斜置飞翼超声速旅客机气动外形参数选取方法

胡姝瑶 蒋崇文 高振勋 李椿萱

(北京航空航天大学 国家计算流体力学实验室, 北京 100191)

摘 要: 提出根据载客量、航程、巡航速度和高度即可初步确定斜置飞翼超声速旅客机气动外形参数的方法. 讨论了对称面弦长的选取范围,确定了展弦比、起飞翼载荷与展长的关系,提出了展弦比、起飞翼载荷的选取原则,并推导了油箱展向长度和客舱展向长度迭代公式. 为了研究技术要求对斜置飞翼超声速旅客机气动外形参数的影响,对载客量 250 ~ 550、航程 6 500 ~ 10 000 km、升阻比 11 ~ 12 内若干设计点进行了研究分析. 结果表明,所设计的飞翼存在一起飞重量阈值,当起飞重量小于该阈值时机翼面积由展弦比下限确定,当起飞重量大于此阈值时机翼面积由起飞翼载荷上限确定;提高巡航升阻比可减小由起飞翼载荷上限确定的机翼面积.

关 键 词: 超声速旅客机; 斜置飞翼; 总体参数; 气动外形参数; 概念设计

中图分类号: V 217 1

文献标识码: A **文 章 编 号**: 1001-5965(2014)04-0551-07

Oblique flying wing supersonic airliner aerodynamic configuration parameters selection method

Hu Shuyao Jiang Chongwen Gao Zhenxun Lee Chunhian

(National Laboratory for Computational Fluid Dynamics, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100191, China)

Abstract: The method is capable of providing the basic geometry of the flying wing simply by given certain bulk parameters, such as the passenger number, range, cruise velocity and height. Discussions were paid to the selection of the appropriate symmetry plane chord, the constraint of the wing span caused by the aspect ratio and take-off wing loading, the range identification of the aspect ratio and take-off wing loading, as well as the dimension derivations of the fuel tank and passenger cabin. In order to demonstrate the correlation between configuration parameters and design demands, several designed points were calculated using the present method under the conditions of 250 – 550 passengers and 6 500 – 10 000 km flight range, with lift-to-drag ratio of 11 – 12. The results yield that there exists a take-off weight threshold of the designed wing. When the take-off weight is less than the threshold value, minimum aspect ratio defines the wing area; whereas the take-off weight is larger than the value, maximum wing loading determines the wing area. Improvements on the cruise lift-to-drag ratio would lessen the wing area which can be decided by the maximum wing loading.

Key words: supersonic airliner; oblique flying wing; overall parameters; aerodynamic configuration parameters; conceptual design

斜置飞翼超声速旅客机是一种飞行后掠角可变的飞翼式布局飞机,其主要优势[1]在于能有效地兼顾低、高速气动性能,在全速度域均具有较小的气动阻力. 研究表明,在相同载重下,斜置飞翼超声速旅客机比传统布局飞机飞得更远,在运营经济性方面具有显著的优越性[1]. 相关研究表明,相比于当代亚声速运输机,一架大型斜置飞翼超声速旅客机的营业收入能多赢利 25%[2].

收稿日期: 2013-05-24; **网络出版时间**: 2013-10-14 16:14; **DOI**: 10.13700/j.bh.1001-5965.2013.0291

网络出版地址: www.cnki.net/kcms/detail/11.2625.V.20131014.1614.005.html

作者简介: 胡姝瑶(1990 –),女,陕西西安人,硕士生,hshy1031@163.com.

http://bhxb.buaa.edu.cn

目前,关于斜置飞翼超声速旅客机的研究多为超临界翼型优化[3]、体积分布[4-5]等气动优化问题,针对其总体参数与几何尺寸之间的相互影响鲜有研究.为此,本文提出开展斜置飞翼超声速旅客机载客量、航程与其对称面弦长、展弦比、起飞翼载荷之间的关系研究,确定不同设计需求下斜置飞翼对称面弦长和展长的合理选取范围,提出根据载客量、航程、巡航速度和巡航高度即可初步确定斜置飞翼超声速旅客机气动外形的快速方法.

首先,根据载客量、航程、巡航速度、巡航高度的指标要求,采用重量估算方法确定起飞重量.其次,根据经济性、舒适性、几何关系、气动性能等条件提出气动外形的设计方法,包括对称面弦长的选取,确定展弦比和起飞翼载荷与展长的关系,提出展弦比、起飞翼载荷的选取原则,推导油箱展向长度的迭代公式,确定客舱展向长度等.最后,参考 NASA CS(2)-5018 翼型,对载客量 250 ~ 550、航程 6 500 ~ 10 000 km、升阻比 11 ~ 12 的范围内若干设计点进行设计,并分析载客量、航程、升阻比变化对设计结果的影响及原因.

