前后存在压差,但桨盘前后的轴向速度相等(不考虑桨盘的厚度);
- (3) 动量是均匀、轴对称的,通过桨盘气流无旋转。

涵道螺旋桨的轴向流动如图 1 所示。

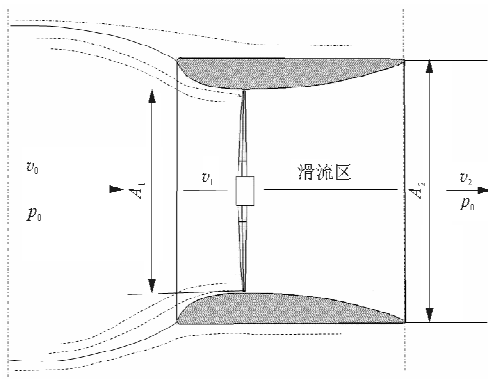


图 1 涵道螺旋桨的轴向流动

Fig. 1 Axial flow of ducted propeller

假设未受螺旋桨扰动的轴向速度和压强分别为 v_0 和 p_0 ,当气流逼近螺旋桨时速度增加、压强减小。在螺旋桨桨盘前压强为 p' ,气流通过桨盘后压强增加为 $p' + \Delta p$,轴向速度增大为 v_1 ;当气流在出口时,轴向速度进一步增大,速度达到 v_2 ,压强降到来流压强 p_0 。

根据不可压连续方程可知,若桨盘面积为 A_1 ,桨盘处流速为 v_1 ,涵道出口面积为 A_2 ,涵道出口处流速为 v_2 ,则

$$A_1 \cdot v_1 = A_2 \cdot v_2 \quad (1)$$

根据动量理论,整个涵道螺旋桨的拉力(包括桨盘拉力和涵道拉力)则为

$$T_p = \rho A_2 v_2 (v_2 - v_0) \quad (2)$$

式中: T_p 为涵道螺旋桨的拉力; ρ 为来流气体密度; v_0 为来流气体的轴向速度。

2 螺旋桨桨叶设计过程

涵道螺旋桨系统中的螺旋桨与轴流式风机叶轮的工作情况类似。理论与工程实践表明,以轴流风机的叶素理论进行桨叶的初步设计可以得到比较满意的结果。若采用轴流风机的叶素理论进行设计,需确定通过桨盘的流量与桨盘的压升量。

2.1 桨盘的流量计算

首先应用动量理论,根据需用拉力 T_p ,由式(2)计算出 v_2 ;

再根据不可压连续方程(1),计算出通过桨盘的气流体积流量。

$$Q = A_2 \cdot v_2 \quad (3)$$

另外,桨叶设计时通过桨盘处的名义流速则为

$$v_1 = Q/A_1 \quad (4)$$

实际上由于轮毂的遮挡,桨叶处的通流速度比 v_1 大,具体数值要在轮毂比确定以后才能得到。

2.2 桨盘拉力假设

涵道螺旋桨的拉力由两部分组成:一部分由螺旋桨产生,另一部分由涵道产生。通常情况下,这两部分的拉力互相影响并且与涵道的形状等参数密切相关,目前还没有一个简单的办法可以准确确定上述拉力。但是,在初步设计阶段,采用总拉力的 75% 由桨盘产生是一个较为合理的初值假设,即在不考虑损失的情况下,桨盘产生的静压差为

$$\Delta p_1 = 0.75 T_p / A_1 \quad (5)$$

由于气流经过涵道入口会有压力损失, 排出气流还有排气损失。在方案设计初始阶段, 需要合理估计损失大小, 以确保设计结果可靠。假设对应的无量纲的损失系数分别为 K_1 和 K_2 , 则整个涵道螺旋桨的总损失系数为

