

超声速民用飞机重心前后限和纵向飞行品质研究

吕新波, 黄振威

(航空工业第一飞机设计研究院 总体气动设计研究所, 西安 710089)

摘要: 在满足声爆约束下的超声速民用飞机在布局 and 气动特性方面有很多特殊的地方, 该类飞机飞行品质需要深入研究以确保飞行安全和更好性能。首先研究超声速民用飞机纵向气动特性和操纵特点, 结合重心主动控制技术和最小静稳定裕度给出重心前后限和重心后限的确定过程; 然后对超声速民用飞机操纵性进行计算分析, 提出合理确定重心前后限是解决超声速民用飞机纵向操纵能力偏低问题的关键点; 最后对提高超声速民用飞机纵向飞行品质的有效方法进行研究。结果表明: 超声速民用飞机超声速飞行时, 虽然焦点大幅后移以及俯仰操纵效率偏低, 通过合理设计重心前后限及增稳系统控制律可以保证超声速民用飞机在宽速域范围内具有满意的飞行品质。

关键词: 超声速民用飞机; 重心前后限; 最小静稳定裕度; 短周期模态; 控制律

中图分类号: V212.1

文献标识码: A

Research on CG limits and longitudinal flying qualities for supersonic civil aircraft

LYU Xinbo, HUANG Zhenwei

(General And Aerodynamics Institute, The First Aircraft Institute of AVIC, Xi'an 710089, China)

Abstract: Supersonic civil aircraft designed to meet sonic boom constraints have many special features in terms of configuration and aerodynamic characteristics. The flight quality of such aircraft requires research to ensure flight safety and better performance. Firstly, the longitudinal aerodynamic and control characteristics of supersonic civil aircraft are studied, and a design method for determining fore-and-aft center of gravity (CG) limits is proposed by combining active CG control technology with the minimum static stability margin. Then, a calculation method for the longitudinal control capability of supersonic civil aircraft is presented and analyzed. It is concluded that reasonably determining the fore-and-aft CG limits is the key to addressing the problem of insufficient longitudinal control capability for supersonic civil aircraft. Finally, effective methods for improving the longitudinal flying qualities of supersonic civil aircraft were investigated. The results show that during the supersonic cruise of supersonic civil aircraft, despite the significant rearward shift of the aerodynamic center and the low pitch control efficiency, satisfactory flying qualities throughout a wide speed range can be ensured by reasonably designing the forward and aft limits of the center of gravity as well as the control law of the stability augmentation system.

Key words: supersonic civil aircraft; forward and aft limits of the center of gravity; minimum static stability margin; short-period mode; control law

收稿日期: 2026-05-21; 修回日期: 2026-09-23

基金项目: 国家级项目

通信作者: 吕新波(1977-), 男, 硕士, 研究员。E-mail: lvxinbo771107@163.com

引用格式: 吕新波, 黄振威. 超声速民用飞机重心前后限和纵向飞行品质研究[J]. 航空工程进展.

LYU Xinbo, HUANG Zhenwei. Research on CG limits and longitudinal flying qualities for supersonic civil aircraft[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering. (in Chinese)

0 引言

在跨洋航线中,传统亚声速民航客机的飞行时长普遍超过10 h,长时间封闭空间内的乘客易出现明显的疲劳与不适,因此超声速民用飞机被视为提升民航出行舒适性与效率的核心技术方向^[1]。相比亚声速客机,超声速民用飞机可大幅缩短洲际飞行时间,是推动全球政治、经济、文化交流效率提升的重要载体,也被公认为下一代民航客机的核心发展趋势之一^[2-3]。

20世纪70年代,“协和”和图-144两款超声速客机投入商业运营,但受成本、环保与安全等因素限制,两款机型分别于2003年和1999年退出市场^[4]。近年来,随着航空技术的迭代,全球多家机构重启了超声速民用飞机的研发计划,例如日本JAXA的S4项目^[5]、洛马公司的QSTA(Quiet Supersonic Technology Airliner)计划^[6],NASA也在持续开展超声速飞行验证,并研制了X-59 QueSST验证机^[7],以探索低噪声超声速飞行技术。尽管市场对超声速民用飞机仍有需求,但新一代机型在噪声、气动布局、飞行力学与经济性等方面仍面临诸多技术挑战。

超声速民用飞机飞行马赫数跨度大,飞机超声速飞行时,气动焦点大幅度后移,因此对于相同重心,飞机纵向稳定性会发生很大改变,通过主动重心控制技术虽然可以改善这一问题,但对于主动重心控制的具体要求以及飞机重心前后限的确定还需研究,该问题涉及到超声速民用飞机最小纵向静稳定裕度的确定,如何确定超声速民用飞机最小纵向静稳定裕度需要兼顾飞机最佳性能的发挥、飞控系统的复杂程度、飞控系统成本以及飞机故障后安全性等很多因素,该问题需要进一步研究。

超声速民用飞机关键技术包括声爆抑制、推进系统、气动布局等^[8],尤其是超声速民用飞机在声爆方面研究论文较多^[9-11],但基于声爆设计的布局飞机在操稳方面有一些特殊的地方,比如尾容量相对比较小,尾翼上俯仰操纵效率偏低。超声速布局要同时兼顾声爆和操稳特性,因此声爆约束下气动布局的操稳特性研究是支撑该类飞机布局成立的关键因素,但缺少该方面研究,谭玉婷

