

放宽静稳定性亚音速大型飞机重心范围设计准则

耿建中, 武虎子, 段卓毅

中航工业第一飞机设计研究院, 西安 710089

摘要 对比分析了传统自然稳定与放宽静稳定性亚音速大型飞机操纵上的差异, 研究了影响放宽静稳定性亚音速飞机重心范围设计的因素, 提出了放宽静稳定性亚音速飞机重心范围设计准则, 给出了不同影响因素下, 平尾相对面积和重心之间的关系式。利用这种关系式, 可以绘制出异于传统飞机重心范围设计的“剪刀图”。如果飞机的平尾相对面积给定, 则可以很容易确定飞机的重心范围。为了说明所提放宽静稳定性亚音速飞机重心范围设计准则的可行性和可靠性, 以某飞机为例, 对设计准则进行验证性计算, 对影响飞机重心边界确定的重要因素进行仿真分析, 通过对计算结果的分析可知, 起飞抬前轮和地面滑跑稳定性是影响放宽静稳定性亚音速飞机重心范围设计的主要因素, 后期可通过调整起落架位置和设计巡航速度, 充分利用性能最佳重心。

关键词 放宽静稳定性; 亚音速; 飞机; 重心

中图分类号 V249

文献标志码 A

doi 10.3981/j.issn.1000-7857.2013.h1.013

Design Criteria for Variable Range of Gravity Center for a Large Subsonic Aircraft with Relaxed Static Stability

GENG Jianzhong, WU Huzi, DUAN Zhuoyi

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

Abstract The controls of the traditional natural stable subsonic large aircraft and the modern subsonic large aircraft with relaxed static stability are analyzed. The design criteria for variable range of the allowable center of gravity are proposed based on demands for the subsonic large aircraft with relaxed static stability and various influencing factors. The relation formulas under different influencing factors between the relative horizontal tail area and the center of gravity are obtained. The curve of the center of gravity against the relative horizontal tail area is found to be different from the traditional "scissors figure". If the relative horizontal tail area is given, the scope of the center of gravity can be easily determined. To illustrate the feasibility and the reliability of the proposed design standards, a verification calculation is carried out based on a special plane. Through the analysis of the calculation results, the main factors that influence the design of the scope of the center of gravity are obtain, including the initial rotation and the taxi stability. The optimum performance of the center of gravity can be fully used in adjusting the landing gear position and the design cruising speed.

Keywords relaxed static stability; subsonic; aircraft; center of gravity

0 引言

国内外对于自然稳定飞机重心范围确定方法和确定准则的研究已经很完备, 而针对放宽静稳定性飞机重心范围的确定方法和确定准则的研究尚不成熟, 目前公开的资料和文献很少。放宽静稳定性飞机与传统的自然稳定飞机不同, 传统自然稳定飞机重心范围控制主要在于飞机的重心与气动焦点的合理匹配^[1], 而放宽静稳定性飞机可以采用控制增稳改善飞机纵向静稳定性^[2-3], 以实现放宽静稳定性飞机的人工稳定。放宽

静稳定性飞机由静稳定裕度限制的重心后限就成了多余, 其结果就是重心范围可以一直向后移, 直到一个新的边界。

放宽静稳定性飞机在操纵上与自然稳定飞机也有差异, 本文通过对放宽静稳定性飞机与自然稳定飞机操纵上的差异分析, 以及对影响飞机飞行性能的重要因素(最小阻力和最大配平升力与重心范围关系)的分析, 给出了放宽静稳定性飞机重心范围的设计准则; 最后, 通过算例验证了设计准则的可行性与可靠性。

收稿日期: 2012-08-17; 修回日期: 2012-12-28

作者简介: 耿建中, 博士, 研究方向为飞机总体设计技术, 电子信箱: jianzhonggeng@yahoo.com.cn

1 放宽静稳定性飞机与自然稳定飞机操纵差异

放宽静稳定性飞机是通过人为产生的恢复力矩而得到稳定的,因此,如同自然稳定飞机一样,也有稳定配平点。图1为改变自然稳定飞机或者放宽静稳定性飞机配平点所要求的操纵情况示意图。

