

文章编号 :0258-1825(2003)02-0182-07

一种隐身外形弹体下埋入式进气道的 进气机理与低速实验研究

余安远 郭荣伟 孙 媚 谢雪明

(南京航空航天大学内流研究中心 江苏 南京 210016)

摘要:对一种低雷达散射外形弹体下埋入式进气道的某设计方案进行了进气机理研究和低速气动实验研究。实验模型为低雷达散射的多边形弹体和埋入式进气道的组合。由于平面上的埋入式进气口进气困难,因此模型采用了由矩形进口逐渐过渡为圆形出口的进气道。通过对模型的CFD流场数值分析揭示了该平面上埋入式进气道的进气机理是进口侧棱产生涡,涡卷吸进气。通过对模型的低速气动实验研究获得了该埋入式进气道的流量特性以及气动特性随迎角和侧滑角的变化规律。结果表明,本研究所给出的进气道在低速气动实验时具有良好的流量特性和气动性能,较好地解决了埋入式进气道在平面弹身上难以进气的问题。因此可以推断,本文提出的埋入式进气道与低雷达散射弹身一体化设计具有光明的应用前景。

关键词:埋入式进气道;低雷达散射导弹;一体化设计;气动特性;进气机理

中图分类号:V211.48 文献标识码:A

0 引言

现代空战对导弹的发展提出的要求之一是提高隐身能力。目前,隐身技术主要集中在电磁隐身技术方面,以减少导弹的雷达散射截面(Radar Cross Section,简称RCS)。导弹的几何外形对电磁隐身性能的影响非常大,采用多边形截面的弹体比采用常规圆截面的弹体具有更好的隐身效果^[1]。近年来,弹用埋入式进气道的设计与应用引起了有关方面的重视,因为采用埋入式进气道不但减少了气动阻力,而且也由于减少了暴露面积而使RCS值大幅度降低。显然,将弹体隐身外形与埋入式进气道进行一体化考虑是极具吸引力的。

经过多年的发展,基于常规弹体的埋入式进气道设计和应用已渐趋成熟。有限资料表明,国外早就开展了埋入式进气道的研究。1945年,弗里克、戴维斯、兰德尔和莫斯曼设计了一个NACA埋入式进气道^[2],但由于总压恢复低进气量小,在实际中只能应用于小型辅助进气口。截止目前,埋入式进气道已经在美、俄等国的巡航导弹上得到运用,如美国的AGM-129等导弹就采用了埋入式进气道。

国内对埋入式进气道的研究始于80年代中期,并取得了许多成果。文献[3]为常规的圆形弹体成功地设计了一个横截面为“田径跑道”形的三维埋入式进气道;文献[4]和文

* 收稿日期:2002-05-28; 修订日期:2002-07-22。

作者简介:余安远(1974-),南京航空航天大学,博士研究生,研究方向为非常规进气道的气动特性。

文献 5] 分别对该进气道进行了数值分析和实验研究,结果表明该进气道可以满足流量要求,但流场畸变偏大;文献 6] 对这种进气道进行了流场控制的系统性研究,使得该进气道达到了实用要求;文献 7] 较系统地提出了圆弹体埋入式进气道的设计方法并发展了一套 CAD 软件,运用该软件为常规圆形弹体设计了一个横截面为“变短轴椭圆”形的埋入式进气道,实验表明该进气道达到了较好的气动性能。

以上都是基于常规弹体的埋入式进气道的设计和研究。然而基于多边形截面隐身外形弹体的埋入式进气道的设计方法和性能,国内外尚未见报道。这是因为按常规设计,进口在平面上的埋入式进气道进气效率低,不能满足发动机流量要求的技术难题^[4~8]尚未解决。为此本文对埋入式进气道与多边形弹体一体化设计的一种方案开展了气动性能的研究。提出的类矩形进口设计较好地解决了平面上进气口进气效率低的问题^[8]。尽管高速下可压缩性的影响尚需进一步考虑,但低速气动实验表明,本文提出的埋入式进气道与多边形弹体一体化设计方案具有良好的气动性能。因此可以推断,这种新型的埋入式进气道与具有良好隐身的多边形弹体一体化设计具有光明的应用前景。