1 起飞重量的估算

通常采用重量估算方法迭代求解飞机的起飞重量,其迭代公式为

$$W_0 = \frac{W_{PL}}{1 - W_f/W_0 - 10^{-A/B} W_0^{1/B-1}} \tag{1}$$

式中,W_0 为起飞重量;W_{PL} 为商载;W_f/W_0 为燃油系数;A,B 为空机重量线性回归系数.根据统计经验[6],对于超声速飞机,A 取 0.422 1,B 取0.987 6.旅客机的商载由乘客重量和货物重量构成,可由乘客重量和乘客重量占商载的比重确定.燃油系数的求解可将任务剖面分段,再结合统计经验值和 Breguet 航程公式获得.

旅客机的商载 W_{PL} 可表示为

$$W_{PL} = W_{person} \times N/(W_P/W_{PL}) \tag{2}$$

式中,W_{person} 为乘客的估算均重;N 为载客量;W_P/W_{PL} 为乘客系数,表示乘客重量占商载的比重.乘客系数由设计要求决定.在 W_{person} 取 90 kg 的标准下,现有典型客机的乘客系数在 0.5 ~ 0.8 的范围内[7].

客机的典型任务剖面可分为起飞、爬升、超声速巡航、待机、下降、着陆等 6 个任务段,其燃油系数可表示为

$$W_f/W_0 = (1 + C_{oil})\left(1 - \prod_{i=1}^{6} W_i/W_{i-1}\right) \tag{3}$$

式中,W_i/W_{i-1} 为各任务段的重量比;C_{oil} 为余油系数,代表油箱内余油储备和死油占燃油总量的比例.根据统计经验,通常取 $C_{oil} = 0.06$[8].起飞、爬升、着陆 3 段的重量比可取经验统计值的平均值[8];待机、下降 2 段的重量比可在经验系数范围内选取[6].具体参考数据如表 1 所示.

表 1 斜置飞翼典型任务剖面各段重量比参考数据

任务阶段	任务	燃油系数
第 1 段	起飞	0.97
第 2 段	爬升	0.985
第 3 段	超声速巡航	W_3/W_2
第 4 段	待机	0.99 ~ 0.995
第 5 段	下降	0.99 ~ 0.995
第 6 段	着陆	0.995

巡航任务重量比可从 Breguet 航程公式导出:

$$W_3/W_2 = \exp\frac{-RC}{v \cdot (L/D)} \tag{4}$$

式中,R 为航程;v 为巡航速度;L/D 为巡航升阻比;C 为单位耗油率.根据现有超声速发动机的特性统计,C 可取 0.000 267 s^{-1}[4].

2 斜置飞翼气动外形参数选取方法

2.1 基本思路

斜置飞翼内部空间主要用于装载乘客、货物、燃油和机载设备.由于受到客舱舒适性的制约,应沿弦长方向将机翼前半段机舱结构较高处设置为客舱,后半段用于装载货物和安装机载设备,如图 1 所示.座位朝向一侧翼尖[10].沿展长方向,将机翼中部用于设置客舱,并将结构、机载设备所占长度均归入客舱长度,机翼两端设计整体油箱装载燃油.在初步设计阶段,可将斜置飞翼简化为不加扭转的梯形翼,半翼俯视示意图如图 2 所示.

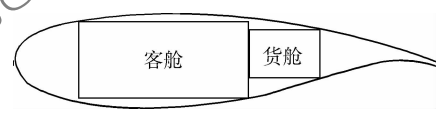
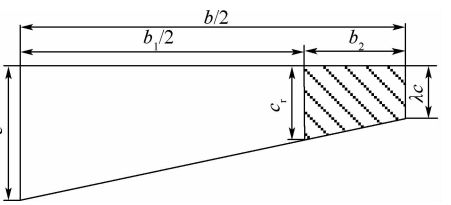


图 1 斜置飞翼弦向剖面示意图



阴影部分—油箱;b—全机展长;b_1—客舱长;b_2—单侧油箱长度;c—对称面弦长;c_r—客舱与油箱相交处弦长;λ—尖削比.

图 2 斜置飞翼半翼俯视示意图

对外形进行设计时,首先依据每排最大座位数与当地弦长的对应关系,结合经济性和翼型几何外形的限制,可确定对称面弦长的选取范围.其次,由几何关系可推出 $S \propto bc$,$W_0/S \propto 1/bc$.若给

http://bhxb.buaa.edu.cn

定对称面弦长,则展弦比和起飞翼载荷将可制约展长的取值. 同时,根据所需燃油的重量可确定整体油箱的展向长度,从而获得客舱长度. 最后,确定所有能满足装载要求的展长、对称面弦长组合,其中翼面积最小者即可作为设计结果. 气动外形参数选取方法的流程如图 3 所示. 设计出的斜置飞翼超声速旅客机模型如图 4 所示.

