

# 大展弦比小后掠角机翼平面参数选择研究

曲浩\*, 张宏, 史永强

中航工业第一飞机设计研究院, 陕西 西安 710089

**摘要:** 统计了现役大展弦比小后掠角飞机机翼平面参数, 详细分析了主要参数设计选择影响准则及因素, 给出了国内外研究进展情况, 并针对国内某飞机采用工程方法, 开展了变参数影响研究, 计算分析了展弦比、后掠角、尖削比对气动力、重量和飞机性能综合影响, 可为运输类飞机设计提供参考。

**关键词:** 机翼; 展弦比; 后掠角; 平面形状

**中图分类号:** V211; V271.2 **文献标识码:** A **文章编号:** 1007-5453 (2014) 03-0018-5

初步设计要求制定后, 飞机主要参数的选取是总体设计最重要工作, 一是最大起飞重量、机翼面积和起飞推力最顶层参数; 二是主要部件参数。机翼面积等参数初步确定后, 机翼平面参数选择成为非常重要的一项工作。设计初期, 确定各项参数很困难, 通常采用经验设计法(统计法)和参数分析优化法。参数分析优化法以统计资料或试验结果为原始数据, 建立分析模型, 结合工程统计编为程序, 用计算机按一定优化策略反复迭代分析计算, 得到合理的设计参数。以地毯图形式反映参数相互影响敏感性关系, 以各项设计性能要求为约束, 结合统计规律及设计人员经验选飞机参数。国内外对计算机辅助飞机设计进行了广泛研究, 航空研究所均引进或开发过适于特定机型的计算机辅助飞机概念设计系统, 北京航空航天大学EDRIPS设计系统<sup>[1]</sup>, 西北工业大学的总体参数评估软件, 南京航空航天大学基于OpenGL图形库开发了一套轻型飞机设计系统<sup>[2]</sup>等。NASA开发了用于大展弦比亚音速飞机设计的ACS YNT(AirCraft SYNTHesis)系统。NASA Langley 研究中心开发的基于多学科概念及初步设计的FLOPS系统等。

大展弦比小后掠角机翼具有高升阻比特性, 应用于大型客机、运输机、军用高空长航时飞行器, 尤其是双发或四发涡桨飞机。这里对大展弦比小后掠角机翼平面参数——

展弦比、后掠角及尖削比的选择, 基于统计方法及工程估算研究分析, 为机翼参数的确定提供指导。

## 1 统计分析

现役大展弦比小后掠角飞机机翼平面参数的定义为: 机翼面积为机翼前、后缘延伸到飞机对称面所围成的面积。尖削比为尖弦与根弦之比:  $\lambda = C_t / C_r$ ,  $C_t$ 为机翼最外端翼剖面弦长,  $C_r$ 为飞机对称面处翼剖面弦长, 后掠角为主梯形翼1/4弦线在XOY平面投影与Y轴之间夹角, 见图1。

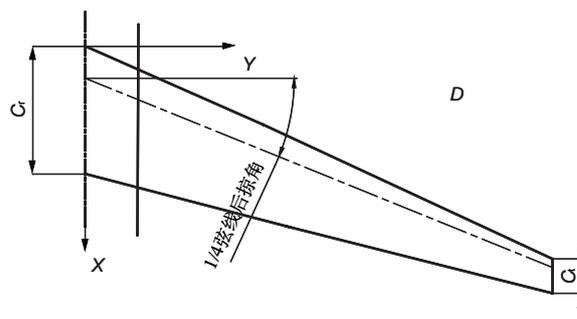


图1 机翼平面参数定义

Fig.1 Parameter definition of wing plane

表1为典型双发涡桨飞机机翼平面参数, 数据来自飞机手册, 部分尖削比和1/4弦线后掠角数据为测量值, 仅参考。

由表1知双发涡桨飞机展弦比在9~12之间, 分析认为

收稿日期: 2013-09-05; 录用日期: 2014-02-28

\*通讯作者. Tel.: 029-86832378 E-mail: xianquhao2014@sina.com

引用格式: QU Hao, ZHANG Hong, SHI Yongqiang. Research on planform sizing of wing with high aspect ratio and low sweep angle[J]. Aeronautical Science and Technology, 2014, 25(03): 18-22. 曲浩, 张宏, 史永强. 大展弦比小后掠角机翼平面参数选择研究[J]. 航空科学技术, 2014, 25(03): 18-22.