1 模型与设备

1.1 实验模型

研究中,参照文献 1],低雷达散射弹体的横截面选用多边形截面。埋入式进气道进口布局于多边形弹体的底面上。参照文献 7] 的设计方法,用从进口矩形(宽高比为 2:1)逐渐过渡为出口圆形的气动 S 弯管与平面相贯确定出埋入式进气道的几何外形,其具体尺寸见图 1(图中所有几何尺寸皆由进气道出口直径 D 无因次化)。

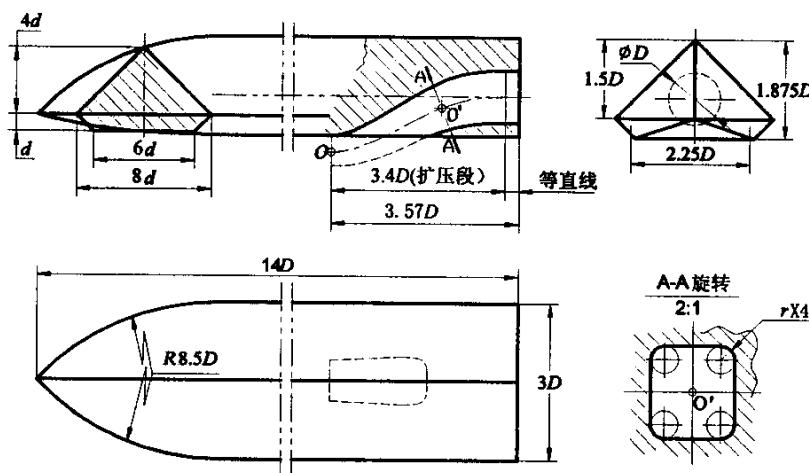


图 1 实验模型示意图

Fig. 1 Schematic drawing of experimental model

1.2 实验设备

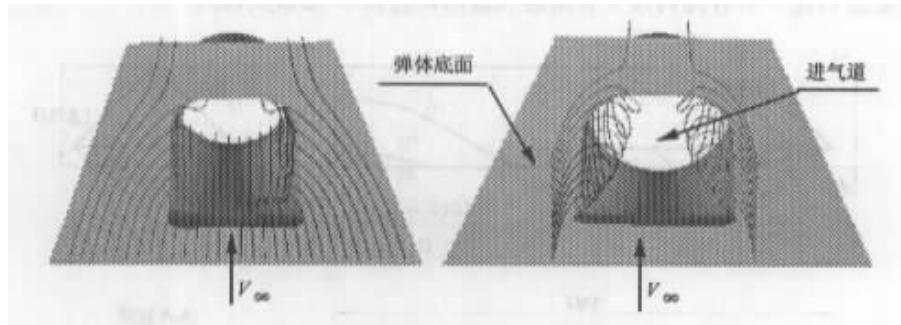
实验在南京航空航天大学内流研究中心的低速自由射流风洞进行,来流风速 34m/s ,以模型当量直径为特征长度的雷诺数约为 2.3×10^5 。模型用“V”形块固定在支架上,通过支架可调节模型的迎角和侧滑角,进气道的流量由其后的流量锥调节。

2 埋入式进气道进气机理

因开口于平面的常规埋入式进气道进气困难甚至根本不能进气^[8],所以研究认为要想进气道为发动机提供必要的流量,须充分利用进口的三维效应产生涡结构,由涡卷吸气流进入进气道。为此,本文特别对埋入式进气道的进口进行了精心设计,选用的狭长矩形进口两侧棱能在流场中产生沿进气方向进动的涡结构,同时保持进口矩形的两条侧边的锐角,旨在强化该涡结构的卷吸能力,以增加埋入式进气道对自由来流的动压利用程度。

为验证这种设计的合理性,并解释这种埋入式进气道的进气机理,本文对所设计的模型进行了流场 CFD 数值模拟。当来流马赫数为 0.5 时,在零迎角和零侧滑角下,计算得到了模型进气道进口处的若干平均流线族。

图 2(a) 给出了在进气道前平行于弹体底面的某组流线族在进气道进口处发展情形。其中,靠近进口处的流线在进口的两条侧棱处一边绕侧棱向内通道旋转一边沿内通道流向下游,既明显地示意出进口处存在着一对涡,又形象地示意出该对涡的结构。由图可见,进口前沿被卷吸进入进气道的气流横向宽度近乎进气道横向宽度的两倍。这显然是由于该对涡的存在引起的。