等^[12]仅定性提到鸭翼和正常布局操纵面的对比;吕新波等^[13]对飞翼运输机的重心前后限和纵向飞行品质进行了研究,但超声速民用飞机布局形式、气动特性、质量特性与飞翼运输机截然不同,因此其重心前后限和纵向飞行品质出现很多新的特征需要研究。

即使超声速民用飞机布局方案满足声爆约束,若重心和飞行品质设计不合适,仍可能会导致操纵要求过高损失飞机的性能或者飞行品质降级影响飞行安全的情况出现。

本文研究超声速民用飞机重心前限和重心后限确定过程,给出超声速民用飞机纵向最小静稳定裕度的确定过程,同时研究提高超声速民用飞机纵向飞行品质的有效方法。

1 纵向气动特性和操纵特点

本文以某小型超声速民用飞机为研究对象,设定其起飞重量为30 t、巡航马赫数1.7、巡航高度15 000 m;在完成低噪声气动布局方案与高效气动设计优化后,其气动外形如图1所示。该机型采用大长细比“箭形”机身、大后掠三角翼、T形尾翼的布局形式,整体构型符合第三代低噪声超声速民用飞机的设计理念^[14]。低噪声布局的核心原理是通过翼身组合体的波系干扰,削弱地面反射的激波强度,从而降低声爆对地面的干扰^[1]。

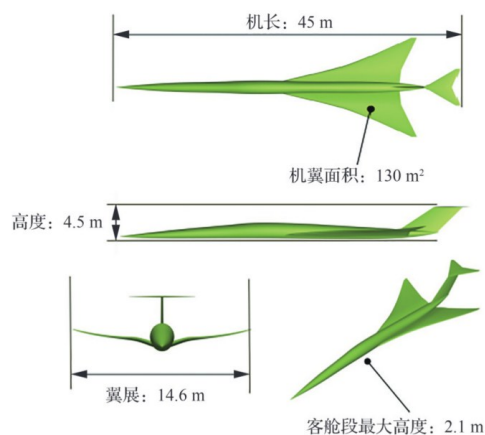


图1 超声速民用飞机外形图

Fig. 1 Configuration of the supersonic civil aircraft

采用图1所示的超声速民用飞机外形,经计算流体力学(CFD)计算后获得了飞机气动特性,包括俯仰力矩特性和升力特性,对应状态为后缘襟

翼 20° , 马赫数 0.2。超声速民用飞机起飞构型俯仰力矩特性随迎角的变化曲线如图 2 所示, 可以看出: 俯仰力矩特性在较大迎角后呈现明显非线性特性, 迎角大于 4° 以后飞机纵向稳定性明显增加, 焦点后移 5%MAC, 在较大迎角范围内飞机有显著地的低头力矩, 在迎角 12° 出现了明显的力矩拐点; 另外由于该类飞机平尾力臂较小, 尾容量低, 该类飞机俯仰操纵效率偏低, 这些特性导致超声速民用飞机需要更大的平尾偏度来操纵, 而平尾最大偏度也是有限的, 为了满足操纵性要求需要设计合适的纵向静稳定裕度。

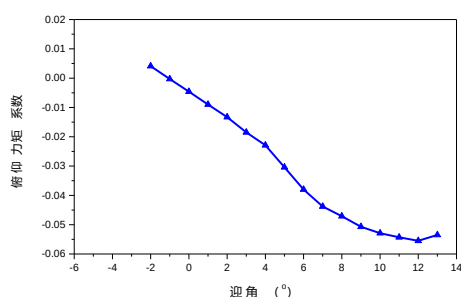


图2 起飞构型俯仰力矩特性随迎角的变化

Fig. 2 Variation of pitching moment characteristics with angle of attack in takeoff configuration

起飞构型升力系数随迎角的变化如图 3 所示, 可以看出: 随着迎角增加, 升力系数逐步增加, 直至迎角增加至 13° 时尚未出现升力拐点。

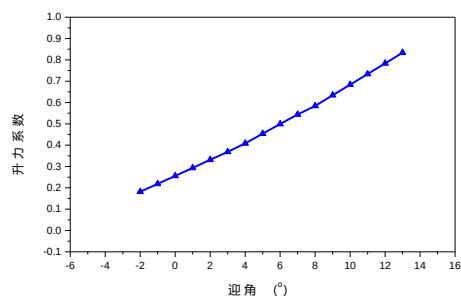


图3 起飞构型升力系数随迎角的变化

Fig. 3 Variation of lift coefficient with angle of attack in takeoff configuration

飞机的失速迎角通常指升力系数达到最大值时所对应的迎角, 迎角增大到该值时, 机翼上表面气流分离, 升力达到最大值, 超过该迎角后升力降低, 飞机进入失速。俯仰力矩上迎迎角可称为操纵安全临界迎角, 超过该迎角, 飞机变为静不稳

