

一种小展弦比高升力飞机的气动布局研究

宋文骢, 谢品, 郑遂, 李玉璞

(成都飞机设计研究所, 成都 610041)

[摘要] 针对未来歼击机隐身、高机动和超声速巡航的特点, 分析了主要的设计矛盾, 并且就亚跨声速升阻特性、低速大迎角特性和超声速阻力特性等若干设计问题提出了具体的解决方案。作者认为, 深入研究流动机理, 挖掘现有气动力措施的应用潜力, 发展新的设计概念, 采用相应的总体与控制措施, 在众多的设计点之间权衡折衷取舍, 有可能全面达到设计目标。

[关键词] 气动布局; 超声速巡航; 隐身; 过失速机动

1 前言

未来战斗机除了具备近代先进战斗机的中低空机动性外, 还要具备超声速巡航能力, 以及过失速等非常规机动能力; 同时, 隐身特性也是一个需要重点考虑的因素^[1]。因此, 未来战斗机的气动布局, 要在满足外形隐身约束条件的前提下, 尽可能降低其超声速阻力, 改善最大升力特性和大迎角下的稳定性、控制性, 同时兼顾亚跨声速升阻特性。如此多的设计点, 对气动力设计提出了新的挑战。必须采用新的气动力概念和措施, 以及配套的总体与控制措施, 在众多的设计点之间权衡折衷取舍, 才能获得可行的解决方案。

2 主要的设计矛盾

隐身要求带来了新的气动力设计困难。前半球隐身性能对机翼前缘后掠角、进气道形式施加了新的约束; 侧向隐身则要求机身剖面形状和尾翼布局形式与之相适应。这些约束和要求必须从布局的初始阶段融入设计。

亚跨声速升阻比和超声速阻力是一对传统的设计矛盾, 近代先进战斗机采用放宽纵向静稳定性和机翼变弯装置成功地解决了这一矛盾。但未来战斗机对超声速阻力特性的要求更加苛刻, 同时, 低速最大升力特性也呈现出与超声速阻力特性相矛盾的

设计要求。现有的气动力措施不足以解决这些矛盾, 必须寻求新的解决途径。

过失速机动要求飞机具有良好的控制能力和一定的稳定性, 而在失速后, 稳定性下降和常规舵面控制效率衰减具有不可逆转的趋势。需要精心设计飞机, 使稳定性维持到尽量大的迎角。虽然采用推力矢量喷管, 可以从根本上解决过失速机动控制能力不足的问题, 但是, 气动布局必须提供适当的低头控制能力, 以保证推力矢量机构失效后, 飞机能够从过失速迎角范围内安全恢复。所以, 研究适于大迎角飞行的非常规的气动力控制装置是必要的。

3 亚跨声速升阻特性

亚跨声速升阻特性决定了飞机最大航程和稳定盘旋性能。未来战斗机对这些特性的要求不会低于近代先进战斗机。近代先进战斗机采用放宽纵向静稳定度、中等后掠角中等展弦比机翼平面形状、机翼弯扭、机翼变弯装置等措施, 大大改善了升阻特性^[2]。对于未来战斗机, 由于超声速巡航的要求, 超声速阻力特性成为非常临界的设计点, 要尽量避免采用可能恶化超声速阻力特性的气动力措施。因此, 机翼平面形状和弯扭参数不能仅仅按照亚跨声速升阻特性选取, 有必要采用机翼变弯装置, 但其气动力效率已经发挥到了极致。

进一步放宽纵向静稳定度, 是一个较好的选择

[收稿日期] 2001-03-12; **[修回日期]** 2001-06-11

[作者简介] 宋文骢 (1930-), 男, 云南大理市人, 成都飞机设计研究所研究员

方案。图 1 是一架战斗机在典型的稳定盘旋升力系数下，配平阻力系数随纵向静不稳定性变化的曲线。近代先进战斗机的纵向静不稳定性一般在 3 % 平均气动弦长量级，如能将其增大到 10 % 量级，还会有可观的升阻特性收益。

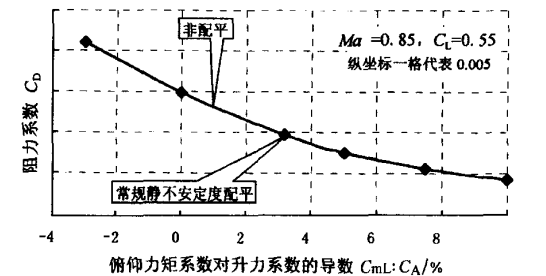


图 1 高亚声速稳定盘旋阻力系数随纵向静不稳定性变化趋势

Fig.1 The variation tendency of drag coefficients vs unstabilities at the sustain turn of the high subsonic speed