(a) 贴近壁面的某流线族
(b) 渐离壁面的某流线族

图 2 进气道进口处流线所表现的涡结构

Fig. 2 Vortical structure near the entrance of the inlet

图 2(b) 给出了进气道前垂直于弹体底面的某两组流线族在进气道进口处发展情形。它们在进口的两条侧棱处一边绕侧棱旋转一边沿内通道流向下游。这两组流线族同样显示了进气道进口处对涡的存在和对涡的结构,同时还表现出该对涡有足够的强度,卷吸进口前的主流进入进气道。

由图 2 可见,异于常规皮托进气道的冲压进气,平面上的埋入式进气口进气机理是利用进口的三维效应产生涡,靠涡卷吸进气。

3 实验结果与分析

在低速状态下，本研究用进气道出口气流速度 V_2 与自由流速度 V_1 之比（用 $kv = V_2/V_1$ 表示）来考虑流量系数的影响。实验中采用平均动压利用效率 η 和畸变指数 DC_{60} 作为进气道性能参数^[2]，其中 η 的定义为：气流在压缩过程中所做的功与原气流可利用的动能之比，对于不可压流， η 可以简化为当地平均总压与来流静压的差与来流动压之比。

（1）进气道出口截面平均动压利用效率和流场畸变随速度比的变化关系

图3给出了模型在迎角 α 和侧滑角 β 都为零时进气道出口动压利用效率 η 随速度比 kv 变化关系。由图可见，在实验范围内，动压利用效率随速度比的增加而增加，只是当速度比大于 0.65 之后增加的速率逐渐平缓一些。这说明随着速度比或进气道空气流量的增加，对来流动压的利用程度得到了改善。显然，埋入式进气道与常规的皮托式或 S 弯进气道的流量特性完全不同，后者的总压恢复（相当于本文的动压利用效率）随着流量系数（相当于本文的速度比）的增加而减小。这是埋入式进气道与常规的皮托式或 S 弯进气道的进气机理不同的缘故^[7~9]。

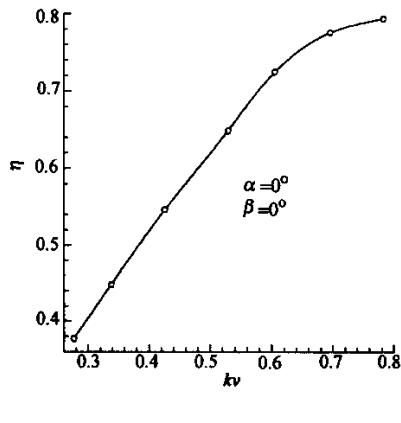


图 3 η 随 kv 变化关系

Fig.3 Relations between kv and η

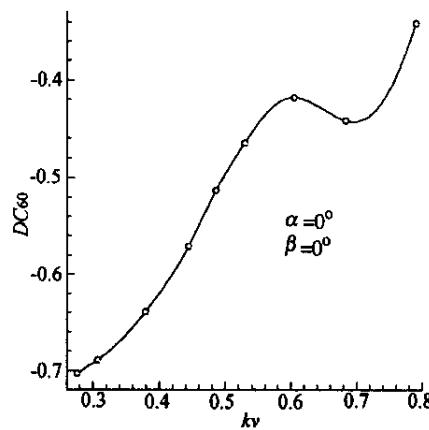


图 4 DC_{60} 随 kv 变化关系

Fig.4 Relations between kv and DC_{60}

实验表明，在某一迎角和侧滑角时，随着速度比的增加，进气道出口流场质量总体上呈好转趋势。图4给出了模型在迎角 α 和侧滑角 β 都为零时进气道出口流场畸变指数 DC_{60} 随速度比 kv 变化关系。由图可见，随着速度比从 0.28 增大到 0.6， DC_{60} 的绝对值不断下降，当速度比大于 0.6 时， DC_{60} 的绝对值先略有提高然后又有所降低。畸变指数不随速度比单调变化是由于进入进气道的边界层的多少、旋涡强度和出口动压大小等多种因素的影响结果。但总的来看，这类进气道随着流量的增加，其流场畸变是减小的。

（2）侧滑角一定时进气道出口截面平均动压利用效率和流场畸变随迎角的变化关系

实验表明，在某一侧滑角 β 、给定速度比 kv 下，在实验变化范围内，随迎角 α 的变化，进气道出口截面平均动压利用效率 η 呈现出类似图5所示的规律。由图可见，正迎角时，

