

基于“折刀式”可变翼面战斗机 气动布局的研究

摘要：通过飞机翼面的变化，可变掠翼式飞机可以适应于不同的气动环境，从而解决了单一式气动布局在面对不同的飞行环境时所存在的局限性。然而，传统模式的可变掠翼飞机一般是通过机翼整体的方位角变化来改变飞机的整体布局，这种整体翼面变化的模式不可避免地加大了机翼与机身连接处的结构负载与复杂程度。不同于传统式可变掠翼战斗机，本文提出了一种可变翼梢的“折刀式”可变翼面先进战斗机的新型气动设计方案，并对其可行性进行分析。

关键词：折刀翼；可变翼梢；可变翼面；气动布局；飞行器设计

Abstract: By changes in the aircraft wing, variable-geometry wing aircraft can be adapted to different aerodynamic environment, so as to solve the limitations of the single aerodynamic layout in the face of different flight environment. However, generally, in the traditional model of variable geometry wing aircraft, the change of the aircraft aerodynamic layout is caused by the rotational angle alter of the whole wing as a whole, which inevitably increase the structure of the wing-fuselage junction load and complexity. Unlike traditional variable swept-wing fighter, this paper presents a new type of variable "knife-like" wingtip airfoil aerodynamic design of advanced fighter aircraft, and its feasibility analysis.

Keyword: variable wingtip; variable-geometry wings; aerodynamic layout; aircraft design

目录

一、 绪论..... 4

二、 折刀翼与可变翼面技术发展情况简介..... 4

三、 “折刀式”可变翼面气动设计方案..... 6

 1. 整体气动布局..... 8

 2. “折刀式”机翼..... 9

 3. 辅助翼面..... 9

 4. 机身..... 9

 5. 进气道..... 10

四、 气动设计方案分析..... 10

 1. 低速与亚音速..... 10

 2. 跨声速与超声速..... 11

 3. 高超声速..... 12

 4. 低可探测性..... 13

五、 可行性分析..... 13

 1. 技术难点..... 13

 2. 成本分析..... 14

六、 结语..... 14

七、 参考文献..... 14

一、 绪论

面对如今四代机的部分列装与大规模实验的局势，研发新一代先进战斗机已成为世界各国航空业发展的重点。然而如何在一架飞机的气动布局中兼顾完美的隐身性、机动性、操纵性以及高速性能可以说是各国在研发新一代战机面临的难点。同时，单一的气动布局在面对不同的飞行环境又存在着不可避免的局限性。显然，对于新一代先进战斗机的研发，气动设计布局仍然是一项很大的挑战。

目前，国内外大部分服役的高性能战斗机均采用后掠式机翼。后掠机翼最早的提出源于对突破“音障”的技术要求，通过在机翼上采用一定后掠角，空气来流的速度被分解为垂直机翼前缘的速度与平行机翼前缘的速度，因为产生机翼升力的有效速度垂直机翼前缘的速度，所以飞机的临界马赫数提升，在飞行速度位于跨声速区时，后掠翼能够延迟激波的产生，从而降低飞行阻力。然而由于后掠角的存在，气流在流过机翼时会从翼根处向翼梢处扩散，使得翼梢处附面层变厚，在大迎角情况下会发生翼尖失速，极大地降低了飞机的升力，且由于飞机的副翼一般位于机翼外侧，从而在后掠机翼中，随着迎角的增加，副翼会率先失速，直接对飞机的机动性产生负面影响。同时随着后掠角增大，机翼升力系数降低，使得飞机在低速飞行时，气动效率不高，在起飞，着陆，空速限制等指标上都不理想。

相对于后掠式机翼，前掠翼则是另一种截然不同的理念。这种理念一直以来都是飞机气动设计中研究的热点项目，且在一些验证机中得到了实践。不同于后掠角，机翼的前掠角使得分解为平行机翼前缘的速度由翼梢指向翼根，使得气流在流过机翼时会从翼梢处向翼根处扩散，附面层形成过程早并在翼根处变厚，从而有效地解决了翼尖失速与副翼失速的问题，提高了飞机的机动性与低速特性。且通过对来流速度的分解同样可以提高飞机的临界马赫数。然而气动性能优异的前掠翼却在结构方面存在很大问题，尤其是在高速飞行环境中。机翼沿结构曲线方向的弯曲变形会使机翼外部沿气流方向增大迎角，使得机翼外部的升力增加，从而进一步会加剧机翼的弯曲变形。在足够大的速度下这种现象会形成恶性循环，发生弯扭发散，最终使机翼弯曲折断。

可见，两种气动模式都有着各自的优势但二者却均存在着其不为适用的气动环境，因此如果能将两种气动模式的优势集中在一架飞机中，或许新一代战机的性能指标与综合能力将得到全新的突破。为此，我们提出一种可令机翼翼梢部位在前掠角和后掠角中进行改变的可变式气动布局，即机翼固定主翼与翼梢折刀翼结合的形式，形成折刀式可变翼面气动布局。