进一步放宽纵向静稳定度，不仅可以改善亚跨声速升阻特性，还可以改善超声速升阻特性，更可以改善起降升力特性和低速最大升力特性，可谓一石三鸟。但是，纵向静不稳定性增大，会增加大迎角低头控制负担和飞控系统的复杂程度，故应适可而止。

4 低速大迎角特性

4.1 升力体边条翼鸭式布局

近代先进战斗机利用六七十年代研究出的脱体涡流型，或者采用边条翼正常式布局形式，或者采用鸭式布局形式，获得了较好的升力特性，最大升力系数一般在 1.6 左右。未来战斗机对最大升力系数的要求更高，再加上使用双垂尾会损失最大升力特性（见 4.2），因此必须把最大升力系数提高到一个更高的水平。单纯采用边条翼正常式布局或鸭式布局形式，很难实现这个目标。

从大迎角下俯仰控制的角度考虑，采用鸭式布局比较有利（见 4.3）。在鸭式布局的基础上，融入升力体边条翼布局的特点，形成升力体边条翼鸭式布局，较大幅度地改善了最大升力特性。

升力体边条翼鸭式布局的研制，解决了三个技术关键：一是鸭翼和中等后掠角、中等展弦比机翼之间的气动耦合问题；二是鸭翼、机翼前边条和机

翼脱体涡之间的耦合问题；三是鸭式布局采用翼身升力体的得失问题。

传统的近距离耦合鸭式布局飞机是通过鸭翼、机翼脱体涡之间的有利耦合来增加最大升力系数的，而只有大后掠角、小展弦比机翼才能产生足够强的脱体涡，所以近代鸭式布局战斗机机翼前缘后掠角一般都在 55°左右，展弦比为 2.5 左右。对于这类飞机，鸭翼大致能够产生相当于其相对面积（相对于机翼）3~4 倍的相对最大升力系数增量。为了改善整个迎角范围内的升力特性，希望采用具有中等前缘后掠角和中等展弦比的机翼。这种机翼不能有效地产生前缘脱体涡，鸭翼还能起到原有的增升效果吗？通过风洞试验得到的答案是肯定的：在全机升力线斜率增大的同时，鸭翼的增升效果与传统近距离耦合鸭式布局飞机相当（见图 2）。鸭翼和中等后掠角、中等展弦比机翼之间的气动耦合，占主导地位的不应当是脱体涡之间的干扰，初步分析与鸭翼对机翼的下洗有关。

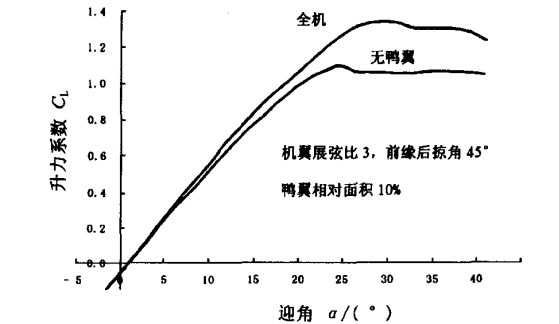


图 2 鸭翼对低速最大升力特性的影响（风洞试验，Ma = 0.2）

Fig.2 The influence of the canard on max. lift characteristics, wind tunnel test results, Ma = 0.2

前边条可以改善中等后掠角、中等展弦比机翼的最大升力特性，这是为人熟知的事实。为了获得更加优秀的升力特性，考虑同时采用鸭翼和机翼前边条，形成边条翼鸭式布局。研究表明，同时采用鸭翼和机翼前边条，不仅保持了分别使用两种增升装置时的增升效果，还可以得到更高的升力系数（见图 3）。这说明在鸭翼、前边条和机翼三者之间产生了某种有利的耦合作用。

翼身融合的升力体布局，可以利用机身产生升力，并以较小的阻力代价增加内部容积、改善隐身特性。升力体布局已为很多正常式布局飞机所采

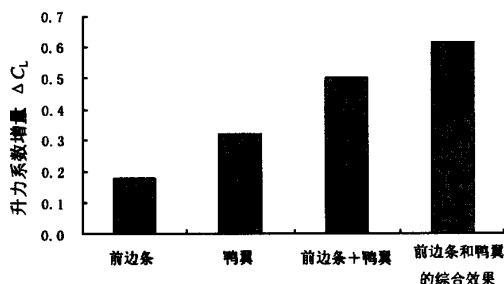


图3 鸭翼和前边条的最大升力系数增量
(风洞试验, $Ma = 0.2$)

