

**Тема 15.**

**НАВЕДЕНИЕ САМОЛЕТОВ НА  
ВОЗДУШНЫЕ ЦЕЛИ, ЛЕТЯЩИЕ НА  
СРЕДНИХ И БОЛЬШИХ ВЫСОТАХ**

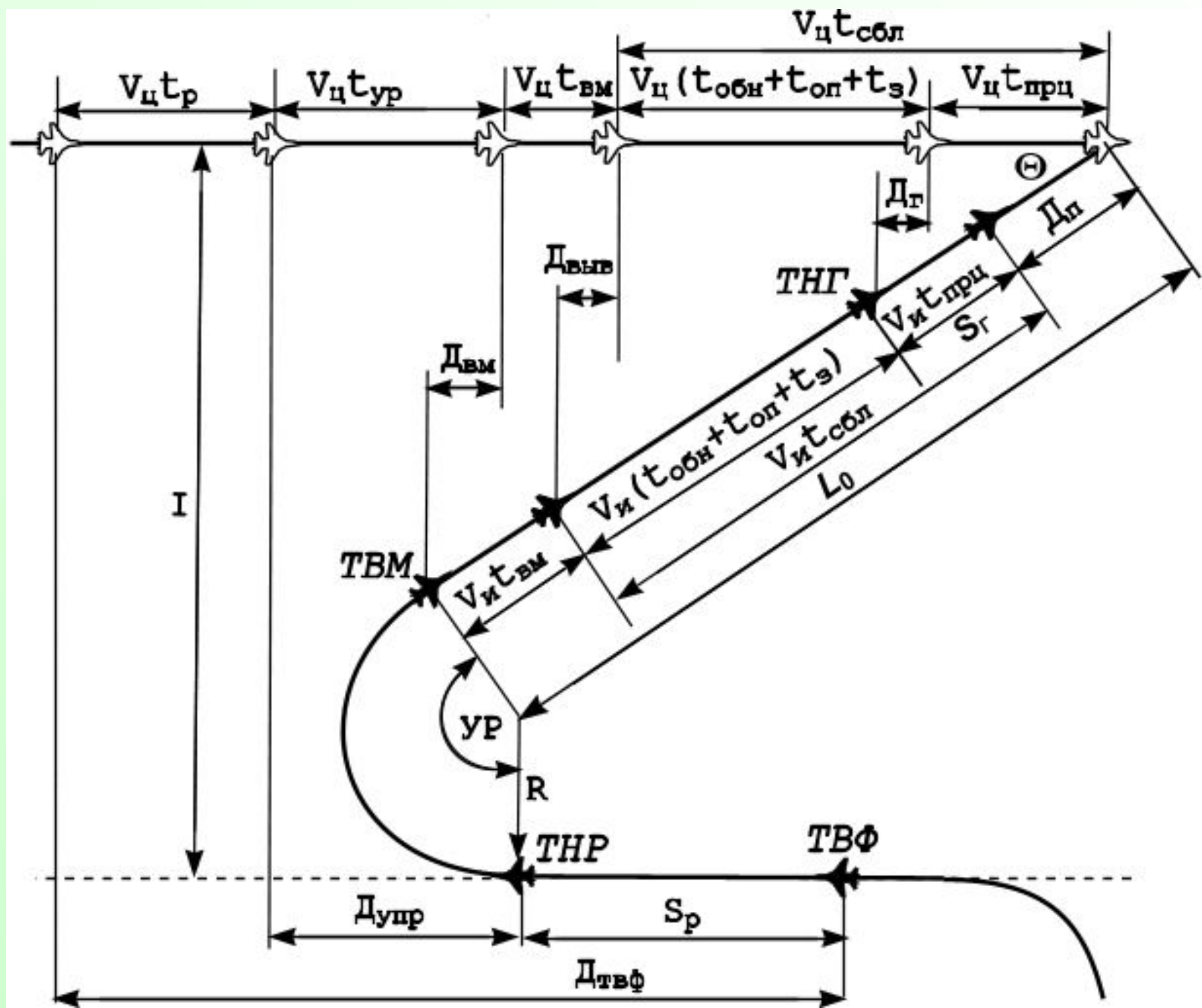
**Занятие 3**

**НАВЕДЕНИЕ В СТРАТОСФЕРЕ.**

# 1. ОСОБЕННОСТИ НАВЕДЕНИЯ В СТРАТОСФЕРЕ.

## 1.1. Особенности наведения в заднюю полусферу воздушной цели.

При наведении в стратосфере необходимо рассчитать параметры наведения:  $D_g$ ,  $D_{выв}$ , дальность начала вертикального маневра  $D_{вм}$ ,  $D_{упр}$ ,  $D_{твф}$ ,  $I$ . Конечная скорость истребителя задается на 200–300 км/ч больше скорости цели, но не менее эволютивной для  $N_{оп}$ .