二、 折刀翼与可变翼面技术发展情况简介

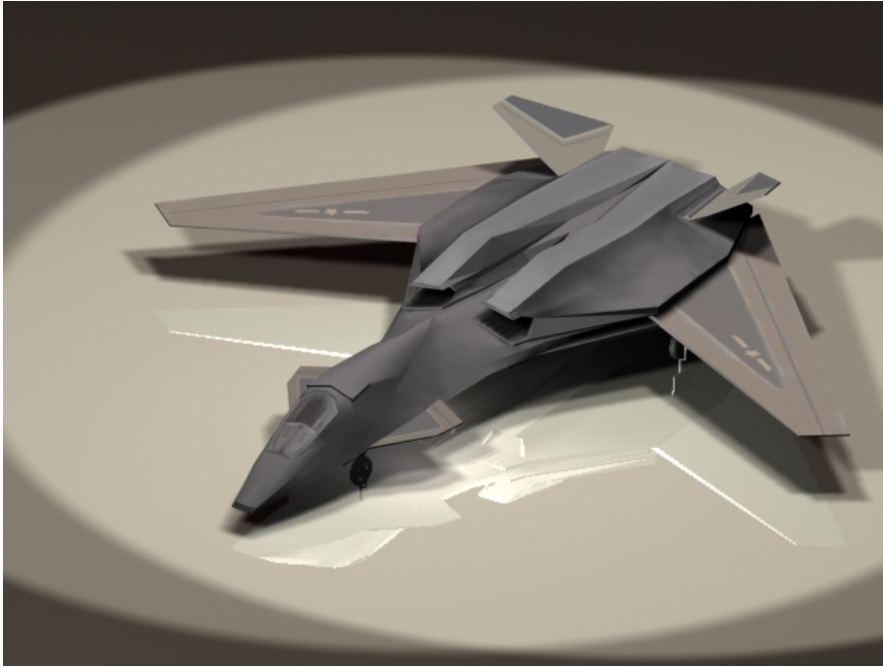
“折刀翼”作为可变掠翼的一种形式，与其他形式的可变掠翼一样，其特点在于使飞机在不同的飞行状态下获得更好的气动效率和性能。早在在二战期间德国梅塞施密特公司便试制了具有可变机翼布局的飞机——梅塞施密特 P-1101 式飞机，其机翼可通过移动形成不同的后掠角，但这种变换只能在地面上进行。基于梅塞施密特的设计，美国人开发了一架工作测试机——Bell X-5。它比 P-1101

稍大，并能在飞行中改变后掠角。可变掠翼技术第一次出现在量产飞行器上是在 20 世纪 60 年代通用动力公司的 F-111 飞机上，该飞机具有三种不同的机翼位置，使飞机的气动效率在各种速度下都能达到最大。在之后的几十年中，包括 F-14、MIG-23、狂风战斗机在内的几种喷气式战斗机也使用了可变掠翼。然而这些形式的可变掠翼主要还是局限于后掠角的变换，而并非在整体气动模式上做出大规模的改变，且限于当时的技术条件，变后掠翼技术并未取得十分理想的效果。

相比较变后掠翼，“折刀翼”技术使得机翼的变化幅度更大，从而飞机的整体气动布局模式也得到了相应大幅度的转变。“折刀翼”这一概念首次由美国先进国防研究项目计划局（DARPA）提出，在诺思罗普·格鲁曼公司的“掠食鸟”计划中得到实践，该公司于 2000 年申请了“可变前掠翼折刀机翼”的设计专利，专利代号 5-984-231。“掠食鸟”概念机是一种拥有前置鸭翼和可变前掠式主翼的飞翼布局。如图所示，它与传统的变后掠翼飞机不同，“折刀翼”通过飞机后部正前方的枢轴安装在机身上，其最大的特色在于前掠角度的变化：可变前掠翼机构在将主翼完全展开的时候就是普通的前掠翼/平直翼构型，有利于亚音速飞行或低速飞行，以便投掷精确武器或在未经加固的短跑道上着陆；而当可变前掠翼机构将主翼收起的时候巧妙地将主翼与鸭翼融为一体，整个飞机呈三角形，且主翼后缘于鸭翼前缘连成一线，使得全机主要气动面融为一体，有利于超声速飞行。



受“折刀翼”技术的启发，一些科幻电影也出现了类似的假想模型，如：《绝密飞行》中的“鹰爪号”。虽然部分设计有悖于工程力学原理，但是这些模型的出现表现出“折刀翼”技术或许在未来拥有着潜在的应用前景。



然而，“掠食鸟”概念机所提出的“折刀翼”设计方案采用的是整体机翼进行“折刀”转动的方式，这种转动结构与变后掠翼的转动结构都存在着不可避免的问题，即转动机构庞杂，重量过大，从而这种机翼整体变换的模式使得机翼与机身连接处所承受的负载较大，且可靠性相对较低。而如果将机翼整体变换的模式转变为机翼翼梢部分变换的模式，转动机构的复杂性便可在一定程度上降低，且机翼与机身连接处不会因为所承受的负载较大而引发一系列问题。

