

文章编号:1674-8190(2013)01-022-06

伸缩机翼变体飞机气动特性研究

李俊成,艾俊强,李士途

(中国航空工业集团公司第一飞机设计研究院,西安 710089)

摘要: 伸缩机翼变体飞机通过机翼伸缩调整机翼展长,从而改变机翼面积和展弦比,改变飞机的气动布局和机翼的气动特性,满足多任务点的设计要求。简要介绍伸缩机翼变体飞机的发展历史,重点研究一种采用伸缩机翼设计的超音速飞机的气动特性变化。研究表明:亚音速时机翼展长伸长,展弦比增大,飞机诱导阻力降低,升阻比提高,可以明显提高飞机的航程;超音速时机翼展长缩短,展弦比减小,飞机的波阻降低,升阻比增大,提高了超音速飞行性能。伸缩机翼概念用于超音速飞机设计时能很好地兼顾亚音速巡航和超音速冲刺。

关键词: 伸缩机翼;变体飞机;气动特性;展弦比;升阻比;航程

中图分类号: V212

文献标识码: A

Aerodynamic Characteristics of Morphing Aircraft of Telescoping Wing

Li Juncheng, Ai Junqiang, Li Shitu

(The First Aircraft Institute, Aviation Industry Corporation of China, Xi'an 710089, China)

Abstract: Morphing aircraft of telescoping wing can change wing area and aspect ratio, change wing configuration and aerodynamic characteristics by a variable-span morphing wing, which accommodate multiple flight conditions. The development history of morphing aircraft of telescoping wing is introduced in brief, and the aerodynamic characteristics of a supersonic air vehicle with the concept of telescoping wing is mainly explored. The results of the analysis demonstrate an improvement in the aerodynamic characteristics of the morphing aircraft of telescoping wing. Wing span extension in subsonic represents an increase in aspect ratio and enhance the lift-drag ratio, in the form of a reduction in the induced drag, resulting in an increase in range. The wing span contraction represents a reduction in the aspect ratio and cut down the wave drag in supersonic, resulting in an increase in lift-drag ratio and improvement of flight performance of supersonic. Telescopic wing can take good consideration of both subsonic cruise and supersonic flight in supersonic aircraft design.

Key words: telescoping wing; morphing aircraft; aerodynamic characteristics; aspect ratio; lift-drag ratio; range

0 引言

在飞机设计中,为了满足超音速飞行减阻的要求,一般采用大后掠、小展弦比机翼,而要获得良好的起降性能、低速机动性能和远的航程(航时)要求机翼具有小后掠、大展弦比的特征,这与超音速减阻要求相矛盾。传统的解决办法是,为了满足所有的设计约束,通常需作很大的折衷设计,而这种折

衷设计是以牺牲部分亚音速巡航性能和部分超音速性能为代价的。采用伸缩机翼变体概念可以更好地兼顾亚音速和超音速飞行性能。

伸缩机翼概念是通过机翼伸缩调整机翼展长,从而改变机翼面积和展弦比,改变飞机的气动布局和气动特性,满足多任务点的气动性能需求。伸缩机翼改变机翼展弦比的能力非常强,对飞机的巡航能力影响显著,适用于需要兼顾远程巡航和高速飞行的飞机。例如,采用大展弦比以提高巡航升阻比,增加航程或航时;采用小展弦比减小高速冲刺时的阻力,提高加速性和冲刺速度^[1]。

