

文章编号: 1673-3819(2006)05-0001-05

# 弹道导弹打击航空母舰末制导寻的方法研究\*

谭守林<sup>1</sup>, 张大巧<sup>1</sup>, 谢愈<sup>2</sup>

(1. 第二炮兵工程学院, 陕西 西安 710025; 2. 国防科学技术大学, 湖南 长沙 410000)

**摘要:** 在弹道导弹与航母战斗群的攻防对抗中, 弹道导弹需要采用有效的寻的方法以便在对抗中占优势。通过分析航母的运动特性, 建立了预测其运动态势的数学模型; 在此基础上, 采用预测落点的末制导方法, 在导弹弹头再入大气层后, 通过多次预测和修正, 实时修正由于航母运动和再入过程中大气影响等各种干扰因素所引起的落点偏差, 以保证弹头能以较好的精度命中目标。从数字仿真结果来看, 该方法成功率高, 且制导精度较高, 具有较强的工程应用价值。

**关键词:** 弹道导弹; 航空母舰; 运动态势预测; 预测落点制导

**中图分类号:** TP391.9 **文献标识码:** A

## Research on Terminal Homing Guidance of Ballistic Missile Attacking Aircraft Carrier

TAN Shou-lin<sup>1</sup>, ZHANG Da-qiao<sup>1</sup>, XIE Yu<sup>2</sup>

(1. The Second Artillery Engineering College, Xi'an 710025;

2. National Defense Science and Technology University, Changsha 410000, China)

**Abstract:** During an attack-defense operation between ballistic missiles and carrier fighting groups, it is necessary for missiles to have effective homing guidance to hold domination. By analyzing the motive properties of a carrier, this paper sets up a mathematic model for predicting its moving trends, and based on which, the terminal guidance of predicted impact is adopted. By repeated predicting and adjusting after warhead is descent in atmosphere again, the impact errors, which are caused by interferences such as carrier's moving or atmosphere influence during missile's re-entry phase, is adjusted in time to ensure the warhead hitting the target precisely. The simulation shows: this method meets a high ratio of success and high precision of homing guidance. It is available for engineering application.

**Key words:** ballistic missile; aircraft carrier; moving trends forecast; predictive guidance

在现代战争中, 航母的作用越来越受到各国的重视, 它不仅具有巨大的攻击能力, 而且有良好的航海性能。但是, 航母也有其固有的缺陷: 一是目标大, 且需以航母编队行进, 短时间内难以改变运动状态, 易受攻击; 二是舰载机起飞要求严, 一旦舰面受破坏, 航母战斗力将大大降低。而弹道导弹具有射程远、威力大、不易被拦截等优点, 然而按传统的制导方式, 即仅采用主动段制导, 在导弹飞行过程中由于航母运动而产生的落点偏差便得不到修正, 从而使打击精度难以达到作战需求。因此, 要精确打击类似于航空母舰这样的海上慢速移动目标, 对导弹弹头被动段飞行必须施加导引控制, 否则用被动段无控的导弹打击航母, 其效果肯定是很差的。

收稿日期: 2006-04-18

\*基金项目: 第二炮兵武器装备发展资助项目(EPF03016)

作者简介: 谭守林(1957-), 男, 河南信阳人, 硕士生导师, 教授, 研究方向为导弹武器火力运用、导弹总体性能指标论证与评估等。

张大巧(1982-), 硕士研究生。

谢愈(1982-), 硕士研究生。

### 1 航母的运动态势预测

#### 1.1 运动条件假设

1) 通过某种侦测手段实时获取海上机动目标的位置, 所得测量值如表1所示。

2) 海上机动目标以速率  $v = v_0$  在某海域内游弋。

#### 1.2 航母运动态势预测建模<sup>[1, 2]</sup>

由计算方法理论可知, 当  $n$  次插值多项式  $p_n(x)$  满足插值条件

$$p_n(x_i) = y_i = f(x_i), \quad i = 0, 1, \dots, n \quad (1)$$

时, 就称函数  $y = f(x)$  的拉格朗日插值多项式为  $L_n(x)$ , 在几何上  $y = L_n(x)$  可通过  $n+1$  个点  $(x_i, y_i)(i=0, 1, 2, \dots, n)$  的曲线表示, 其数学表达式为

$$L_n(x) = \sum_{i=0}^n l_i(x) y_i = \sum_{i=0}^n \left( \prod_{\substack{j=0 \\ j \neq i}}^n \frac{x - x_j}{x_i - x_j} \right) y_i \quad (2)$$