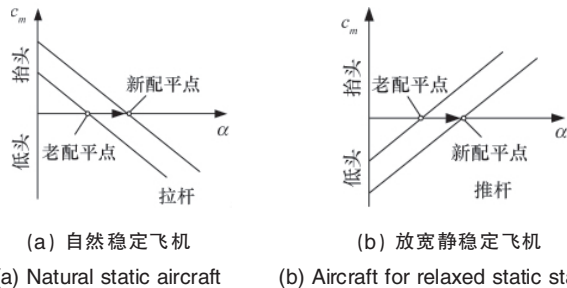


图1 改变自然稳定飞机或放宽静稳定性飞机配平点所要求的操纵情况

Fig. 1 Control methods of changing the natural static stability or relaxing static stability in aircraft balance condition

放宽静稳定性飞机在产生力矩平衡方面,以及在导致配平状态变化方面不同于自然稳定的飞机的操纵特点。放宽静稳定性时,定态的增大迎角要求“推杆”,而减小迎角则要求“拉杆”。放宽静稳定性时的这种不同特性表示了定常状态下迎角和舵面偏转之间的关系。

图2为最大迎角情况下,当只考虑静态操纵边界时恢复到原始状态的可能性示意图。

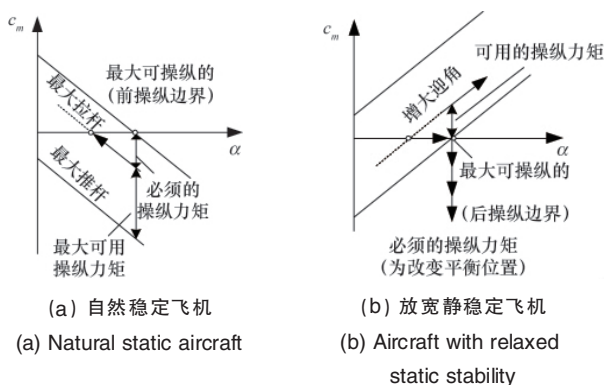


图2 最大迎角和仅考虑静态操纵边界时恢复到原始状态的可能性

Fig. 2 Possibility of restoring to the original condition from the maximum angle of attack and only considering the static control boundary

由图2可知,自然稳定飞机,当“推杆”操纵舵面时,在最大迎角时,飞机从配平点开始自动减小迎角。这时,动态开始过程的舵面运动方向和静态时舵面运动方向一致,有“最大推杆”和“最大拉杆”之间的力矩差可用。放宽静稳定性的飞机则相反,它根本没有为起动所需要的操纵力矩可用。因此,必须有一种附加的操纵力矩,以提供控制静态力矩所需的尾翼力矩。

因此放宽静稳定性飞机在确定重心范围时,不能仅从静

态操纵上考虑,还需考虑机动能力的要求。这就要求飞控系统具有更小的非灵敏区和更高的舵回路快速性^[4]。

2 放宽静稳定性飞机对改进飞行性能的收益

对于自然稳定飞机,一般性能最佳的重心范围不在稳定区,因此无法利用最小配平阻力。而对于放宽静稳定性飞机,通过重心设计可以实现最小配平阻力,提高飞行性能,以获得可观的经济效益。

为了取得良好的着陆飞行性能,飞机在配平状态中能够获得的最大升力也很重要。对于放宽静稳定性飞机可以充分考虑这一点。

3 传统自然稳定飞机重心范围设计准则

在介绍放宽静稳定性飞机重心范围设计准则前,对传统自然稳定飞机重心范围设计准则^[5-7]做一归纳,方便与放宽静稳定性飞机设计准则对比分析。

(1) 重心前限设计准则

重心前限设计准则包括起飞抬前轮要求、着陆拉平要求、失速操纵能力需求和进场配平与复飞。

(2) 重心后限设计准则

重心后限设计准则包括握杆稳定性要求、松杆稳定性要求、握杆机动要求、松杆机动要求、操纵期望参数CAP要求、短周期阻尼比要求和地面滑跑稳定性要求等。

4 放宽静稳定飞机重心范围设计准则

放宽静稳定性飞机重心范围确定与自然稳定性飞机重心范围确定之间的重要差别就是不再对重心范围有稳定性要求。重心前后边界均由操纵性要求确定。所不同的是放宽静稳定性飞机对操纵性要求需考虑飞机的机动能力。同时放宽静稳定性飞机可以更多地兼顾飞机的性能要求,从而达到优化飞行性能、充分发挥飞机潜力的目的。