**Дальность начала прицельной горки:**

$$D_{\Gamma} = (S_{\Gamma} + D_{\Pi}) * \cos \Theta - V_{\Pi} * t_{\text{прц}},$$

где  $S_{\Gamma}$  – путь, пройденный истребителем за время выполнения прицельной горки:  $S_{\Gamma} = V_{\text{и}} * t_{\text{прц}}$ ;

$t_{\text{прц}}$  – время прицеливания на прицельной горке.

**Дальность вывода:**

$$D_{\text{выв}} = (V_{\text{и}} * t_{\text{сбл}} + D_{\Pi}) * \cos \Theta - V_{\Pi} * t_{\text{сбл}};$$

$$D_{\text{выв}} = V_{\text{сбл}} * t_{\text{сбл}} + D_{\Pi} * \cos \Theta,$$

где  $V_{\text{сбл}} = V_{\text{и}} * \cos \Theta - V_{\Pi}$ ,

$$t_{\text{сбл}} = t_{\text{обн}} + t_{\text{оп}} + t_{\text{з}} + t_{\text{прц}}$$

$t_{\text{обн}}$  – время, необходимое для обнаружения цели летчиком по РЛПК;

$t_{\text{оп}}$  – время опознавания цели летчиком;

$t_{\text{з}}$  – время, необходимое для захвата цели (перехода РЛПК в режим автоматического сопровождения цели).

## Дальность начала вертикального маневра:

$$D_{BM} = L_0 * \cos\Theta - V_{\text{ц}} * (t_{\text{сбл}} + t_{\text{вм}}) ;$$

$$L_0 = V_{\text{и}} * (t_{\text{сбл}} + t_{\text{вм}}) + D_{\text{п}} ;$$

$$D_{BM} = ((V_{\text{и}}(t_{\text{сбл}} + t_{\text{вм}}) + D_{\text{п}}) * \cos\Theta - V_{\text{ц}} * (t_{\text{сбл}} + t_{\text{вм}})) ;$$

$$D_{BM} = V_{\text{сбл}}(t_{\text{сбл}} + t_{\text{вм}}) + D_{\text{п}} \cos\Theta,$$

$$D_{BM} = D_{\text{выв}} + V_{\text{сбл}} * t_{\text{вм}},$$

$t_{\text{вм}}$  – время набора опорной высоты после окончания разворота;

$$t_{\text{вм}} = (H_{\text{оп}} - H_{\text{н}}) / V_{\text{у}}$$

где  $H_{\text{н}}$  – высота начальная в точке окончания разворота;

$H_{\text{оп}}$  – опорная высота;

$V_{\text{у}}$  – вертикальная скорость.

## Упрежденная дальность разворота:

$$D_{\text{упр}} = V_{\text{ц}} * t_{\text{ур}} + R * \sin\Theta - D_{\text{вм}}.$$

## Интервал:

$$I = R(1 + \cos\Theta) + L\sin\Theta.$$

**Дальность точки включения форсажа – расстояние между целью и проекцией истребителя на ЛПЦ в момент включения форсажа на истребителе:**

$$Д_{ТВФ} = V_{ц} * t_{р} + Д_{УПР} + S_{р},$$

где  $S_{р}$  – путь разгона;

$t_{р}$  – время разгона.