其中,  $n$  次式  $l_i(x)(i=0, 1, 2, \dots, n)$  称为拉格朗日插值基函数, 其表达式可简写为:

$$l_i(x) = \pi_{n+1}(x) / (x - x_i) \pi_{n+1}^*(x_i) \quad (3)$$

式(3)中:

表 1 目标位置测量值

$t_i$	$t_{i+1}$	$t_{i+2}$	……	$t_{i+k}$	……
$(x_i, y_i)$	$(x_{i+1}, y_{i+1})$	$(x_{i+2}, y_{i+2})$	……	$(x_{i+k}, y_{i+k})$	……

$$\begin{cases} \pi_{n+1}(x) = (x-x_0)(x-x_1)\cdots(x-x_n) \\ \pi_{n+1}^*(x_i) = (x_i-x_0)(x_i-x_1)\cdots(x_i-x_{i-1})(x_i-x_{i+1})\cdots(x_i-x_n) \end{cases} \quad (4)$$

拉格朗日插值多项式  $L_n(x)$  的截断误差, 可由式 (5) 计算, 即:

$$R_n(x) = f(x) - L_n(x) = \frac{1}{(n+1)!} f^{(n+1)}(\xi) \pi_{n+1}(x) \quad (5)$$

因此, 当  $n=2$  时, 式 (2) 就可变为三点外插公式, 即:

$$L_2(x) = \frac{(x-x_0)(x-x_2)}{(x_0-x_1)(x_0-x_2)} y_0 + \frac{(x-x_0)(x-x_2)}{(x_1-x_0)(x_1-x_2)} y_1 + \frac{(x-x_0)(x-x_1)}{(x_2-x_0)(x_2-x_1)} y_2 \quad (1-6)$$

$$R_2(x) = f(x) - L_2(x) = \frac{1}{3!} f'''(\xi)(x-x_0)(x-x_1)(x-x_2) \quad (7)$$

假如已知  $(t_i, x_i, y_i)$ ,  $(t_{i+1}, x_{i+1}, y_{i+1})$ ,  $(t_{i+2}, x_{i+2}, y_{i+2})$  三点, 由式 (6) 可以预测出  $t_x$  时刻海上机动目标沿  $x$  方向和  $y$  方向的点位  $(x_x, y_x)$ , 即:

$$x_x = \frac{(t_x - t_i)(t_x - t_{i+2})}{(t_i - t_{i+1})(t_i - t_{i+2})} x_i + \frac{(t_x - t_i)(t_x - t_{i+2})}{(t_{i+1} - t_i)(t_{i+1} - t_{i+2})} x_{i+1} + \frac{(t_x - t_i)(t_x - t_{i+1})}{(t_{i+2} - t_i)(t_{i+2} - t_{i+1})} x_{i+2} \quad (8)$$

$$y_x = \frac{(t_x - t_i)(t_x - t_{i+2})}{(t_i - t_{i+1})(t_i - t_{i+2})} y_i + \frac{(t_x - t_i)(t_x - t_{i+2})}{(t_{i+1} - t_i)(t_{i+1} - t_{i+2})} y_{i+1} + \frac{(t_x - t_i)(t_x - t_{i+1})}{(t_{i+2} - t_i)(t_{i+2} - t_{i+1})} y_{i+2} \quad (9)$$