$$\sum K_i = K_1 + K_2 \quad (6)$$

进气损失 K_1 的值可以由图 2 进行估算^[11], r 为涵道入口处的半径, D 为桨盘直径。

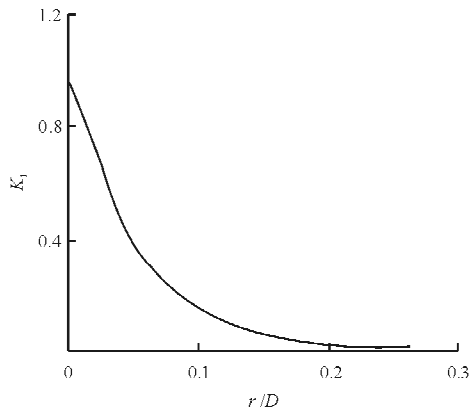


图 2 进气口压力损失系数

Fig. 2 Pressure loss coefficient of inlet sector

由于经过涵道的气流排到大气中, 其动能全部损失, 故其损失系数 $K_2 = 1.0$ 。

如果涵道后部有扩散段以及涵道桨附近有其它部件存在, 也应估算其损失系数。

在估计了总损失系数以后, 可得桨盘应产生的静压差 Δp 为

$$\Delta p = \Delta p_1 + \frac{1}{2} \rho v_1^2 \cdot \sum K_i \quad (7)$$

2.3 比转数计算

比转数 n_s 是通风机相似理论中最重要的相似参数之一, 桨叶的直径、轮毂比与比转数具有很强的相关性。根据总体限定的转速, 比转数为

$$n_s = n \cdot Q^{0.5} / p_{tF}^{0.75} \quad (8)$$

式中: n 为桨叶的转速 (r/min); Q 为通过桨盘的气流体积流量 (m^3/s); p_{tF} 为桨盘产生的全压 (kgf/m^2)。

为简化起见, 全压可视为静压差 Δp 与 $\frac{1}{2} \rho v_1^2$ 的和。通常, 轴流式风扇的比转数应在 100~500 之间。

2.4 桨叶直径确定

直径与比转数的关系^[12]如下:

$$D = \frac{60 K_u \sqrt{2 p_{tF} / \rho}}{\pi n} \quad (9)$$

式中: D 为桨叶直径; K_u 为系数。

n_s - K_u 关系曲线如图 3 所示。

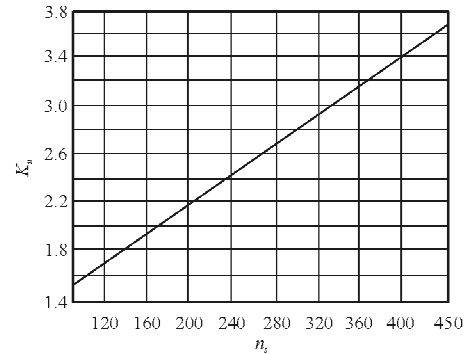


图 3 比转数 n_s 与系数 K_u 的关系曲线

Fig. 3 Curve about number of revolutions to speed n_s and coefficient K_u

由式(5)~式(9)确定桨盘直径是一个迭代过程, 在 n_s 的合理范围内, 最接近 n_s - K_u 关系曲线的方案为最佳。

2.5 轮毂比确定

轮毂比 \bar{d} 与比转数的关系^[12]如图 4 所示, 虚线为不同通风机与不同叶型的叶轮在试验中统计结果的偏差范围。

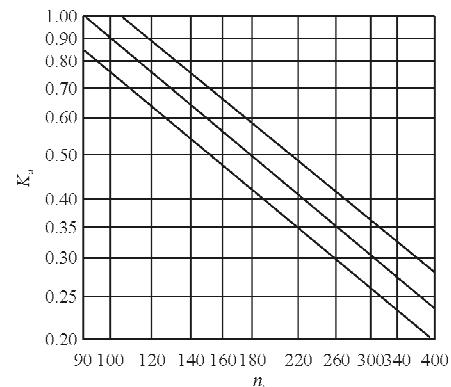


图 4 轮毂比 \bar{d} 与比转数 n_s 的关系曲线

Fig. 4 Curve about tip hub ratio \bar{d} and number of revolutions to speed n_s

2.6 桨叶数确定

桨叶数可以根据桨叶数与轮毂比之间的经验

数值进行确定,如表 1 所示^[12]。

表 1 桨叶数 Z 与轮毂比 \bar{d} 之间的关系

Table 1 Relation about blade number Z and tip hub ratio \bar{d}

\bar{d}	Z
0.3	2~6
0.4	4~8
0.5	6~12
0.6	8~16
0.7	10~20

2.7 桨叶几何外形设计

根据轴流风机叶素理论进行桨叶设计计算。桨叶几何外形设计包括桨叶弦长分布、安装角分布等。涵道螺旋桨叶素理论与轴流通风机叶素理论没有本质区别,具体方法可参照提供通风机叶素理论^[12]进行设计,这里不再赘述。

