

doi:10.3969/j.issn.1001-893x.2015.11.013

引用格式:张杨,艾俊强,王健,等.倾斜双垂尾 L 频段电磁散射特点分析[J].电讯技术,2015,55(11):1260-1265. [ZHANG Yang, AI Junqiang, WANG Jian, et al. L-band Electromagnetic Scattering Characteristic Analysis of Vertical Fin[J]. Telecommunication Engineering, 2015, 55 (11):1260-1265.]

倾斜双垂尾 L 频段电磁散射特点分析*

张 扬**,艾俊强,王 健,张维仁

(中航工业第一飞机设计研究院,西安 710089)

摘 要:利用低散射载体,应用电磁仿真手段分析隐身飞机所采用的倾斜双垂尾的电磁散射特点。建立典型倾斜双垂尾模型,采用多层快速多极子算法(MLFMM)进行仿真计算,获得其方位角特性及雷达散射截面(RCS)量级。针对尾翼位置、倾斜角度、边缘后掠角等尾翼关键几何设计参数,建立变参数模型并进行多方案仿真。基于计算结果,分析参数敏感性,获得以上设计参数对 RCS 的影响规律及具体影响量级,为隐身性能约束下的尾翼设计提供参考。

关键词:倾斜双垂尾;隐身设计;电磁散射;L 频段;多层快速多极子算法

中图分类号:TN02 **文献标志码:**A **文章编号:**1001-893X(2015)11-1260-06

L-band Electromagnetic Scattering Characteristic Analysis of Vertical Fin

ZHANG Yang, AI Junqiang, WANG Jian, ZHANG Weiren

(AVIC The First Aircraft Institute, Xi'an 710089, China)

Abstract: The electromagnetic scattering characteristic of vertical fin on stealth aircraft is studied by simulation and use of low scattering supporter. Based on a typical oblique twin-finned model, the scattering characteristic at different azimuth and the radar cross section(RCS) level are obtained by multilevel fast multipole method(MLFMM). Simulation is done on variable parameter models with different geometry parameters, including tail location, angle of inclination and angle of edge. According to simulation result, the relationships between above parameters and RCS are studied by parameter sensitiveness analysis. The conclusion can be used to support vertical fin design that is bound by stealth performance.

Key words: vertical fin; stealth design; electromagnetic scattering; L-band; multilevel fast multipole method

1 引 言

由于传统飞机的垂直尾翼会产生很强的镜面散射以及形成角反射器,对飞机隐身性能极为不利,因此典型隐身飞机通常采用倾斜双垂尾布局(如 F-22、F-35、T-50)或无尾布局(如 B-2)^[1-2]。对于战斗机这类对操纵性和稳定性有特别要求的飞机,无尾布局常常不能满足飞行性能要求,故美俄四代机均采用倾斜双垂尾。

倾斜双垂尾虽然提高了飞机隐身性能,但尾翼依然对全机雷达散射截面(Radar Cross Section, RCS)产生贡献,因此需要精心设计。然而,相关研究少有报道。文献[3]提出了消除尾翼角反射器效应的措施,文献[4]研究了倾斜双垂尾外形参数设计方法,这两篇文献定性分析了倾斜双垂尾的隐身设计准则,但未给出定量结果。文献[5]采用物理光学法对倾斜双垂尾电磁散射特性进行了数值模

* 收稿日期:2015-06-10;修回日期:2015-10-09 Received date:2015-06-10;Revised date:2015-10-09

** 通讯作者:zy_buaa@163.com Corresponding author:zy_buaa@163.com

拟,并研究了 RCS 随尾翼倾斜角度的变化规律,然而文献[5]采用的算法仅能对电磁散射中的镜面散射部分进行计算。此外,倾斜双垂尾除倾斜角度这一参数外,还存在尾翼位置、边缘后掠角等诸多设计参数,需要系统研究尾翼电磁散射对这些参数的敏感性,才能解决隐身性能约束下尾翼设计问题。

本文针对以往学者研究不足的方面,采用精度更高的计算方法对倾斜双垂尾电磁散射特点进行定量分析,研究尾翼位置、倾斜角度、边缘后掠角等参数变化对 RCS 产生的影响,为尾翼隐身设计提供参考。