当获得海上机动目标新的实测位置  $(t_{i+3}, x_{i+3}, y_{i+3})$  时, 这时可令:

$$\begin{cases} t_i = t_{i+1}, x_i = x_{i+1}, y_i = y_{i+1}, \\ t_{i+1} = t_{i+2}, x_{i+1} = x_{i+2}, y_{i+1} = y_{i+2}, \\ t_{i+2} = t_{i+3}, x_{i+2} = x_{i+3}, y_{i+2} = y_{i+3} \end{cases} \quad (10)$$

根据式 (8)、(9) 便可得到基于最新三个观测值对某  $t_x$  时刻运动目标的运动态势进行预报, 其预报值为  $(x_x, y_x)$ 。如果在  $t_x$  时刻, 通过侦察手段获得运动目标的实测位置是  $(x_x^0, y_x^0)$ , 则可求出  $t_x$  时刻运动目标的位置预报误差, 即为:

$$\Delta x_x = x_x - x_x^0, \quad \Delta y_x = y_x - y_x^0 \quad (11)$$

## 2 末制导建模

### 2.1 预测落点制导方法<sup>[3]</sup>

预测落点制导的基本思想是在导弹上实时计算导弹的再入轨道和着陆点, 将计算得到的预测落点与理论落点进行比较, 利用其偏差产生控制信号, 在保证过载和热流满足要求的条件下, 调节气动力方向, 改变再入轨迹, 达到消除落点偏差的目的。

预测落点制导方法与传统的利用标准弹道法的制导方法不同之处在于: 它不着眼于使实际再入弹道接近标准再入弹道来消除落点偏差, 而是从当前的状态出发, 选择一条弹道, 使导弹落点在理论落

点附近。显然这种方法对初始条件不敏感, 得到的信息多且可以达到比标准弹道法更好的落点精度。当弹道导弹对航母等海上大型慢速机动目标进行攻击时, 因为目标是不断运动的, 从而无法选定一条标准的再入弹道, 而预测落点的末制导方法恰好不需要知道标准再入弹道, 它只着眼于弹头当前的状态及航母的位置, 在机载计算机计算速度和计算能力不断提高的条件下, 预测落点制导法在工程实现上已不存在太大的困难。

### 2.2 寻的制导模型的建立

寻的制导原理方框图如图 1 所示。

#### 2.2.1 机动再入弹道模型<sup>[4, 5]</sup>

当假设地球为一个质量分布均匀的圆球体, 即引力场为一有心场, 且导弹在再入过程中仅受地球引力和空气动力的作用, 则由刚体动力学可知, 导弹相对地面发射坐标系的质心动力学方程、绕质心运动方程、运动学方程分别由式 (12), 式 (13) 和式 (14) 构成:

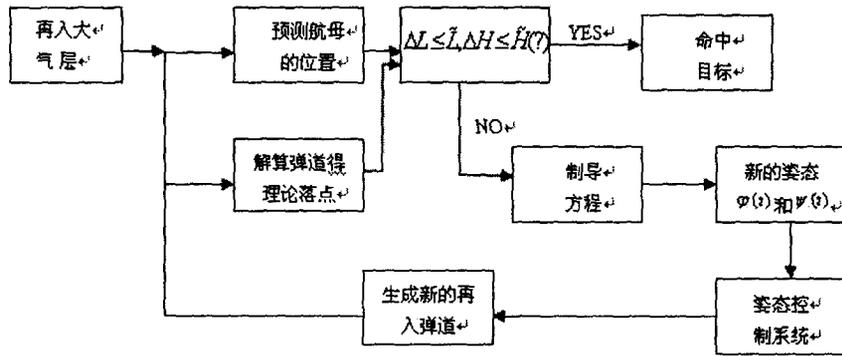


图1 寻的制导原理方框图

$$m \begin{bmatrix} \frac{dv_x}{dt} \\ \frac{dv_y}{dt} \\ \frac{dv_z}{dt} \end{bmatrix} = G_v \begin{bmatrix} -X \\ Y \\ Z \end{bmatrix} + m \frac{g_r}{r} \begin{bmatrix} x + R_{ox} \\ y + R_{oy} \\ z + R_{oz} \end{bmatrix} + m \frac{g_{we}}{w_e} \begin{bmatrix} w_{ex} \\ w_{ey} \\ w_{ez} \end{bmatrix} - m \begin{bmatrix} a_{11} & a_{12} & a_{13} \\ a_{21} & a_{22} & a_{23} \\ a_{31} & a_{32} & a_{33} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x + R_{ox} \\ y + R_{oy} \\ z + R_{oz} \end{bmatrix} - m \begin{bmatrix} b_{11} & b_{12} & b_{13} \\ b_{21} & b_{22} & b_{23} \\ b_{31} & b_{32} & b_{33} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} v_x \\ v_y \\ v_z \end{bmatrix} \quad (12)$$

$$\begin{bmatrix} I_{x1} \frac{dw_{x1}}{dt} \\ I_{y1} \frac{dw_{y1}}{dt} \\ I_{z1} \frac{dw_{z1}}{dt} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} (I_{z1} - I_{y1})w_{z1}w_{y1} \\ (I_{x1} - I_{z1})w_{x1}w_{z1} \\ (I_{y1} - I_{x1})w_{y1}w_{x1} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 \\ m_{y1st}qS_M l_k \\ m_{z1st}qS_M l_k \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} m_{x1}^{\bar{w}_{x1}}qS_M l_k \bar{w}_{x1} \\ m_{y1}^{\bar{w}_{y1}}qS_M l_k \bar{w}_{y1} \\ m_{z1}^{\bar{w}_{z1}}qS_M l_k \bar{w}_{z1} \end{bmatrix} \quad (13)$$

$$\begin{bmatrix} \dot{x} \\ \dot{y} \\ \dot{z} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} V_x \\ V_y \\ V_z \end{bmatrix} \quad (14)$$

式中右函数中各量其物理意义与计算方法等见文献[4]、[5]。

### 2.2.2 导弹落点预报间隔选择与优化

因为弹载计算机求解预报方程，即求解数值积分运动方程需要一定的时间，而这一阶段的控制指令无法形成，所以对姿态角的修正是断续的。一般可把再入飞行时间分成若干个等时间间隔  $\Delta t$ ，并称之为校正时间间隔，它可表示为  $\Delta t = t_i - t_{i-1}$ ，其中  $i=1, 2, 3, \dots, n$ ，这个  $n$  是时间间隔的个数，即整个飞行时间内形成控制指令的次数，也可称为校正次数。 $\Delta t$  过小，弹上计算机在  $\Delta t$  时间内无法完成一次预报计算，同时  $\Delta t$  小，预报次数多，增加了弹载计算机的负担与控制频率，所以  $\Delta t$  的选择应该大一些，至少应大于预报落点计算所需要的时间。相反， $\Delta t$  过大，虽然可以减少预报次数，但预报时间间隔大，可能使在  $\Delta t$  内由于航母运动和弹头受各种因素而产生的偏差得不到及时的纠正，使预报的落点偏差过大，甚至失去控制。所以  $\Delta t$  不宜过大，也不能太小，要视实际情况进行选取。

### 2.2.3 末制导修正方法

弹头在一个校正时间间隔内的调整过程及方法如图2所示。

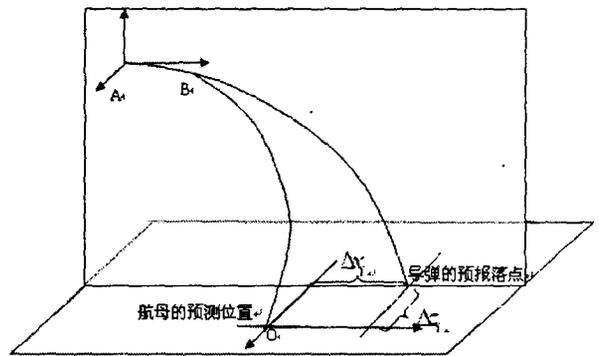


图2 一个校正时间间隔寻的原理示意图

设弹道校正时间间隔为  $\Delta t$ ，某时刻弹头位于点 A，通过解算弹道可求出导弹基于当前位置和姿态特征的理论落点，设该点为  $(x_i, y_i, z_i)$ 。同时，弹上计算机根据前面建立的航母预测模型可实时预测出导