表1 典型双发涡桨飞机机翼平面参数

Table 1 Wing plane parameters of typical twin turboprop aircraft

机型	起飞重量/t	机翼面积/m <sup>2</sup>	等值段/半翼展/%	展弦比	尖削比	1/4弦线后掠角	巡航速度/(km/h)	最大平飞速度/(km/h)
Y-7	21.8	74.98	27.05	11.37	0.3425	6° 50′	432	503
ATR42	18.6	54.50	38.42	11.08	0.5600	3° 6′	463	556
DASH8-100	15.65	54.35	31.55	12.35	0.5240	2°	490	546
SF340	13.15	41.81	无	11.0	0.3680	3° 36′	467	522
C-27	28.0	82.37	32.46	10.0	0.5030	2° 24′	437	485
N250-50	22.0	65.0	27.24	12.1	0.5180	5° 42′	556	611
伊尔114	23.5	81.9	无	11.0	0.3660	4° 18′	470	500
E-2C	24.7	65.03	无	9.3	0.3330	5°	480	626

结构重量可接受情况下,展弦比趋向于较大值,但过大会导致增升装置较复杂,给追求低速特性及短距起降特性军用运输机设计带来较大困难。其次还与机场环境有关,尤其对能在前线简易机场起降的运输机不宜采用过大翼展。飞机后掠角较小,都在5°以内,最大不超过7°,分析认为追求低速特性,因后掠角过大,最大升力系数下降较明显,增加增升系统的复杂性和结构重量,可适当增大些,以实现更高速度,符合美学效果。机翼尖削比一般在0.3~0.55之间选取。对续航性能要求较高的飞机,通常选择大展弦比、小后掠角、中等尖削比。

## 2 主要平面参数设计分析

机翼是决定飞机性能的重要部件,产生的升力占全机升力70%以上,产生的阻力占全机零升阻力30%~40%,诱导阻力基本由机翼产生,飞机机翼设计要满足性能要求、飞行品质、结构框架、内部容积等方面要求。

展弦比对机翼气动效率、飞行性能有重要影响,最大升阻比正比于翼展,反比于诱导阻力因子和零升阻力因子,增大展弦比,可降低诱导阻力,提高升力线斜率,提高最大升阻比。增加展弦比引起翼根弯矩增大,结构增重。机翼面积不变情况下,机翼弦长和绝对厚度减小,给受力构件布置及内部空间利用带来一定困难。展弦比影响飞机全部爬升能力及巡航效率,为增加有效展弦比,可采用C型机翼或加装翼梢小翼。

后掠角会影响机翼前缘涡的形成及发展,表面上产生一个展向流动,增加边界层厚度,减小升力。减小机翼后掠角与增加展弦比效果类似,降低诱导阻力,提高升力线斜率<sup>[3]</sup>,后掠角增大会降低副翼效率,增加翼尖失速的风险。

后缘后掠减小了偏襟翼时的最大升力系数,使襟翼效率下降。一般要求后缘后掠角小于前缘后掠角。后掠角对阻力有较大影响,增加后掠角可减小高马赫数下压缩性阻力。后掠角的变化影响飞机的重量,包括结构重量、最大起飞重量。

尖削比影响飞机续航性能,小尖削比可增大前缘后掠角,并使后缘可用小后掠角以提高襟翼、副翼效率,综合考虑尖削比对机翼诱导阻力及翼尖分离的影响。尖削比对展向升力分布有很大影响,过大尖削比会导致诱导阻力增加,而过小尖削比会加速翼尖分离,降低副翼效率,并使刚度变差,易出现气动弹性问题。尖削比的改变必然会引起机翼后掠角变化,大后掠角不利于亚音速飞机诱导阻力的减小<sup>[4]</sup>。

## 3 计算分析

### 3.1 计算条件

针对国内某型飞机,大展弦比小后掠角上单翼,翼吊两台涡轮螺旋桨发动机,近圆形机身,前三点式可收放式起落架,保持机翼面积、相对厚度不变情况下,采用定尺寸研究法对平面参数进行选择分析,选取展弦比9,11和13,机翼后掠角4°,6°和8°,尖削比0.2,0.3和0.4变化不同组合进行性能计算。由于大多数设计参数相互联系,假设发动机参数不变,敏感性小的重量部件保持不变,针对飞机构型进行机翼展弦比、尖削比、后掠角对气动力和重量、飞行性能的影响。