2 计算方案设计

为单独考察倾斜双垂尾的电磁散射特点,我们设计了低散射载体。两块尾翼置于载体上,用载体模拟机身,并将尾翼截断边界包裹融合。参考 YF-23(如图 1)进行尾翼及载体设计。



图 1 YF-22 和 YF-23 战斗机
Fig. 1 YF-22 and YF-23

最终设计的载体前缘为箭形,后缘由 4 条边缘组成,呈 M 形,载体边缘后掠角均在 30° 以上,避免边缘产生的 RCS 波峰进入关键扇区;翼面采用梯形平面形状,并将翼尖斜切;尾翼布置于载体两端,类似于 YF-23 尾翼布局,模拟对机身的遮挡;翼面和载体光滑过渡,基本型方案翼面外倾 60° ,如图 2 所示,其具体尺寸见表 1。通过改变尾翼位置、倾斜角度、边缘后掠角等翼面设计参数,研究上述参数对 RCS 的影响。



图 2 计算方案
Fig. 2 Model

表 1 方案几何参数
Table 1 Geometry parameter

几何参数	数据
总长/m	16.00
总宽/m	25.30
总高/m	3.80
翼面根弦长/m	5.14
翼面尖弦长/m	1.98
翼面前缘后掠角(俯视图)/ $(^\circ)$	42
尾翼倾斜角度/ $(^\circ)$	60

3 计算方法及参数

考虑到物理光学法等高频方法难以满足精度要求,同时矩量法对计算资源要求过于苛刻^[6-8],本文选择多层快速多极子方法(Multilevel Fast Multipole Method, MLFMM)。该方法采用加法定理进行分层分区计算,近区耦合基于矩量法直接计算,非近区耦合由聚合、转移、配置 3 步完成^[8]。文献[9]表明,上述计算方法与微波暗室测试结果吻合较好,说明该方法应用于电磁散射特点分析是可行的。

监视警戒雷达为飞机重要威胁之一,一般作用在 L 频段与 S 频段,基于此,本文主要研究倾斜双垂尾在 L 频段(频率 1 GHz)的电磁散射特性。考虑典型飞机姿态,即俯仰角为 0° 、滚转角为 0° 。真实飞机蒙皮一般为金属,故计算中将各组模型均作为理想导体处理。采用远场平面波照射,计算类型为单站 RCS,极化方式为水平极化(HH)和垂直极化(VV),计算方位角为 $0^\circ \sim 180^\circ$,计算步长为 1° ,其中 0° 方位角定义为电磁波从机头沿飞机轴线向后照射。

4 倾斜双垂尾电磁散射特点分析

根据计算结果及对称性,可以得到方位角 $0^\circ \sim 360^\circ$ 范围内 RCS 分布。以 VV 极化为例,如图 3 所示,在方位角 $0^\circ \sim 180^\circ$ 范围内存在 7 个明显 RCS 波峰(依次标示为 A、B、C、D、E、F、G)。

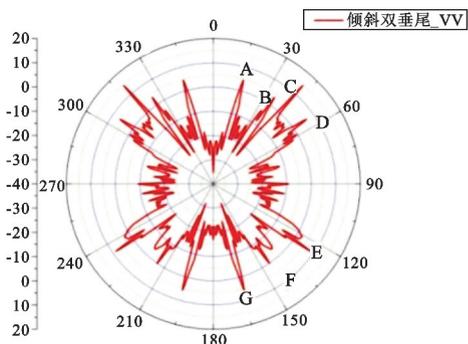


图 3 RCS 分布曲线
Fig. 3 RCS curve

对比图 3 和倾斜双垂尾俯视图发现, RCS 波峰与边缘后掠角存在对应关系, 不难看出, 边缘是产生 RCS 波峰的散射源。RCS 波峰所在方位角及对应的散射源如表 2 所示。

表 2 RCS 波峰所在方位角及散射源

Table 2 Azimuth of RCS curve peak and the scattering source

波峰	方位角/(°)	散射源
A	16	尾翼后缘
B	35	载体后缘
C	42	尾翼前缘
D	55	载体前缘
E	125	载体前缘
F	145	载体后缘
G	164	尾翼后缘