随着 α 从 0° 增大到 10° , η 从 0.68 增大到 0.72。联系到模型的外形与迎角的关系可知 在正迎角时,埋入式进气道的进气口因暴露在来流之下而部分利用来流冲压,可以较方便地捕获自由来流,所以进气效率有所提高。当负迎角时,在所实验的范围内随着 α 的减小, η 也略有增大。这是因为 随着负迎角的减小,由于机身五边形两侧棱(参见图 1)的三维绕流所产生的涡旋会逐渐增强,因而背风侧边界层被卷走的量相应增加,这样进入进气道的高能流依然较多,所以动压利用效率同样稍有增高。

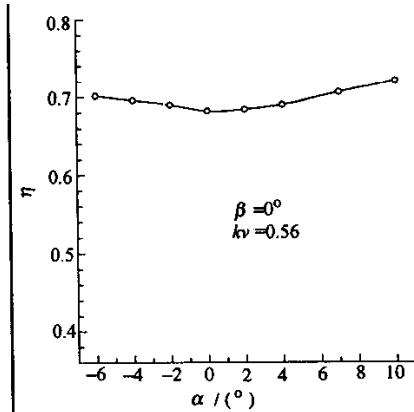


图 5 η 随 α 变化关系

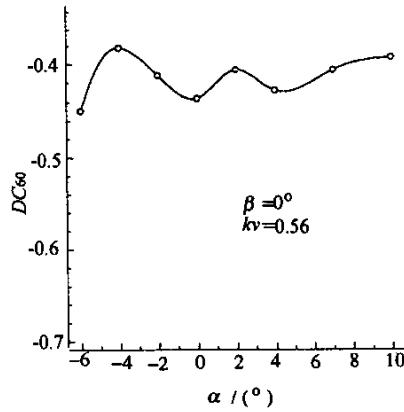


图 6 DC_{60} 随 α 变化关系

Fig. 5 Relations between α and η

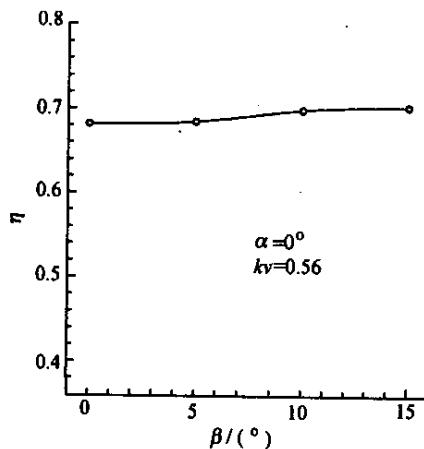
Fig. 6 Relations between α and DC_{60}

图 6 给出了模型在 $\beta = 0^\circ$, $kv = 0.56$ 时流场畸变 DC_{60} 随与迎角 α 的变化关系。由图可见,随着 α 的变化, DC_{60} 也大致稳定在 -0.4 上下,只是在 -6° 时相对低一些(DC_{60} 达 -0.45)。因为在 $\alpha = -6^\circ$ 时,由于进气口以较大角度背风,利用涡效应卷吸进入进气道的气流因涡的复杂结构而呈现出相对较大的畸变。而在迎风状态下,气流冲压进入进气道后受扩压段弯曲管道的影响在出口也引起了一定程度的畸变。

(3) 迎角一定时进气道出口截面平均动压利用效率和流场畸变随侧滑角的变化关系

图 7 给出了实验模型在零迎角和速度比 $kv = 0.56$ 时进气道出口动压利用效率 η 随侧滑角 β 变化关系。由图可见,在实验的侧滑角 $0^\circ \sim 15^\circ$ 范围内,随着侧滑角的增大,动压效率基本稳定在 $0.68 \sim 0.7$ 之间。实际上,在侧滑条件下,进气道的效率既跟扁五边形机身在背风方向上产生的绕流有关,又与进气道唇口以前的边界层的可发展长度相关。这两者的综合作用造成了如图 7 所示的曲线缓缓上升的走向。