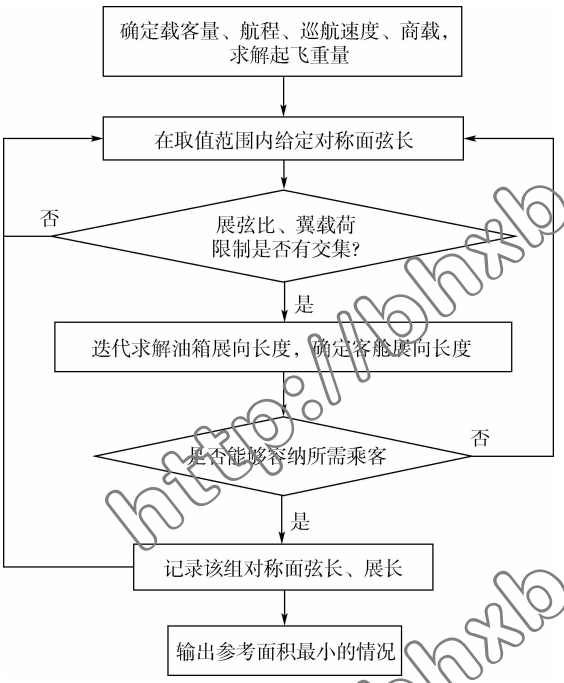


图 3　斜置飞翼旅客机气动外形参数选取方法流程图

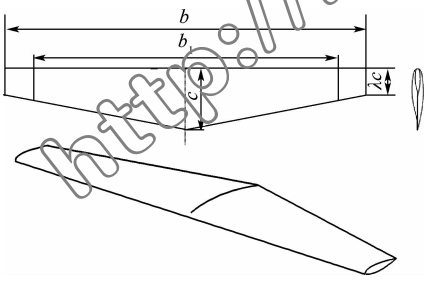


图 4　斜置飞翼超声速旅客机模型图

2.2　对称面弦长的选取

经济舱的设计标准是衡量客机载客能力、决定客舱长细比的重要因素[10]. 因此,在初步总体设计时可暂仅安排经济舱. 客舱处的高度应满足

$$t \times c_{\text{local}} \geqslant h_{\text{r}} + h_{\text{s}} + h_{\text{e}} \tag{5}$$

式中,t 为所选翼型的相对厚度;c_{local} 为机翼当地弦长,表示不同展向位置所对应的弦长;h_{s} 为摔机高度;h_{e} 为结构高度;h_{r} 为中心通道限高,根据客舱内部布局标准,h_{r} 通常为 2.2 m[4]. 为了兼顾飞翼容积和气动性能,全机应选择厚度较大的超临界翼型,其厚度沿弦向先增再减,因此沿弦向高度等于 $h_{\text{r}} + h_{\text{s}} + h_{\text{e}}$ 的两处之间的机舱即可作为客舱.

最大座位数与客舱弦向宽度之间的关系为

$$x \geqslant S_{\text{w}} \times P + \beta P_{\text{w}} \tag{6}$$

式中,x 为客舱弦向宽度;P 为每排最大座位数;β 为通道个数;S_{w} 为座椅宽度,经济舱取 0.52 m;P_{w} 为通道宽度,经济舱取 0.54 m[11]. 客舱设计规定要求每位乘客与通道间的座位间隔不能多于 3 个[10],故 $P \in [1,6]$ 时,β 取 1;$P \in [7,12]$ 时,β 取 2;$P \in [13,18]$ 时,β 取 3. 因此,每排最大座位数与当地弦长存在一一对应关系,可表示为

$$P = f(c_{\text{local}}) \tag{7}$$

式中函数 f 与所选翼型有关.

由于斜置飞翼是带有尖削比的梯形翼,机翼的当地弦长将沿展向逐渐收缩,客舱的每排座位数将逐排递减. 因此,为了保证满足容积要求,对称面弦长不宜取得过小. 若仅设计单层客舱,客舱处可使用的高度仅为 $h_{\text{r}} + h_{\text{s}} + h_{\text{e}}$,多余的高度会增加结构重量、增大阻力. 故对称面弦长也不宜取得过大. 综合考虑客机经济性和超临界翼型的几何特征,将每排座位数的最大值定为 18,即 3 个通道所允许的最大每排座位数.

根据以上设定,斜置飞翼对称面弦长应限制在 $f^{-1}(1) \leqslant c \leqslant f^{-1}(18)$.