文献[10]研究表明, 当二维机翼受到电场垂直于前缘、射线方向垂直于前、后缘且与弦面平行或仅有一个较小角度的入射时, 在照明区的前缘有回波产生, 处在阴影区的后缘也有回波产生; 处在照明区的前缘产生的镜面反射; 处在阴影区的后缘经前向爬行波的入射激起的边缘绕射线再经后向爬行而形成的回波。本文也发现类似现象, 尾翼后缘电磁散射不仅对尾向产生影响 (RCS 峰值最高达 10.5 dBsm), 也会在头向造成 RCS 波峰 (峰值最高达 4.5 dBsm); 尾翼前缘电磁散射仅对头向产生影响 (RCS 峰值最高达 18 dBsm)。因此, 对于头向隐身要求较高的飞行器, 需要合理设计尾翼前缘后掠角及后缘后掠角, 避免两者在头向产生的 RCS 波峰进入头向关键扇区。

统计倾斜双垂尾关键扇区 RCS 均值, 得到头向 $\pm 30^\circ$ 均值最大为 -8.2 dBsm, 侧向 $\pm 30^\circ$ 均值最大为 -10.3 dBsm, 尾向 $\pm 30^\circ$ 均值最大为 -2.1 dBsm。

5 尾翼位置影响分析

根据尾翼位置的差别, 将典型倾斜双垂尾布局分为两类: 布局 1 如 YF-23, 尾翼位于机身 (或翼面) 两端, 电磁波侧向照射时尾翼完全遮挡机身; 布局 2 如 YF-22, 尾翼位于翼面内, 电磁波侧向照射时尾翼部分遮挡机身 (见图 1)。通过数值计算, 对比分析两种布局 RCS 差别, 从而得到尾翼位置对 RCS 的影响。

布局 1 模型如图 2 所示。参考 YF-22 设计布局 2 模型如图 4 所示, 两块翼面位于低散射载体内, 从俯视图上看, 尾翼与载体有重叠区域。布局 1 和布局 2 尾翼翼面完全相同, 为保证载体不影响对侧向 RCS 的考察, 布局 2 载体前缘和后缘收于一点, 避免产生正侧向边缘绕射。

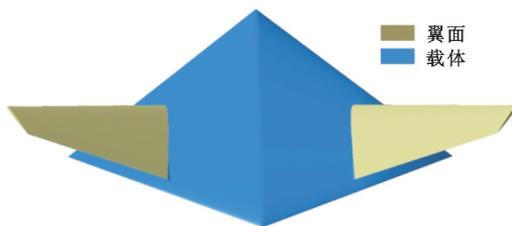


图 4 布局 2 计算模型
Fig. 4 Model 2

两种布局关键扇区 RCS 均值如图 5 所示。由图可知, 倾斜双垂尾头向 RCS 对 VV 极化较敏感, 尾向 RCS 对 HH 极化较敏感。两种布局头向、尾向 RCS 差别不大, 但侧向 RCS 相差较大, 布局 1 比布局 2 侧向 RCS 均值小 20 ~ 22 dB。可见, 对于仅仅要求头向和尾向隐身性能的飞机, 尾翼位置对 RCS 影响不大; 对于要求全向隐身的飞机, 尾翼位于机身 (或翼面) 两端, 由于电磁波侧向照射时尾翼完全遮挡机身, 可使侧向 RCS 均值降低 20 dB 以上。

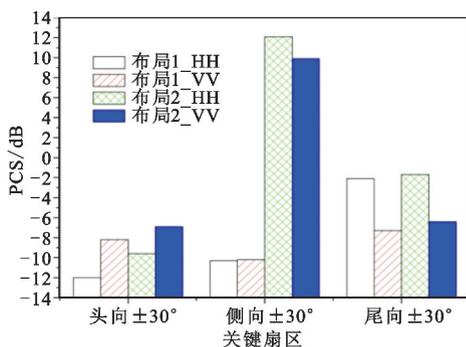


图 5 两种倾斜双垂尾布局 RCS 均值对比
Fig. 5 Average RCS comparison between two tails

6 尾翼倾角影响分析

将尾翼倾斜角度由 0° 逐渐变为 75° , 每间隔 15° 得到一个变倾角方案 (如图 6 所示), 其中 0° 倾角尾翼即垂直尾翼。计算 RCS 并对头向关键扇区 (头向 $\pm 30^\circ$)、侧向关键扇区 (侧向 $\pm 30^\circ$) 和尾向关键扇区 (尾向 $\pm 30^\circ$) 取均值, 得到 RCS 均值随尾翼倾角变化