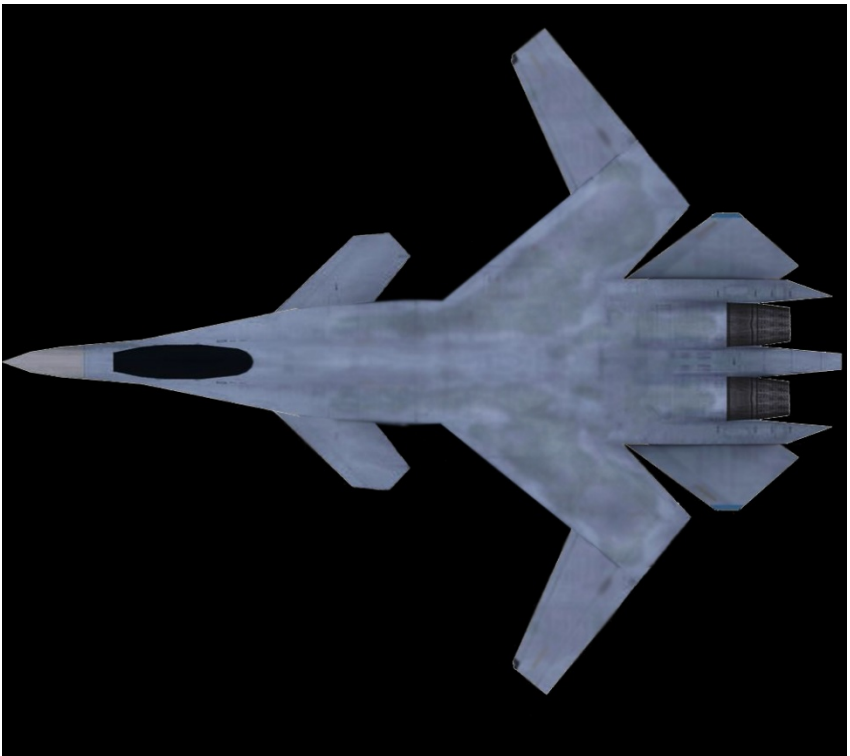
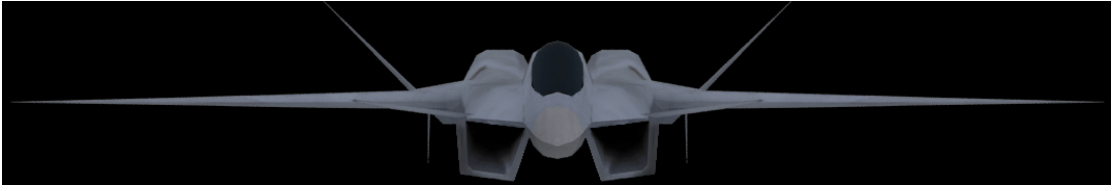
在国内，相应的“折刀翼”技术研究也正在开展，但是就目前所能了解到的情况来看，具体的研究方向与研究内容尚不明确。

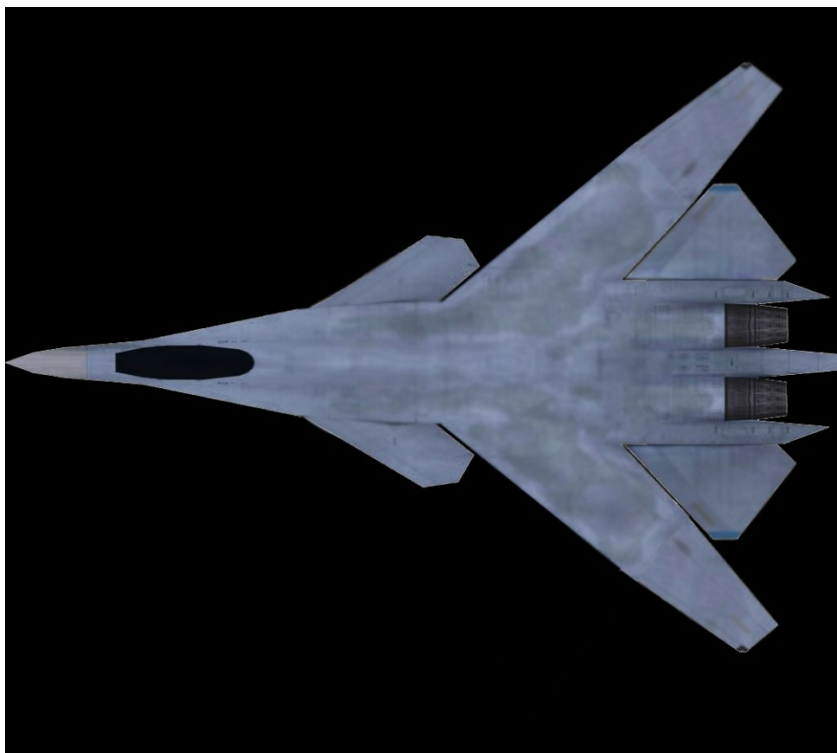
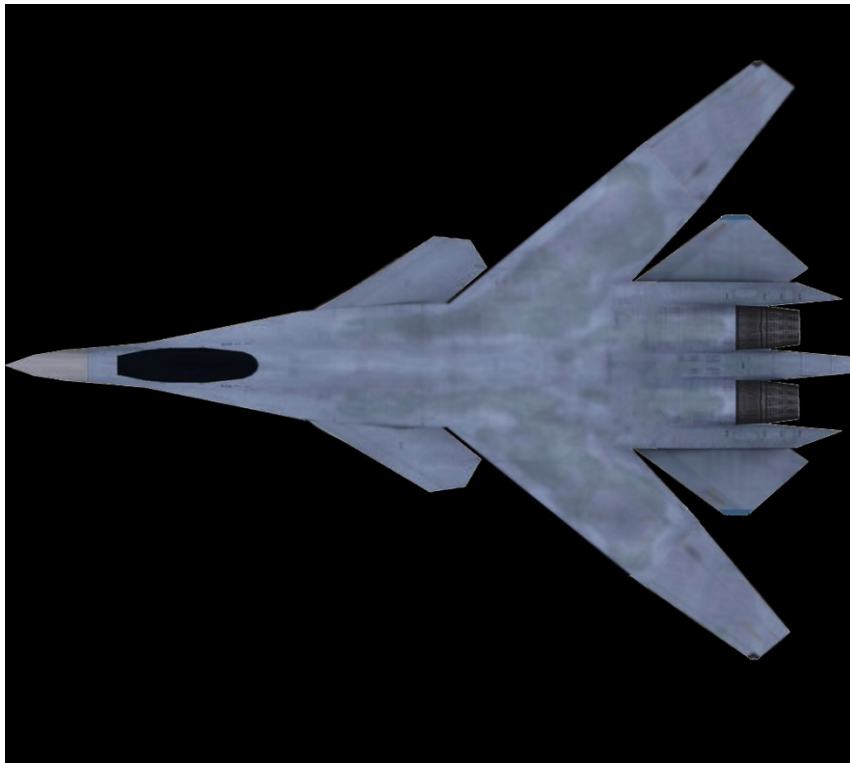
三、“折刀式”可变翼面气动设计方案