变参数研究只考虑升阻特性,不考虑纵向力矩特性。原准机气动力数据来自试验,重新计算变参数后新飞机几何参数,平均气动弦长及位置,浸湿面积等,估算全机气动

力,低速极曲线在输入基准飞机数据上修正。变参数后重新计算机翼重量,性能计算严格遵守FAR25部规定<sup>[7]</sup>,考虑了AEA及空中交通管制有关要求。

计算过程中,最大起飞重量24000kg,机翼面积75m<sup>2</sup>,巡航高度6500m,巡航速度441km/h( $Ma=0.389$ ),使用空重21000kg,500m高度待机30min用油540kg和100kg不可用燃油,标准大气下,0.9额定拉力爬升,380km/h等当量空速下降,发动机暖机、滑行、试车、起飞、起飞加速等耗油100kg。

### 3.2 计算结果分析

计算得到的气动力、重量、主要飞行性能见图2至图7。

由图2知,巡航升阻比随展弦比增加而增大,主要由于大展弦比降低了诱导阻力,提高了巡航升阻比。展弦比每增加1,最大升阻比增加0.2左右。同时巡航升阻比随后

掠角的加大呈递增趋势但变化不显著,可能原因是后掠角的变化范围偏小。随着尖削比的加大巡航升阻比略微减小。

变参数后重量估算结果存在一定误差,但参数影响变化趋势结果可靠。随展弦比、后掠角和尖削比增大,机翼重量增加。展弦比影响量最大,每增加1°,机翼重量增加200kg左右。后掠角影响量次之,每增加1°,机翼重量增加100kg左右。尖削比影响量最小,每增加0.1°,机翼重量增加50kg左右。

由图4可看出,展弦比增加航程也相应增大,展弦比由9增至11,航程递增量较大,增加32km左右。而由11增至13,航程递增稍小,增加21km左右。航程随后掠角递增略微增加,航程随尖削比递增略微减小。

计算分析了高度6500m,巡航速度441km/h,飞行重量

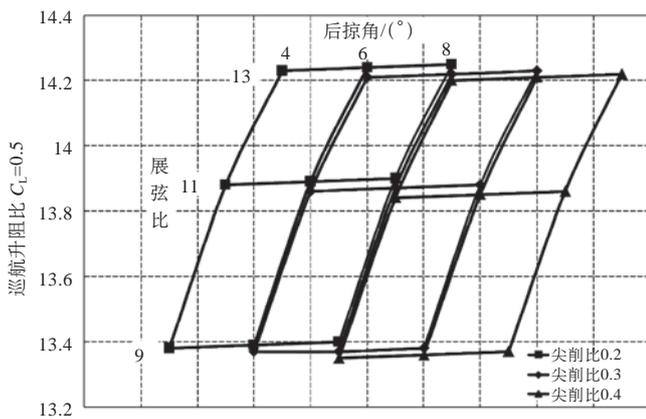


图2 巡航升阻比随展弦比、后掠角和尖削比变化

Fig.2 The change of cruise lift drag ratio with aspect ratio sweep angle and taper ratio

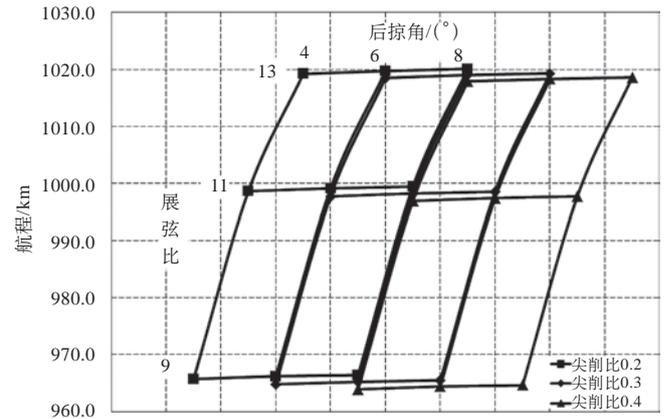


图4 航程随展弦比、后掠角和尖削比变化(使用空重21000kg)

Fig.4 The change of range with aspect ratio, sweep angle and taper ratio(Operating empty weight is 21000kg)