3 初始涵道数据

文献[13]提出了一个初始涵道外形,主要是采用 RAF-6D 翼型。本文经过改进将翼型进行少量旋转,使得涵道内部 50% 以后近似为等直径的圆柱,便于阻力估算和桨叶安装。内外涵道数据如表 2 所示,涵道外形如图 5 所示。

表 2 本文建议的涵道剖面翼型数据

Table 2 Airfoil profile of duct geometry data

序 号	上翼面		下翼面	
	x	y	x	y
1	0	0	0	0
2	0.002 8	0.008 7	0.002 8	-0.006 2
3	0.009 8	0.027 4	0.008 5	-0.010 7
4	0.014 9	0.037 5	0.012 0	-0.011 5
5	0.049 3	0.080 5	0.042 0	-0.007 4
6	0.086 5	0.104 9	0.082 0	-0.001 3
7	0.144 1	0.130 4	0.141 9	0.007 9
8	0.332 6	0.168 4	0.301 8	0.032 4
9	0.483 5	0.184 9	0.501 7	0.063 0
10	0.636 0	0.190 6	0.601 6	0.078 3
11	0.790 5	0.182 8	0.801 5	0.108 9
12	0.873 7	0.173 3	0.861 5	0.118 0
13	0.936 0	0.166 3	0.921 4	0.127 2
14	0.978 5	0.156 1	0.981 4	0.136 4
15	0.994 6	0.151 1	0.993 9	0.138 7
16	1.000 0	0.146 8	1.000 0	0.146 8



图 5 涵道外形示意图

Fig. 5 Model of the duct geometry

4 实验验证

为了验证本文给定方法的准确程度并研究相关流动机理,按上述方法设计加工桨叶和涵道,然后进行风洞实验验证和数值模拟验证研究。

由上述方法设计加工的桨叶和涵道的外形如图 6 所示。设计已知条件:发动机功率 P 、转速 $n = 2\ 000\ \text{r/min}$ 和总拉力 $T_p = 850\ \text{N}$ 。



图 6 涵道桨及实验装置示意图

Fig. 6 Model of the ducted propeller and the experimental facilities

实验是在某 NF-3 低速直流风洞二元实验段进行的,该实验段长为 8 m,高为 1.6 m,宽为 3 m,湍流度低于 0.045%,风速范围为 10~130 m/s,翼型实验最大雷诺数为 7.0×10^6 。

实验装置如图 7 所示。实验采用两台应变式天平,分别测量螺旋桨和涵道产生的拉力和扭矩,天平 A 用于测量螺旋桨的拉力与扭矩,天平 B 用于测量涵道的拉力。试验电机和天平 A 安装在整流罩内部,整流罩、螺旋桨和天平互不接触。 $v_0 =$

20 m/s 时的典型测量结果如表 3 所示。

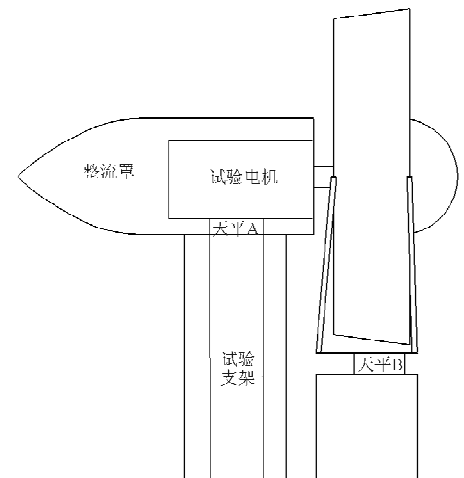


图 7 风洞试验装置示意图

Fig. 7 Wind tunnel experimental facilities

表 3 不同转速时典型的测量结果

Table 3 Typical measurement results at different speeds

转速/ ($r \cdot \text{min}^{-1}$)	数值 类型	桨叶拉 力/N	涵道拉 力/N	总拉 力/N	桨叶产生的 拉力比例/%
2000 (设计状态点)	预测值	637.5	212.7	850.2	75.0
	测量值	625.6	227.1	852.7	73.3
2250 (转速较大)	测量值	817.9	323.7	1141.6	71.6
1750 (转速较小)	测量值	435.6	139.0	574.6	75.8