基于对可变翼面飞行器以及“折刀翼”飞行器案例的研究，我们提出如下全新的飞行器设计方案，即“折刀式”可变翼面先进战斗机：

“折刀式”可变翼面先进战斗机是一种可以根据不同飞行环境以及任务需要随时可以改变机翼翼梢的前后掠角度、鸭翼位置以及尾翼角度的战斗机。其气动核心为由固定主翼与翼梢折刀翼组成的“折刀式”机翼，使得飞机在不同的气动环境中改变翼梢角度来转变飞机的整体气动布局，同时鸭翼、尾翼“折刀式”机翼的变化过程中相应配合变化，从而在不同的气动环境中表现出优异的气动特性。具体设计方案如下：







1. 整体气动布局

飞机呈三翼面式布局，气动面由前置的鸭翼，中部的“折刀式”机翼以及后置的全动尾翼组成。机长约 22 米，机高约 4.5 米、尾翼平置时约 3.5 米，翼展约 18.3 米。

2. “折刀式”机翼

机翼由内部固定的主翼与外部可以转动的翼梢折刀翼组成，主翼固定在机身中部，折刀翼与主翼通过结构加强的圆形转轴连接。其中主翼前缘后掠角约为 50 度，后缘与前缘近似平行。而最具特色的翼梢折刀翼可根据飞行情况与特定需求在前掠约 35 度至后掠约 50 度范围内变化或固定于某一特定角度。当折刀翼达到最大后掠角时前缘、后缘与主翼的前缘后缘重合，此时折刀翼与主翼合为一体。飞机的副翼安装于两个折刀翼的后缘，可随折刀翼角度的变化而发生位置变化。襟翼包括前缘襟翼与后缘襟翼，其中细长型的前缘襟翼安装于主翼前缘位置，小面积的后缘襟翼安装于主翼后缘位置。相比较传统模式的可变掠翼，“折刀式”机翼采用的是在一种仅改变翼梢角度而调整飞机整体气动布局的模式，从而有效地降低转动机构的庞杂程度并缓解了机翼与机身连接处的结构负载。

3. 辅助翼面

鸭翼：

鸭翼位于机身前部，高度略低于机翼主翼平面，加强缓失速特性。鸭翼的前后位置可配合机翼的变化而在近距范围内进行相应的移动，当鸭翼与机翼的距离最短时，鸭翼可与机翼近似融合。鸭翼前缘与后缘平行，后掠角与主翼后掠角相同。鸭翼的迎角变化范围约为 ± 20 度，同时鸭翼存在约 80 度的大迎角状态可起到减速板的作用，从而省去机翼上的扰流片机构。

尾翼：

尾翼为全动尾翼，整体形状呈梯形，位于机身尾部，可在“V 形”与“平置”两种模式切换。尾翼翼根前点与机翼主翼翼根后点的距离保持在很小的范围内，尾翼前缘与机翼主翼后缘平行，后缘与鸭翼外部后缘平行。参照美国 YF-23 验证机的设计，全动尾翼在“V 形”模式下与水平面夹角约 40 度。在“平置”模式下，尾翼与水平面夹角为 0，不再具备立尾的功效，此时尾翼与机翼近似融合，整体飞机呈飞翼布局。在尾翼下方，安装有固定的腹鳍，放宽航向静稳定性，使飞机的航向气动焦点下移到机身轴线附近，降低滚转力矩，平衡飞机的机动性与稳定性，尤其是在尾翼“平置”状态下，增加飞机航向与横侧向稳定性。