4.1 符号表

设计准则中所涉及的符号规定如下: S_H 为平尾面积, m^2 ; S 为飞机参考面积, m^2 ; C_L 为全体升力系数; C_{L0FR} 为翼身组合体零迎角升力系数; C_{LFR} 为翼身组合体升力系数; C_{LH} 为平尾升力系数; q 为速压, N/m^2 ; C_{m0FR} 为翼身组合体零升俯仰力矩系数; q_R 为抬前轮时速压, N/m^2 ; k_R 为抬前轮速度与失速速度比值; x_s 为重心距机头距离, m ; x_{FR} 为1/4平均气动弦长距机头距离, m ; x_{FW} 为主起落架距机头距离, m ; x_c 为重心相对机翼平均气动弦长距离, mac ; z_{FW} 为主起落架距构水线距离, m ; r_H 为平尾距1/4平均气动弦长距离, m ; x_g 为平尾距主起落架距离, m ; L_{ng} 为前主起落架之间距离, m ; c 为平均气动弦长, m ; μ_R 为滚动摩擦系数; i_y 为y轴惯性矩, $kg \cdot m^2$; q 为俯仰角加速度, rad/s^2 ; x_{opt} 为阻力最佳重心位置, m ; x_{abs} 为最大配平升力重心位置, m ; ε_0 为尾翼处零升下洗角, rad ; $\varepsilon_{C_{LFR}}$ 为下洗角对升力系数的导数; k_{FR} 为阻力因子。

4.2 重心前限设计准则

4.2.1 起飞抬前轮

起飞过程中(滑跑、抬前轮、离地、爬升加速)最严重的平衡操纵是在抬前轮阶段。因此阶段速度小、升力小,地面支反力及摩擦力引起的力矩较气动大,在重心前限,平衡这3种力矩所需舵偏量也很大,是重心前限限制的临界条件之一。

起飞过程中到达抬前轮速度时,平尾应能在限定的时间内,使飞机产生一定的转动角速度,一般为(3~5)%/s。抬前轮时,飞机受力情况如图3所示。飞机的平尾相对面积与重心位置之间的关系为

$$\frac{S_H}{S} = \frac{(C_{LFR})_{\max}}{(C_{LH})_{\min}} \frac{q_R}{q_H} \frac{\Delta x_{FW} - (x_s - x_{FR} + \Delta x_{FW}) \frac{C_{LFR}}{k_R^2} - \frac{C_{m0FR}c}{(C_{LFR})_{\max}}}{r_H - (x_s - x_{FR}) - \Delta x_{FW}(1 - 1/k_R^2)}$$

$$\Delta x_{FW} = x_{FW} - x_s + \mu_{FR} z_{FW}$$

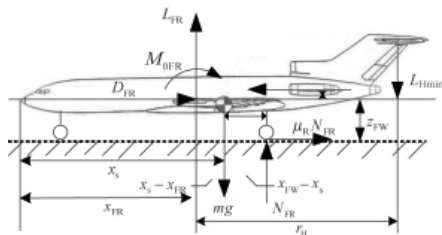


图3 抬前轮时受力示意
Fig.3 Initial rotation force

4.2.2 着陆拉平

着陆下滑过程中,接近地面时,舵面应具有足够的操纵效能,使飞机以着陆迎角处于平衡状态,且应留有一定的余量。飞机的平尾相对面积与重心位置之间的关系为

$$\frac{S_H}{S} = \frac{C_{LFR}}{C_{LH}} \frac{q}{q_H} \frac{x_s - x_{FR} + c}{r_H - (x_s - x_{FR})} - \frac{C_{m0FR}}{C_{LFR}qS}$$

4.2.3 空中机动能力

放宽静稳定性飞机除了静态操纵对尾翼设计有要求外,还必须对飞机的动态特性提出要求,以保证飞机在改变航迹角或者迎角方面具有一定的机动能力。

当飞机处于“最大拉杆”之时,放宽静稳定性的飞机没有为起动所需要的操纵力矩可用。因此,必须有一种附加的操纵力矩,以提供控制静态力矩所需的尾翼力矩。这一要求可由必须的最小俯仰角加速度 \dot{q}_{ref} 定出。飞机的平尾相对面积与重心位置之间的关系为

$$\frac{S_H}{S} = \frac{C_{LFR}}{C_{LH}} \frac{q}{q_H} \frac{x_s - x_{FR} + c}{r_H - (x_s - x_{FR})} - \frac{l_y^2 \dot{q}_{\text{ref}}}{C_{LFR}qS}$$