定, 该迎角是工程上为了飞机安全操纵确定的迎角边界。

对于超声速民机来说, 操纵安全临界迎角为 12° , 而飞机失速迎角大于操纵安全临界迎角, 为了确保飞机安全操纵, 将超声速民机操纵安全临界迎角作为迎角边界, 此时对应的升力系数 0.8 左右为最大升力系数, 该类布局飞机最大升力系数偏低, 导致此类飞机失速速度和离地速度较大, 起降距离较长等限制特点。

超声速民用飞机操纵安全临界迎角小于失速迎角的原因分析如下: 在力矩拐点迎角时, 机翼上气流没有大面积分离, 升力系数随迎角增加仍在增加, 但平尾处的下洗非线性变化, 导致出现抬头趋势。

超声速民用飞机焦点随着马赫数的变化(取导范围为 $\alpha \in [0^\circ \sim 4^\circ]$) 如图 4 所示, 可以看出: 在亚声速范围内, 随着马赫数的增加, 焦点轻微后移, 在跨声速附近, 随着马赫数的增加焦点显著后移, 焦点最大后移量约 13%MAC, 在马赫数大于 1.2 以后的超声速范围内, 随着马赫数增加焦点轻微前移。由于该类布局飞机机翼平均气动弦长比常规布局大很多, 因此跨声速焦点显著后移对飞机操纵性和稳定性影响显著。

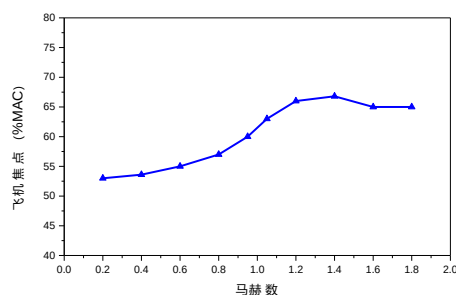


图4 飞机焦点位置随着马赫数的变化

Fig. 4 Variation of aircraft aerodynamic center location with mach number

2 重心前后限确定方法

放宽静稳定度是将飞机重心和焦点靠近, 静稳定裕度变小。这类飞机需要依赖飞控来提高稳定性, 而电传飞控系统的成熟应用, 为放宽静稳定度设计提供了工程实现的基础。

对于超声速民用飞机而言, 采用放宽静稳定

度设计后,平尾的配平偏角会由负偏角向正偏角趋势变化,全机总升力由机翼升力和平尾升力共同构成,机翼升力无需再为平衡尾翼负升力而额外消耗。在相同升力系数条件下,放宽静稳定度的飞机配平迎角更小,升致阻力随之降低;同时配平所需的尾翼向下载荷远小于常规飞机,尾翼的尺寸与重量可大幅缩减^[15],进而降低全机重量和阻力。这种设计不仅能提升超声速民用飞机的升阻比,通过减阻直接改善燃油效率,还能通过减重让飞机实现常规设计难以企及的性能指标。此外,放宽静稳定度还能放宽对飞机总体布局的限制,为气动布局的优化提供更大自由度。由于超声速民用飞机存在典型的跨声速焦点后移以及俯仰操纵效率偏低,因此超声速民用飞机需要采用放宽静稳定性技术减小对操纵能力的需求。

飞机重心后限由全机本体的最小纵向静稳定裕度决定。常规运输机在后重心位置通常保留5%MAC~10%MAC的纵向正静稳定裕量^[16],而采用放宽静稳定度技术的电传飞机,其所需的静稳定裕度可显著降低。由于不同种类飞机布局参数差别大,因此超声速民用飞机采用多少静稳定裕度是合适的需要研究。

飞行品质规范中的短周期模态要求已对最小纵向静稳定裕度形成了隐性约束^[17]。综合考虑飞机故障状态下的安全性与飞控系统成本等因素,本研究认为,最小纵向静稳定裕度是飞控系统控制增稳故障后在直接链模式下能安全飞行来确定的,根据不同纵向静稳定裕度时飞行品质计算经迭代求出确保飞机安全飞行时静稳定裕度为最小纵向静稳定裕度,流程图如图5所示。

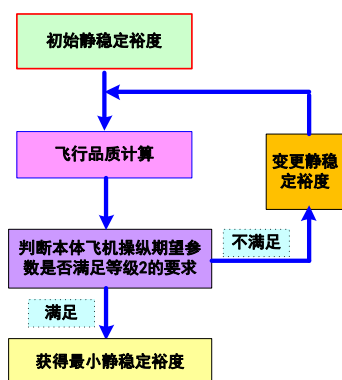


图5 超声速民用飞机最小静稳定裕度确定流程图

Fig. 5 Flow chart for determination of minimum static margin of the supersonic civil aircraft