4. 机身

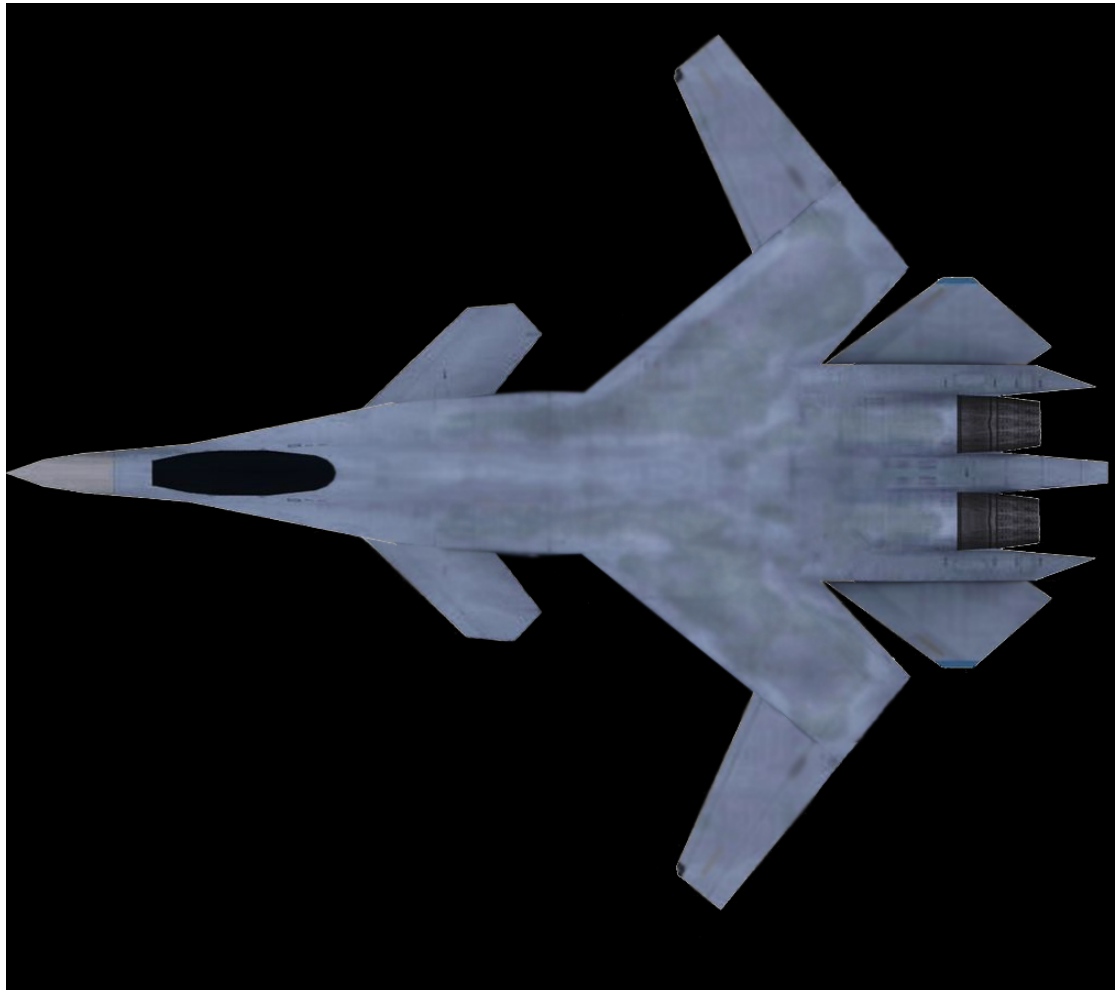
飞机的前部采用脊形前机身，横截面为五边形，底边为水平，可优化飞机的反尾旋性能。中后部为翼身融合体，机身与机翼翼根的固定主翼融合形成升力体并一直延伸至尾部。同时，在飞机的尾部装有尾椎，在两个尾喷口间形成一个宽大的“海狸尾”，可有效降低双发发动机宽距布置时产生的激波阻力，并避免两台发动机的尾喷气流互相干扰，且为后置雷达的安放提供了空间。

5. 进气道

进气道采用 CARET 进气道，即“后掠双斜面超音速进气道”，进气方式为两侧机腹进气。从而气流利用激波减速增压，且经过激波后的气流完全均匀，提升进气效率。同时 CARET 进气道结构简单，适用范围广，利于飞机亚、跨、超声速的航行，并在表现出很好的隐形特性。

