

文章编号: 1674-8190(2023)04-018-13

低声爆超声速飞机气动布局技术研究进展

苏冯念, 钟萍, 曾慧, 罗月培, 陈喜兰, 郭楚微

(中国空气动力研究与发展中心 计算空气动力研究所, 绵阳 621000)

摘要: 超声速飞机气动布局对声爆强度具有重要影响, 而低声爆气动布局是新一代超声速民用飞机的关键, 因此低声爆气动布局得到了广泛研究。本文在系统调研声爆抑制技术的基础上, 介绍了国外降低超声速飞机声爆的六种主要气动方法, 包括优化飞机体积与升力分布, 改变机翼掠角, 利用机翼上反角, 采用长细机身, 采用抑波锥, 机翼上方安装发动机; 总结并分析了低声爆超声速飞机的四种主要气动布局形式, 根据当前低声爆超声速飞机布局形式得出三角翼布局是下一代环保型超声速客机的主要气动布局形式; 展望了低声爆超声速飞机气动布局技术的未来发展趋势。

关键词: 超声速飞机; 低声爆; 气动布局; 声爆抑制技术

中图分类号: V211.4

文献标识码: A

DOI: 10.16615/j.cnki.1674-8190.2023.04.02

Research progress of aerodynamic configuration technology of low sonic boom supersonic aircraft

SU Fengnian, ZHONG Ping, ZENG Hui, LUO Yuepei, CHEN Xilan, GUO Chuwei
(Computational Aerodynamics Institute, China Aerodynamics Research and Development Center, Mianyang 621000, China)

Abstract: The aerodynamic configuration of supersonic aircraft has an important effect on the intensity of sonic boom, and the low sonic boom supersonic configuration is the key of the new generation supersonic aircraft, so the aerodynamic configuration of low sonic boom supersonic aircraft is researched extensively. Based on the systematic investigation of foreign sonic boom suppression technologies, six main aerodynamic methods of foreign low sonic boom supersonic aircraft are introduced, including aircraft volume and lift distribution optimization, wing sweep angle change, wing dihedral angle utilization, slender fuselage and wave suppression cone usage, and engine installed on the wing. Four main aerodynamic configuration types of low boom supersonic aircraft are summarized and analyzed. According to the aerodynamic configurations of current supersonic aircraft, it is concluded that the delta configuration is the mainstream aerodynamic configuration of the next generation environmentally friendly aircraft. The development trend of the aerodynamic configuration technologies of low boom supersonic aircraft is prospected.

Key words: supersonic aircraft; low sonic boom; aerodynamic configuration; sonic boom suppression technology

收稿日期: 2022-05-13; 修回日期: 2022-11-30

通信作者: 苏冯念, sfnmy@163.com

引用格式: 苏冯念, 钟萍, 曾慧, 等. 低声爆超声速飞机气动布局技术研究进展[J]. 航空工程进展, 2023, 14(4): 18-30.

SU Fengnian, ZHONG Ping, ZENG Hui, et al. Research progress of aerodynamic configuration technology of low sonic boom supersonic aircraft[J]. Advances in Aeronautical Science and Engineering, 2023, 14(4): 18-30. (in Chinese)

0 引言

飞机超声速飞行产生的声爆是一种特殊的气动声学现象,对人类、建筑/构筑物、陆地/海洋动物、邻近飞行器/车辆/船舶等都会产生不利影响,甚至可能会引发雪崩、滑坡等地质灾害^[1]。声爆严重制约了超声速客机的使用,“协和号”客机由于超声速飞行时地面声爆噪声太大而被禁止在陆地上空超声速飞行,由于油耗太高、经济性差以及安全问题而被迫在2003年停止使用。之后全球一直没有超声速客机运行。

近年来,由于旅客对更快旅行的需求以及超声速民用飞机潜在的巨大市场,以中小型超声速公务机为代表的新一代环保型超声速民用飞机研究出现了新的高潮;NASA-洛马公司联合研制的X-59低声爆技术验证机计划在2022年首飞^[2],并按计划进行飞行试验收集社区响应数据,为美国联邦航空局(FAA)和国际民航组织(ICAO)在2025年制定超声速飞行噪声标准提供参考和依据。新一代安静的环保型超声速民用飞机展翅蓝天的曙光已经出现。

为了研制低声爆超声速民用飞机,国外自20世纪中期就开展了大量声爆特性、危害及其抑制技术的研究^[1,3-7],国外研究的声爆抑制技术主要分为三类^[1]:1)通过飞机飞行方式抑制声爆,即利用声爆对飞行参数的敏感性,在飞行中根据飞机的具体性能特征选择最佳的飞行高度、马赫数、航迹角、飞行轨迹等,以实现地面声爆最小化的目的;2)通过添加能量、质量或实施控制抑制声爆,即利用发动机排气喷流、等离子体或聚焦激光、微波束等抑制声爆,这类方法需要消耗大量能量,增加重量或增大阻力,多为概念探索,尚未进入实用阶段;3)通过气动方法抑制声爆,即通过调节机翼平面形状、掠角、反角、发动机位置等措施优化气动布局抑制声爆,这是研究最多、实用价值最高、应用前景最广的方法,许多研究成果已经应用到新一代超声速民用飞机的设计上。

低声爆气动布局是新一代超声速民用飞机的关键。本文介绍了国外探索过的低声爆超声速飞机气动布局方法,总结了低声爆超声速飞机主要的气动布局形式,并展望了低声爆超声速飞机气动布局的未来发展趋势。

1 典型的低声爆气动布局方法

1.1 优化飞机体积与升力分布

通过改变飞机平面形状/构型可以优化飞机的体积分布和升力分布,体积和升力分布的改变又可以改变声爆波形,如延伸N波长度、减小小波幅或制造一种非N波(如平顶形波或斜坡形波),这样就能够降低声爆强度。

1.1.1 优化体积分布

由于声爆波信号的超压由飞行器的最大截面积决定,波信号形状由等效面积曲线的形状决定,根据G. B. Whitham^[8]、F. Walkden^[9]建立的等效体理论,通过仔细设计飞行器体积分布,减小最大截面积,可以控制声爆波形、抑制声爆强度。一些典型的声爆信号特征和改变飞机形状对声爆信号特征影响的情况如图1所示,可以看出:没有经过低声爆优化设计的超声速飞机,其体积和升力分布的结果一般都是在地面上产生N波;通过优化设计的超声速飞机,其体积和升力从机头到最大值处的等效面积分布得到优化而且波形光滑渐变,从而使声爆信号波形变成平顶形或斜坡形。H. W. Carlson等^[10]的研究表明,从平顶波变为斜坡波只需要在头部和最大值附近稍微改变等效面积。