弹落地时刻航母所在位置, 设为  $(\tilde{x}_i, \tilde{y}_i, \tilde{z}_i)$ , 比较两点可求得导弹相对航母的落点偏差为:

$$\begin{cases} \Delta x_i = x_i - \tilde{x}_i \\ \Delta z_i = z_i - \tilde{z}_i \end{cases} \quad (15)$$

1)  $\Delta\alpha_i$  和  $\Delta\beta_i$  正负性确定

如图 2 所示, 假设弹头是静稳定的, 则有:

a: 若  $\Delta x_i > 0$ , 即  $x_i - \tilde{x}_i > 0$ , 也即在发射坐标系中, 导弹落点在航母预测点前面。为了准确命中目标, 应增大攻角  $\alpha_{i-1}$ , 即  $\Delta\alpha_i > 0$ ;

b: 若  $\Delta x_i < 0$ , 即  $x_i - \tilde{x}_i < 0$ , 也即在发射坐标系中, 导弹落点在航母预测点后面。为了准确命中目标, 应减小攻角  $\alpha_{i-1}$ , 即  $\Delta\alpha_i < 0$ ;

c: 若  $\Delta z_i > 0$ , 即  $z_i - \tilde{z}_i > 0$ , 也即在发射坐标系中, 导弹落点在航母预测点右侧。为了准确命中目标, 应增大侧滑角  $\beta_{i-1}$ , 即  $\Delta\beta_i > 0$ ;

d: 若  $\Delta z_i < 0$ , 即  $z_i - \tilde{z}_i < 0$ , 也即在发射坐标系中, 导弹落点在航母预测点左侧。为了准确命中目标, 应减小侧滑角  $\beta_{i-1}$ , 即  $\Delta\beta_i < 0$ 。

2)  $\Delta\alpha_i$  和  $\Delta\beta_i$  大小的确定

确定攻角  $\Delta\alpha_i$  和侧滑角  $\Delta\beta_i$  大小的确定方法较多, 这里仅用基于小量的迭代方法。考虑给攻角  $\Delta\alpha_i$  和侧滑角  $\Delta\beta_i$  分别增加一个给定的小量  $\delta\alpha_i$  和  $\delta\beta_i$ , 这两个小量应满足一定的条件: 即由  $\delta\varphi_i$  和  $\delta\psi_i$  所引起的纵向偏差和横向偏差在导弹落点偏差所允许的范围, 直至  $\Delta x_i$  和  $\Delta y_i$  值达到预定的要求为止。至此, 完成一个校正时间间隔内的调整。