四、 气动设计方案分析

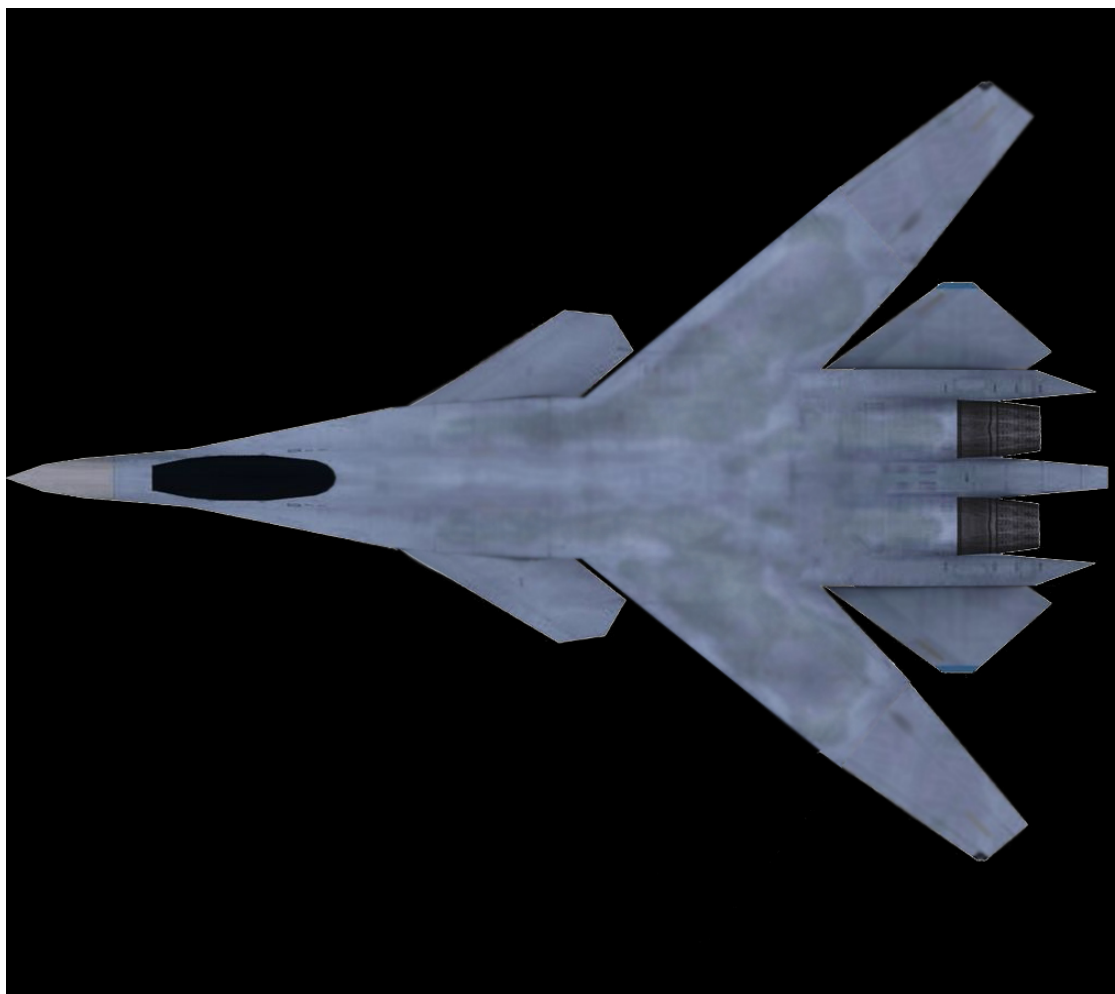
1. 低速与亚音速



当飞机处于低速与亚音速飞行环境，即 $Ma < 0.85$ 时，机翼的折刀翼保持前掠角最大状态，飞机呈前掠翼布局，同时鸭翼保持与机翼最大距离位置，尾翼呈“V形”状态。在亚音速区，前掠翼式布局相比较后掠翼式布局，具有更高的气动效率。与相同翼面积的后掠翼飞机相比，前掠翼飞机的升力更大，当飞机处于起飞或降落时的低速状态时，飞机可更好地实现短距离起降并有效地降低燃油的消耗。而战斗机的近距格斗一般是在亚音速与高亚音速的飞行状态，此时飞机的机动性

成为了重点。对于机动性来说，副翼的作用是十分关键的，而在后掠翼布局中，因为后掠角使得气流沿机翼展向从翼根处向翼尖扩散，翼尖处附面层增厚，进而影响安置在机翼外端的副翼，增厚的附面层使得副翼随着飞机的增加而很容易进入失速状态，从而飞机的滚转力矩降低，机动性受到很大程度上的负面影响。而前掠翼布局则相反，前掠角使得分解为平行机翼前缘的速度由翼梢指向翼根，使得气流在流过机翼时会从翼梢处向翼根处扩散，附面层形成过程早并在翼根处变厚，从而有效地解决了大迎角下翼尖失速与副翼失速的问题。而相比较后掠翼，前掠翼飞机可依靠它的前翼或机翼前缘向前延伸的涡流发生器，利用其在飞行中产生的涡流来吹除附面层的气流，从而更好地去除附面层带来的负面影响。同时，在亚音速状态下，因为气流速度相对而言不高，从而机翼沿结构曲线方向的弯曲变形不会过于明显，机翼外部的迎角增加趋势不会过大，所以前掠翼的结构发散问题所带来的影响并不是十分严重，且前掠翼产生的升力主要集中在翼根区域，这也减少了翼根承受的弯曲应力。因此，在亚音速飞行状态折刀翼前掠使飞机呈前掠翼式布局可有效地提升了飞机的气动性能。