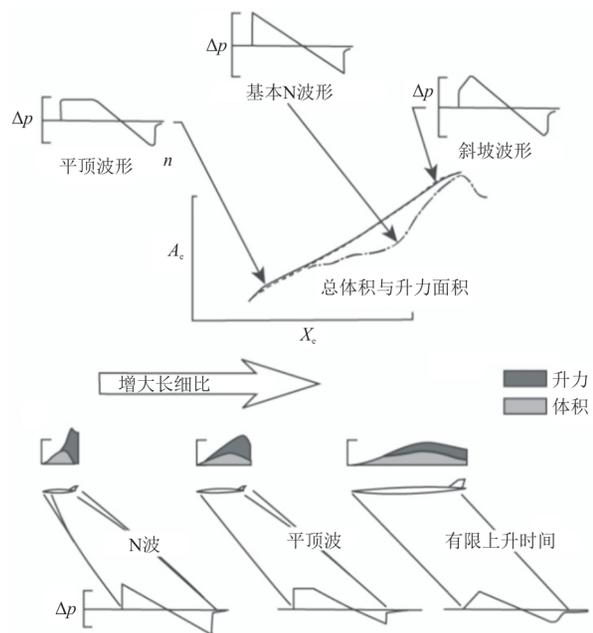


图1 声爆信号波形与飞行器面积变化的关系^[1,10]

Fig. 1 Relationship of signature shapes to vehicle area development^[1,10]

另外,为了减小飞机的超压,必须分散等效面积,以便增大长细比。图1下部分中,N波信号与等效面积分布有关,不规则/不均匀的等效面积分布产生经典的N波;当等效面积被平滑分布在较长的长度上,使得最大等效面积变小时,产生平顶信号,超压减小;继续在更长的范围内光滑地延展等效面积分布,且使最大等效面积更小,则将产生上升时间有限的准正弦波形信号。H. W. Carlson等^[10]的研究表明,要实现正弦波信号,则飞行器的长度要达到152 m量级或更长。

1.1.2 优化升力分布

通过优化升力分布也可以控制激波的强度和位置,从而减弱声爆强度。通过改变机翼平面形状、机翼厚度、机翼扭转、机翼弯度和反角等可以调节机翼的升力分布。

多种机翼构型及其超压与升力分布的关系示意图如图2所示,其中每一种机翼构型都代表了某种特殊的机翼激波系——如交叉、弯曲、垂直间隔激波。L. W. Hunton^[11]研究了各种激波系的组合,除了这些对称的构型之外,还研究了具有弯曲翼型的箭形机翼和具有 $\pm 10^\circ$ 反角的三角形机翼。

这些机翼在只有简单机体情况下测得的超压特性如图2(b)所示,其中给出了12个机翼在4个机体长度位置上由机翼产生的最大峰值超压与升力系数的关系(Ma 为1.4)。图中标示的数字,除了标识曲线外,还表明了升力系数大致为0.15的过渡飞行中,超压从最高水平过渡到最低水平的情况。图2(b)中的对比简略地概括了当时预测的几种机翼声爆特性的好坏情况。

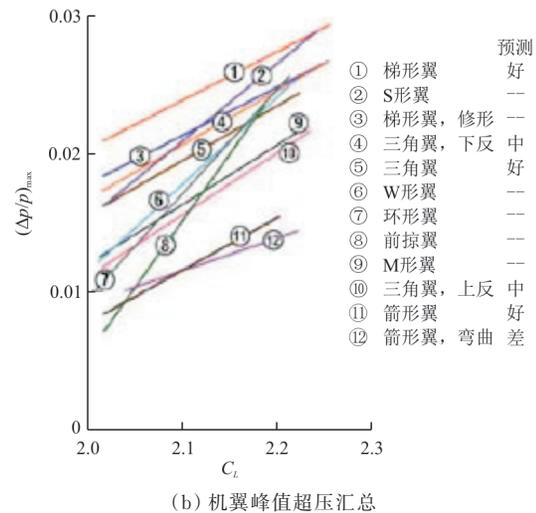
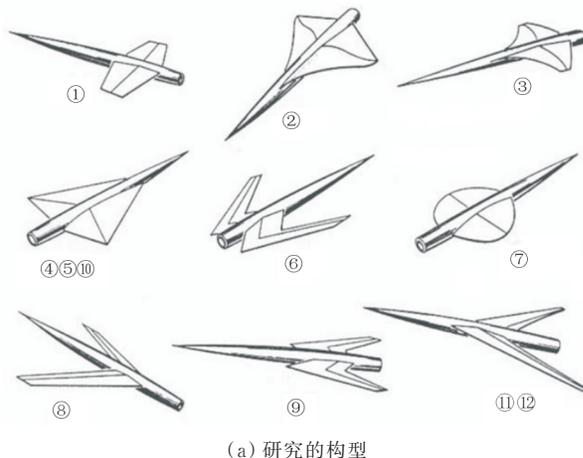


图2 机翼构型对声爆的影响($Ma=1.4, h/l=4$)^[11]

Fig. 2 Influence of wing configurations on sonic boom ($Ma=1.4, h/l=4$)^[11]

通过对上述众多机翼构型的研究发现:前缘弯曲的箭形机翼在较高升力下具有优势;三角翼构型的机翼上反角对降低超压的效果非常明显;升力对超压影响的变化非常大^[11]。

另外,升力和体积对有效面积分布的贡献是叠加的,因此,为了获得优化的结果,需要对两种贡献进行优化。

1.2 改变机翼掠角

采用变后掠或变前掠机翼对于抑制声爆也有效果。湾流公司采用变后掠机翼的超声速公务机(SSBJ)概念图如图3所示,该机在超声速巡航时采用大后掠角飞行,这时飞机的等效面积更平滑,激波强度较低,因此声爆较弱;在低速飞行时,为了提高升力和升阻比,采用较小的后掠角。

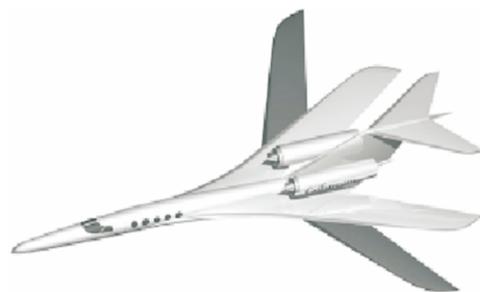


图3 湾流公司的变后掠超声速公务机(SSBJ)概念图^[12]

Fig. 3 Gulfstream's variable sweepback wing supersonic business jet (SSBJ) concept^[12]