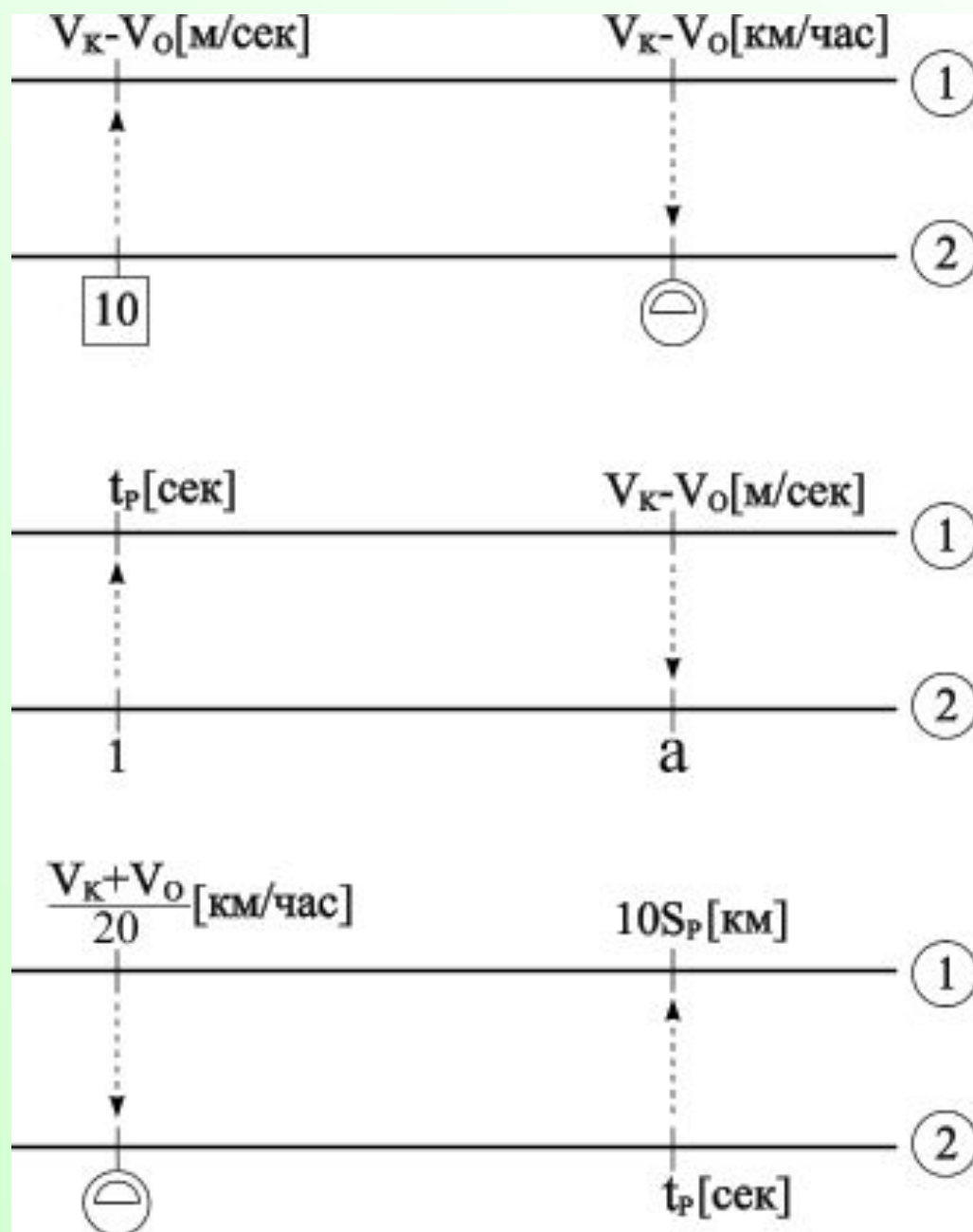
$$t_{р} = (V_{к} - V_{0}) / a$$

$$S_{р} = (V_{к} + V_{0}) / 2 * t_{р}$$

где  $V_{0}$  – скорость истребителя до включения форсажа;

$V_{к}$  – конечная заданная скорость истребителя;

$a$  – ускорение.