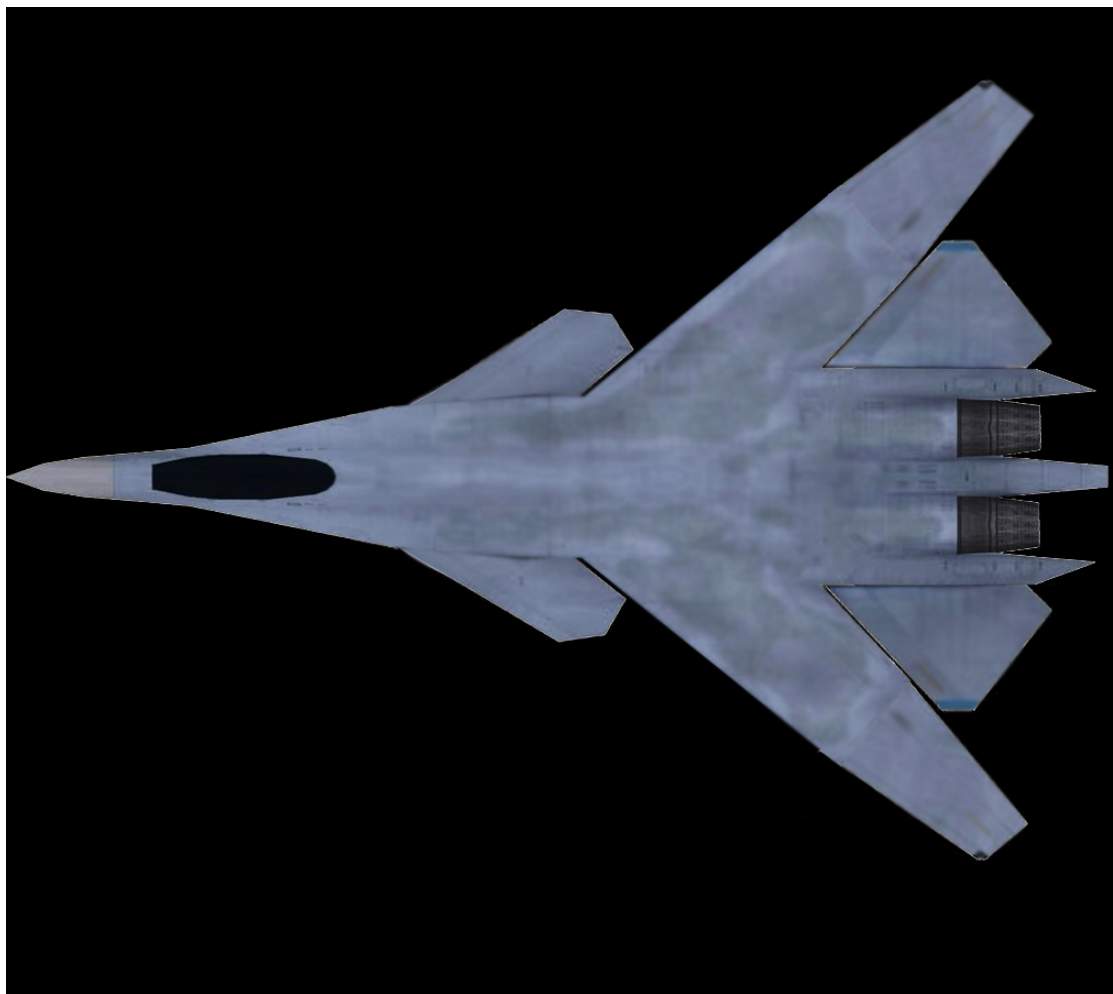
2. 跨声速与超声速



当飞机进入跨声速区，即马赫数在 0.85 到 0.9 左右时，折刀翼逐渐从前掠变为后掠，在飞行速度接近 $Ma0.95$ 时，折刀翼达到最大后掠角并与主翼后掠角度保持一致与机翼翼根处的固定主翼连为一体。随着飞行马赫数的逐渐增大，气流

的相对速度增大，气体动量增加，前掠翼机翼的弯曲变形越发明显，在足够大的速度下这种现象会形成恶性循环，发生弯扭发散，最终使机翼弯曲折断。因此从结构的角度来讲，前掠翼布局不适于高速的飞行环境。而通过折刀翼角度的变化将飞机从前掠翼布局转变为后掠翼布局，则既可以有效解决机翼的结构问题又可以兼顾降低激波阻力的效果。由于飞机航速高于临界马赫数会产生局部激波，而激波的产生会使得气动环境发生极大的变化，这种环境不适于飞机发生气动布局的变化，所以折刀翼的变化要在激波产生之前进行。当飞行速度即将达到临界马赫数时，折刀翼达到最大后掠角，与主翼合为一体，完成从前掠到后掠的转换。在超声速的飞行环境中，飞机的各向机动相对较少，飞机在机动性方面的要求相对降低，从而后掠翼布局在大迎角下的副翼失速与翼尖失速问题不会带来较大的负面影响。同时在跨声速区，前部的鸭翼逐渐向后移动，鸭翼与机翼间的距离逐渐减小，当鸭翼与机翼距离达到最小时，鸭翼与机翼的主翼近似融合，之后，鸭翼不再发生转动转变为固定不动的模式。此时，保持固定鸭翼起到一种类似边条翼的作用，即通过分离的前缘脱体涡使机翼翼根部分的升力有较大幅度的增加，且全机焦点后移量减小，飞机的配平阻力可有效降低

3. 高超声速



随着飞机飞行速度的不断增加，当飞机进入高超声速飞行状态时，尾翼上反角逐渐变为0度，尾翼改为“平置”状态，鸭翼、机翼、尾翼三段翼面近似融合，

飞机近似呈“飞翼”式布局。飞机的飞行阻力随速度的增大而增加，从而在高超声速区空气阻力将变得很大，此时对于战斗机而言，设计的重点便在于要尽可能地降低飞机飞行阻力。从理论上讲，机翼对飞机是必须的，而其他多余的部件在设计中是可以被去掉的。相对于飞机水平翼面，尾翼的阻力要大得多，因此在高超声速环境下，将尾翼平置，利用矢量发动机维持飞机的稳定性对于降低阻力具有很大的贡献。另外，飞机在超声速状态下一般不会大范围地调整飞机的姿态，飞机的机动性便显得不重要了。