本文简要介绍伸缩机翼变体飞机的发展历史,

重点研究一种采用伸缩机翼设计的超音速飞机的气动特性变化,以期提高超音速飞机的远航作战性能。

1 伸缩机翼概念的起源与发展历史

伸缩机翼概念并不是最近几年才提出的。早在1929年美国伯内利^[2]设计了第一架机翼可以伸缩的飞机GX-3,如图1所示,并取得了世界上第一个机翼伸缩设计专利。1931年,前苏联飞机设计者Ivan Makhonine^[3]设计了机翼可伸缩的飞机MAK-10,其机翼翼展变化量达162%(从13 m到21 m),机翼面积变化量157%(从21m²到33m²)。此后伸缩机翼的概念引起了许多飞机设计者的兴趣。1937年前苏联诞生了一架多级伸缩机翼飞机Bakshaev LIG-7,如图2所示,该机内翼部分由六段用胶合板制成的宽度为50 cm的翼段套装在一起,起飞一降落时六块翼段伸出,改变翼根部弦长和翼型。其所有的伸缩机构都藏在机身内部,通过驾驶座舱里人工拉动钢索驱动机翼伸缩,在空中飞行时成功地实现了机翼的伸缩变形^[4]。但是限于当时的结构、材料和制造工艺,以及伸缩机构复杂笨重的控制装置,使伸缩机翼概念没有得到推广与应用。



图1 伯内利采用伸缩机翼设计的GX-3飞机
Fig.1 GX-3 aircraft with telescopic wing designed by Burnelli

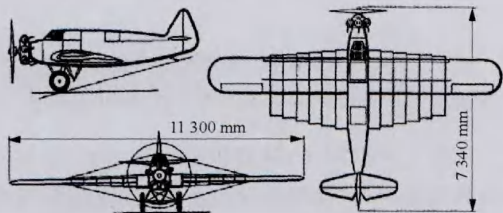


图2 前苏联的Bakshaev LIG-7
Fig.2 Soviet Union Bakshaev LIG-7

21世纪初,美国提出了变体飞机研究计划,结合智能材料、智能传感器和作动器、智能控制方法

等新技术,伸缩机翼变体飞机再度引起航空研究者的兴趣。作为美国变体飞机研究计划的一部分,雷神公司以“战斧”巡航导弹为平台,进行了伸缩机翼技术的试验,如图3所示。试验中,在机翼内安放展开和收缩机翼的作动机构,可按照需要改变机翼的展弦比和面积以满足不同飞行状态对气动力的要求^[5]。研究表明,通过机翼伸缩,“战斧”巡航导弹的航程可以提高30%左右^[6]。此外,美国弗吉尼亚大学和马里兰大学等学校近年来也开展了伸缩机翼变体构型的研究,并研制了伸缩式构型演化变体飞机的地面演示验证机,演示验证表明伸缩机翼变体飞机具有完成多种任务或能够更有效地完成同一种任务的革命性能力^[7]。



图3 雷神公司的伸缩机翼试验模型
Fig.3 Telescopic wing model designed by Raytheon

2 伸缩机翼的变形形式及算例

(1) 变形形式

从形式上看,伸缩机翼构型演化形式在一定程度上类似于电视机、收音机常用的多段式拉杆天线和抽拉式鱼杆。在收缩状态,外段机翼收藏于内段机翼,整副机翼表现为小展弦比;在展开状态,一段或多段外机翼伸出,整副机翼表现为大展弦比。限于内外翼段的平面形状,外翼段基本上进行直线运动,因而伸缩机翼气动布局的构型演化形式是一种一维变体形式。

伸缩机翼通过外翼伸缩运动改变全机翼的展长和机翼面积,从而改变机翼的展弦比。

(2) 算例

本文针对一种采用伸缩机翼的超音速飞机布局方案进行气动力计算与分析研究,机翼分为内外两段,如图4所示。内翼段固定不动,为大后掠、小展弦比的三角翼,外翼可从内翼段伸出或缩进,为小后掠梯形翼。其中,内翼段展长为 b ,面积为 S_c ,

外翼伸出长度(展向长度)为 Y_e 。当外翼伸缩运动时,全机翼展长为 $(b+Y_e)$,全机翼面积为 S ,以固定的内翼为参考,展长增加量为 Y_e/b ,面积比为 S/S_c 。随着外翼伸出,全机翼展弦比和面积比的变化如图5所示。面积比是外翼伸出 Y_e 时全机翼面积与固定内翼(外翼伸出量 $Y_e=0$ 时)面积的比值。随着展长的增加,全机翼展弦比明显增加,机翼面积比也相应增加,即全机翼面积增大。