定重心位置高度10 km不同马赫数时的短周期频率和操纵期望参数(CAP)计算结果如图6所示,由于不同马赫数对应的配平迎角下飞机纵向静稳定性有一定差异以及超声速民用飞机随着马赫数增加焦点后移的特征,因此图中不同状态点的静稳定裕度有差异,最终确定出超声速民用飞机本体最小纵向静稳定裕度3%MAC时,可使飞机在无控制增稳时的直接链模式下仍可安全飞行(本体飞行品质满足等级2),在增加控制增稳使可使飞行品质提供至等级1。基于最小纵向静稳定裕度与气动焦点,可通过公式(1)计算得到超声速民用飞机的重心后限。

$$m_z^{C_z} = (\bar{x}_G - \bar{x}_F) \quad (1)$$

式中: $m_z^{C_z}$ 为静稳定裕度; $\bar{x}_G$ 为重心相对位置坐标; $\bar{x}_F$ 为焦点坐标。

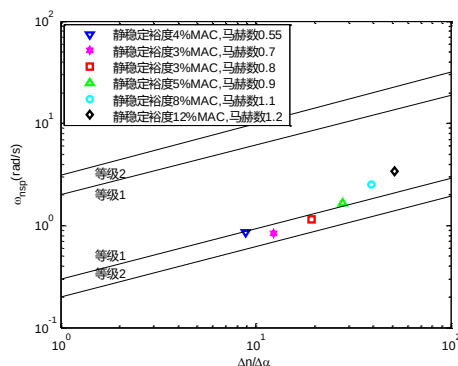


图6 飞机本体短周期频率和CAP

Fig. 6 Calculation results of aircraft short-period frequency and CAP

主动重心控制技术是通过调整重心使得飞机纵向静稳定裕度保持在一个合理范围内,减小飞行总阻力。目前该技术在海外多款机型上已实现工程应用^[18],国内尚未有成熟的型号应用案例。

飞机在超声速飞行状态下,激波阻力的产生与气动焦点的大幅后移会导致飞行阻力显著上升,升阻比随之明显下降。协和号超声速客机正是通过主动重心控制技术降低飞行阻力,保障了飞机在超声速巡航状态下的操纵稳定性^[19]。

超声速飞行过程中,气动焦点会发生大幅度后移,而主动重心控制技术能够合理移动重心确保飞机有合适的纵向静稳定裕度,因此,主动重心控制技术能够显著降低超声速飞行的阻力,减小燃油消耗并大幅延长航程^[20]。

飞机的重心允许范围需同时考虑燃油消耗变化及乘客变化的影响,在重心后限确定后,再叠加考虑重心范围,即可获得重心前限。考虑到超声速民用飞机及尾容量低导致该类飞机俯仰操纵效率偏低,重心前限是纵向操纵性的主要考虑状态,因此此类飞机需要尽量减小纵向静稳定裕度和重心范围。参考协和飞机起飞时对飞机重心的严格约束,考虑到超声速民用飞机平均气动弦长大,在一个固定速度状态下,从操纵性角度初步提出了4%MAC左右重心移动范围。此时,必须保证在重心处于前限位置时,飞机的操纵性仍能满足飞行品质规范。飞机重心范围和焦点位置随着马赫数的变化如图7所示。根据飞机焦点位置随着马赫数的变化数据(如图7中蓝色曲线),再考虑本文前面确定出超声速民机本体最小纵向静稳定裕度3%MAC,将飞机焦点前移3%MAC即可获得图7中红色的重心后限,再根据前面确定的4%MAC重心移动范围,将飞机重心后限前移4%MAC即可获得图7中黑色的重心前限。

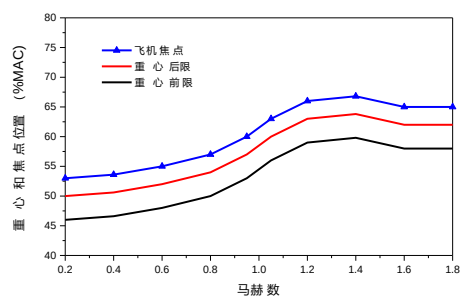


图7 飞机重心范围和焦点位置随着马赫数的变化
Fig. 7 Variation of aircraft CG range and aerodynamic center location with Mach number

3 纵向操纵能力

超声速民用飞机布局增加了声爆的约束,对于该类布局通常采用了大长细比“面积律”机身、大后掠上反箭形翼、钝前缘翼型与T形尾翼等设计特点^[1],该类飞机平尾力臂较小以及尾容量低导致飞机俯仰操纵效率偏低,给超声速民用飞机纵向操纵能力带来挑战。

重心移动对平尾配平偏度的影响结果如图8所示,根据给定一个不随马赫数变化的固定的重心位置,经纵向配平求解后可获得图8中红色的平

尾配平偏度曲线,在此基础上将重心后移8%MAC,再经纵向配平求解后可获得图8中蓝色的平尾配平偏度曲线。不同重心位置时配平迎角偏度如图9所示,初始状态静稳定裕度如图10所示。从图8可以看出:重心后移后会显著减低飞机配平偏度,在改善飞机升阻比的同时可以大大降低平尾配平偏度的操纵能力需求。由于超声速民用飞机具有跨声速焦点显著后移的特点,因此需要通过重心主动控制技术调整飞机重心。

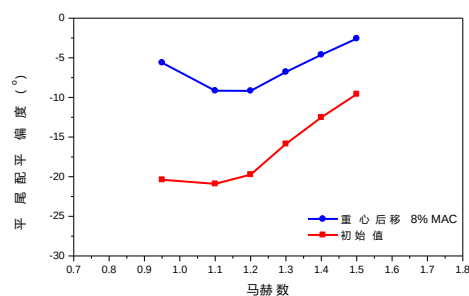


图8 重心移动对平尾配平偏度的影响结果
Fig. 8 Results of effect of CG shift on horizontal tail trim deflection