2.3　总展长的选取

给定对称面弦长后,斜置飞翼总展长主要受到展弦比和起飞翼载荷两方面的约束. 根据几何关系,飞翼翼面积可表达为

$$S = (\lambda + 1)bc/2 \tag{8}$$

则可分别给出展弦比

$$A_{\text{R}} = b^2/S = 2b/[(\lambda + 1)c] \tag{9}$$

和起飞翼载荷

$$W_0/S = 2W_0/[(\lambda + 1)bc] \tag{10}$$

观察,若 $A_{\text{R}} \in [A_{\text{Rmin}}, A_{\text{Rmax}}]$,则

$$A_{\text{Rmin}}(\lambda + 1)c/2 \leqslant b \leqslant A_{\text{Rmax}}(\lambda + 1)c/2 \tag{11}$$

若起飞翼载荷 $W_0/S \in [(W_0/S)_{\min}, (W_0/S)_{\max}]$,则有

$$\frac{2W_0}{(W_0/S)_{\max}(\lambda + 1)c} \leqslant b \leqslant \frac{2W_0}{(W_0/S)_{\min}(\lambda + 1)c} \tag{12}$$

因此,当且仅当由展弦比和起飞翼载荷 2 个方面确定的取值范围存在交集时,所提出的参数才适合作为斜置飞翼方案,此时起飞重量的范围为

$$\left.\begin{aligned} W_0 &\geqslant A_{\text{Rmin}}(W_0/S)_{\min}(\lambda + 1)^2 c^2/4 \\ W_0 &\leqslant A_{\text{Rmax}}(W_0/S)_{\max}(\lambda + 1)^2 c^2/4 \end{aligned}\right\} \tag{13}$$

http://bhxb.buaa.edu.cn

2.3.1 展弦比的选取

由于机翼的翼尖绕流要减小翼尖处翼型的有效迎角,降低翼尖处的升力,因此大展弦比可以有效地减小翼尖涡强度,降低诱导阻力.研究表明,飞机最大亚声速升阻比值近似随展弦比的平方根的增加而增加[8].但通常当展弦比大于8后,其降低诱导阻力的效果将不再明显.而另一方面,机翼重量也以近似相同的因子随展弦比的增加而增加[8].因此,兼顾气动性能和结构重量两方面因素,斜置飞翼的展弦比可设定为 $8 \leqslant A_R \leqslant 12$.

2.3.2 起飞翼载荷的选取

由于飞翼式布局要求机翼的容积较常规布局大,因此飞翼式布局的机翼面积也相应增大,而翼载荷有所下降.统计数据表明[8],通常轰炸机的翼载荷约为586 kg/m^2;而飞翼式布局的B-2轰炸机翼载荷仅为329 kg/m^2.由现有常规布局超声速旅客机的起飞翼载荷可知(见表2[4]),斜置飞翼超声速旅客机的翼载荷应低于340 kg/m^2.为了保证正常巡航,超声速运输机需要采用较大的机翼面积和高推力发动机,因此超声速运输机的翼载荷要比亚声速运输机的低.亚声速喷气运输机BWB1-1的翼载荷约为270 kg/m^2[12],故斜置飞翼超声速旅客机的翼载荷应低于270 kg/m^2.

表2 现有常规布局超声速旅客机起飞翼载荷 kg/m^2

机型	W_0/S	机型	W_0/S
图-144	410.96	NASA-M4	380.3
图-244	340	SFJ-100	398.33
S-21	370	LAPCAT-M4	450

另一方面,由于巡航时升力应与重力相平衡,则巡航翼载荷可表示为

$$(W/S)_{\text{cruise}} = L/S = C_L q = \rho Ma^2 a^2 C_L/2 \tag{14}$$

式中,L 为巡航升力;C_L 为升力系数;q 为动压;ρ 为来流密度;Ma 为巡航马赫数;a 为声速.

假设飞机在刚进入巡航阶段时的总重约为起飞总重的0.955,协和号与图-144巡航初始阶段的翼载荷、升力系数 C_L 如表3所示.

表3 巡航翼载荷与升力系数对比

机型	$(W/S)_{\text{cruise}}$/(kg/m^2)	h/km	Ma_{cruise}	C_L
协和号	342.13	16	2.05	0.011 23
图-144	392.47	20	2.2	0.020 95

为了有效利用飞机的气动性能并兼顾舒适性,巡航升力系数应限制在1°~4°飞行迎角所对应的范围[13].而巡航时的翼载荷与巡航升力系数呈正比,故斜置飞翼的翼载荷也不宜取得过小.若取 C_L 为0.011,在高度为20 km,Ma 为2.05的巡航状态,巡航翼载荷为178.93 kg/m^2,则起飞翼载荷约为187.36 kg/m^2.因此,斜置飞翼的起飞翼载荷可设定为 $190\ \text{kg/m}^2 \leqslant W_0/S \leqslant 260\ \text{kg/m}^2$.