4. 低可探测性

“折刀式”可变翼面先进战斗机除了具有兼顾高机动性与高速特性的优势外，飞机的气动外形设计更体现了低可探测性的理念。在外形上，鸭翼边缘、机翼的主翼边缘、尾翼的前缘以及折刀翼后掠状态的前后边缘保持平行，折刀翼前掠状态的前后边缘、折刀翼后掠状态的侧边缘与尾翼的后缘保持平行，从而控制雷达波散射方向，将飞机的主要散射能量偏离雷达的威胁区域来降低飞机的后向散射能量，降低雷达发现飞机的概率。在尾翼方面，“V形”与“平置”两种模式都有效避免了二面角效应。且在高速巡航与高速突防状态下，飞机的隐身性尤为重要，此时飞机转变为近似“飞翼”布局，更有效地提高了飞机的低可探测性。在鸭翼方面，由于在近距离格斗时飞机的隐身特性显得并不重要，从而鸭翼的转动所造成的 RCS 特征增加不会带来过多负面影响，同时飞机的机动性也得到了良好保证；当飞机处于巡航状态时，鸭翼不再转动，从而飞机的隐身特性不会被鸭翼所破坏。在进气道方面，飞机所采用的 CARET 进气道斜面角与机翼主翼平行，把进气道反射的尖峰信号调整到机翼前缘相同的反射位置上，从而减少尖峰信号数量降低飞机的 RCS。同时进气道采用三维“S型”进气设计，使电磁波不能直接照射到压气机，有效地对强散射源进行遮挡。在舱体方面，使机载武器内埋的两个弹舱于两个进气道间呈前后排布，可利用进气道进行遮挡。同时弹舱盖，起落架舱盖，座舱盖均采用锯齿形设计，降低飞机 RCS 特征。

五、 可行性分析

从理论上讲，“折刀式”可变翼面先进战斗机的气动布局是可行的。但就实际制造而言面临着一些困难，且受到成本的制约。

1. 技术难点

材料：

虽然机翼通过折刀翼角度的变换而缓解了前掠翼布局在高速状态下的结构发散问题，但由于折刀翼存在前掠角的状态，因此相比较后掠翼其对于材料强度与刚度的要求还是相对较高的，且在折刀翼角度变化的过程中，气动环境受到改变使得气动力发生较大幅度的改变，对飞机的结构有着很大的影响，然而飞机的整体重量却又不能过大，因此这对于飞机的材料提出了很高

的要求。同时在转动机构上，由于转轴在转动过程中要承担额外的载荷且又要保证主翼与折刀翼的连接，但转轴自身却又不能过重，从而转动机构的设计与材料选择也是一个难题。

发动机：

“折刀式”可变翼面先进战斗机对发动机的推力以及矢量推进技术有着极高的要求。由于战机存在高超声速飞行模式，从而要求发动机的推重比高于现役涡扇机。同时因为在亚音速区战机又要保证良好的大迎角特性，以及S型进气道的设计会导致进气效率降低，发动机在较低的空气流量状态下需保证良好的工作状态。另外当战机进入高超声速飞行模式时，尾翼转为“平置”状态，飞机需要凭借发动机推力方向的改变而平衡力矩保持稳定性，因此发动机需采用三元矢量喷口。

航电系统：

任何一种可变翼面的飞机在控制系统方面都有一定的难度，而对于鸭翼、机翼、尾翼都可调整的三翼面布局飞机来说，其控制系统的设计更是难上加难。同时，适量发动机与飞机舵面的配合对于控制系统也是一个较大的难点。

2. 成本分析

研发成本：

基于对技术难点的分析，飞机从立项到成型的过程需要对各个技术难点逐个攻关，这便需要较高的人力、财力投入与较长的研究周期。

生产成本：

为更好地实现飞机优异的气动性能与各项技术指标，飞机在生产过程中需要高精度的加工与组装。从工程的角度来看，这必将是一笔不小的投入。

六、 结语

“折刀式”可变翼面先进战斗机气动布局可为新一代战斗机的气动设计提供一种新思路。为兼顾良好的隐身性、机动性、操纵性以及高速性能于一身的目标提供了一种潜在的解决方案。同时，作为一种全新的气动布局理念，其广泛的应用价值还可以延伸到航空航天工业的其他各个领域。

七、 参考文献

- [1] 刘文法、王旭、刘雄，变前掠翼布局气动特性及流动机理研究，空气动力学学报，第5期，2010年10月。
- [2] 王东战、董二宝、许旻、杨杰，可变前掠翼机构设计与仿真研究，机械与电子，2011年4月。
- [3] エースコンバットX-02 エンジニアリング分析，株式会社ナムコ，日本，2001年。
- [4] 展京霞、王晋军、赵霞、李天，近距鸭翼高度对鸭翼-前掠翼布局纵向气动特性影响的实验研究，实验流体力学，第20卷第2期，2006年06月。
- [5] 彦铭，折刀翼幽灵揭秘美国黑计划中的掠食鸟轰炸机，国际展望，2007年第4期，2007年2月。

- [6] 陈正举, 浅析俄罗斯战斗机 CY-37 “金雕”前掠翼三翼面气动布局的先进性, 沈阳航空工业学院学报, 第 16 卷第 2 期, 1999 年 6 月。
- [7] 朱宁, 李天, CARET 进气道研究综述, 飞机设计, 第 1 期, 2003 年 3 月。
- [8] 龙滨, 变后掠翼技术概览, 航空知识, 2009 年第 5 期, 2009 年 5 月。
- [9] 傅前哨, 无尾飞机探秘, 航空知识, 2009 年第 2 期, 2009 年 2 月。
- [10] 张洋, 美军第六代战斗机发展预测与动向分析, 国际航空, 2011 年第 2 期, 2011 年 2 月。
- [11] 温杰, 十年一剑: 俄罗斯 T-50 原型机首飞, 国际航空, 2010 年第 2 期, 2010 年 2 月。