4.3 重心后限设计准则

4.3.1 空中机动能力

当飞机处于“最大推杆”时,放宽静稳定性的飞机没有为起动所需要的操纵力矩可用,因此必须有一种附加的操纵力矩,以提供控制静态力矩所需的尾翼力矩。这一要求可由必须的最小俯仰角加速度 \dot{q} 定出。飞机的平尾相对面积与重心位置之间的关系为

$$\frac{S_H}{S} = \frac{C_{LFR}}{C_{LH}} \frac{q}{q_H} \frac{x_s - x_{FR} + c}{r_H - (x_s - x_{FR})} - \frac{l_y^2 \dot{q}}{C_{LFR}qS}$$

4.3.2 地面滑跑稳定性

运输机的主起落架往往安排在翼盒和机身这个范围内,这样机翼中段到机身的几何布局就决定了主起落架的位置。在选择这种布局时必须保证主起落架到重心的距离不能低于一定的最小距离,这是为了保证飞机在地面滑跑时有足够的稳定性,前起落架不能卸载太大。前起落架载荷的最小值,根据经验约为飞机总重的4%。若放宽静稳定性飞机重心太靠后,在起落架位置安排时就可能有困难。此时,重心位置由前轮轮载限制,重心位置计算如下:

$$x_s = 0.25c - x_{FR} + x_g - 0.04L_{\text{mg}}$$

4.4 性能最佳重心范围与允许重心范围的匹配

4.4.1 阻力最佳重心位置

放宽静稳定可以改善飞机巡航阻力,减少燃油消耗,增加航程。对于亚音速大型飞机,为了充分利用最佳阻力,阻力最佳重心位置与操纵限制的重心边界之间的匹配非常重要。飞机在配平状态下达到最小阻力的那个重心位置就是阻力最佳重心位置 $x_{\text{opt}}^{8,9}$ 。

阻力最佳重心位置与平尾相对面积的关系为

$$\frac{x_{\text{opt}}}{c} = \frac{(x_{\text{opt}})_0}{c} - \frac{C_{m0FR}}{C_L}$$

$$(x_{\text{opt}})_0 = x_{FR} + \frac{1 - \varepsilon_{C_{LFR}}/2k_{FR} - (C_{L0FR} + \varepsilon_{C_{LFR}}/2k_{FR})C_L}{1 + \frac{q}{q_H} \frac{S}{S_H} \frac{k_H}{k_{FR}} - \frac{\varepsilon_{C_{LFR}}}{k_{FR}}} r_H$$

$$C_L = C_{LFR} + \frac{q_H}{q} \frac{S_H}{S} C_{LH}$$

4.4.2 升力最佳重心位置

亚音速大型飞机进场着陆时,大的升力非常关键,升力大,就可降低进场着陆速度,减少跑道长度。在满足重心操纵边界的条件下,最佳升力重心也很关键。在配平状态下达到最大升力的那个重心位置就是升阻力最佳重心位置 x_{abs} 。

升力最佳位置与平尾相对面积之间的关系为

$$\frac{x_{\text{abs}} - x_{FR}}{r_H} = \frac{q_H}{q} \frac{S_H}{S} \frac{(C_{LH})_{\max}}{(C_{L\text{max}})_{\text{abs}}} - \frac{c}{r_H} \frac{C_{m0FR}}{(C_{L\text{max}})_{\text{abs}}}$$

$$(C_{L\text{max}})_{\text{abs}} = (C_{LFR})_{\max} + \frac{q_H}{q} \frac{S_H}{S} (C_{LH})_{\max}$$

4.5 对比分析

对比传统自然稳定飞机和放宽静稳定性飞机重心范围设计准则可知,传统自然稳定性飞机重心后限限制除了地面滑跑稳定性要求外,主要由飞机动静稳定性要求限制,而这些要求对于放宽静稳定性飞机均可通过飞控系统达到要求,不构成飞机重心范围设计准则。

对于重心前限限制,放宽静稳定飞机和传统自然稳定性飞机类似,不同点在于空中机动时放宽静稳定性飞机在操纵边界需要通过俯仰角加速度储备留有机动恢复启动力矩,而传统飞机由于动态开始过程的舵面运动方向和静态时舵面运动方向一致,无须此条准则要求。