2.4 油箱展向长度的选取

满足飞行任务所需的油箱体积可表示为

$$V_f = (W_f/W_0) \times W_0/\rho_f \tag{15}$$

式中,V_f 为燃油体积;ρ_f 为燃油密度,对于超声速飞行器应选用热氧化安定性好的重燃油.根据我国燃油的标准,重燃油型RP-6在20℃的密度应不低于835 kg/m^3.

另外,任意翼型面积与弦长之间存在关系:

$$S_{af} = C_s c^2 \tag{16}$$

式中,S_{af} 为翼型剖面面积;C_s 为面积系数,表示单位弦长所对应的翼型剖面面积.

于是,油箱各截面面积可表示为

$$S_{af}(b) = C_s[c_r + (\lambda c - c_r)b/b_2]^2 \quad 0 \leqslant b \leqslant b_2 \tag{17}$$

由此可给出机翼两侧油箱可装燃料的总体积:

$$V_{\text{avail}} = 2C_{\text{true}}\int_0^{b_2} S_{af}(b)\,\mathrm{d}b = 2C_{\text{true}}C_s b_2\left[c_r^2 + (\lambda c - c_r) + \frac{1}{3}(\lambda c - c_r)^2\right] \tag{18}$$

式中,C_{true} 为油箱体积系数,表示除去结构部分机翼内部实际可用于装载燃油的体积比例.

实际经验表明,若采用机翼整体油箱,测量得到的外部蒙皮表面所包含的容积仅有85%可用于机翼整体油箱,即 C_{true} 通常取0.85[8].

机翼内部实际可用于装载燃油的体积应大于需要装载燃油的体积,若令 $V_f = V_{\text{avail}}$,则油箱展向长度应为

$$b_2 = \frac{(W_f/W_0) \times W_0}{2\rho_f C_{\text{true}} C_s[c_r^2 + (\lambda c - c_r) + (\lambda c - c_r)^2/3]} \tag{19}$$

其中,机翼外形存在几何关系:

$$c_r = [2b_2(1-\lambda)/b + \lambda]c \tag{20}$$

2.5 客舱展向长度的选取

根据几何关系,客舱展向长度:

$$b_1 = b - 2b_2 \tag{21}$$

根据对称面弦长 c、所选翼型确定的 $f^{-1}(1)$ 和经济舱排距,可确定客舱内可安排乘客座位的数目和座位所占的展向长度.

只有当可安排的座位数目大于等于载客量时才能满足设计要求.客舱内座位外的空间可用于设置应急通道和公用设施.

http://bhxb.buaa.edu.cn

2.6　各外形参数的最终确定

根据以上估算,通常可给出若干组外形参数满足装载、展弦比和起飞翼载荷的约束条件.为了获得尽可能小的摩擦阻力,可取其中翼面积最小者作为设计结果.

3　外形参数设计的算例分析

3.1　设计条件

本算例以 NASA CS(2)-5018 翼型为参考进行客舱设计和油箱布置,巡航升阻比设计目标需通过详细设计调整获得.该翼型最大相对厚度为 18%,C_s 为 0.12.取巡航后掠角 $\Lambda_{cruise}=68°$[4],$Ma_{cruise}=2.05$,此时法向来流马赫数为 0.77,斜置飞翼除头部外将不会产生激波阻力.尖削比影响机翼沿展向的升力分布.相关研究表明,具有椭圆载荷分布的斜置飞翼具有最小的诱导阻力和升致波阻[14-15].当尖削比 λ 取 0.45 时,无扭转的梯形机翼可以获得接近于理想椭圆形的升力分布[8],故斜置飞翼的尖削比可取为 $\lambda=0.45$.

取飞行高度 $h=20$ km,乘客系数 $W_P/W_{PL}=0.5$,并仅设计单级经济客舱,客舱取 $h_r+h_s+h_e=2.5$ m,P 与 c_{local} 的对应关系如表 4 所示.若对称面弦长最小为 14 m,根据式(13),只有 $W_0\geqslant 156.6$ t 时设计结果才有可能满足展弦比、起飞翼载荷的约束条件.设定设计范围:航程 6 500 ~ 10 000 km,每 500 km 取一设计值;载客量 250 ~ 550,每 50 人取一设计值;升阻比取 11 和 12.各点设计过程为:首先,依据该点设计任务估算起飞重量;其次,根据对称面弦长、展弦比、起飞翼载荷、载客量等约束条件确定所有满足要求的外形参数组;最后,输出满足该点设计任务的翼面积最小结果.