曲线,如图 7 所示。

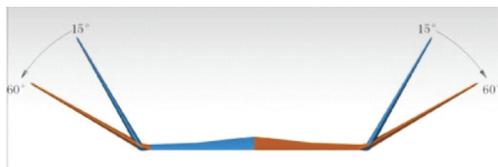
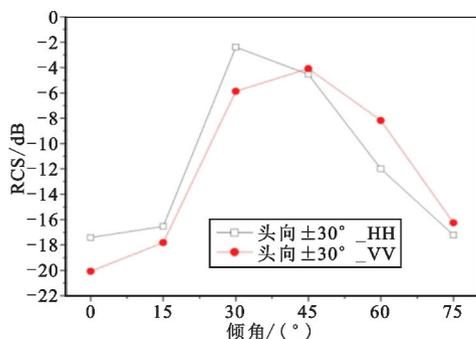
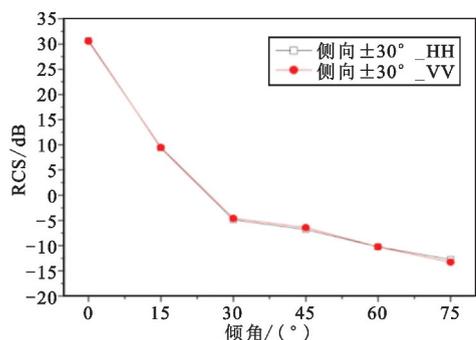


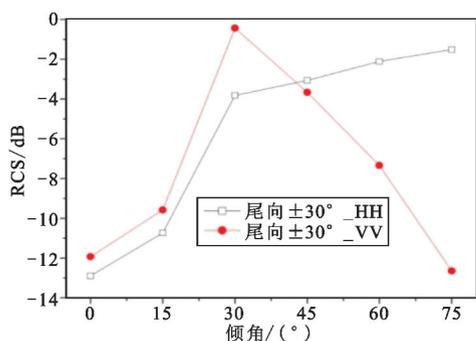
图 6 尾翼倾角变化示意
Fig. 6 Angle of inclination variation



(a) 头向



(b) 侧向



(c) 尾向

图 7 RCS 均值随尾翼倾角变化曲线

Fig. 7 Average RCS changes with angle of inclination

倾角为 0°时,尾翼法线为正侧向,因此尾翼对侧向产生镜面散射,造成较大 RCS;随着倾角增大,尾翼逐渐偏离镜面散射方向,电磁散射随之减弱,这是增大倾角能使侧向 RCS 降低的机理。由图 7 可

知,倾角由 0°变为 75°时,侧向 RCS 变化达 44 dB,可见,倾角变化对侧向 RCS 影响巨大。对于侧向 RCS,倾斜双垂尾 RCS 随倾角增大而下降,其中倾角 30°前 RCS 急剧下降,之后缓慢下降;HH 极化和 VV 极化下侧向 RCS 接近。由此可见,为降低侧向 RCS,尾翼倾斜角度应不小于 30°(RCS 可降至 -5 dBsm 以下)。

由曲线可知,对于头向,倾斜双垂尾 RCS 随倾角增大而先增后减,其中倾角 30°附近达到峰值;HH 极化和 VV 极化下头向 RCS 变化规律相似。对于尾向,倾角 30°前,尾向 RCS 随倾角增大而上升;倾角 30°后,不同极化下 RCS 呈现相反的变化趋势,HH 极化下,尾向 RCS 缓慢上升,VV 极化下,RCS 急剧下降。由此可知,为降低头向和尾向 RCS,应使倾角偏离 30°,且倾向于尾翼倾角数值越小越好。

由上述分析可知,倾角变化对头尾向 RCS 和侧向 RCS 产生相反作用。与 0°倾角相比,倾角大于 30°时,侧向 RCS 能下降 35 dB 以上,头向 RCS 增大 18 dB 以下,尾向 RCS 增大 13 dB 以下,综合考虑,倾角应大于 30°。

7 尾翼边缘后掠角度影响分析

在保证翼面积不变的前提下,改变尾翼边缘后掠角。计算尾翼前缘分别为 20°、30°、38°和 50°情况下(如图 8 所示)尾翼 RCS。4 种方案在俯视图上边缘后掠角度如表 3 所示。