弹头完成一个校正时间间隔内的调整后, 重复 2.2.3 所述过程, 直至命中目标。其整体寻的示意图如图 3 所示。

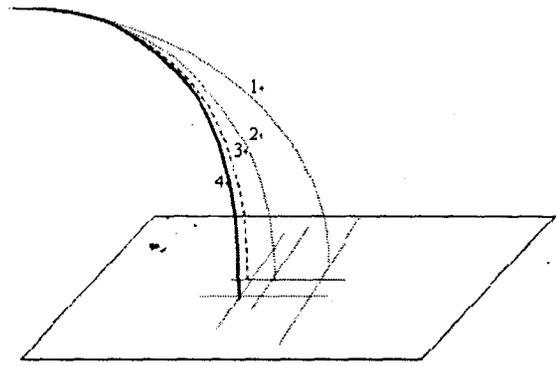


图 3 再入寻的示意图

### 3 弹道仿真与结果分析

为了验证所建模型及制导方法的有效性, 以某型弹道导弹为例进行六自由度弹道仿真计算。不失一般性, 可假设导弹再入时无横向偏差, 而只有纵向偏差, 即  $\Delta x \neq 0$ ,  $\Delta z = 0$ , 且末制导开始点参数为  $x = x_0$ ,  $y = y_0$ ,  $z = z_0$ ,  $H = H_0$ ,  $V = V_0$ 。在给出初始攻角  $\alpha = \alpha_0$ 、初始侧滑角  $\beta = \beta_0$  的条件下, 可得理论落点为  $x = x_1$ ,  $y = y_1$ ,  $z = z_1$ 。经过仿真计算, 其仿真计算结果如表 2 所示。

对表 2 的仿真计算结果进行分析, 可得如下结论, 即:

1) 在给定迭代角  $\delta\alpha_i$  的条件下, 待调整的落点偏差  $\Delta x_i$  越小, 迭代次数  $n$  越小, 从而攻角 (或侧滑角) 的调整量  $\Delta\alpha_i$  也越小;

2) 若待调整的落点偏差  $\Delta x_i$  较小, 而给定的迭代角  $\delta\alpha_i$  较大时, 迭代失效, 应该重新选定新的迭代角;

3) 只要迭代角  $\delta\alpha_i$  选择的合理, 其落点偏差修正就比较好。

表 2 数字仿真计算结果

初始偏差 $\Delta x_i$ (m)	迭代角度 $\delta\alpha_i$	迭代次数 $n$	$\Delta\alpha_i$ 的 大小	修正后的 偏差 (m)	初始偏差 $\Delta x_i$ (m)	迭代角度 $\delta\alpha_i$	迭代次数 $n$	$\Delta\alpha_i$ 的 大小	修正后的 偏差 (m)
2000	6 分	18	108 分	33.489	250	6 分	1	6 分	49.305
1500	6 分	12	72 分	-24.43	200	6 分	1	6 分	0.6945
1000	6 分	7	42 分	19.680	150	6 分	失效	-----	-----
500	6 分	3	18 分	-8.104	150	1 分	3	3 分	11.98

### 4 结束语

本文主要针对中程弹道导弹再入大气层后如何实现航母等海上大型慢速机动目标实施快速寻的制导方法进行了初步探讨。文中引入航母运动态势的预测模型, 从而可以使弹头直接以预测点为瞄准点, 这种方法较之“跟踪法”有更强的抗目标机动能

力, 同时对导弹中制导的制导精度要求降低。根据再入段弹道的特点引入预测落点制导方法, 这种制导方法, 不依赖于标准弹道, 而是从弹头当前状态和目标点的实时位置出发, 根据导弹当前弹道的理论落点与目标点的位置偏差来选择弹道。通过仿真计算结果可知, 这种方法能比较好地修正落点偏差, 基本上满足打击航母的制导精度要求。

## 参考文献:

- [1] 邓建中, 刘之行. 计算方法[M]. 西安: 西安交通大学出版社, 2000.
- [2] 李新其, 毕义明, 李红霞. 海上机动目标的运动预测模型及精度分析[J]. 火力与指挥控制, 2005(4): P35 - P37.
- [3] 赵汉元. 再入飞行力学与制导[M]. 长沙: 国防科技大学出版社, 1997.
- [4] 张毅, 杨辉耀, 李俊莉. 弹道导弹弹道学[M]. 长沙: 国防科技大学出版社, 1998.
- [5] 贾佩然. 远程火箭弹道学[M]. 长沙: 国防科技大学出版社, 1993.