表 4　NASA CS(2)-5018 翼型 c_{local} 与 P 对应关系

c_{local}/m	P	c_{local}/m	P
13.93 ~ 14.0	1	16.02 ~ 16.24	10
14.01 ~ 14.11	2	16.25 ~ 16.71	11
14.12 ~ 14.25	3	16.72 ~ 17.5	12
14.26 ~ 14.4	4	17.51 ~ 17.88	13
14.41 ~ 14.61	5	17.89 ~ 18.33	14
14.62 ~ 15.1	6	18.34 ~ 18.74	15
15.11 ~ 15.35	7	18.75 ~ 19.15	16
15.36 ~ 15.68	8	19.16 ~ 19.63	17
15.69 ~ 16.01	9	19.64 ~ 20.53	18

3.2　载客量、航程对各参数的影响

基于上述设定范围的设计结果,分别讨论在本文斜置飞翼气动外形参数设计方法中,载客量、航程、升阻比分别对对称面弦长、展弦比以及翼载荷所造成的影响.

3.2.1　载客量、航程对对称面弦长的影响

当升阻比 $L/D=11$ 时,不同载客量、航程与对称面弦长的关系如表 5 所示,表中空白处的设计点不满足起飞重量限制.

表 5　不同载客量、航程的对称面弦长对比($L/D=11$)

R/km	载客量 N						
	250	300	350	400	450	500	550
7 000				18.1	18.3	18.7	19.0
8 000		17.3	17.7	18.1	18.3	18.7	19.0
9 000		17.3	17.7	18.1	18.3	18.7	19.0
10 000	17.1	17.3	17.7	18.1	18.3	18.7	19.0

对比发现:对称面弦长仅随载客量的增大而增长,而不随航程变化.因此,只需调整展长即可满足航程的变化.

3.2.2　载客量、航程对展弦比、翼载荷的影响

当升阻比、乘客系数等条件确定时,给定载客量和航程可确定唯一的起飞重量.因此,可利用起飞重量的变化代替载客量与航程的变化.当 $L/D=11$ 时,展弦比、起飞翼载荷随起飞重量的变化见图 5、图 6 所示.

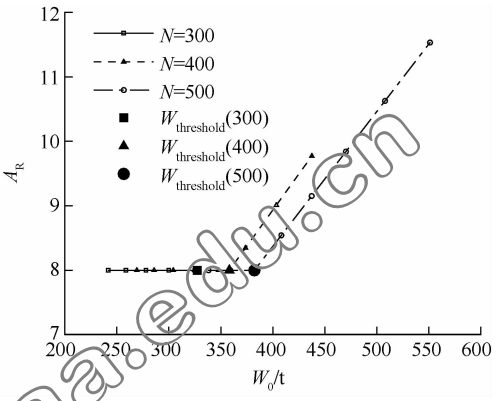


图 5　不同载客量、航程下的展弦比对比

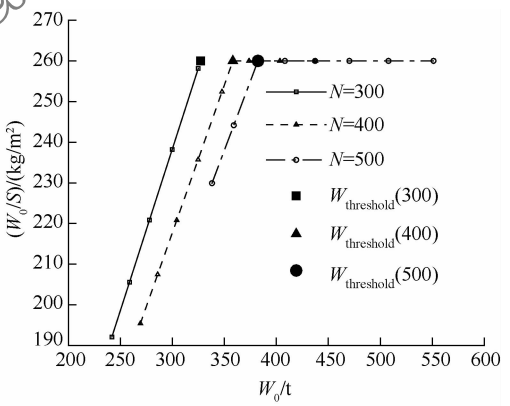


图 6　不同载客量、航程下的起飞翼载荷对比

对比图 5、图 6 可见,当起飞重量较小时,设计点的展弦比均为 8,起飞翼载荷随起飞重量的增加而增大;起飞重量较大时,设计点的起飞翼载荷为 260 kg/m^2,展弦比随起飞重量的增大而增

http://bhxb.buaa.edu.cn

加.因此,存在一个起飞重量阈值 $W_{threshold}$:当 $W_0 < W_{threshould}$ 时,$A_R = A_{Rmin}$;当 $W_0 = W_{threshould}$ 时,有 $A_R = A_{Rmin}$,$W_0/S = (W_0/S)_{max}$;而当 $W_0 > W_{threshold}$ 时,$W_0/S = (W_0/S)_{max}$.由于 $S \propto bc$,若对称面弦长给定,则翼面积最小亦即展长最小.于是,可通过展长下限确定 $W_{threshold}$.