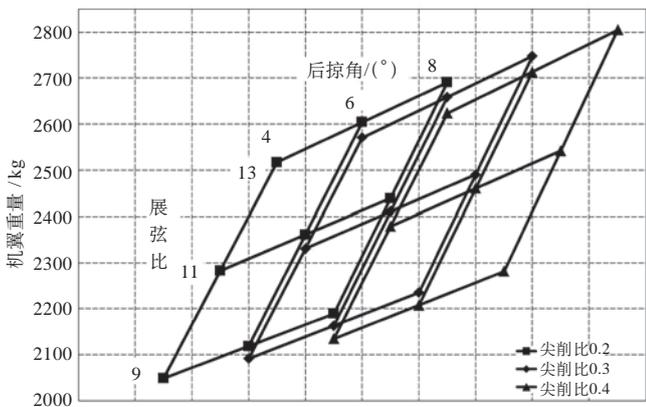


图3 机翼重量随展弦比、后掠角和尖削比变化

Fig.3 The change of wing weight with aspect ratio, sweep angle and taper ratio

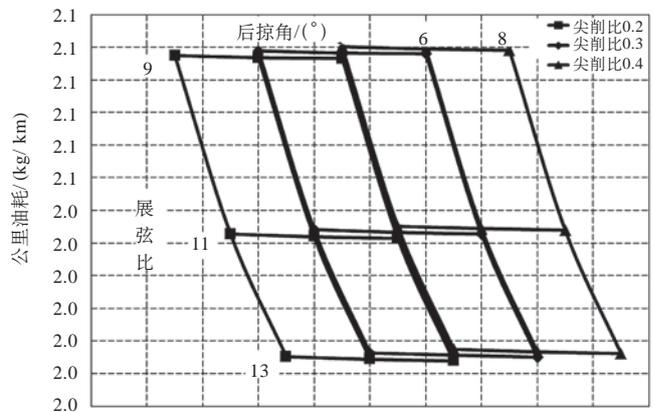


图5 公里油耗随展弦比、后掠角和尖削比变化

Fig.5 The change of kilometer fuel consumption with aspect ratio, sweep angle and taper ratio

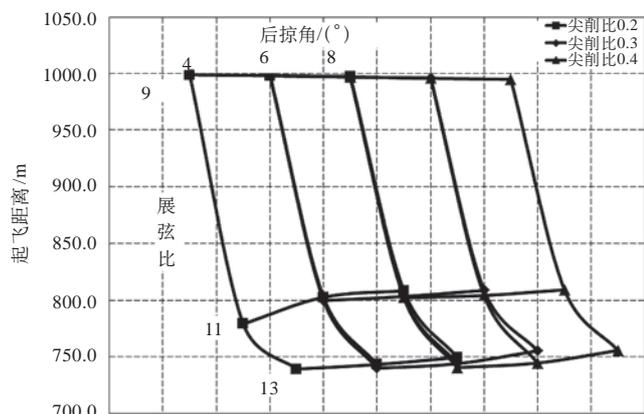


图6 起飞距离随展弦比、后掠角和尖削比的变化

Fig.6 The change of take off distance with aspect ratio, sweep angle and taper ratio

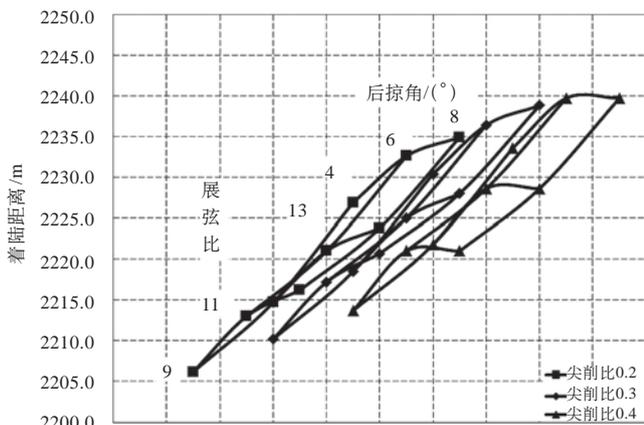


图7 着陆距离随展弦比、后掠角和尖削比变化

Fig.7 The change of landing distance with aspect ratio, sweep angle and taper ratio

22000kg条件下不同展弦比、后掠角和尖削比组合的公里耗油,由图5知,公里耗油随展弦比增加而减小,展弦比从9增至11,公里耗油减少0.1kg左右。展弦比从11增至13,公里耗油减少0.08kg左右。随着后掠角的增大,公里耗油变化较小。随尖削比增加公里耗油略微增加。