日本航空航天探索局(JAXA)研究了变前掠机翼对超声速公务机和小型超声速运输机声爆的影响^[1,13],研究的飞机性能要求为:巡航速度 Ma 为 1.8~2.2,最小航程 6 482 km,载荷为 2 名机组乘员 + 8 名乘客,跑道长度 2 134 m,声爆强度 14.35~23.90 Pa。采用的气动布局有两种形式:箭形机翼布局 and 变前掠机翼布局,如图 4 所示。S. Horinouchi^[13]的研究结果表明,变前掠机翼能够有效抑制声爆,适合 SSBJ 构型。

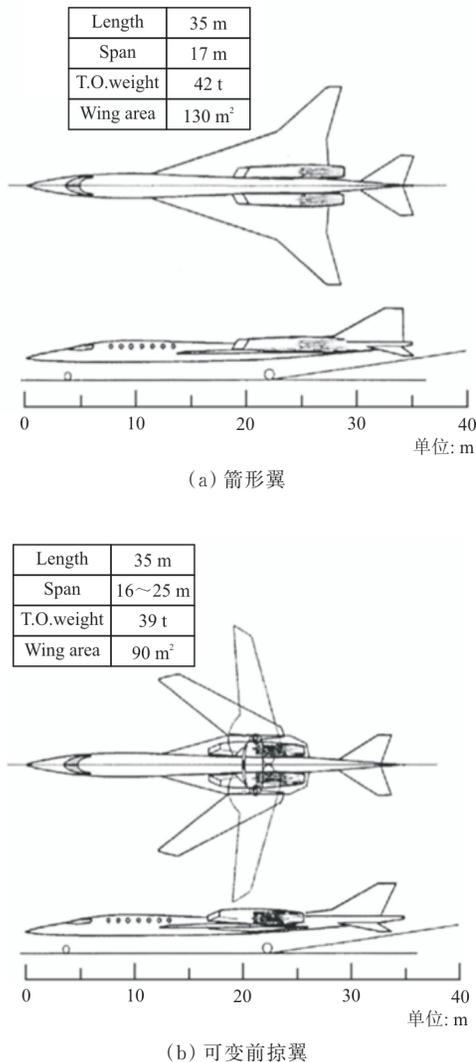


图 4 日本航空航天探索局研究的两种超声速飞机布局^[1]
Fig. 4 Japan Aerospace Exploration Agency's two supersonic aircraft configurations^[1]

1.3 利用机翼上反角

声爆抑制不仅要降低飞机正下方的声爆水平,还要降低地面轨迹横侧方向上直至截止点范

围内的声爆水平。H. W. Carlson 等^[14]的研究表明,机翼上反角对降低轨迹上和轨迹之外位置的声爆都是有效的,如图 5 所示,其中 1 ft=0.304 8 m, 1 Lbs≈0.453 2 kg。

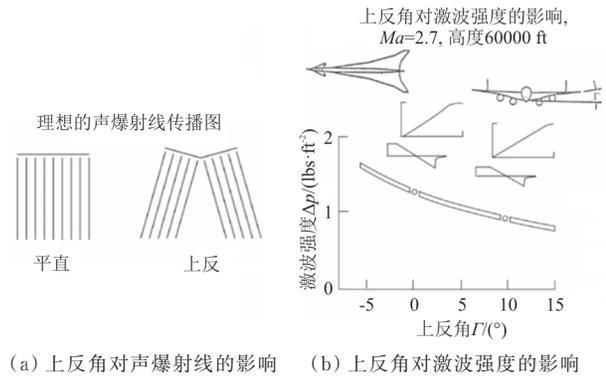


图 5 机翼上反角对减弱声爆的影响^[1,14]
Fig. 5 Influence of dihedral on boom reduction^[1,14]

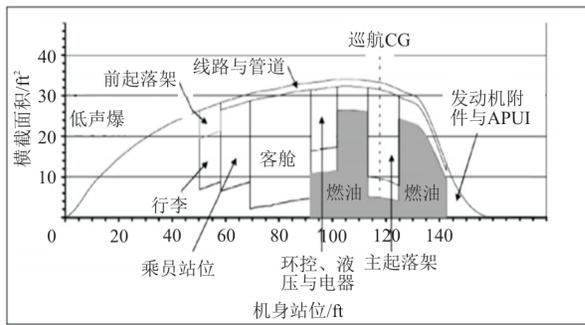
从图 5 可以看出:机翼上反角是一个极其重要的设计考虑因素。上反角为 0°时在轨迹上产生的激波强度约为 59.8 Pa,增大上反角至约 9.5°,相当于延长机翼总长度约 12 m,引起轨迹上的激波强度降低 28%。继续增大上反角将获得更大益处,但是,随着机翼上反角增大,也增强了飞机的滚转—偏航耦合效应,这将导致飞机的稳定性问题,因此,必须要解决具有大上反角机翼的滚转—偏航耦合问题。

对于上反角为 10°~15°的三角翼飞机^[1],预测轨迹上的声爆水平减弱幅度为 18%~28%,并且向外直至约横向截止距离的 1/3 处持续有效,但随着横向距离的增大其降幅减小。

1.4 采用长细机身

机身设计对抑制声爆和最小化波阻具有重要的限制作用。机身设计的基本理论基于超声速面积率和惠特科姆理论,分别用于最小化波阻和声爆强度。通过改进飞机的长细比可以有效减小波阻,将飞机构型外形调整为 Sear Haack 体并使表面曲线光滑可进一步减小波阻^[15-16]。根据 Seebass-George-Darden(SGD)理论,修改机身可以减弱声爆强度^[15,17]。

机身设计需要合理安排内部各部分排列,以形成面积律机身。典型的机身体积构成如图 6 所示。

图6 典型的机身体积构成示意图^[15,18]Fig. 6 Schematic diagram of typical fuselage volume composition^[15,18]

从图6可以看出:主客舱和机身油箱体积是两个主要的部分,对机身体积分布具有重要影响,需要仔细设计。目前,典型的SSBJ客舱设计是容纳8~12人,在人数一定的情况下,客舱大小与舒适性要求有关,舒适性要求又与航程有关,一般航程越远,飞行时间越长,乘客对舒适性的要求越高,则要求客舱越大。P. A. Henne^[19]的布局研究表明,很难在45 t量级的SSBJ飞机^[15]中集成大直径的客舱。根据SGD理论,要在低声爆机身中集成大直径的客舱非常具有挑战性,可能的方法是将圆形机身截面改为椭圆形或双泡型^[15]。