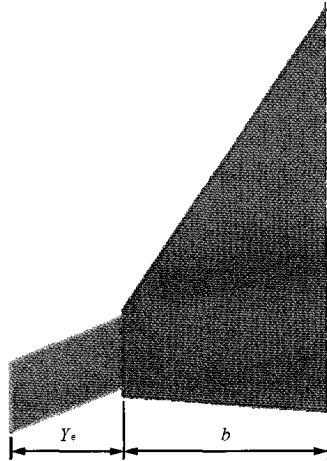


图4 伸缩机翼内、外翼展长

Fig. 4 Length of telescoping wing span

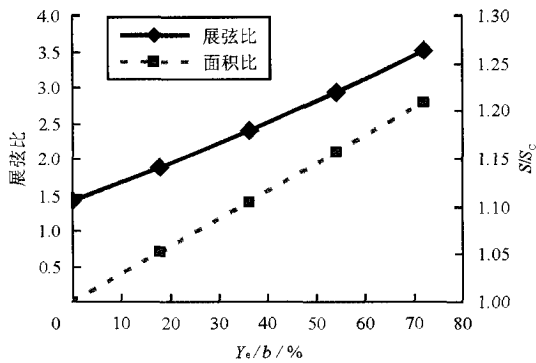


图5 展弦比与机翼面积比随展长增量的变化

Fig. 5 Changes of aspect ratio and wing area ratio with span increment

3 伸缩机翼的气动特性

传统机翼的机翼面积和展弦比一般都是固定不变的。为了增加升力,通常增加飞机迎角以增大升力系数。而伸缩机翼飞机的升力系数、机翼面积和展弦比都会随机翼展长的变化而改变。为了比较伸缩机翼与传统机翼在气动力方面的不同,定义一个等效的升力系数 \bar{C}_L 和等效阻力系数 \bar{C}_D ^[6]:

$$\bar{C}_L = C_L \bar{S} = \frac{L}{q S_c} \quad (1)$$

$$\bar{C}_D = C_D \bar{S} = \frac{D}{q S_c} \quad (2)$$

式中: $\bar{S}=S/S_c$, S 为外翼伸出 Y_e 时全机翼的面积, S_c 为固定内翼段的机翼参考面积; $q=\rho V^2/2$ 为动压。

由于内翼段气动布局与传统固定机翼基本相同,以内翼段为参考,比较外翼伸缩后与传统固定机翼的气动力的不同。

本文利用Cart3D软件对图4所示的伸缩机翼变体超音速飞机布局方案进行气动力计算。由于Cart3D是基于欧拉方程的数值计算软件,计算过程中未考虑粘性作用,为了便于对方案的升阻特性进行较为合理地分析,对其无粘阻力进行简单修正,修正后的阻力系数为: $C_D=C_{De}+C_i$, C_{De} 为诱导阻力, C_{De} 为Cart3D软件计算所得, C_i 的估算采用工程估算方法,估算过程中,考虑了雷诺数和相对厚度的影响。

3.1 升力特性

当迎角 $\alpha=2^\circ$ 时,机翼展长增加对等效升力系数 \bar{C}_L (即 $C_L S/S_c$)的影响如图6所示。

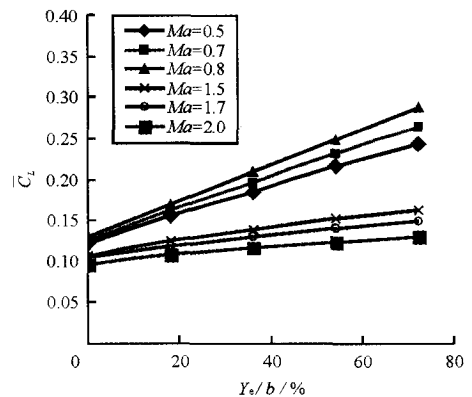


图6 等效升力系数展长随增量的变化($\alpha=2^\circ$)