若令展弦比和起飞翼载荷确定的展长下限相等,可推出

$$W_{threshold} = (W_0/S)_{max} A_{Rmin} (\lambda + 1)^2 c^2/4 \tag{22}$$

令 $\omega_{ij} = (W_0/S)_i A_{Rj} (\lambda + 1)^2 c^2/4$,$i,j = \min$ 或 max,则对于同一载客量,若 $W_0 \in [\omega_{minmin}, \omega_{maxmin}]$,可令 $A_R = A_{Rmin}$,再依次求解 b,S 和 W_0/S;若 $W_0 \in [\omega_{maxmin}, \omega_{maxmax}]$,可令 $W_0/S = (W_0/S)_{max}$,再依次求解 S,b 和 A_R.图5、图6中实心标记即为不同载客量 N 对应的 $W_{threshold}(c)$ 值.

3.3 巡航升阻比对各参数的影响

如图7所示,对比 $L/D = 11$ 和 $L/D = 12$ 两种巡航升阻比的对称面弦长.在设计范围内,巡航升阻比的提高对弦长基本不造成影响.当载客量为550时,升阻比提高1,对称面弦长只缩短了0.53%.

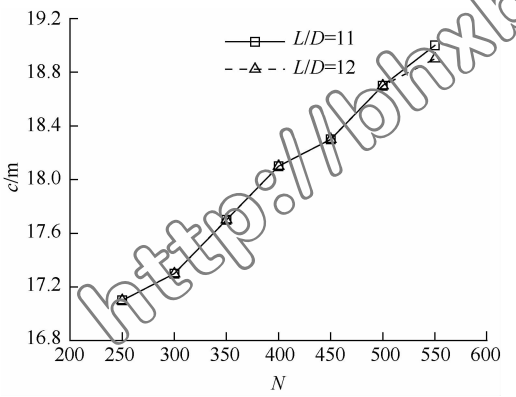


图7 不同升阻比、载客量下的对称面弦长对比

图8、图9给出了 $L/D = 11$ 和 $L/D = 12$ 时,起飞重量分别对展弦比、起飞翼载荷影响的对应分布.在同一图中,相同载客量、不同巡航升阻比的两条曲线基本重合.由于增大巡航升阻比有助于降低起飞重量,因而对于以 $W_0/S = (W_0/S)_{max}$ 进行设计的斜置飞翼,提高巡航升阻比可以减小相同载客量、相同航程斜置飞翼的展弦比(图8).对于采用 $A_R = A_{Rmin}$ 进行设计的斜置飞翼,提高巡航升阻比可以减小相同载客量、相同航程斜置飞翼的起飞翼载荷(图9).

根据展长与弦长、展弦比、起飞翼载荷的相关性,采用 $W_0/S = (W_0/S)_{max}$ 进行设计的斜置飞翼时,提高巡航升阻比可以减小相同载客量、相同航程斜置飞翼的展长;而以 $A_R = A_{Rmin}$ 进行设计的斜置飞翼,提高巡航升阻比不会改变相同载客量、相同航程斜置飞翼的展长.

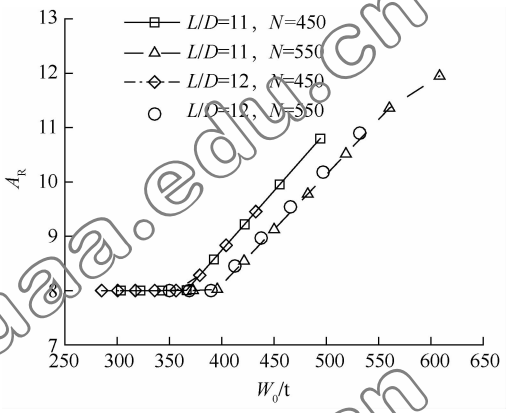


图8 不同升阻比、载客量、航程下的展弦比对比

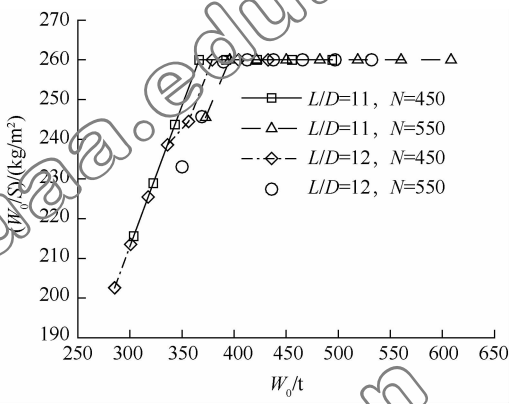


图9 不同升阻比、载客量、航程下的起飞翼载荷对比

4 结 论

本文通过对斜置飞翼超声速旅客机对称面弦长、翼载荷、展弦比等参数的选取研究,提出了根据载客量、航程、巡航速度和巡航高度即可初步确定斜置飞翼气动外形参数的方法,并通过算例验证了该方法的有效性.在此基础上对斜置飞翼超声速旅客机进行了参数研究,得出了以下结论:

1)采用所建立的方法设计的斜置飞翼超声速旅客机存在起飞重量限制,该限制可由展弦比限制、起飞翼载荷限制、乘客系数、翼型和对称面弦长共同决定.