Fig.3 The increments of max. lift coefficients of the canard and/or LEX, wind tunnel test results, $Ma = 0.2$

用, 并且收到了良好的效果。但是, 到目前为止, 还没有一种鸭式布局的战斗机采用了升力体布局, 这不是没有认识到升力体布局的巨大优势, 而是鸭式布局飞机一般要遵循鸭翼空间位置高于机翼的设计要求^[3], 而升力体布局从总体布置上难以满足这一要求。我们的试验结果表明, 采用升力体的边条翼鸭式布局飞机, 尽管鸭翼的增升效果有所降低, 但总的升力特性优于没有采用升力体的鸭式布局飞机 (见图4)。图5是一种升力体鸭式布局飞机机翼/机身结合部上表面用激光片光源手段测得的涡系状况。它表明, 这种布局飞机优异的升力特性不仅来自鸭翼、前边条和机翼脱体涡之间的纵向耦合, 而且与左右脱体涡系的有利干扰有关, 正是后者在机身上诱导出可观的升力, 为升力特性的改善

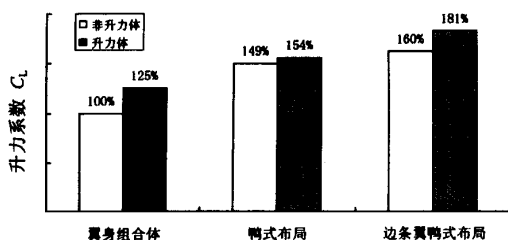


图4 升力体和非升力体最大升力系数比较
(风洞试验, $Ma = 0.2$)

Fig.4 A comparison of the max. lift coefficients between blended wing/body configuration and normal wing/body combination, wind tunnel test results, $Ma = 0.2$

作出了巨大贡献。从图5还可以看出, 脱体涡系的作用区域主要集中在机翼内段和机身上表面, 对应地, 大迎角下的升力也应当主要由这一区域产生。

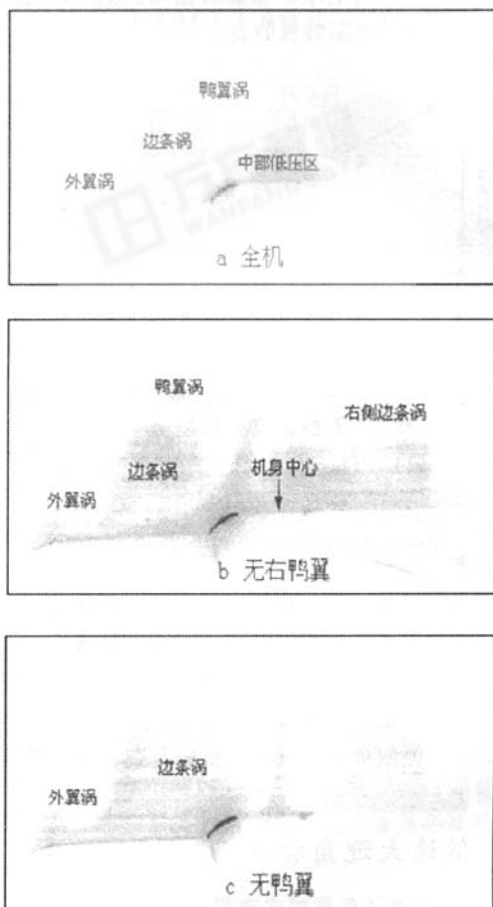


图5 低速大迎角下升力体边条翼鸭式布局上表面涡系 (风洞试验, $\alpha = 30^\circ$)

Fig.5 The vortex pattern at high A.O.A on the upper surface of a canard configuration with LEX and blended wing/body, wind tunnel test results, $\alpha = 30^\circ$

4.2 倾斜双垂尾

对于未来战斗机的气动布局, 垂尾设计是必须重点关注的问题。从侧向隐身考虑, 垂尾应当向内或向外倾斜, 以将从水平方向入射的雷达电磁波从其他方向反射掉。考虑到超声速巡航的要求, 未来战斗机应当是细长的, 这样, 垂尾的展向距离不可能太大。为了减小两垂尾间的不利干扰, 垂尾外倾