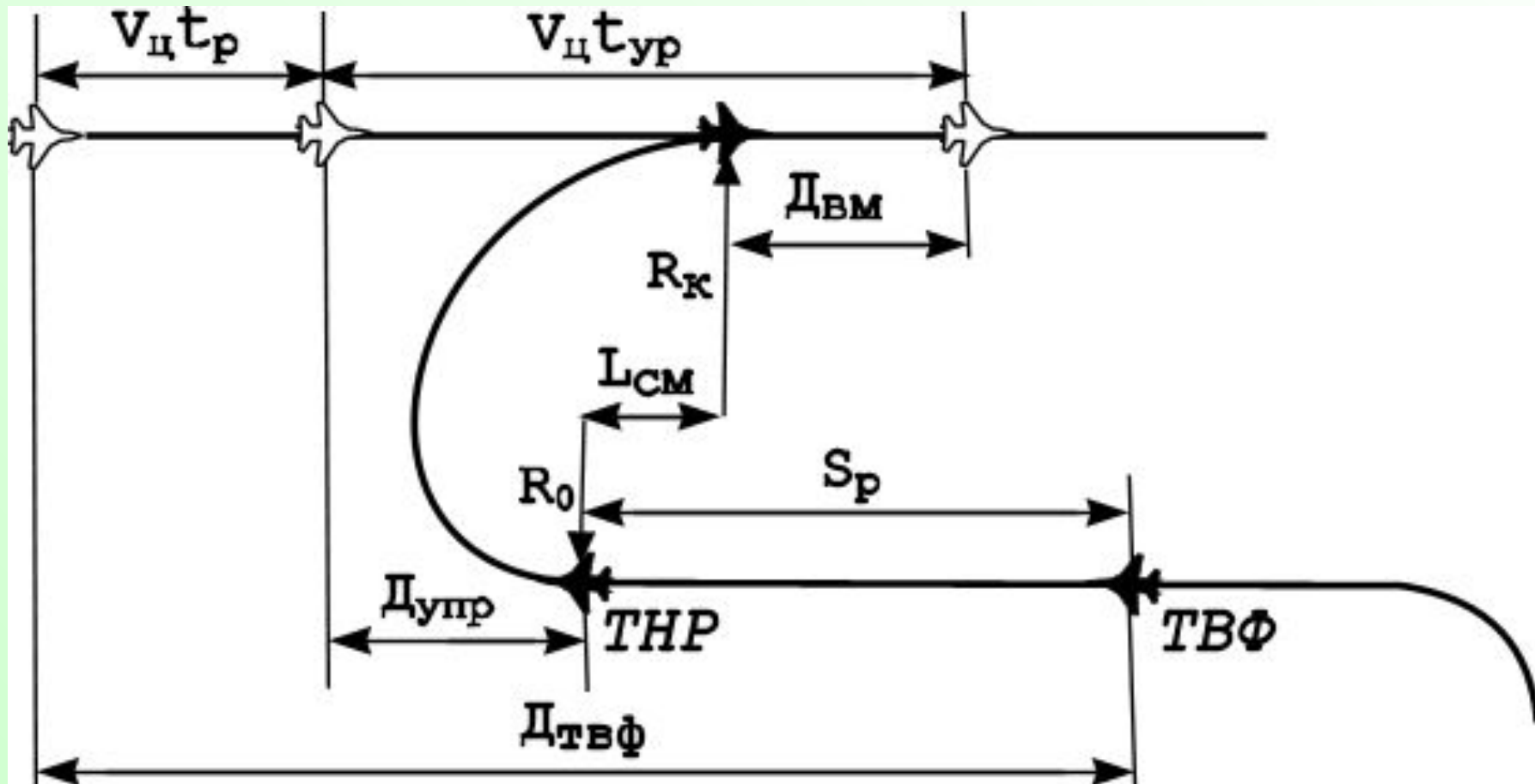


Схема наведения со встречно–параллельного курса с разгоном самолета после ТНР с разворотом на  $180^0$



$$I = R_0 / (k^2 + 1) * (e + 1)$$

где:  $R_0$  – начальный радиус разворота;  
 $e$  – основание натурального логарифма;  
 $k$  – постоянный коэффициент,

$$k = at / gtgy$$

где:  $at$  – тангенциальное ускорение.

**Упрежденная дальность разворота**

$$\text{Дупр} = V_{ц} * t_{180^\circ} - \text{Двм} - \text{Лсм},$$

$t_{180^\circ}$  – рассчитывается по значению средней скорости на развороте

$$V_{ср} = (V_{тнр} + V_k) / 2$$

$\text{Лсм}$  – величина смещения точки окончания разворота относительно ТНР, которая появляется вследствие выполнения разворота с разгоном самолета. При постоянном крене радиус разворота истребителя в момент начала разворота  $R_0$  будет меньше радиуса разворота в конце разворота  $R_k$ .