Fig. 6 Increase of span vs. lift coefficient($\alpha=2^\circ$)

从图6可以看出:随着机翼展长增大,等效升力系数明显增大,且等效升力系数 \bar{C}_L 与展长增量成线性比例关系;在亚音速时,相同展长的伸缩机翼的等效升力系数随马赫数的增加而增大;在超音速时,相同展长的伸缩机翼的等效升力系数随马赫数的增加而减小;亚音速时机翼展长增大所引起的升力增量比超音速时的升力增量要大,如图7所

示;当 $Ma=0.8$,外翼伸出到最大,翼展增大 72%,此时的等效升力系数 \bar{C}_L 是外翼伸出量为 0 时的 2.2 倍;当 $Ma=1.5$,外翼伸出到最大,翼展增大 72%,此时的等效升力系数 \bar{C}_L 是外翼伸出量为 0 时的 1.52 倍。

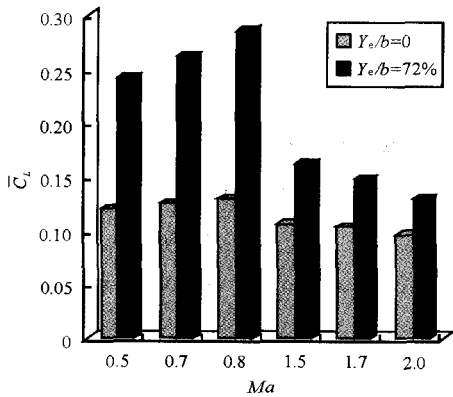
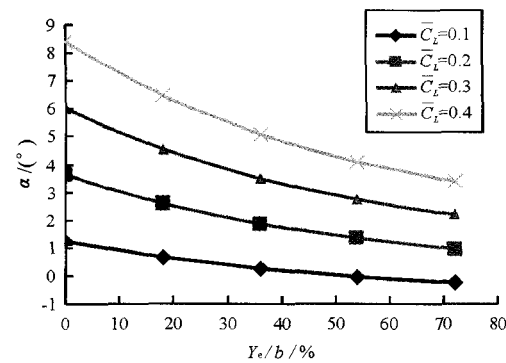


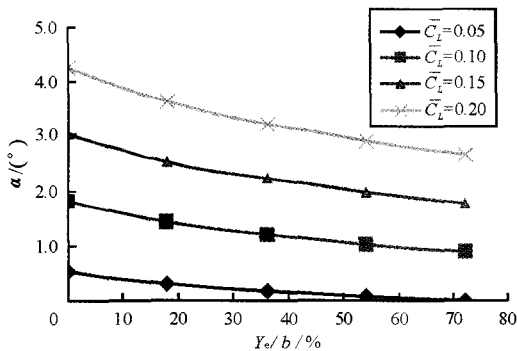
图 7 外翼完全伸出对等效升力系数的影响

Fig. 7 Effect of fully extended outer wing on lift coefficient

机翼展长和迎角改变时等效升力系数 \bar{C}_L 的等值线,如图 8 所示。



(a) $Ma=0.8$



(b) $Ma=1.5$

图 8 等效升力系数的等值线

Fig. 8 Lift coefficient contours of variable-span

从图 8 可以看出,在等效升力系数 \bar{C}_L 一定时,所需迎角随机翼展长的增加而减小。

伸缩机翼外翼伸长时,一方面机翼面积比增大,使等效升力系数 $\bar{C}_L = C_L \bar{S}$ 随之增大;另一方面,随着展弦比增大,翼尖效应对机翼影响区比例缩小,机翼升力线斜率增大,升力系数增大^[8],使等效升力系数 \bar{C}_L 明显增大,升力提高。亚音速时外翼伸长对提高全机升力效果更明显,超音速则略小。