5 算例与分析

5.1 仿真说明

以某飞机数据为基础,根据上述设计准则,绘制了异于常规稳定飞机设计的“剪刀图”,确定了重心设计范围。

飞机设计过程中,飞机布局基本确定后,可修改的物理量有限,本文着重仿真分析布局基本确定后,较易调整的因素对飞机重心前后边界确定的影响,以充分运用放宽静稳定性设计的优势,以求达到性能最佳的目标。

5.2 设计准则综合仿真

在对前述重心范围限制边界进行具体计算时,需考虑各种飞机构型、飞行质量和飞行状态的组合,以期绘制出最为不利或最为严重的限制边界。

为了说明上述设计准则的可行性和可靠性,以某飞机为例进行了验证性计算,图4为计算结果。由设计准则及图4的计算结果可知,放宽静稳定性飞机的重心前限制因素与自然稳定飞机类似,由操纵性决定,如本算例重心前限由起飞抬前轮能力确定。

放宽静稳定性飞机重心后限的确定与自然稳定飞机差别很大,放宽静稳定性飞机重心后限主要由空中机动能力和地面滑跑稳定性决定。由图4可知,由于没有了稳定裕度的要求,地面滑跑稳定性——即起落架的安装位置成为限制重心后边界的一个重要因素。

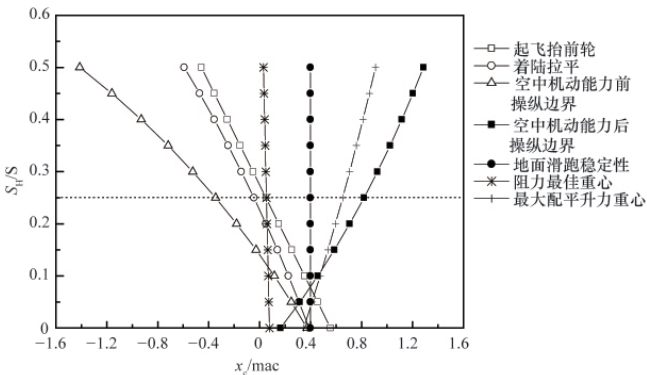


图4 重心前后边界与平尾相对面积之间的关系

Fig. 4 Relation between the fore and aircraft margins of the center of gravity with the horizontal tail relative area

由于放宽静稳定性飞机可以更多地兼顾性能最优,本算例计算了阻力最佳重心位置和升力最佳重心位置随平尾相对面积的变化规律。不过本算例中阻力最佳重心位置较为靠前,若要充分利用阻力最佳重心位置需增大平尾面积,或采用其他改善措施,这说明并非平尾越小,布局越优。本算例中的升力最优重心较为靠后,由于起落架安装位置的限制,无法充分利用。

通过上述分析可知,某飞机重心设计范围可确定为0.06~0.40mac。

5.3 起落架位置影响

由上节分析可知,由于某飞机重心后限由起落架安装位

置限定,因而无法充分利用放宽静稳定性的优势。本文仿真分析了起落架位置改变后飞机重心位置前后限制边界的变化,图5为计算结果。

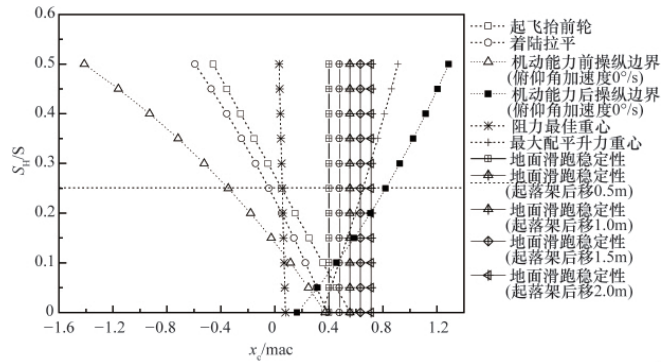


图5 起落架位置对重心边界影响

Fig. 5 Effect of location of landing gear on the center of gravity margin

由图5可知,前后起落架整体后移0.5m,由地面滑跑稳定性限制的重心后界后移0.08mac;起落架整体后移1m,重心后界后移0.16mac。起落架整体后移对重心后限制边界很敏感,可以通过后移起落架改善重心限制后界,以充分利用最佳升力重心。