1.5 采用抑波锥

抑波锥的设计目标是在机头等部位安装细长的针状锥形物,通过锥形物的作用,使激波发生改变,从而达到减弱声爆强度的目的。

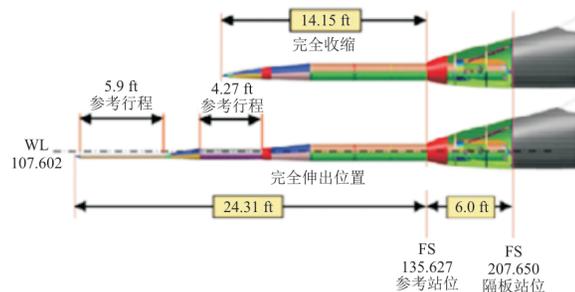
1) 湾流公司和NASA联合研制的静音锥

美国湾流公司和NASA联合研制的静音锥(Quiet Spike)是在飞机头部安装可伸缩细长锥^[20],通过静音锥的多个伸缩段产生系列弱激波,这些弱激波不汇聚成N波,而是平行地传到地面。当静音锥安装到低声爆设计构型上时,它能提供合适的等效面积分布,这种分布将在地面上产生修形的声爆信号,这种修形后的声爆信号的初始部分为斜坡形而不是突升的N波。

2004年4月—2007年2月,湾流公司和NASA德莱顿飞行研究中心联合实施了一项飞行试验计划。利用安装静音锥的NASA F-15B飞行研究机(如图7所示)进行飞行试验^[1,20],在研究机的上下左右各个方向进行了32次近场探针测量,测量范围为距飞机约29~192 m。飞机的飞行速度 Ma 为1.4,飞行高度为12 192 m。飞行试验确认了静音锥空气动力修形理论。



(a) 装有完全伸出的静音锥准备SMI试验的NASA F-15B#836



(b) 静音锥几何形状



(c) NASA F-15B#836第一次飞行



(d) NASA F-15B#836第一次静音锥伸出

图7 安装在NASA F-15B飞行研究机上的静音锥^[20]Fig. 7 The Quiet Spike adapted to the NASA F-15B research aircraft^[20]

在证明静音锥对低声爆飞行器具有显著作用的基础上,湾流公司提出了安装静音锥的超声速飞机概念,并得到了其声爆信号特征^[1,21-22],如图8

所示,其中 1 in=2.54 cm,可以看出:静音锥对声爆信号的改变很明显,信号初始部分明显为斜坡型。

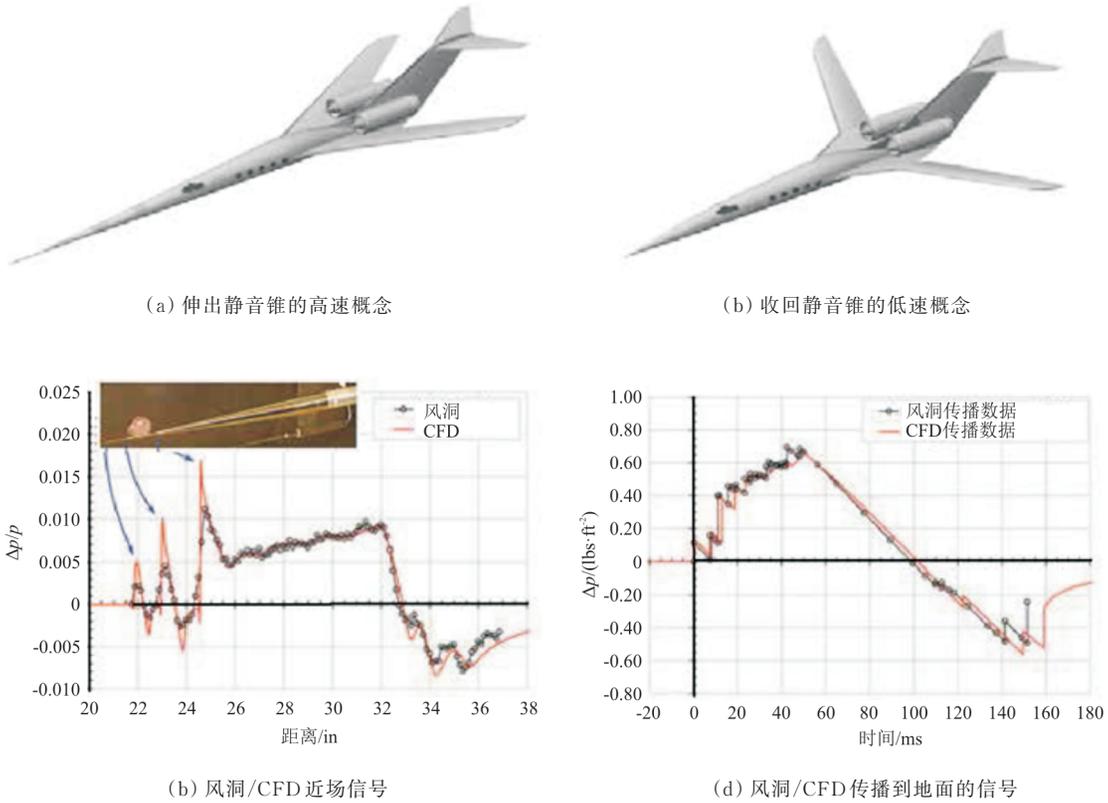


图8 使用静音锥的湾流超声速商用喷气式飞机概念^[21]
 Fig. 8 A Gulfstream supersonic business jet concept employing Quiet Spike^[21]

近年来,NASA 阿姆斯特朗飞行研究中心还利用 F-15 进行飞行试验,验证将安装在 X-59 低声爆技术验证机的头部探针。

2) 超级马赫公司的抑波针

英国超级马赫(HyperMach)公司在其提出的“声速星”飞机的机头、发动机进气道和翼梢等不同位置,设置了长短不一的抑波针(如图9所示)。飞机在超声速飞行时,这些抑波针放电产生等离子流场,通过等离子流场对激波的主动控制,可以抑制声爆,并减小空气阻力。这种抑波针与NASA的静音锥相比,直径小得多,还有发射等离子体的功能,控制激波和降噪效果更为显著,而且设置的部位不仅局限于机头,还可以安装在机翼翼梢、发动机进气道等位置。

超级马赫公司称,抑波针的研究从2008年开始,在2011年取得了实质性进展。N. Guy^[23]的试

验结果表明,这些抑波针产生的可控等离子流,不仅可以减弱声爆,还能改变激波波形,对抑制声爆有效。



图9 超级马赫公司“声速星”概念图^[23]
 Fig. 9 HyperMach “Sonic Star” concept^[23]