3.2 阻力特性

机翼的阻力一般由两部分组成,零升阻力和诱导阻力, $C_D = C_{D0} + C_{De}$ ^[9]。亚音速巡航时零升阻力绝大部分为蒙皮摩擦阻力 C_f ,再加上一小部分的分离压差阻力,作为初步分析,认为分离压差阻力很小,可以忽略,则 $C_{D0} \approx C_f$, C_f 可通过工程估算方法得到。亚音速的 C_{De} 主要为 Cart3D 软件计算阻力值,则总阻力为 $C_D = C_{De} + C_f$ 。超音速时零升阻力还要包括波阻,且波阻在超音速总阻力中占有很大比例^[9]。超音速时总阻力为 Cart3D 软件计算阻力值与摩擦阻力 C_f 之和。

$Ma=0.8$ 、等效升力系数 $\bar{C}_L=0.3$ 时的零升阻力、诱导阻力和全机总阻力随机翼展长增量的变化关系,如图 9 所示。这里假定 $Ma=0.8$ 时产生的波阻很小,可以忽略,零升阻力主要为摩擦阻力。

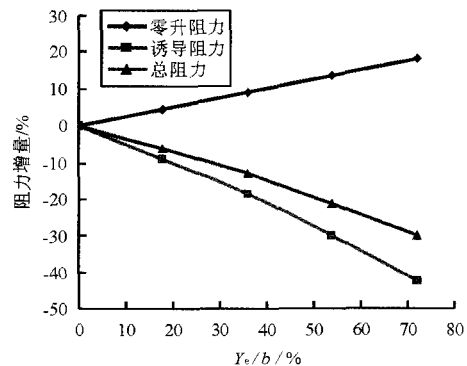


图 9 阻力随展长增量的变化关系

Fig. 9 Effects of wing span on drag increment

从图 9 可以看出,随展长增加,零升阻力增大,且零升阻力随展长增量成线性比例增大。这主要是由于机翼面积随展长增大而增加,机翼浸润面积增大,摩擦阻力相应增加。相反,诱导阻力随机翼展长的增加而减小。在机翼翼展增加到 72% 时,诱导阻力约减小了 42%。全机总阻力也随展长增

加明显下降,在展长增量为72%时,总阻力约下降了30%,相应的升阻比提高了42%。

$Ma=1.5$ 、等效升力系数 $\bar{C}_L=0.1$ 时全机总阻力随机翼展长缩小的变化关系,如图10所示。

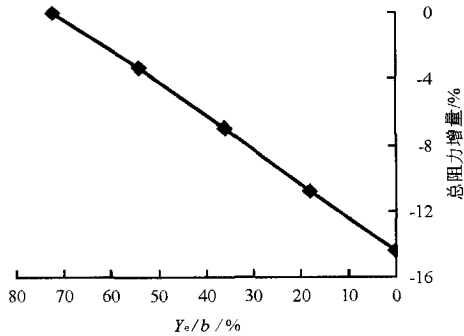


图10 超音速时总阻力增量随机翼展长的变化

Fig. 10 Effects of wing span on total drag increment at supersonic speed

从图10可以看出:随着展长缩小,全机总阻力随之减小;当外翼完全收缩时,即 $Y_e=0$,总阻力减少了14.5%左右。这主要是由于超音速时机翼产生了波阻,机翼展长的减小使波阻随之减小。由于外翼采用小后掠角,在超音速时波阻很大,且波阻在飞机总阻力中的比例较大,故外翼收缩时,全机阻力明显下降。这进一步说明,伸缩机翼变体飞机在超音速时外翼应收缩,使用小展弦比、大后掠的内翼作为升力翼面。