## 潜艇通信系统: 从作战和机械角度来看下一代多功能桅杆

潜艇使命需要独特的水上传感器和天线, 在保持其能够买得起的同时, 还要满足在连通性、有效载荷适应性以及模块化等方面不断改进的性能。随后的段落讨论了当潜艇处于潜望深度(PD)时目前所利用的传感器和天线, 以及用来把它们提升出水面的桅杆构造。

讨论还描述了传感器、天线以及新型升降桅杆设计的未来可能概念。

其中还包括了潜艇上部结构/围壳排列新方法、新奇设计的概念, 为了与特殊的潜艇使命相匹配, 它利用了转换成套工具以容易地改变通用升降桅杆的功能。在潜望深度(PD)的通信对于潜艇而言始终是重要的, 但是与此同时在战术想定中是危险的。因此, 来自潜艇的通信必须保持在最不连续水平, 无论如何都要顾及和远程指挥控制中心进行通信的可能性。

为达到这个目的, 许多通信方法已经逐渐允许潜艇进行通信: 潜艇良好的通信性能已经成为可能, 在带宽不太宽时通过使用允许相当大范围覆盖的 HF 频率范围(3-30MHz)、以适当的数据率。

尽管 HF 通信系统能够让潜艇非常良好地既能与岸上又能与海上的其他无线电站进行通信, 这些无线电设备的天线在水平面上具有全方位辐射图, 使通信非常容易被截取: 事实上潜艇通信是有限的, 因为它能够被定位和发现。

允许天线完全起作用的升降设备从机械角度来看是非常巨大和复杂的, 天线的辐射高度大约是 7 米。升降设备的另一个复杂因素和调谐器有关, 在发射和高信噪比(SNR)的时候, 在接收、同良好的邻近信道排斥相结合的时候, 为了在良好天线效率的工作频率上获得与发射——接收设备的充分匹配, 它通常是最可能靠近的天线所必需的。然而这些天线的升降设备已经被设计, 并且正被许多海军潜艇所运用, 还在升降设备中配备了非常接近于 HF 天线的调谐设备。

来自潜艇无线电设备的运行变得更为复杂, 并且在更高的频率上工作, 因而允许以更宽的带宽和更高的数据率进行通信: 在 VHF(30-300MHz)和 UHF(300-3000MHz)上工作的多种天线是可用的, 还具有诸如 IFF 能力或 GPS 接收这样的附加特征。某些设备也已经被开发, 在 UHF 卫星波段工作以便和卫星直接进行数据交换: 这就允许延伸到世界范围内的任意一个地面站。这种无线电天线增强了潜艇的安全性, 在海水表面以上具有更小的可探测辐射。从电磁的角度来看这些天线是复杂的, 但是紧凑的, 从机械的角度来看是非常小型的, 并且能够被容易地安装在升降桅杆上, 此外, 它们还能够被安装在 HF 天线旁边, 在同样的升降设备中获得一整套通信能力。上述系统由 Calzoni 开发, 正在许多潜艇中服役, 其中包括意大利海军的“Sauro”级以及德国和意大利海军的 U212 级潜艇。

为了在长的、电磁复杂的设备中集成多功能天线和 HF 天线, 更进一步的实现已经获得, 但从机械的角度来看非常简单, 能够容易被从折叠级 Calzoni UMM(通用模块桅杆)升起。

来自潜艇通信的最终发展是在 SHF(3-30GHz)运行的 HDR(高数据率)系统, 主要处于 X 波段内: 这些系统以封装在天线罩内的抛物线反射镜为基础, 它们是耐压的、与潜艇运动保持相对稳定, 并且直接指向卫星。类似系统的主要优势与广泛的、能够被交换的数据量有关, 与最先进的需求相一致, 具有足够的带宽可用并且辐射图非常有指示性, 因而在海上获得了非常低的截获概率。

这些最新的发展都可能被安装在 Calzoni UMM 中, 单独配合传感器到不同机械尺寸的天线接口。这是改进的 UMM Calzoni 设计的主要优点, 它与围壳内部桅杆位置及有关传感器的改变可能性相结合, 描绘了海军在世界范围内的最终升降设备: 安装在 UMM 上的多功能组合 HF 天线, 以及在 UMM 中也配备的 HDR SATCOM 系统, 该系统用于 USN 弗吉尼亚级潜艇。