5.4 俯仰角加速度影响分析

俯仰角加速度反映了飞机空中机动边界状态时,飞机具有的恢复力矩能力。飞机具有的恢复力矩越大对重心边界限制越严格。图6给出了不同俯仰角加速度时,飞机重心前后边界计算结果。可以看出,飞机俯仰角加速度余量越大,重心前边界越靠后,后边界越靠前。由于飞机的重心前后边界不是由空中机动能力限制,所以这时可以增加俯仰角加速度余量,以增加恢复力矩储备。由计算结果可知,对于某运输机俯仰角

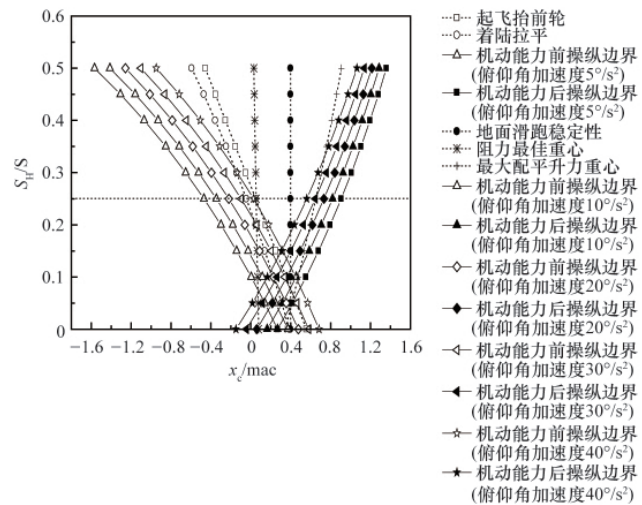


图6 不同俯仰角加速度要求对重心边界影响

Fig. 6 Effect of the pitch angular acceleration velocity on the center of gravity margin

加速度余量可增加至 $40^\circ/s^2$ 。

5.5 升降舵效率影响

飞机布局初步确定后,升降舵效率可以通过修改升降舵的形式提高,如增加升降舵面积等。实际设计过程中可根据设计要求,反复迭代以确定升降舵能力。

图 7 为升降舵效率增加 50%前后重心边界对比结果。由图 7 可知,升降舵效率增加不影响最佳阻力重心位置,最佳升力重心位置略有后移,由起飞抬前轮限制的重心前边界前移,机动能力限制的重心后边界后移,地面滑跑稳定性限制不受影响。

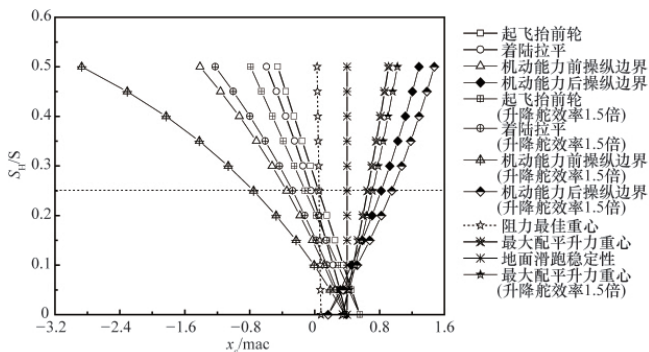


图 7 升降舵效率对重心边界的影响

Fig. 7 Effect of the elevator efficiency on the center of gravity margin

由于抬前轮能力限制的重心前边界前移,最佳阻力重心可设计在可用重心范围内,飞机飞行过程中可考虑充分利用该重心,以实现性能最佳。

5.6 巡航速度

巡航速度不同对阻力最佳重心要求不同,图 8 为不同巡航速度时,某飞机重心边界限制计算结果。由图 8 可知,巡航速度主要影响阻力最佳重心位置,对其他限制指标没有影响。巡航速度降低,阻力最佳重心位置越靠后,在不改变其他约束条件时,巡航速度减小 10m/s,阻力最佳重心落入由其他因素限制的重心边界范围内。