是主要的选择方式。

由于未来战斗机将充分利用脱体涡流型来改善最大升力特性，来自前体的脱体涡会在垂尾处诱导出较大的指向外侧的当地速度。图6是用时间平均的N-S方程针对一种升力体边条翼鸭式布局飞机的计算结果，它表明的是去掉垂尾时飞机后体上表面的极限流线。结果指出，在迎角 24° 、侧滑角 0° 的情况下，垂尾安装位置处局部侧滑角达到了 15° 量级。如果垂尾后掠角足够大的话，如此大的当地侧滑角足以在垂尾外侧诱导出前缘脱体涡，形成低压区；局部侧滑角也使垂尾内侧的静压增高。这样，垂尾变成了一个高效的侧力面，其侧力指向外侧。对于外倾的垂尾，侧力在升力方向投影，产生负升力；同时，垂尾内侧的高压传递到两垂尾间的后机身上表面，也会产生负升力。作用在垂尾和后机身上的负升力，同时引起不希望的抬头力矩。位于两垂尾间的高压区，在机身上表面形成逆压梯度，可能对前体脱体涡的稳定性带来不利影响。由于在零侧滑角时垂尾已经高度受载，在侧滑的情况下，垂尾的偏航/滚转稳定效率可能降低。

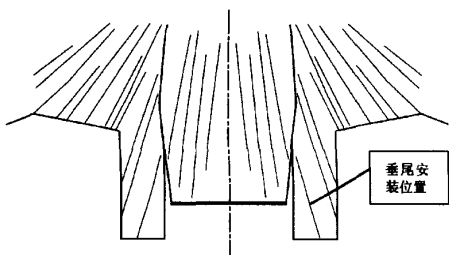


图6 升力体边条翼鸭式布局战斗机后机身上表面油流（无垂尾， $Ma = 0.2$ ， $\alpha = 24^\circ$ ，CFD 计算结果）

Fig.6 The oil flow pattern on the upper surface of the rear body of a canard configuration with LEX and blended wing/body, $Ma = 0.2$, $\alpha = 24^\circ$, CFD calculation results

垂尾的上述不利影响，是与改善升力的措施联系在一起的，因此很难从根源上杜绝。但是，通过采用调整垂尾面积、位置、倾斜角、安装角等参数和在后机身上开缝之类的改进措施，可以将垂尾产生的不利影响降到最低。一般说来，垂尾产生的最大升力系数损失可以达到0.4的量级，而在我们的研究中，成功地将其降低到了0.1以下。

减小垂尾面积甚至采用无垂尾布局，是一个值

得研究的方向。其意义不仅在于改善低速大迎角特性，而且在于改善隐身特性和整个飞行包线内的阻力特性、减轻质量和降低成本。无垂尾布局需要解决三大技术难题：替代方向舵的偏航控制装置、灵敏可靠的侧滑角传感器和新的飞行控制技术。这些难题正在逐一被攻克。相对而言，减小垂尾面积、适当放宽偏航静稳定性，是更为现实的方案。一般说来，双垂尾相对面积为20%~25%量级；在我们的研究中，采用相对面积为10%~13%量级的全动垂尾，仍可维持基本的偏航稳定性，同时保持了垂尾作为偏航控制装置的功能。

4.3 气动力控制装置

对大迎角下低头控制能力的要求，是与所需的纵向静不安定度相关的。纵向静不安定度越大，对低头控制能力的要求就越高。如第3章所述，从配平的升阻特性和升力特性考虑，希望未来战斗机纵向静不安定度增大到10%平均气动力弦长量级，因此，在低头控制能力方面也必须有所提高。根据俯仰控制面相对于飞机重心的前后位置，可以将其分为两类：加载低头控制面和卸载低头控制面。位于重心之后的控制面，如平尾、后缘襟翼等，需要通过增加升力的方式来产生低头控制力矩，属于加载类；而位于重心之前的控制面，如鸭翼，则属于卸载类。在大迎角下，翼面产生升力的能力趋于饱和，所以加载控制面的低头控制能力也趋于饱和；反之，卸载类控制面才是大迎角下有效的低头控制装置。图7是鸭翼和平尾低头控制能力的比较。从大迎角低头控制能力来看，鸭翼将是未来战斗机的明智选择。近距耦合鸭式布局飞机鸭翼