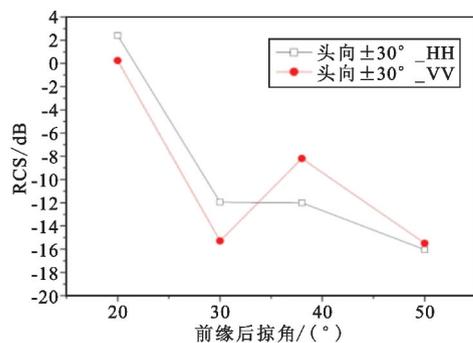
图 8 尾翼前缘分别为 20°、30°、38°时方案示意图

Fig. 8 Models with different leading edge angle (20°, 30°, 38°)

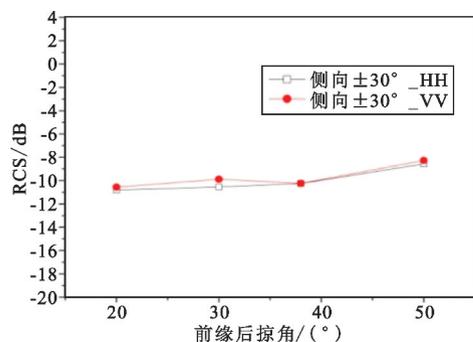
表 3 俯视图中尾翼边缘后掠角度
Table 3 Edge angle in top view

方案	前缘投影后掠角/(°)	后缘投影后掠角/(°)
方案 1	22.8	14.7(前掠)
方案 2	33.0	0.0(后掠)
方案 3	42.0	16.0(后掠)
方案 4	54.0	39.7(后掠)

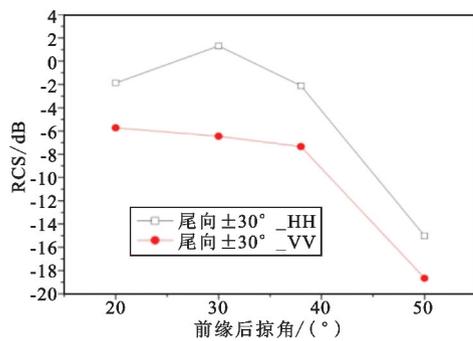
4 种方案 RCS 均值如图 9 所示。考虑头向 RCS: 由图表可知, 方案 1 尾翼前缘在俯视图上的投影后掠角为 22.8° , 位于头向关键扇区; 方案 2 尾翼前缘在俯视图上的投影后掠角为 33° , 避开了头向关键扇区, 由此导致 RCS 均值降低 13 dB 以上。



(a) 头向



(b) 侧向



(c) 尾向

图 9 RCS 均值随前缘后掠角变化曲线

Fig. 9 Average RCS changing with leading edge angle

侧向 RCS 对尾翼边缘角度变化不敏感, 始终处于 -11 dBsm 量级。考虑尾向 RCS, 方案 1 ~ 3 俯视图上尾翼后缘的角度在前掠 14.7° 到后掠 16° 之间变化, 始终处于尾向关键扇区, 由图可知尾向 RCS 变化较小; 方案 4 俯视图上尾翼后缘的角度为 39.7° , 避开头向及尾向关键扇区, 由此头向 RCS 均值下降 4 dB 以上, 尾向 RCS 均值下降 11 dB 以上。

8 结束语

采用倾斜双垂尾是外形隐身的一项重要措施。本文通过电磁仿真及分析, 发现尾翼位置和倾斜角度对侧向 RCS 影响较大; 相比尾翼在翼面内的情况, 尾翼在翼面最外端能使侧向 RCS 降低 20 dB 以上; 相比垂直尾翼, 倾角大于 30° 时, 侧向 RCS 能下降 35 dB 以上。此外, 尾翼前后缘后掠角对侧向 RCS 影响较小, 但对头、尾向 RCS 影响较大, 应合理设计前后缘角度, 避免其散射波峰进入头、尾向关键扇区。

与以往研究工作相比, 本文采用了精度更高的算法, 通过低散射载体单独研究了倾斜双垂尾电磁散射特点, 定量研究了尾翼位置、倾角、尾翼边缘后掠角等参数对 RCS 的影响规律。相关研究结论可为隐身性能约束下的尾翼设计提供参考。