1.6 机翼上方安装发动机

由于超声速巡航飞机机翼体积和升力、尾翼、后机身、发动机及其尾流都对声爆N波后半部分激波产生影响,因此声爆后半部分激波的抑制比

较困难。发动机的位置及其尾流对 N 波后半部分激波具有重要影响。D. Howe^[24]的研究表明,在机翼上方安装发动机可以部分屏蔽进气道激波,从而影响激波聚集,改变声爆波形,抑制声爆。因此,近年来的多个超声速飞机概念都采用了机翼上方安装发动机的方式(如图 10 所示)。



(a) 波音公司低声爆验证机方案



(b) 洛马公司 X-59 低声爆技术验证机

图 10 机翼上方安装发动机的超声速飞机方案^[25-26]

Fig. 10 Supersonic aircrafts with engine installed above the wing^[25-26]

X-59 低声爆技术验证机^[26]不仅将发动机置于机翼上方,还将环控系统(ECS)进气口/排气口创新性地放置在机翼顶部,以防止 ECS 的排气与飞机底部激波相互作用,从而降低声爆到达地面的强度。

1.7 气动布局方法小结

根据低声爆气动方法对飞机总体布局影响的程度,可将其分为两类^[27]:

1) 小改形方法,包括:调整配平/尾部载荷、调整机翼上反角、改变机身曲面度、外侧机翼后掠、增加机翼面积、安装静音锥等。

2) 中等改形方法,包括:改变机翼平面形状、采用鸭翼/三面翼布局、改变机身长度、机翼上安装发动机、利用面积/升力分布改变前激波形状等。

在低声爆超声速飞机的大量研究中,得到了许多具有参考价值的结果,形成了一些关于降低超声速飞机声爆方法具有实践意义的认识。波音公司在高速民用运输机(HSCT)低声爆概念研究中总结出了一些可在实践中参考的研究结果^[28]。

1) 抑制声爆潜力较大的方法是通过调整机翼平面形状和尺寸来优化升力分布,包括:(a)增大机翼尺寸,减小机翼翼载;(b)增大机翼前缘后掠角和/或减小翼展,减小机翼展弦比。

2) 机翼上反角具有减弱声爆的潜力,但必须了解其对气动性能和结构的不利影响,并使不利影响最小。

3) 虽然有的改形非常有利于减小声爆,但却加重了飞机低速性能、起飞跑道长度和社区噪声等方面的问题。

4) 既要保证飞机性能不损失,又要降低声爆,这将严重限制可采用的降低声爆的措施。有些措施虽然能够有效降低声爆,但可能会为此付出损失飞行性能的代价。

5) 凡是能够降低机翼载荷的结构和推进方面的技术进步,都能够直接转化为降低声爆的效果。

2 低声爆飞机气动布局形式

2.1 探索中的低声爆飞机布局

国外综合利用各种声爆抑制方法开展了大量的低声爆飞机气动布局研究,D. J. Maglieri^等^[1]给出了一些典型的低声爆飞机气动布局方案,如图 11 所示,虽然这些布局方案大多只停留在概念探索阶段,但为实用型低声爆飞机积累了理论和经验。20 世纪 90 年代以前,主要针对大型超声速运输机进行布局研究,如美国 NASA、波音、道格拉斯等研究的部分大型超声速运输机布局^[1,29]如图 12 所示;20 世纪 90 年代以后,主要针对中小型超声速公务机开展布局研究,美国 NASA^[30-32]、洛马^[2,26]、波音^[26,32]、湾流^[1,12]、博姆(Boom)^[33-35]、斯派克(Spike)^[36-37]、埃里昂(Aerion)^[36-37]、超声速宇航国际(SAI)^[36-37]、俄罗斯中央航空流体动力研究院(TsAGI)、苏霍伊、图波列夫^[38-39]、英国超级马赫(HyperMach)^[23]、维珍银河^[40]、法国达索^[38]、日本航空航天探索局(JAXA)^[13,41]等提出了大量中小型超声速公务机方案,如图 13 所示。这些方案体现了新一代超声速飞机气动布局的典型形式。



图 11 探索过的一些具有抑制声爆作用的飞机布局^[1,11]
 Fig. 11 Some aircraft configurations explored to suppress sonic boom^[1,11]

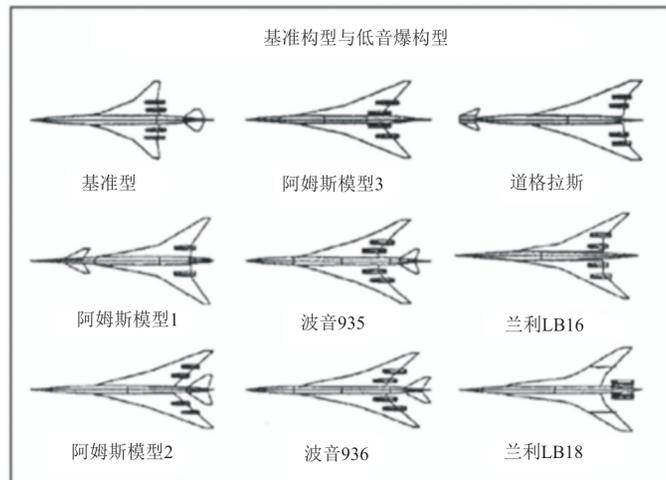


图 12 美国 NASA 兰利、阿姆斯中心,波音、道格拉斯公司研究的大型超声速运输机布局图 (300座级,约束条件:跑道长度 3 658 m)^[1,19]
 Fig. 12 Large supersonic transport configurations by NASA Langley, Ames Centers, Boeing and Douglas (300-class passengers, constrain: runway 3 658 m)^[1,19]

图 13 新一代环保型超声速飞机布局图^[35]Fig. 13 New generation environmentally friendly supersonic aircraft configurations^[35]

目前,超声速公务机正在向实用机型推进。洛马公司与 NASA 联合研制的 X-59 验证机计划在 2022 年实现首飞,洛马公司已着手在 X-59 验证机的基础上研制 40 座级超声速客机^[42],该机巡航速度 $Ma=1.8$,目标航程 9 630 km,声爆强度小于 80 PLdB(如图 13(a)所示);博姆公司将在 XB-1 验证机的基础上研制 65~88 座的“序曲”(Overture)超声速客机^[35],该机巡航速度 $Ma=1.7$,航程为 7 870 km,计划将在 2026 年首飞,2029 年投入运营(如图 13(b)所示)。一旦 FAA 和 ICAO 根据 X-59 验证机试飞数据制定并颁布新的超声速飞机适航标准,洛马、博姆公司的新一代环保型超声速客机将率先投入运营。

2.2 主要气动布局形式及其特性

根据国外研究的超声速飞机气动布局^[1,4,39,43-47],可将低声爆飞机气动布局分为 4 种主要形式:三角翼布局、可变后掠翼布局、斜置翼布局和双向飞翼布局。