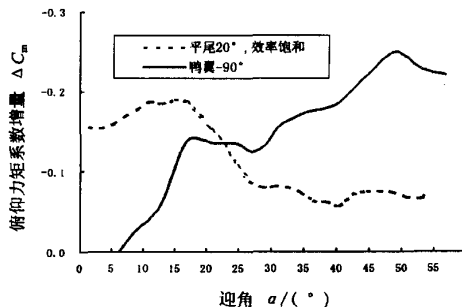


图7 鸭翼和平尾大迎角低头控制能力比较（风洞试验， $Ma = 0.2$ ）

Fig.7 A comparison of pitch-down controllability between the canard and the horizontal tail at high A.O.A, wind tunnel test results, $Ma = 0.2$

力臂较短,可以通过采用边条翼鸭式布局,在保持有利耦合作用的同时,增大鸭翼力臂;综合考虑增强效果和低头控制能力,鸭翼相对面积最大可到15%量级;鸭翼最大偏度可达 -90° 。

大迎角下的偏航控制能力也是一个值得注意的问题。对于无垂尾布局战斗机是这样,即使对于有垂尾的战斗机,方向舵效率随迎角增大而急剧下降,也有必要探讨其他方式的控制装置。针对差动机头边条、阻力方向舵、差动翼尖和全动垂尾等装置的偏航控制效率的研究表明,在大迎角下,差动机头边条和阻力方向舵维持了较高的偏航控制效率(见图8)。

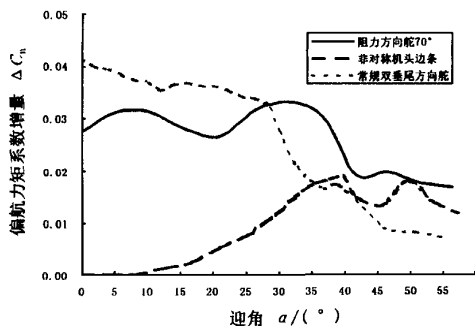


图8 几种偏航控制装置偏航控制能力比较
(风洞试验, $Ma = 0.2$)

Fig.8 A comparison of yawing controllability among several yawing control devices, wind tunnel test results, $Ma = 0.2$

4.4 机头剖面形状

由于强调隐身特性,未来战斗机机头剖面可能采用楔形或者扁的具有尖锐侧缘的盔形。这类剖面形状的机头具有较小的侧投影面积,且可以在固定位置产生稳定的脱体涡,对大迎角下的偏航稳定性是有利的。从另一个角度看,机头涡也可以产生非线性升力,从而导致非线性的抬头力矩。强烈的机头涡还可以与鸭翼涡产生干扰作用,降低鸭翼的增强效率(见图9)。因此,机头剖面形状的选取应当充分考虑到隐身、偏航稳定性、俯仰力矩特性和升力特性的要求,权衡折衷,求得最佳综合效果。

5 超声速阻力特性

降低超声速阻力的首要问题是减小机身最大横截面积。为此,需要高超的总体设计艺术。发动机安装形式,发动机进气形式,起落架、机匣、武器

仓的布置,主承力结构形式等,对机身最大横截面积都有影响,需要精雕细琢,慎重考虑。

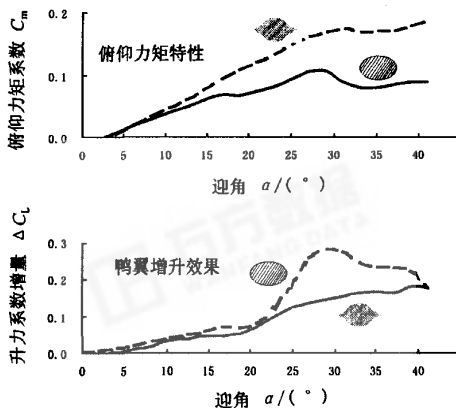


图9 机头剖面形状对俯仰力矩特性和鸭翼增强效果的响(风洞试验, $Ma = 0.2$)

Fig.9 The influence of the nose cross sections on pitch-moment characteristics and the lift-enhancing effects of the canard, wind tunnel test results, $Ma = 0.2$