由图6知,起飞距离随展弦比增大而减小,展弦比从9到11,起飞距离减小180m左右,展弦比从11到13,起飞距离减小80m左右。随后掠角增大变化不大。随尖削比变化较小。

由图7知,着陆距离随展弦比、后掠角及尖削比增加而增大,但影响较小,在计算误差范围内。

单发升限随展弦比增大而增大,后掠角和尖削比影响较小。展弦比从9增大至11,单发升限增加600m左右,展弦

比从11增大至13,单发升限增加500m左右。尖削比每增加0.1,单发升限降低10m左右。爬升率随展弦比增大而增大。展弦比影响量最大,从9增大至11,爬升率增加0.6m/s左右,从11增大至13,爬升率增加0.5m/s左右。后掠角和尖削比影响较小,随后掠角增大爬升率微量递增,随着尖削比增大爬升率稍微减小。

#### 4 结束语

计算分析了展弦比对巡航升阻比、场域性能、公里油耗、单发升限和爬升率等方面影响,及引起重量代价,如由9增至11,航程增加32km左右,起飞距离减小180m左右。给出后掠角选取的限制因素,及对气动、重量、各性能参数影响,如航程随后掠角递增略微增加。后掠角的确定还要考虑为高速巡航能力留出余量。给出尖削比限制因素,尖削比每增加0.1,单发升限降低10m左右,着陆距离略微增加。计算分析结果可为后续项目预研与型号设计提供有力技术参考。

AST

#### 参考文献

[1] 刘虎,武哲.用于飞机概念设计的设计要求输入和初步定参数环境[J].中国航空学报(英文版),2003,16(1):15-21.  
LIU Hu, WU Zhe. Design requirements input and preliminary fixed parameters environment using for aircraft conceptual design[J]. Chinese Journal of Aeronautics (English version), 2003, 16(1): 15-21. (in Chinese)

[2] 金海波.飞机概念设计中的虚拟设计研究[D].南京:南京航空航天大学,2000.  
JIN Haibo. Research on virtual design in aircraft conceptual design[D]. Nanjing: Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 2000. (in Chinese)

[3] 李珂.长航时无人机机翼平面参数及翼型选择分析[J].飞行力学,2007,25(3):9-16.  
LI Ke. Wing plane parameters and aerofoil selection analysis of long endurance UAV[J]. Flight Dynamics, 2007, 25(3): 9-16. (in Chinese)

[4] 程不时.飞机设计手册5—民用飞机总体设计[M].北京:航空工业出版社,2005.  
CHEN Bushi. Handbook of aircraft design (fifth volumes)—General design of civil aircraft[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2005. (in Chinese)

[5] 方宝瑞.飞机气动布局设计[M].北京:航空工业出版,1997.

- FANG Baorui. aerodynamic layout design of aircraft[M]. Beijing: Aviation Industry Press, 1997. (in Chinese)
- [6] Ji Yao Shen, Frederick Frederick Ferguson. Weight Reduction Through Optimal Arrangement of Force-Carrying Components Within Wing Box Structures[R]. AIAA, 2004-4495. (in Chinese)
- [7] 常振亚. 飞机飞行性能计算手册[M]. 飞行力学杂志社, 1987. CHANG Zhenya. Aircraft flight performance calculation Handbook[M]. Flight Dynamics Periodical Office, 1987. (in Chinese)

#### 作者简介

曲浩(1984—)男,工程师,硕士。主要研究方向:飞机总体方案及气动布局研究。

Tel: 029-86832378

E-mail: xianquhao2014@sina.com

张宏(1967—)男,研究员,总体气动所副所长。主要研究方向:飞机总体设计。

史永强(1962—)男,研究员,主任设计师。主要研究方向:飞机总体设计。

## Research on Planform Sizing of Wing with High Aspect Ratio and Low Sweep Angle

QU Hao\*, ZHANG Hong, SHI Yongqiang

AVIC The First Aircraft Institute, Xi'an 710089, China

**Abstract:** This article presents the planform geometric parameters of some existing aircraft wings with high aspect ratio and low sweep angle. It particularly analyses the influences of the planform parameters on aerodynamics, weight and performance of aircraft. These results can provide reference to the design of transport plane.

**Key Words:** wing; aspect ratio; sweep; planform