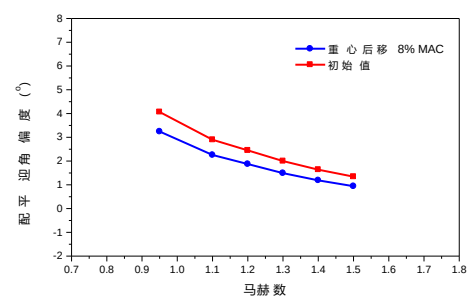


图9 不同重心位置下的配平迎角偏度
Fig. 9 Trim angle of attack at different center-of-gravity locations

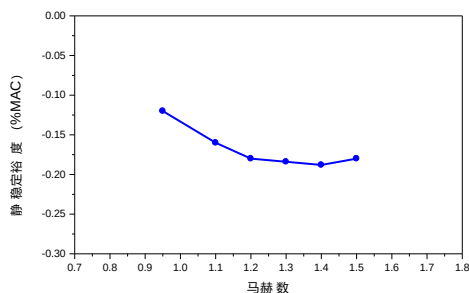


图10 初始状态静稳定裕度
Fig. 10 Static margin corresponding to initial state

通过放宽静稳定性技术和重心主动控制技术可以确保超声速民用飞机有合适的静稳定裕度,这是解决超声速民用飞机俯仰操纵能力偏低的主要途径。本文对超声速民用飞机纵向操纵能力的计算是基于放宽静稳定性技术和重心主动控制技术后确定的重心前后限,并且使用的全动平尾进行俯仰操纵。

操纵面的核心作用是确保飞机操纵性满足要求,超声速民用飞机纵向操纵性主要考虑以下几个边界约束条件。

3.1 起飞抬前轮工况要求

飞机的纵向俯仰操纵效能必须确保飞机起飞抬前轮动作顺利完成。由于超声速民用飞机在起飞抬前轮阶段升力较低,对于这类飞机而言,重心处于前限位置是操纵能力需要检查的边界条件。

通过式(2)可以计算出起飞抬前轮所需的纵向操纵面偏角。

$$q = \frac{[G - P \sin(\alpha)](x + fy_g) + Py_p}{S[b_A m_z(\alpha, \delta_e) + c_y(\alpha, \delta_e)(x + fy_g)]} \quad (2)$$

式中: q 为速压; y_p 为发动机推力线偏离飞机重心的铅垂距离; y_g 为飞机重心至地面的铅垂距离; δ_e 为平尾偏角; x 为飞机重心至主轮轴的水平距离; S 为机翼参考面积; f 为主轮滚动摩擦系数; P 为发动机推力; G 为重量; α 为迎角; b_A 为机翼平均气动弦长; m_z 为俯仰力矩系数; c_y 为升力系数。

经计算分析图1所示超声速民用飞机,当重心处于前限位置时,完成起飞抬前轮所需的全动平尾偏角为 -26° ,虽然该偏角数值较大,但仍在舵面的可用偏角范围内,能够满足起飞抬前轮的设计要求。

3.2 着陆接地工况要求

飞机接地时由于地面效应的影响,使得飞机低头并且焦点后移,因此超声速民用飞机在重心前限接地时需要较大的平尾偏度。

通过联立下列3个方程并迭代求解,即可获得考虑地效接地时飞机平尾偏度。

$$qSc_y(\alpha, \delta_e) = G - P \sin \alpha \quad (3)$$

$$qSc_x(c_y, \delta_e) = P \cos \alpha \quad (4)$$

$$qSb_A m_z(c_y, \delta_e) = Py_p \quad (5)$$

式中: c_x 为阻力系数。

针对图1所示的超声速民用飞机构型,经计算分析,在重心前限的着陆工况下,平尾所需偏角为 -16° ,该数值在飞机平尾偏度范围内,因此满足要求。

3.3 机动能力工况要求

飞行品质要求在飞行中机动过载可通过俯仰操纵获得,并满足过载指标。舵面偏角需求临界工况为重心前限、以机动速度完成过载动作。计算中根据下式的机动对应舵面偏度叠加配平偏度即可求出机动能力对应舵面偏度。

$$\Delta \delta_e = -\frac{c_{y_{pf}}}{m_z^{\delta_e}} \left(m_z^{c_y} + \frac{m_z^{\bar{\omega}_z}}{\mu} \right) \Delta n_y \quad (6)$$

式中: μ 为相对密度; $c_{y_{pf}}$ 为平飞时的升力系数; $m_z^{\delta_e}$ 为平尾效率; $m_z^{\bar{\omega}_z}$ 为纵向阻尼导数; Δn_y 为法向过载增量。

经计算分析,对于图1所示的超声速民用飞机构型,在重心前限、机动速度状态下完成最大机动所需的平尾为 -18° ,该数值在平尾偏转范围内,满足要求。

通过上述计算分析可以看出基于放宽静稳定性技术和重心主动控制技术后确定的重心前后限条件下超声速民用飞机纵向操纵能力是可以满足要求的,表明基于放宽静稳定性技术和重心主动控制技术后确定的重心前后限设计方法是解决超声速民用飞机俯仰操纵能力偏低的有效方法。