就机翼而言,其平面形状对超声速阻力特性的影响也是显著的。小展弦比、大后掠角机翼的超声速阻力特性较好,但对低速最大升力特性和亚跨声速升阻特性不利。如果采用升力体边条翼鸭式布局,则中等后掠角机翼可以保证适当的升阻特性。在大迎角下,升力体边条翼鸭式布局飞机升力主要集中在机身和内侧机翼上(见4.1),适当降低机翼展弦比,最大升力系数不但不降低,反而有所增加(见图10)。因此,采用小展弦比机翼的升力体边条翼鸭式布局,使超声速阻力特性、低速最大升力特性和亚跨声速升阻特性的矛盾得到了统一。

6 进气道设计

进气道是三大散射源之一。为了降低进气道雷达反射面积,从隐身的角度对进气道设计施加了一系列约束,这些约束不能不对进气道气动设计产生影响。

“卡尔特”进气道具有斜切的进气口和固定式斜板,可以减小雷达反射信号、减轻结构质量,是未来战斗机可能采用的一项设计技术。初步研究表明,与常规可调斜板进气道相比,“卡尔特”进气道总压恢复系数除了在低速状态略低外,在高亚声速和超声速状态都可以超过前者,进气道出口总压

畸变指数也可以达到很好的水平。

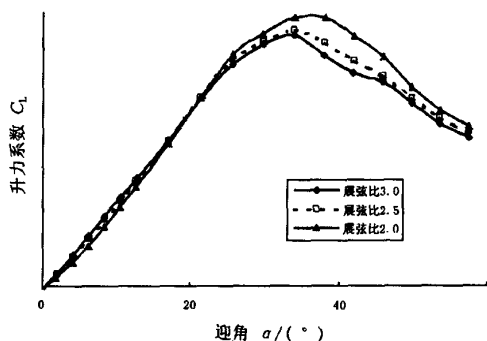


图 10 升力体边条翼鸭式布局不同展弦比机翼低速升力特性对比 (风洞试验, $Ma = 0.2$)

Fig. 10 A comparison of low-speed lift characteristics among the wings of different aspect ratios of a canard configuration with LEX and blended wing/body, wind tunnel test results, $Ma = 0.2$

吸波导流板是针对进气道的一项雷达反射信号减缩措施, 它可以明显地改善进气道的隐身特性。在气动特性上, 吸波导流板会使总压恢复系数和流量系数略有下降, 但对稳、动态畸变综合指数没有不利影响。

7 一个综合研究的设计例子

基于本文提出的观点, 设计了一种未来战斗机

方案。该方案采用升力体边条翼鸭式布局。它在纵向是静不稳定的, 在偏航方向也放宽了静稳定度。该方案采用小展弦比中等后掠角机翼、较大面积的上反鸭翼和比常规战斗机垂尾面积小一个量级的全动垂尾, 并且采用腹部进气形式和 S 弯进气道。经过评估, 该方案具有优秀的超声速阻力特性、大迎角升力特性、大迎角稳定性和控制性, 并具有良好的隐身特性。

8 结论

与近代先进战斗机相比较, 未来战斗机气动设计需要考虑更多的设计点, 因而具有更大的挑战性。只有深入研究流动机理, 挖掘现有气动措施的应用潜力, 发展新的设计概念, 并且采用相应的总体与控制措施, 在众多的设计点之间权衡取舍, 才有可能全面达到设计目标。

参考文献

- [1] Sweetman B. YF-22 and YF-23 advanced tactical fighters [A]. Motorbooks International [M]. Wichita, U.S.A, 1991
- [2] 方宝瑞. 飞机气动布局设计 [M]. 北京: 航空工业出版社, 1997
- [3] Gloss B B. Effect of wing planform and canard location and geometry on the longitudinal aerodynamic characteristics of a close-coupled canard wing model at subsonic speeds [R]. NASA TN-D-7910, 1975

A Research on the Aerodynamic Characteristics of a Small Aspect Ratio, High Lift Fighter Configuration

Song Wencong, Xie Pin, Zheng Sui, Li Yupu

(Chengdu Aircraft Design & Research Institute, Chengdu 610041, China)

[Abstract] Focused on the features of stealth, super-maneuverability and supersonic cruise of the future fighter, the authors identified the main difficulties and gave some practical solutions to lift-drag characteristics at sub-/tran-sonic speed, high A.O.A. aerodynamic performances at low speed and supersonic drag characteristics. The authors believed that design goals could only be achieved by studying flow principles deeply, digging up the potentials of present aerodynamic improving measures, developing new aerodynamic concepts, adopting interrelated integration and flight control measures and compromising on the multiple design points.

[Key words] aerodynamic configuration; supersonic cruise; stealth; post-stall maneuvers