从目前面世的低声爆超声速民用飞机方案来看,不论是 20 世纪 90 年代之前的大型超声速运输机(如图 12 所示),还是当前的新一代环保型低声爆客机,三角翼布局是采用最多的气动布局形式(如图 13(a)~图 13(j)所示)。之所以采用三角翼布局,是因为其能够较好地兼顾超声速巡航和低速起降阶段的性能要求,并且在“协和”和图-144 第一代超声速客机上得到了成功应用,在现阶段

比较容易实现,风险较小。为了增加低速时的升力、提高俯仰操纵性,有些三角翼布局还带有鸭翼(如图13(a),图13(d)~图13(f),图13(h),图13(j),图13(k)所示);为了优化起降阶段和低速飞行的性能,有些布局将三角翼设计成内外两段机翼,内段翼的前缘后掠角较大,外段翼较小(如图13(e),图13(f)所示);有些布局将三角翼前缘线设计成S形,如X-59(如图13(a)所示)、博姆“序曲”(如图13(b)所示)。

可变后掠翼布局可以兼顾超声速民用飞机低速飞行和超声速巡航对机翼后掠角和展弦比的不同要求,在起降和低速飞行阶段,采用较小的后掠角,展弦比大,升力大;在超声速巡航阶段,采用大后掠角,可减小激波强度和波阻,从而降低声爆和提高巡航性能。美国湾流公司设计的一款超声速公务概念机就采用了该布局(如图3所示),俄罗斯的图-344超声速公务机也采用了这种布局(如图13(g)所示)。但是,变后掠机翼结构设计困难,增加飞机重量,对追求高经济性的中小型客机不太适合。

斜置翼布局^[1,15,39,48-49]在超声速巡航时两侧机翼分别向前和向后转向,形成前掠翼和后掠翼(如图14所示),可有效降低波阻,同时,可将两翼连接成整块机翼,并由中央转向机构控制转向。相比于可变后掠翼,斜置翼布局能减小机翼设计和转向机构的结构重量,具有低阻力、低结构重量、低机场噪声、较好的亚声速飞行效率和超声速巡航性能的优点。但是,斜置翼布局由于其固有的非对称性存在纵向和横向稳定性等问题,至今未见实用机型。

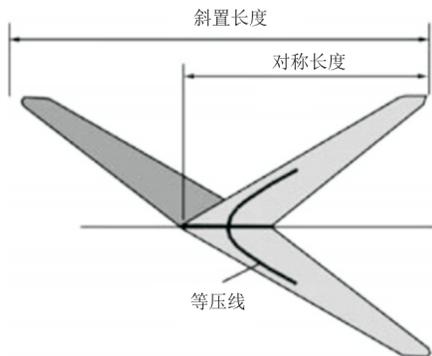


图14 斜置翼示意图^[15]

Fig. 14 Schematic diagram of oblique wing^[15]

双向飞翼布局^[1,39,50]是一种新颖的超声速飞机布局形式,通过在低速和超声速巡航时转变飞行方向,来达到兼顾低速和超声速巡航时气动性能的目的(如图11(g)所示)。该布局以大展弦比状态进行起飞和着陆,而在超声速巡航飞行时,飞翼水平旋转90°,以小展弦比状态进行超声速飞行。此外,在巡航状态下,该布局的升力分布沿飞行轴向较为均匀,有效改善了声爆等效截面积分布,具有低声爆的特点。但是,双向飞翼布局存在由低速飞行到超声速飞行转向的关键问题。

除了上述4种主要低声爆飞机气动布局形式以外,研究者还探索过多机翼布局、前掠翼布局、环形翼布局等(如图11所示),波音公司的N+3代超声速飞机概念表现出翼身融合的特征(如图13(k)所示)。

3 发展展望

随着航空技术的发展和人类对更高速飞行需求的日益增强,世界航空强国正在向超声速甚至高超声速民用飞机的目标迈进^[4,45-46],新一代超声速民用飞机的发展呈现以下趋势:新概念低声爆超声速飞机布局概念将不断涌现;复杂超声速客机外形的气动/综合优化设计方法广泛使用,声爆水平将不断降低;开展大量飞行试验以收集声爆对社区影响的数据,陆上超声速飞行声爆等级标准将在不久的将来制定;小型超声速公务机是当前研究的重点,也将是未来首先投入使用的超声速商用飞机;声爆预测技术向更高精度和更高可信度方向发展。随着超声速飞机声爆水平的降低、声爆适航等级标准的制定,未来更加先进的商用超声速飞机必将展翅蓝天。

三角翼布局具有兼顾高低速气动性能、成熟度高、风险较低等优点,表现出良好的应用前景;可变后掠翼、斜置翼和双向飞翼等布局虽然在低声爆飞机宽速域高效气动性能方面具有潜力,但由于其固有的问题离实用还有差距,有待进一步研究和发展。

要满足新一代超声速民用飞机的经济性、环保性方面的要求还面临许多挑战,声爆抑制及其预测、低声爆低阻气动布局与综合优化是重要的挑战^[44,47]。为了应对这些挑战,需要综合应用多种技术^[4,39,43]。目前看来,以下技术具有发展潜力并

有待进一步研究:

1) 转折鸭翼:在高速飞行时收起,低速飞行时打开,用于控制配平和稳定性,降低阻力和声爆强度。

2) 斜置翼与机身:在飞行过程中可绕单枢轴调节机翼斜置角,以更好地适应高低速时的最佳机翼掠角,降低飞机重量。

3) 变后掠外翼段:使用枢轴或其他机械系统改变机翼外翼段后掠角,以更容易平衡低速起飞、高速阻力和低声爆之间的要求,并且与改变整个机翼后掠角相比结构重量更轻。

4) 升力分布控制:通过调整部分构型/控制升力面,以控制升力、减小阻力、降低噪声。

5) 构型外形优化:通过采用先进的多学科优化(MDO)技术,优化构型外形,使前后激波强度达到可接受的程度,飞机声爆强度达到 70 PLdB 的水平。

6) 超声速层流控制:通过在飞机表面分布粗糙元,产生与横流扰动相位不同的声扰动,在后掠翼上保持层流,在较高马赫数时提高升阻比;采用缝隙抽吸、多孔吸气、表面冷却等方法增大层流面积,减小摩擦阻力,降低飞机重量。

7) 抑波锥:采用可伸缩的细长锥体,在超声速巡航时伸出以增加飞机的有效长度,降低声爆,在着陆时收起。

8) 先进发动机技术:采用更小、更轻的先进变循环涡扇发动机,减小飞机体积和重量,以满足机场的噪声要求;采用低噪声、高性能发动机喷管,在不大幅损失性能和增加重量的情况下满足噪声和效率要求;采用矢量喷管,在巡航过程中稍向下偏转,以减弱后体激波,避免对飞机构型过于严苛的限制。