4 纵向稳定性及控制律设计

超声速民用飞机本体飞机后重心工况下的短周期频率和CAP指标均不满足等级1的要求,同时,在中高空飞行状态下,短周期阻尼比也不满足等级1的要求。针对这种稳定性不足的特性,超声速民用飞机需要设计控制律来提高本体飞机稳定性。为同时达成短周期频率与阻尼比的双指标优化目标,同时使用俯仰速率反馈与迎角反馈的增

稳系统进行设计。

纵向短周期模态特性计算公式为

$$2\zeta_{du}\omega_{ndu} = \bar{Y}^a - \bar{M}_z^{\omega_z} - \bar{M}_z^{\dot{\alpha}} = c_y^a \frac{1}{2} \rho v^2 S / mv - m_z^{\omega_z} \frac{1}{2} \rho v S b_A^2 / I_z - m_z^{\dot{\alpha}} \frac{1}{2} \rho v S b_A^2 / I_z \quad (7)$$

$$m_z^{\omega_z} = m_{z_{benti}}^{\omega_z} + K_q m_z^{\delta_e} \quad (8)$$

将式(8)带入式(7)可求出:

$$K_q m_z^{\delta_e} = -m_{z_{benti}}^{\omega_z} - m_z^{\dot{\alpha}} - 2\zeta_{du}\omega_{ndu} \frac{I_z v}{q S b_A^2} + c_y^a \frac{I_z}{m b_A^2} \quad (9)$$

式中: ζ_{du} 为飞行品质规范中给定的满意的短周期阻尼比设计目标, $\zeta_{du}=0.6^{[13]}$; ω_{ndu} 为飞行品质规范规定的满意短周期频率设计目标, 根据操纵期望参数的要求, $\omega_{ndu}=0.45^{[13]}$, 以此反推求出对应的 ω_{ndu} 的设计目标; $m_z^{\omega_z}$ 为纵向洗流时差阻尼导数; I_z 为俯仰轴惯矩; $\bar{Y}^a$ 为升力对迎角的大导数; $\bar{M}_z^{\omega_z}$ 为俯仰力矩对俯仰角速度的大导数; $\bar{M}_z^{\dot{\alpha}}$ 为俯仰力矩对迎角变化率的大导数; c_y^a 为升力系数对迎角的导数; m 为质量; v 为速度; $m_{z_{benti}}^{\omega_z}$ 为本体飞机纵向阻尼导数; K_q 为俯仰角速度反馈增益系数。

根据(9)式即可求得 K_q 。

纵向短周期模态特性公式为

$$\omega_{ndu} = (-\bar{M}_z^a - \bar{Y}^a \bar{M}_z^{\omega_z})^{1/2} = \left(-m_z^a \frac{1}{2} \rho v^2 S b_A / I_z - (c_y^a \frac{1}{2} \rho v^2 S / mv) (m_{z_{benti}}^{\omega_z} \frac{1}{2} \rho v S b_A^2 / I_z) \right)^{1/2} \quad (10)$$

$$m_z^a = m_{z_{benti}}^a + K_a m_z^{\delta_e} \quad (11)$$

式中: $\bar{M}_z^a$ 为俯仰力矩对迎角的大导数; m_z^a 为俯仰力矩系数对迎角的导数; $m_{z_{benti}}^a$ 为本体飞机俯仰力矩系数对迎角的导数; K_a 为迎角反馈增益系数。

由于 $\bar{Y}^a \bar{M}_z^{\omega_z}$ 相对 $\bar{M}_z^a$ 为小量, 忽略 $\bar{Y}^a \bar{M}_z^{\omega_z}$ 后, 将式(11)带入式(10)求得:

$$K_a m_z^{\delta_e} = -\omega_{ndu}^2 \frac{I_z}{q S b_A} - m_{z_{benti}}^a \quad (12)$$

通过式(12)可求解出迎角反馈增益系数 K_a 。

超声速民用飞机纵向增稳系统控制律框图如图 11 所示, 在选定巡航高度工况下 (高度 13 km), 当俯仰反馈增益 K_q 为 [0.35 0.32 0.31 0.28 0.26 0.25] 时, 当迎角反馈增益 K_a 为 [0.51 0.49 0.48 0.45 0.42 0.41] 时, 短周期模态特性均能满足等级 1 的要求。超声速民用飞机本体状态和带电控

系统后的短周期频率、CAP 和阻尼比变化如图 12~图 13 所示, 具体结果如表 1 所示, 计算高度为 13 km。操纵期望参数等级 1 的要求范围是 $0.085 \leq \text{CAP} \leq 3.6$, 短周期阻尼比等级 1 的要求范围是 $0.3 \leq \zeta_{du} \leq 2.0^{[16]}$ 。