实验模型在零迎角和速度比 $kv = 0.56$ 时进气道出口流场畸变指数 DC_{60} 随侧滑角 β 的变化关系如图 8 所示。由图可见,在 β 处于 $0^\circ \sim 10^\circ$ 范围内,畸变指数 DC_{60} 的绝对值随侧滑角 β 增大而增大,或者说,出口流场畸变越来越严重,这是由于,随着侧滑角的增大,进气道进口前沿两侧造成的绕流和卷吸涡不对称性导致进气道出口的流场不均匀度加大引起的。至于图 8 中当 β 大于 10° 后 DC_{60} 的变化趋于平缓的原因,可由图 7 中大侧滑角时动压利用效率增大得到解释:相同的出口速度下,动压利用效率增大将引起出口动压增加,使 DC_{60} 随侧滑角的变化变得平坦。

图7 η 随 β 变化关系Fig. 7 Relations between β and η

(4) 出口截面动压利用效率分布

从动压利用效率的定义可以看出,当流动速度一定时,该参数实际上代表了总压的大小。因此,研究以进气道出口截面的各点动压利用效率来描述该截面的压力场。图9给出了 $\alpha = \beta = 0^{\circ}$, $kv = 0.56$ 时进气道出口截面的动压利用效率的分布。从总体上看,进气道的总压分布是合理的,表明这种短扩压的埋入式进气道没有出现异于常规进气道的畸变流场。

研究得到了不同迎角和不同侧滑角下进气道的出口截面总压分布。结果表明,在实验的变化范围内,进气道出口的压力分布跟侧滑角 β 有关。随着 β 的增大,高压区的位置逐渐由正下方偏转到斜上方(靠近背风侧);高压区的位置随迎角 α 的变化不明显,基本与图9相似。

4 结 论

综上所述,研究可得出如下结论

(1) 本文提出的类矩形进口设计较好地解决了进口在平面上的进气道进气效率低的难题,使进气道具有良好的气动性能。

(2) 多边形弹身的埋入式进气道流量特性与常规式进气道不同,随着流量的增加,进气道出口动压利用效率提高,流场畸变减小,这对该类进气道的气动设计具有指导意义。

(3) 迎角改变时,埋入式进气道出口动压利用效率、流场畸变变化不大,这对进气道是有利的。

(4) 进气道在侧滑条件下出口动压利用效率变化不大,但流场畸变随之增大较快,因

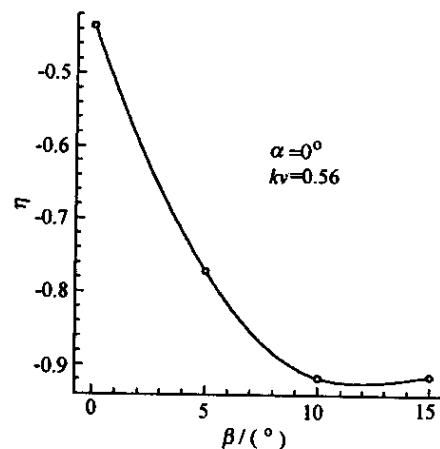
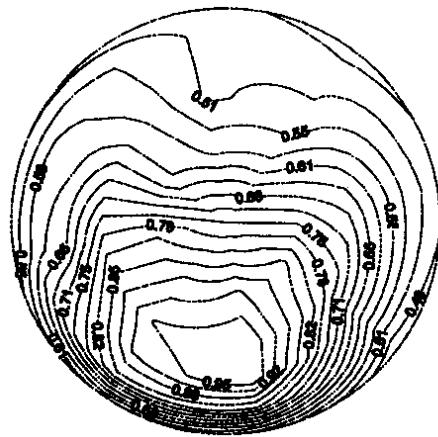
图8 DC_{60} 随 β 变化关系Fig. 8 Relations between β and DC_{60} 

图9 进气道出口动压利用效率分布

 $(\alpha = \beta = 0^{\circ}, kv = 0.56)$ Fig. 9 Contours of η at the outlet of the inlet

此在气动设计时需考虑侧滑时的畸变抑制问题。

参 考 文 献 :