3.3 极曲线与航程

$Ma=0.8$ 时,机翼在不同展长时的极曲线,如图11所示。随机翼展长增加,飞机的最大升阻比增大。

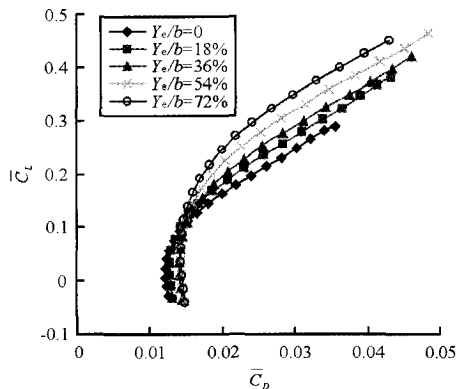


图11 不同展长增量时的极曲线

Fig. 11 Polar curves of different spans increment

此时,若该飞机以 $Ma=0.8$ 速度巡航,假定巡航所需等效升力系数 $\bar{C}_L=0.3$,飞机的升阻比随展长增加而增大。当展长增量 Y_e/b 从0增大到72%时,升阻比增大了42%。

飞机的航程可以根据布雷盖特(Breguet)方程计算^[10]。

$$R = \frac{v}{C} \frac{L}{D} \ln \frac{W_i}{W_{i+1}} \quad (3)$$

式中: v 为速度; C 为发动机耗油率; $\frac{L}{D}$ 为升阻比; W_i 和 W_{i+1} 分别为巡航起始段和结束段的飞机重量。假定采用伸缩机翼概念的变体飞机与传统固定机翼飞机巡航起始段重量 W_i 和结束段重量 W_{i+1} 都相同,且发动机耗油率也相同,外翼未伸出时的航程和升阻比分别为 R_0 和 $(L/D)_0$,则采用伸缩机翼后,存在以下关系。

$$\frac{R_{\text{伸缩}}}{R_0} = \frac{(L/D)_{\text{伸缩}}}{(L/D)_0}$$

因此采用伸缩机翼技术后,该飞机的航程随展长增加的变化如图12所示,可以看出航程增量提高42%左右。

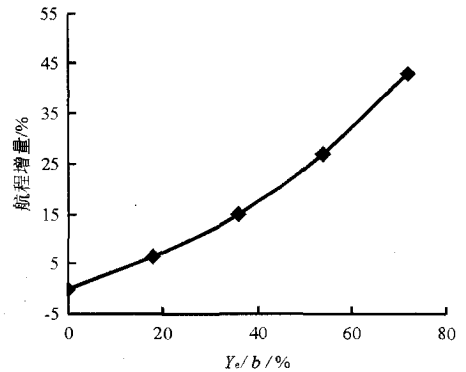


图12 航程随展长增加的变化

Fig. 12 Effects of wing span on range increment

4 结论

(1) 亚音速时伸缩机翼通过增加机翼展长,增大展弦比,提高升力系数,降低诱导阻力,提高升阻比,增加飞机亚音速巡航时的航程;超音速时,外翼收缩,展长减小,使飞机总阻力明显减小,升阻比上升。

(2) 伸缩机翼变体飞机能够在飞行中通过大幅改变机翼展长实现亚音速巡航和超音速飞行的兼顾,极大地提高了超音速飞机的远航作战效能,

因此具有很好的应用前景。

参考文献

- [1] 乐挺, 王立新, 艾俊强. 变体飞机设计的主要关键技术[J]. 飞行力学, 2009, 27(5): 6-10.
Yue Ting, Wang Lixin, Ai Junqiang. Key technologies in morphing aircraft design[J]. Flight Dynamics, 2009, 27(5): 6-10. (in Chinese)
- [2] 艾俊强, 李士途. 变体飞机典型形式的历史发展及其应用机型浅析[J]. 航空工程进展, 2010, 1(3): 205-209.
Ai Junqiang, Li Shitu. Brief history and prospect of typical morphing aircraft[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2010, 1(3): 205-209. (in Chinese)
- [3] 李军府, 艾俊强, 李士途. 伸缩机翼变形技术研究[J]. 航空工程进展, 2012, 3(1): 1-6.
Li Junfu, Ai Junqiang, Li Shitu. Research on telescopic wing morphing technology[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2012, 3(1): 1-6. (in Chinese)
- [4] 朱华, 刘卫东, 赵淳生. 变体飞行器及其变形驱动技术[J]. 机械制造与自动化, 2010, 39(2): 8-14, 125.
Zhu Hua, Liu Weidong, Zhao Chunsheng. Morphing aircraft and its morph-driving techniques[J]. Machine Building and Automation, 2010, 39(2): 8-14, 125. (in Chinese)
- [5] 桑为民, 陈年旭. 变体飞机的研究进展及其关键技术[J]. 飞行力学, 2009, 27(6): 5-9.
Sang Weimin, Chen Nianxu. Development and key technologies of the morphing aircraft[J]. Flight Dynamics, 2009, 27(6): 5-9. (in Chinese)