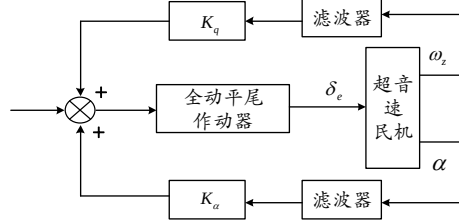


图 11 超声速民用飞机纵向增稳系统控制律框图
Fig. 11 Block diagram of longitudinal augmentation stability system control law for supersonic civil aircraft

计算表明所设计的增稳系统能够有效改善本机的短周期动态特性, 使飞机的操纵期望参数、短周期频率和阻尼比全面达到设计指标要求。

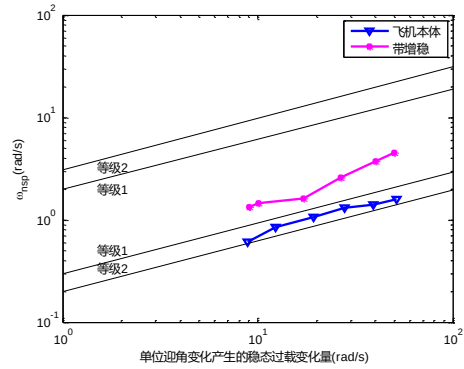


图 12 超声速民用飞机短周期频率对比图
Fig. 12 Comparison diagram of short-period frequency for supersonic civil aircraft

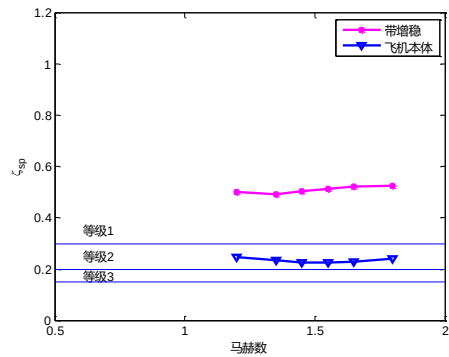


图 13 超声速民用飞机短周期阻尼比对比图
Fig. 13 Comparison diagram of short-period damping ratio for supersonic civil aircraft

表1 超声速民用飞机带增稳后短周期特性的改善
Table 1 Improvement of short-period characteristics of supersonic civil aircraft with stability augmentation system

马赫数	飞机本体操纵期望参数CAP	带增稳后操纵期望参数CAP	飞机本体阻尼比	带增稳后的阻尼比
1.20	0.042	0.199	0.248	0.501
1.35	0.059	0.210	0.253	0.493
1.45	0.058	0.154	0.227	0.504
1.55	0.061	0.249	0.227	0.515
1.65	0.050	0.347	0.229	0.522
1.80	0.049	0.406	0.240	0.525

5 结 论

1) 超声速民机需要采用放宽静稳定性技术和重心主动控制技术来确保合适的静稳定裕度。

2) 对于本文气动布局下的超声速民机建议本体最小纵向静稳定裕度取为3%MAC左右。

3) 本文给出了超声速民机重心前后限确定的方法,该方法适用于采用放宽静稳定和主动重心控制的超声速民机,但针对不同布局需要重新迭代最小静稳定裕度和重心范围。

4) 通过控制律设计,带飞控后飞机短周期特性可以满足等级1的飞行品质要求,表明本文中提出的提高超声速民机飞行品质的方法是有效的,本研究中控制律设计仅针对巡航构型,起降构型需另行验证。