从表 3 可以看出,桨叶、涵道以及桨叶产生的拉力比例的值与预测的值相当,符合预期,表明本文给出的方法具有一定的适用性。

也应注意到,随着工作点偏离设计点,涵道拉力和桨叶拉力的比值是变化的,在具体设计中不能简单对待。

需要说明的是,按螺旋桨理论,理想效率 η 是忽略旋转效应条件下螺旋桨系统能够达到的最高效率,其计算公式为

$$\eta = 2v_0 / (v_2 + v_0) \quad (10)$$

本例中,理想效率为 50.33%,试验中测得的效率为 43.2%。由此可见,采用本文提出的简便方法也能设计出性能优异的初始外形,为后期的优化设计奠定较好的基础。

经风洞实验验证,采用本文方法设计得到的涵道螺旋桨在设计点桨叶产生的拉力、涵道产生的拉力、两者拉力比例等符合预期值。所设计的涵道螺旋桨工作效率与理想效率比较接近,表明本文发展

的设计方法具有一定的使用价值,可以用于涵道螺旋桨的初始方案设计。

5 结 论

(1) 发展了一种在涵道螺旋桨初步设计阶段快速设计涵道螺旋桨的简便方法。该方法的特点在于:把动量定理和通风机相似理论相结合,发展出确定螺旋桨直径与轮毂比的简便方法;给出了涵道拉力与桨叶拉力的初始分配方案,使桨叶设计参数确定更为容易;提供了一种简单实用的涵道初始外形,方便设计人员快速建立模型,开展优化设计或方案分析。

(2) 基于统一的轴流旋转机械原理,将成熟的通风机相似理论与通风机叶素理论引入涵道螺旋桨设计,使得在涵道螺旋桨的初步设计中减少对经验的依赖,更具有可操作性,利于加快设计过程和改善设计效果。

参考文献

- [1] 徐国华. 直升机涵道尾桨与孤立尾桨的气动特性对比研究[J]. 空气动力学学报, 1995, 13(4): 420-426.
Xu Guohua. Comparison and analysis of characteristics between helicopter shrouded and isolated tail rotors[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 1995, 13(4): 420-426. (in Chinese)
- [2] 刘沛清, 鲁金华. 涵道螺旋桨气动计算的片条理论及其应用[C]//第二十二届全国直升机年会论文. 北京: 中国航空学会, 2006: 65-75.
Liu Peiqing, Lu Jinhua. Strip theory and application for shrouded propeller aerodynamic design[C]//22nd Helicopter Annual Conference. Beijing, Chinese Society of Aeronautics and Astronautics, 2006: 65-75. (in Chinese).
- [3] 王国强, 张建华. 导管螺旋桨的非定常性能预估[J]. 船舶力学, 2002, 6(5): 1-8.
Wang Guoqiang, Zhang Jianhua. Prediction of unsteady performance of ducted propellers[J]. Journal of Ship Mechanics, 2002, 6(5): 1-8. (in Chinese)
- [4] 王国强, 张建华. 导管螺旋桨的升力面/面元偶合设计方法[J]. 船舶力学, 2003, 8(7): 21-27.
Wang Guoqiang, Zhang Jianhua. A design method of ducted propeller by coupled lifting surface theory/panel method[J]. Journal of Ship Mechanics, 2003, 8(7): 21-27. (in Chinese)
- [5] Kinna S A, Hanseong Lee, Hua Gu. Numerical modeling of ducted propellers[C]//2005 ASME Fluids Engineering Division Summer Meeting and Exhibition, Houston, ASME, 2005: 1115-1125.
- [6] Liu X L, Wang G Q. A potential based panel method for prediction of steady performance of ducted propeller[J]. Journal of Ship Mechanics, 2006, 6(3): 26-35.

- [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)