9) 多学科优化设计与分析环境:在声爆预测软件、SSBJ飞机多学科优化设计软件的基础上,形成集成的多学科优化设计与分析环境,以消除设计环境与软件性能障碍,提高设计效率,优化低声爆构型,实现低声爆目标。

4 结束语

本文针对低声爆超声速飞机气动布局的方法与形式进行了综述。总结了通过优化飞机体积与升力分布、改变机翼掠角、利用机翼上反角、采用

长细机身、采用抑波锥、在机翼上方安装发动机方法抑制声爆方面的研究成果;介绍了探索中的多种低声爆气动布局形式,并分析了三角翼布局、可变后掠翼布局、斜置翼布局和双向飞翼布局 4 种主要布局形式的利弊;展望了低声爆超声速飞机气动布局技术的未来发展趋势。

新一代环保型超声速民用飞机气动布局需要综合应用多种技术和方法,以获得最佳的气动和噪声效益。三角翼布局因其高低速气动性能均较好、风险较低,表现出良好的应用前景,应重点研究和发展。

参考文献

- [1] MAGLIERI D J, BOBBITT P J, PLOTKIN K J, et al. Sonic boom: six decades of research: NASA/SP-2014-622 [R]. US: NASA, 2014.
- [2] 石峰. NASA 计划 X-59 静音超声速技术验证机 2022 年首飞[EB/OL]. [2022-05-13]. <https://mp.weixin.qq.com/s/6VL9i0JQDGwpD8jAVVIRFA>.
SHI Feng. NASA planed to carry out the first flight of X-59 quiet supersonic technology demonstrator[EB/OL]. [2022-05-13]. <https://mp.weixin.qq.com/s/6VL9i0JQDGwpD8jAVVIRFA>. (in Chinese)
- [3] MAGLIERI D J. A compilation and review of supersonic business jet studies from 1963 through 1995: NASACR-2011-217[R]. US: NASA, 2011.
- [4] SUN Y, SMITH H. Review and prospect of supersonic business jet design [J]. Progress in Aerospace Sciences, 2017, 90: 12-38.
- [5] KANE E J, SIGALLA A. Effect of sonic boom on supersonic transport design and performance [C]// Fifth Conference on Applied Meteorology of the American Meteorological Society, Atmospheric Problems of Aerospace Vehicles. Atlantic City, NJ: AIAA, 1964.
- [6] FERRI A. Airplane configurations for low sonic boom: NASA-SP-255[R]. US: NASA, 1970.
- [7] GRAHAM P D, BOCCADORO C. Origins and overview of the shaped sonic boom demonstration program [C]// 43rd AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. US: AIAA, 2005: 1-5.
- [8] WHITHAM G B. The flow pattern of a supersonic projectile [J]. Communications on Pure and Applied Mathematics, 1952, 3: 301-348.
- [9] WALKDEN F. The shock pattern of a wing-body combination, far from the flight path [J]. Aero Quarterly, 1958, 7: 164-194.
- [10] CARLSON H W, MCLEAN E F, SHROUT B L. A Wind tunnel study of sonic boom characteristics for basic and

- modified models of a supersonic transport configuration: NASA-TM-1236[R]. US: NASA, 1966.
- [11] HUNTON L W. Current research in sonic boom; NASA-SP-180[R]. US: NASA, 1968.
- [12] JOE S. Recent sonic boom propagation studies at gulfstream aerospace: AIAA-2009-3388[R]. US: AIAA, 2009.
- [13] HORINOUCI S. Conceptual design of a low sonic boom SSBJ: AIAA-2005-1018[R]. US: AIAA, 2005.
- [14] CARLSON H W, BARGER R L, MACK R J. Application of sonic boom minimization concepts in supersonic transport design: NASA-TN D-7218[R]. US: NASA, 1973.
- [15] SUN Yicheng, HOWARD S. Review and prospect of supersonic business jet design[J]. Progress in Aerospace Sciences, 2017, 90: 12-38.
- [16] HORINOUCI S. Conceptual design of a low boom SSBJ: AIAA-2005-1018[R]. Reno, Nevada: AIAA, 2005.
- [17] LI W, SHIELDS E, LE D. Interactive inverse design optimization of fuselage shape for low-boom supersonic concepts [J]. Journal of Aircraft, 2008, 45(4): 1381-1397.
- [18] ARONSTEIN D C, SCHUELER K L. Two supersonic business aircraft conceptual designs with and without sonic boom constraint[J]. Journal of Aircraft, 2005, 42(3): 775-786.
- [19] HENNE P A. Case for small supersonic civil aircraft [J]. Journal of Aircraft, 2005, 42(3): 765-774.
- [20] COWART R, GRINDLE T. An overview of the Gulfstream/NASA quiet SpikeTM flight test program: AIAA-2008-0123[R]. US: AIAA, 2008.
- [21] HODGE M. Quiet spike (TradeMark) flight-testing [R]. US: AIAA, 2007.
- [22] HOWE D C, SIMMONS F, FREUND D. Development of the Gulfstream quiet spike for sonic boom mitigation: AIAA-2008-0124[R]. US: AIAA, 2008.
- [23] GUY N. HyperMach details plans for mach 4-plus bizjet [J]. International Aviation, 2012, 12: 69.
- [24] HOWE D. Engine placement for sonic boom mitigation: AIAA-2002-0148[R]. US: AIAA, 2002.
- [25] 王元元. 波音和洛马披露超声速概念方案细节[J]. 环球飞行, 2014(6): 54-55.
WANG Yuanyuan. The low-boom supersonic concepts[J]. World Flight, 2014(6): 54-55. (in Chinese)
- [26] 全球航空资讯. 美国X-59静音超声速飞机项目发展简述[EB/OL]. [2022-05-13]. <https://mp.weixin.qq.com/s/SjaevCpy7A6mXbOYHuytHQ>.
Global Aviation Information. Brief introduction to the development of American X-59 quiet supersonic aircraft project [EB/OL]. [2022-05-13]. <https://mp.weixin.qq.com/s/SjaevCpy7A6mXbOYHuytHQ>. (in Chinese)
- [27] MORGENSTERN J M. Potential for sonic boom reduction of the 2.4 H5085 arrow wing HSCT: NASA-CP-1999-209520[R]. US: NASA, 1999.
- [28] HAGLUND G T. Potential for sonic boom reduction of the Boeing HSCT[R]. US: NTRS, 1999.
- [29] BAIZE D G, MCELROY M O, FENBERT J A, et al. A performance assessment of eight low boom, high speed civil transport concepts: NASA-CP-1999-209699 [R]. US: NASA, 1999.
- [30] JONES T. NASA's quiet supersonic aircraft [R]. US: NASA, 2017.
- [31] MORGENSTERN M J, STELMACK M, JHA D P. Advanced concept studies for supersonic commercial transports entering service in 2030-35 (N+3) : AIAA-2010-5114 [R]. US: AIAA, 2010.
- [32] MORGENSTERN M J, NORSTRUD N, MARCS, et al. Final report for the advanced concept studies for supersonic commercial transports entering service in the 2030 to 2035 period, N+3 supersonic program: NASA-CR-2010-216796[R]. US: NASA, 2010.
- [33] WIKIPEIA H. Boom technology[EB/OL]. (2018-07-11) [2022-05-13]. <https://www.flying.com/boom-supersonic-passenger-aircraft-emerges>.
- [34] E通航. 博姆超声速公司XB-1验证机或于2022年首飞[EB/OL]. [2022-05-13]. <https://mp.weixin.qq.com/s/t-qbhVcKAspGZKeFV03SxQ>.
Generation Aviation E. Boom supersonic XB-1 demonstrator may fly for the first time in 2022[EB/OL]. [2022-05-13]. <https://mp.weixin.qq.com/s/t-qbhVcKAspGZKeFV03SxQ>. (in Chinese)
- [35] 航空微读. 超音速飞机来了[EB/OL]. [2022-05-13]. <https://xw.qq.com/cmsid/20220514A0170300>.
Hangkwd. The supersonic aircraft is coming [EB/OL]. [2022-05-13]. <https://xw.qq.com/cmsid/20220514A0170300>. (in Chinese)
- [36] 航空制造网. 国外超音速民用飞机发展浅析[EB/OL]. [2022-05-13]. <http://www.thaecc.com/page/71918/article-id/70031.html>.
Aviation Manufacturing Network. Brief analysis on the development of supersonic civil aircraft abroad [EB/OL]. [2022-05-13]. <http://www.thaecc.com/page/71918/article-id/70031.html>. (in Chinese)
- [37] 航空工业信息网. Spike宇航公司超声速缩比试验机SX-1.2成功首飞[EB/OL]. [2022-05-13]. <http://www.comac.cc/xwzx/cyzz/201710/14/t20171014-5755420.shtml>.
AeroInfo. Spike Aerospace's scaled supersonic demonstrator SX-1.2 fly for the first time successfully[EB/OL]. [2022-05-13]. <http://www.comac.cc/xwzx/cyzz/201710/14/t20171014-5755420.shtml>. (in Chinese)
- [38] CHUDOBA B, OZA A. What price supersonic speed? -an applied market research case study-part2[J]. The Aeronautical Journal, 2008, 112: 219-231.
- [39] 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,