- [1] 潘家正 ,王一飞 . 不同截面机身的 RCS 及气动特性研究 [J]. 航空学报 ,1992 ,13(4):113 ~ 117
- [2] SEDDON J ,GOLDSMITH E L . Intake aerodynamics [M]. Collins ,1985 235 ~ 251
- [3] 杨爱玲 郭荣伟 . 埋入式进气道设计及其气动性能研究 [J]. 空气动力学学报 ,1998 ,16(2):154 ~ 161.
- [4] 杨爱玲 郭荣伟 . 二维埋入式进气道的数值分析 [J]. 航空学报 ,1999 ,20(5):450 ~ 454
- [5] 杨爱玲 郭荣伟 . 埋入式进气道流场的雷诺应力测量和频谱分析 [J]. 空气动力学学报 ,1999 ,17(1):80 ~ 86.
- [6] 任三星 ,李学来 ,郭荣伟 . 埋入式进气道流场控制研究 [J]. 航空学报 ,2000 ,21(3):226 ~ 229.
- [7] 郭荣伟 ,刘少永 . 埋入式进气道设计 [J]. 南京航空航天大学学报 ,2001 ,33(8):8 ~ 12.
- [8] 翁培奋 . 埋入式进气道内外流场的数值计算和实验研究 [D]. [博士学位论文] 南京 : 南京航空航天大学 ,1986.
- [10] LEE C C ,CHRIS BOEDICKER . Subsonic diffuser design and performance for advanced fighter aircraft [R]. AIAA-85-3073

Air-admission mechanism and low speed tunnel test of a submerged inlet with low RCS missile body

YU An-yuan ,GUO Rong-wei ,SUN Shu ,XIE Xue-ming

(IFRC ,Nanjing University of Aeronautics and Astronautics ,Nanjing 210016 ,China)

Abstract : An investigation of a submerged inlet with low RCS missile body of which the cross section is pentagonal is presented in this paper. Since the underside surface of the body is a plane in which the entrance of the submerged inlet is ,it may lead the flow characteristics in the inlet to be bad. In the study ,a S-shaped duct is designed first and the cross section of the duct is changed from rectangle at the entrance to circularity at the outlet. Then the submerged inlet can be realized after cutting off the part of the S-shaped duct outside of the body. After a series of computational work ,the air-admission mechanism of the inlet is revealed : it is the two side edges of the rectangular entrance that generate vortices ,and it is these vortices that convolve air into the inlet. Following ,lots of experiments in low speed wind tunnel were conducted to test the feasibility of the integrative configuration. The test results show that the submerged inlet with a low RCS missile body has the sound flow characteristics which indicates that the integrative design is successful and has a bright future for the application.

Key words : RCS ;submerged inlet ;missile body ;integrated design ;flow characteristics ;air-admission mechanism

雷达散射截面（RCS）分析培训课程

易迪拓培训(www.edatop.com)由数名来自于研发第一线的资深工程师发起成立，致力和专注于微波、射频、天线设计研发人才的培养，是国内最大的微波射频和天线设计人才培养基地。客户遍布中兴通讯、研通高频、国人通信等多家国内知名公司，以及台湾工业技术研究院、永业科技、全一电子等多家台湾地区企业。

雷达散射截面（Radar Cross Section，简称 RCS）是雷达隐身技术中最关键的概念，也是电磁理论研究的重要课题，使用 HFSS 软件可以很方便的分析计算各种目标物体的 RCS。

由易迪拓培训推出的《HFSS 雷达散射截面分析培训课程套装》是从零讲起，系统地向您讲授如何使用 HFSS 软件进行雷达散射截面分析的全过程。该套视频课程由专家讲授，边操作边讲解，直观易学。

HFSS 雷达散射截面分析培训课程套装



套装包含两门视频培训课程，其中：《两周学会 HFSS》培训课程是作为 HFSS 的入门培训课程，帮助您在最短的时间内迅速熟悉、掌握 HFSS 的实际操作和工程应用；《HFSS 雷达散射截面(RCS)分析》培训课程是专门讲授如何使用 HFSS 来分析计算雷达散射截面，包括雷达散射截面、单站 RCS、双站 RCS 等的定义，实例讲解使用 HFSS 分析单站 RCS、双站 RCS 和宽频 RCS 的相关设置和实际操作等。视频课程，专家讲授，从零讲起，直观易学...

课程网址: <http://www.edatop.com/peixun/hfss/130.html>

● 更多培训课程：

● **HFSS 培训课程**

网址: <http://www.edatop.com/peixun/hfss/>

● **CST 培训课程**

网址: <http://www.edatop.com/peixun/cst/>

● **天线设计培训课程**

网址: <http://www.edatop.com/peixun/antenna/>