参 考 文 献

- [1] 李军府,陈晴,王伟,等.一种先进超声速民机低声爆高效气动布局设计[J].航空学报,2024,45(6):115-133.
Li Junfu, Chen Qing, Wang Wei, et al. Design of low sonic boom high efficiency layout for advanced supersonic civil aircraft[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2024, 45(6): 115-133. (in Chinese)
- [2] 韩忠华,钱战森,乔建领.声爆预测与低声爆设计方法[M].北京:科学出版社,2022:7-8.
Han Zhonghua, Qian Zhansen, Qiao Jianling. Boom prediction and low boom design method [M]. Beijing: Science Press, 2022:7-8. (in Chinese)
- [3] 韩忠华,乔建领,丁玉临,等.新一代环保型超声速客机气动相关关键技术与研究进展[J].空气动力学学报,2019(4):620-635.
Han Zhonghua, Qiao Jianling, Ding Yulin, et al. Key technologies for next-generation environmentally-friendly supersonic transport aircraft: A review of recent progress[J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2019(4): 620-635. (in Chinese)
- [4] 朱自强,兰世隆.超声速民机和降低音爆研究[J].航空学报,2015,36(8):2507-2528.
Zhu Ziqiang, Lan Shilong. Study of supersonic commercial transport and reduction of sonic boom[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2015, 36(8): 2507-2528. (in Chinese)
- [5] Liebhardt B, Lütjens K, Ueno A, et al. JAXA's S4 supersonic low-boom airliner: A collaborative study on aircraft design, sonic boom simulation, and market prospects [C] // AIAA Aviation 2020 Forum. Reston: AIAA, 2020: 2731.
- [6] Michael B. Conceptual design of a quiet supersonic technology airliner[R/OL]. [2023-10-31]. <https://lbpw-ftp.larc.nasa.gov/aviation-2019/buonanno-lockheed-martin-conceptual-design-supersonic-airliner.pdf>.
- [7] Richwine D, Brandon J. Quiet SuperSonic technology (QueSST) aircraft preliminary design status and low-boom flight demonstration (LBFD) project update [R]. Reston: AIAA, 2018.
- [8] 谭玉婷,杜欢,王伟,等.超声速民机的发展及关键技术分析[J].飞机工程,2025(4):18-24.
Tan Yuting, Du Huan, Wang Wei, et al. Development and key technology analysis of supersonic civil aircraft[J]. Aircraft Engineering, 2025(4):18-24. (in Chinese)
- [9] 陈晴,韩忠华,丁玉临,等.一种T尾超声速公务机低声爆布局设计研究[C]//第六届中国航空科学技术大会.嘉兴:中国航空学会,2023:69-79.
Chen Qing, Han Zhonghua, Ding Yulin, et al. On low-boom configuration design of T-tail supersonic business jet [C]. The 6th China Aeronautical Science and Technology Conference. Jiaxing: CSAA, 2023: 69-79. (in Chinese)
- [10] 郝璇,苏诚,刘芳,等.超声速飞行器低声爆气动布局优化设计研究[J].空气动力学学报,2018,36(2):327-333.
Hao Xuan, Su Cheng, Liu Fang, et al. Optimization design research on low sonic boom configuration for supersonic transport [J]. Acta Aerodynamica Sinica, 2018, 36(2): 327-333. (in Chinese)
- [11] 单程军.超声速民机声爆/气动多学科优化设计研究[D].武汉:华中科技大学,2024.
Shan Chengjun. Supersonic civil aircraft sonic boom/aerodynamics multidisciplinary optimal design research [D]. Wuhan: Huazhong University of Science and Technology, 2024. (in Chinese)
- [12] 谭玉婷,王伟,雷瑞娜.超声速民机典型布局设计特点分析[J].飞机工程,2023(3):26-30.
Tan Yuting, Wang Wei, Lei Ruina. Analysis of typical layout design characteristics of supersonic civil aircraft[J]. Aircraft Engineering, 2023(3): 26-30.

- craft Engineering, 2023(3):26-30. (in Chinese)
- [13] 吕新波, 盛慧, 齐万涛. 飞翼运输机重心前后限和纵向飞行品质研究[J]. 飞行力学, 2015, 33(5): 395-398.
Lyu Xinbo, Sheng Hui, Qi Wantao. Center gravity limits and longitudinal flying qualities of flying wing transport[J]. Flight Dynamics, 2015, 33(5): 395-398. (in Chinese)
- [14] 丁玉临, 韩忠华, 乔建领, 等. 超声速民机总体气动布局设计关键技术研究进展[J]. 航空学报, 2023, 44(2): 14-40.
Ding Yulin, Han Zhonghua, Qiao Jianling, et al. Research progress in key technologies for conceptual aerodynamic configuration design of supersonic transport aircraft[J]. Acta Aeronautica et Astronautica Sinica, 2023, 44(2): 14-40. (in Chinese)
- [15] 马界祥, 彭青, 段琼. 主动控制技术对平尾面积的影响分析[J]. 航空科学技术, 2005, 16(6): 26-29.
Ma Jiexiang, Peng Qing, Duan Qiong. Analysis of active control technology effect on horizontal tail area[J]. Aeronautical Science and Technology, 2005, 16(6): 26-29. (in Chinese)
- [16] Raymer D P. 现代飞机设计[M]. 钟定远译. 北京: 国防工业出版社, 1992: 305-306.
Raymer D P. Aircraft design: a conceptual approach[M]. Zhong Dingyuan, Translation. Beijing: National Defense Industry Press, 1992: 305-306. (in Chinese)
- [17] 国防科学技术工业委员会. 电传操纵系统飞机的飞行品质: GJB 2874-1997 [S]. 北京: 国防科学技术工业委员会, 1997.
Commission of Science, Technology and Industry for National Defence. Flying qualities standard for airplane with fly-by-wire control system: GJB 2874-1997 [S]. Beijing: Technology and Industry for National Defence, 1997. (in Chinese)
- [18] 杨俊, 吴佳驹, 张超, 等. 飞行器主动重心控制技术发展综述[C]// 第九届中国航空学会青年科技论坛. 西安: 中国航空学会, 2020: 943-948.
Yang Jun, Wu Jiaju, Zhang Chao, et al. Overview on the vehicle active center-of-gravity control[C]// The 9th Youth Science and Technology Forum of Chinese Society of Aeronautics and Astronautics. Xi'an: CSAA, 2020: 943-948. (in Chinese)
- [19] 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. Design of active center of gravity control system for aircraft and its applications[J]. Flight Dynamics, 2008, 26(6): 68-72. (in Chinese)
- [20] 张晶, 申功璋, 张磊, 等. 飞机超声速巡航主动重心控制系统设计[J]. 系统仿真学报, 2009, 21(23): 7526-7530.
Zhang Jing, Shen Gongzhang, Zhang Lei, et al. Design of active center of gravity control system for aircraft supersonic cruise [J]. Journal of System Simulation, 2009, 21(23): 7526-7530. (in Chinese)

(编辑: 丛艳娟)