本文仅对倾斜双垂尾在 L 频段的电磁散射特点进行了分析, 在其他频段下的散射规律需进一步研究。

参考文献:

- [1] 贺媛媛, 周超. 飞行器隐身技术研究及发展[J]. 飞航导弹, 2012(1):84-91.
HE Yuanyuan, ZHOU Chao. Research and development of aircraft low observable technology [J]. Aerodynamic Missile Journal, 2012(1):84-91. (in Chinese)
- [2] 许学春. 隐身导弹与隐身技术的应用[J]. 飞航导弹, 2013(5):87-90.
XU Xuechun. The application of stealth missile and low observable technology [J]. Aerodynamic Missile Journal, 2013(5):87-90. (in Chinese)
- [3] 桑建华. 飞行器隐身技术[M]. 北京: 航空工业出版社, 2013.
SANG Jianhua. Low-observable technologies of aircraft [M]. Beijing: Aviation Industry Press, 2013. (in Chinese)
- [4] 张考. 飞行器对雷达隐身性能计算与分析[M]. 北京: 国防工业出版社, 1997.
ZHANG Kao. Computation and research on low-observable performance of aircraft [M]. Beijing: National Defense Industry Press, 1997. (in Chinese)
- [5] 岳奎志, 孙聪, 姬金祖. 双立尾对战斗机隐身特性的数值模拟[J]. 北京航空航天大学学报, 2014(2):160-165.
YUE Kuizhi, SUN Cong, JI Jinzu. Numerical simulation on the stealth characteristics of twin-vertical-tails for fighter [J]. Journal of Beijing University of Aeronautics and Astronautics, 2014(2):160-165. (in Chinese)
- [6] 王辛刚. 复杂目标电磁散射特性精确计算方法的并行化和实现[D]. 上海: 上海大学, 2011.
WANG Xingang. The parallelization and implementation of MLFMA for the accurate solution of electromagnetic

scattering by large complex object[D]. Shanghai:Shanghai University,2011. (in Chinese)

- [7] 阮颖铮. 雷达截面与隐身技术[M]. 北京:国防工业出版社,1998.
RUAN Yingzheng. Radar cross section and low-observable technologies[M]. Beijing:National Defense Industry Press,1998. (in Chinese)
- [8] 聂在平. 目标与环境电磁散射特性建模——理论、方法与实现(应用篇)[M]. 北京:国防工业出版社,2009.
NIE Zaiping. Modeling of electromagnetic scattering characteristics of target and environment—theory, method and realization[M]. Beijing:National Defense Industry Press, 2009. (in Chinese)
- [9] 王健. 基于多层快速多极子算法的某隐身飞机 RCS 特性分析[C]//第四届中国航空学会青年科技论坛文集. 北京:中国航空学会,2010:193-199.
WANG Jian. RCS analysis of a stealth fighter Based on multi-level fast multipolealgorithm[C]//Proceeding of the 4th CSAA Youth Science and Technology Forum. Beijing: Chinese Society of Aeronautics and Astronautics, 2010:193-199. (in Chinese)
- [10] 张考. 军用飞机生存力与隐身设计[M]. 北京:国防工业出版社,2002.
ZHANG Kao. Military aircraft survivability and stealth design[M]. Beijing:National Defense Industry Press, 2002. (in Chinese)

作者简介:



张 扬(1987—),男,湖南人,2013 年于北京航空航天大学获硕士学位,现为助理工程师,主要从事飞行器总体设计工作;

ZHANG Yang was born in Hunan Province, in 1987. He received the M. S. degree from Beijing University of Aeronautics and Astronautics in 2013. He is now an assistant engineer.

His research concerns overall design of aircraft.

Email:zy_buaa@163.com

艾俊强(1961—),男,陕西人,研究员,主要从事飞机气动布局设计工作;

AI Junqiang was born in Shaanxi Province, in 1961. He is now a senior engineer of professor. His research concerns aerodynamic shape of aircraft design.

王 健(1980—),男,江苏人,高级工程师,主要从事飞行器总体设计工作;

WANG Jian was born in Jiangsu Province, in 1980. He is now a senior engineer. His research concerns overall design of aircraft.

张维仁(1989—),男,河北人,助理工程师,主要从事飞行器总体设计工作。

ZHANG Weiren was born in Hebei Province, in 1989. He is now an assistant engineer. His research concerns overall design of aircraft.