2)所设计的飞翼存在一起飞重量阈值.当起飞重量小于该阈值时,机翼面积可由展弦比下限确定;当起飞重量大于此阈值时,机翼面积可由起飞翼载荷上限确定;起飞重量阈值可由起飞翼载荷上限、展弦比下限和对称面弦长确定.

3)对于以起飞翼载荷上限确定的机翼面积设计的斜置飞翼超声速旅客机,在其他条件相同的情况下,提高巡航升阻比可减小其机翼面积.

http://bhxb.buaa.edu.cn

参考文献（References）

[1] 程思野,高正红. 斜置飞翼技术的研究与发展[J]. 飞行力学,2008,26(2):1 - 4
Cheng Siye, Gao Zhenghong. Research and development of oblique wing technique [J]. Flight Dynamics, 2008, 26(2): 1 - 4 (in Chinese)

[2] Li P, Seebass R, Sobieczky H. The oblique flying wing as the new large aircraft [R]. 96.4.4.2, 1996

[3] 张方,王和平,张冬云. 斜置飞翼大型超音速客机气动设计研究[J]. 科学技术与工程,2009,9(10):2663 - 2668
Zhang Fang, Wang Heping, Zhang Dongyun. Research on the aerodynamic design of a large OFW supersonic airliner [J]. Science Technology and Engineering, 2009, 9(10): 2663 - 2668 (in Chinese)

[4] 索别茨基·H. 高速运输机设计的新概念[M]. 钱翼稷,译. 北京:国防工业出版社,2001
Sobieczky H. New design concepts for high speed air transport [M]. Translated by Qian Yiji. Beijing: National Defence Industry Press, 2001 (in Chinese)

[5] Smith J H B. Lift/drag ratios of optimized slewed elliptic wings at supersonic speeds [J]. Aeronautical Quarterly, 1961, 12: 201 - 218

[6] 李为吉. 现代飞机总体综合设计[M]. 西安:西北工业大学出版社,2001
Li Weiji. Modern aircraft concept synthesis design [M]. Xi'an: Northwestern Polytechnical University Press, 2001 (in Chinese)

[7] 张云阁. 世界飞机手册[M]. 北京:航空工业出版社,2001
Zhang Yunge. World aircraft handbook [M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2001 (in Chinese)

[8] Raymer D P. Aircraft design: a conceptual approach [M]. 3rd ed. Reston, VA: AIAA, 1999

[9] Hirschberg M J, Hart D M, Beutner T J. A summary of a half - century of oblique wing research [R]. AIAA 2007-150, 2007

[10] Jenkinson L R, Simpkin P, Rhodes D. Civil jet aircraft design [M]. London: Arnold, 1999: 80 - 104

[11] 廖慧君,张曙光. 翼身融合布局客机的客舱设计[J]. 北京航空航天大学学报,2009,35(8):986 - 989
Liao Huijun, Zhang Shuguang. Design of cabin layout for blended wing body passenger transports [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2009, 35(8): 986 - 989 (in Chinese)

[12] Whitford R. 民用客机发展演变[M]. 唐长红,译. 北京:航空工业出版社,2010
Whitford R. Evolution of the airliner [M]. Translated by Tang Changhong. Beijing: Aviation Industry Press, 2010 (in Chinese)

[13] CCAR-25 中国民用航空规章第 25 部:运输类飞机适航标准[S]
CCAR-25 Artical 25 of China civil aviation regulations: transport airplane airworthiness criterion [S] (in Chinese)

[14] Jones R T. The minimum wave drag of thin wings in frictionless flow [J]. Journal of the Aeronautical Sciences, 1951, 18(2): 75 - 81

[15] Jones R T. Theoretical determination of the minimum wave drag of airfoils at supersonic speeds [J]. Journal of the Aeronautical Sciences, 1952, 19(12): 813 - 822

[16] 蒋崇文,黄俊,曹义华. 超音速旅客机设计中两个重要的技术要求[J]. 北京航空航天大学学报,2005,31(2):148 - 152
Jiang Chongwen, Huang Jun, Cao Yihua. Two significant technique requirements in supersonic airliner design [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2005, 31(2): 148 - 152 (in Chinese)

http://bhxb.buaa.edu.cn