- 37(4): 620-632.
- 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, 37(4): 620-632. (in Chinese)
- [40] 天文在线. 维珍银河公司正研制超音速飞机[EB/OL]. [2022-05-13]. <https://k.sina.cn/article-1808449333-6bcabf3502700r2wg.html?from=science>.
- Zaixian Tianwen. Virgin Galactic is developing supersonic aircraft [EB/OL]. [2022-05-13]. <https://k.sina.cn/article-1808449333-6bcabf3502700r2wg.html?from=science>. (in Chinese)
- [41] SAKATA K. Japan's supersonic technology and business jet perspectives: AIAA-2013-0021[R]. US: AIAA, 2013.
- [42] 张启军, 李明. 洛马静音超声速客机方案分析[EB/OL]. [2022-05-13]. <https://mp.weixin.qq.com/s/5utCPDNB-KddGVxrQGE5V7w>.
- ZHANG Qijun, LI Ming. Scheme analysis of loma silent supersonic airliner [EB/OL]. [2022-05-13]. <https://mp.weixin.qq.com/s/5utCPDNB-KddGVxrQGE5V7w>. (in Chinese)
- [43] 王妙香. 2019年度国外民机总体气动技术综述[J]. *航空科学技术*, 2020, 31(8): 1-8.
- WANG Miaoxiang. Overview of civil aircraft's aerodynamic technology in 2019 [J]. *Aeronautical Science & Technology*, 2020, 31(8): 1-8. (in Chinese)
- [44] 徐悦, 韩忠华, 尤延铖, 等. 新一代绿色超声速民机的发展现状与挑战[J]. *科学通报*, 2020, 65(2/3): 127-133.
- XU Yue, HAN Zhonghua, YOU Yancheng, et al. Research progress and development trends of U. S. supersonic business jet [J]. *Science Bulletin*, 2020, 65(2/3): 127-133. (in Chinese)
- [45] 朱自强, 兰世隆. 超声速民机和降低声爆研究[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)
- [46] 陈黎, 杨新军. 美国超声速公务机研究进展与发展趋势[J]. *航空科学技术*, 2014, 25(1): 11-15.
- CHEN Li, YANG Xinjun. Research progress and development trends of U. S. supersonic business jet [J]. *Aeronautical Science & Technology*, 2014, 25(1): 11-15. (in Chinese)
- [47] 钱战森, 韩忠华. 声爆研究的现状与挑战[J]. *空气动力学学报*, 2019, 37(4): 601-620.
- QIAN Zhansen, HAN Zhonghua. Progress and challenges of sonic boom research [J]. *Acta Aerodynamica Sinica*, 2019, 37(4): 601-620. (in Chinese)
- [48] SIMS A G, CURRY R E. Flight characteristics of the AD-1 oblique-wing research aircraft: NASA-TP-2223 [R]. US: NASA, 1985.
- [49] LI P, SEEBASS R, SOBIECZKI H. The sonic boom of an oblique flying wing: CEAS/AIAA-95-107 [R]. US: AIAA, 1995.
- [50] ESPINAL D, IM H, LEE B, et al. Supersonic bi-directional flying wing, part II conceptual design of a high speed civil transport: AIAA-2010-1393 [R]. US: AIAA, 2010.
- 作者简介:**
- 苏冯念(1967—),男,学士,正高级工程师。主要研究方向:飞行器发展,科技信息。
- 钟 萍(1964—),女,学士,正高级工程师。主要研究方向:高超声速技术,科技信息。
- 曾 慧(1972—),女,硕士,高级工程师。主要研究方向:高超声速技术,科技信息。
- 罗月培(1977—),女,硕士,高级工程师。主要研究方向:空气动力学,科技信息。
- 陈喜兰(1973—),女,硕士,副研究员。主要研究方向:计算流体动力学,科技信息。
- 郭楚微(1994—),女,硕士,研究实习员。主要研究方向:航空发动机,科技信息。

(编辑:丛艳娟)