- [6] Bae J S, Seigler T M, Inman D J, et al. Aerodynamic and aeroelastic considerations of a variable-span morphing wing [R]. AIAA-2004-1726, 2004.
- [7] Henry J J, Blondeau J E, Pines D J. Stability analysis for UAVs with a variable aspect ratio wing[R]. AIAA-2005-2044, 2005.
- [8] 徐华舫. 空气动力学基础[M]. 北京: 北京航空学院出版社, 1987.
Xu Huafang. Foundation of aerodynamic[M]. Beijing: Beijing Aviation College Press, 1987. (in Chinese)
- [9] 杨焯生, 俞守勤. 飞行器部件空气动力学[M]. 北京: 航空工业出版社, 1987.
Yang Zuosheng, Yu Shouqin. Aircraft components aerodynamic[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 1987. (in Chinese)
- [10] Daniel P Raymer. Aircraft Design: A Conceptual Approach [M]. Washington: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1989.

作者简介:

李俊成(1986—),男,硕士研究生,助理工程师。主要研究方向:飞机总体设计。

艾俊强(1964—),男,硕士,副总设计师,研究员。主要研究方向:航空器发展规划、飞机总体与气动设计等。

李士途(1978—),男,硕士,高级工程师。主要研究方向:飞机总体设计与远景发展论证等。

(编辑:赵毓梅)

(上接第21页)

参考文献

- [1] FAA. CCAR-25 R4 运输类飞机适航标准[S]. 北京: 中国民用航空局, 2011.
FAA. CCAR-25 R4 Transport category aircraft airworthiness standards[S]. Beijing: Civil Aviation Administration of China, 2011. (in Chinese)
- [2] FAA. AC 20-135 Powerplant installation and propulsion system component fire protection test methods, standards, and criteria[S]. USA: Federal Aviation Administration, 1990.
- [3] 张曙光. 适航性: 航空器合格审定引论[M]. 北京: 北京航空航天大学出版社, 2011.
Zhang Shuguang. Airworthiness: aircraft certification introduction[M]. Beijing: Beihang University Press, 2011. (in Chinese)
- [4] 郑作棣. 运输类飞机适航标准技术咨询手册[M]. 北京: 航空工业出版社, 1995.
Zheng Zuodi. Transport category aircraft airworthiness standards, technology consulting handbook[M]. Beijing: A-

viation Industry Press, 1995. (in Chinese)

- [5] FAA. Amendment No. 25-40, Federal register[S]. USA: Federal Aviation Administration, 1977.

- [6] 夏越美. 飞机软管、硬管组件防火试验方法标准[J]. 航空标准化与质量, 1995(2): 6-10.

Xia Yuemei. Air hose and rigid tube assemblies, fire test method standard[J]. Aeronautic Standardization & Quality, 1995(2): 6-10. (in Chinese)

作者简介:

孙世东(1983—)男,工程师。主要研究方向:动力装置适航技术。

白康明(1961—)男,副总设计师。主要研究方向:飞机适航性、飞机系统安全性分析与评估。

梁力(1968—)男,研高。主要研究方向:可靠性、安全性和适航等专业的技术和管理。

(编辑:赵毓梅)