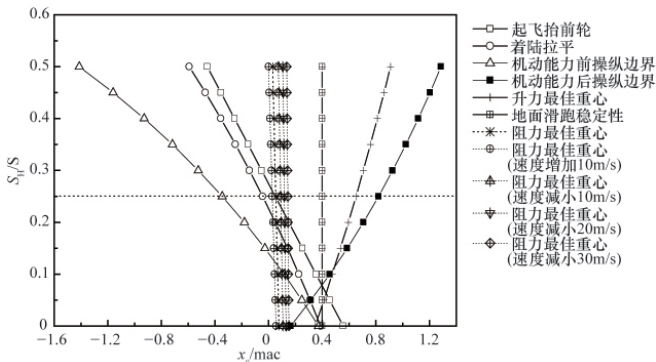


图 8 巡航速度对重心边界的影响

Fig. 8 Effect of the cruise velocity on the center of gravity margin

5.7 分析

一旦飞机布局基本确定,在不影响飞行安全情况下,俯仰角加速度储备、巡航速度、升降舵效率、起落架位置改变相对容易,而调节起落架位置,对于地面滑跑稳定性约束影响明显。前后起落架整体后移 0.5m,限制后边界 0.08mac。升降舵效率的提高可使重心限制前边界前移,对于算例飞机,可使阻力最佳重心落入重心限制范围内。巡航速度相对其他因素来说是最容易调节的因素,速度减小阻力最佳重心后移,但减小速度飞行时间将增加,需综合考虑。如果空中机动能力不构成重心前后边界限制,则俯仰角加速度储备自然比设计值大。角加速度储备越大,飞机在边界状态时所具备的恢复启动力矩越大,飞机响应速度快,改出能力强。

6 结论

本文提出了放宽静稳定性亚音速飞机重心范围设计准则,并通过算例进行了验证。

放宽静稳定性亚音速飞机重心范围确定准则与自然稳定飞机有较大差异,重心后限主要由空中机动能力和起落架位置决定,且起落架安装位置影响较自然稳定飞机突出。为了充分利用阻力最佳重心和升力最佳重心,方案后期可考虑调整设计巡航速度,移动起落架位置,以实现性能最佳。

参考文献 (References)

- [1] 许维进, 刘志敏. 重心位置对飞机阻力及其飞行性能的影响 [J]. 飞行力学, 1999, 17(1): 54-58.
Xu Weijin, Liu Zhimin. Flight Dynamics, 1999, 17(1): 54-58.
- [2] 李乐尧, 李俨, 王新民. 放宽静稳定性大型客机纵向控制增稳系统设计 [J]. 飞行力学, 2010, 28(4): 25-28.
Li Leyao, Li Yan, Wang Xinmin. Flight Dynamics, 2010, 28(4): 25-28.
- [3] 黄博, 王新民, 李俨. 放宽静稳定性大型客机电传控制率设计 [J]. 飞行力学, 2010, 28(5): 31-34.
Huang Bo, Wang Xinmin, Li Yan. Flight Dynamics, 2010, 28(5): 31-34.
- [4] 郑遂, 展京霞, 曹原, 等. 放宽纵向静稳定性对战斗机布局升阻比特性的影响 [J]. 南京航空航天大学学报, 2008, 40(4): 556-560.
Zheng Sui, Zhan Jingxia, Cao Yuan, et al. Journal of Nanjing University of Aeronautics & Astronautics, 2008, 40(4): 556-560.
- [5] 王建培. 亚音速民机平尾初步设计 [J]. 飞行力学, 1991(3): 14-23.
Wang Jianpei. Flight Dynamics, 1991(3): 14-23.
- [6] 税清才, 王秋萍. 飞机重心允许范围设计准则 [J]. 飞行力学, 2003, 21(2): 63-66.
Shui Qingcai, Wang Qiuping. Flight Dynamics, 2003, 21(2): 63-66.
- [7] Torenbeek E. Synthesis of subsonic airplane design [M]. Boston: Delft University Press, Kluwer Academic Publishers, 1976.
- [8] 杨洪平, 王立新. 民用飞机放宽静稳定性的效益分析研究 [J]. 飞行力学, 2007, 25(1): 22-25.
Yang Hongping, Wang Lixin. Flight Dynamics, 2007, 25(1): 22-25.
- [9] 张晶, 申功璋, 杨凌宇. 飞机主动重心控制系统设计及应用 [J]. 飞行力学, 2008, 26(6): 68-72.
Zhang Jing, Shen Gongzhang, Yang Lingyu. Flight Dynamics, 2008, 26(6): 68-72.

(责任编辑 马宇红,朱宇)