Величина  $\text{Лсм}$  рассчитывается:  $\text{Лсм} = k * I$

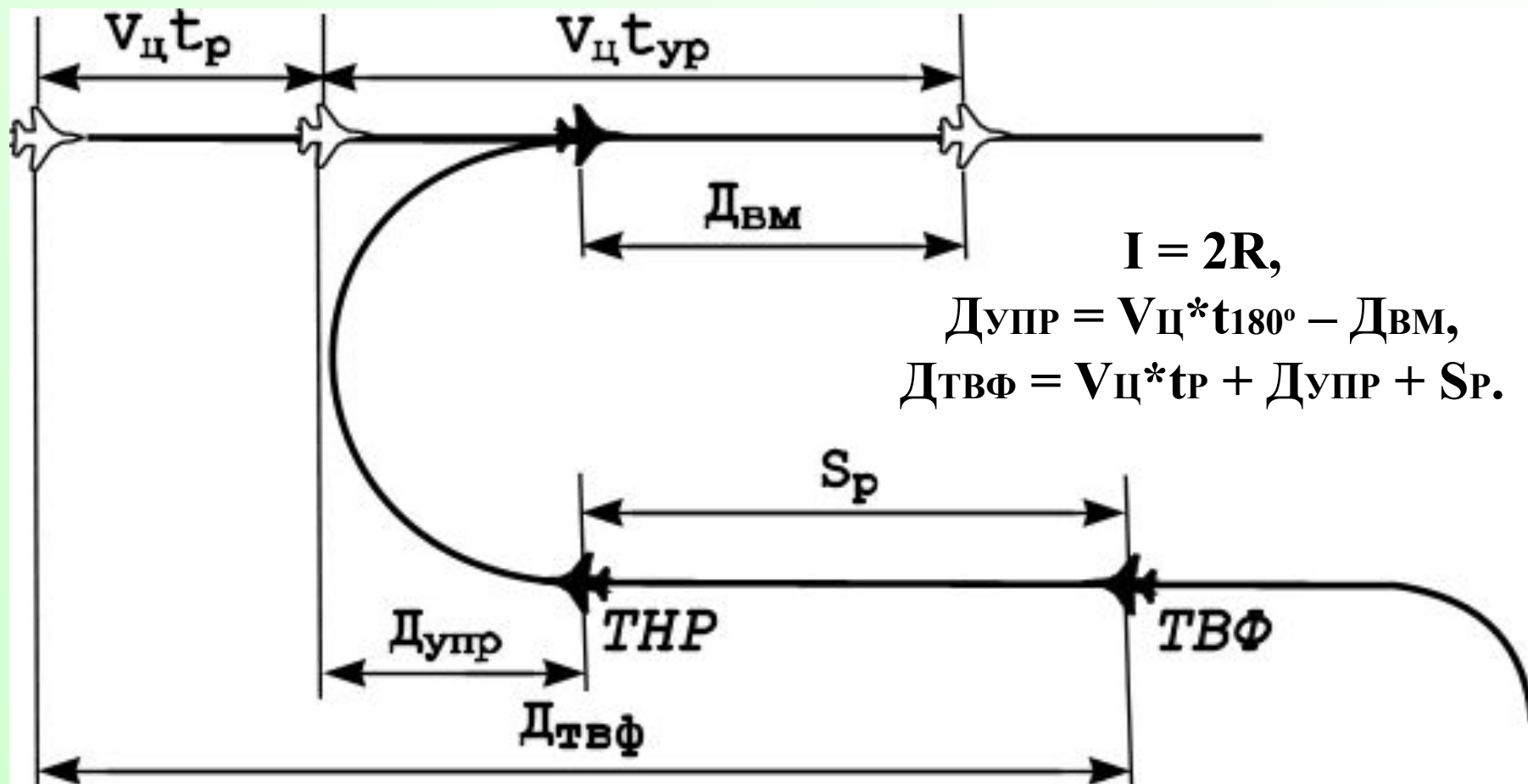
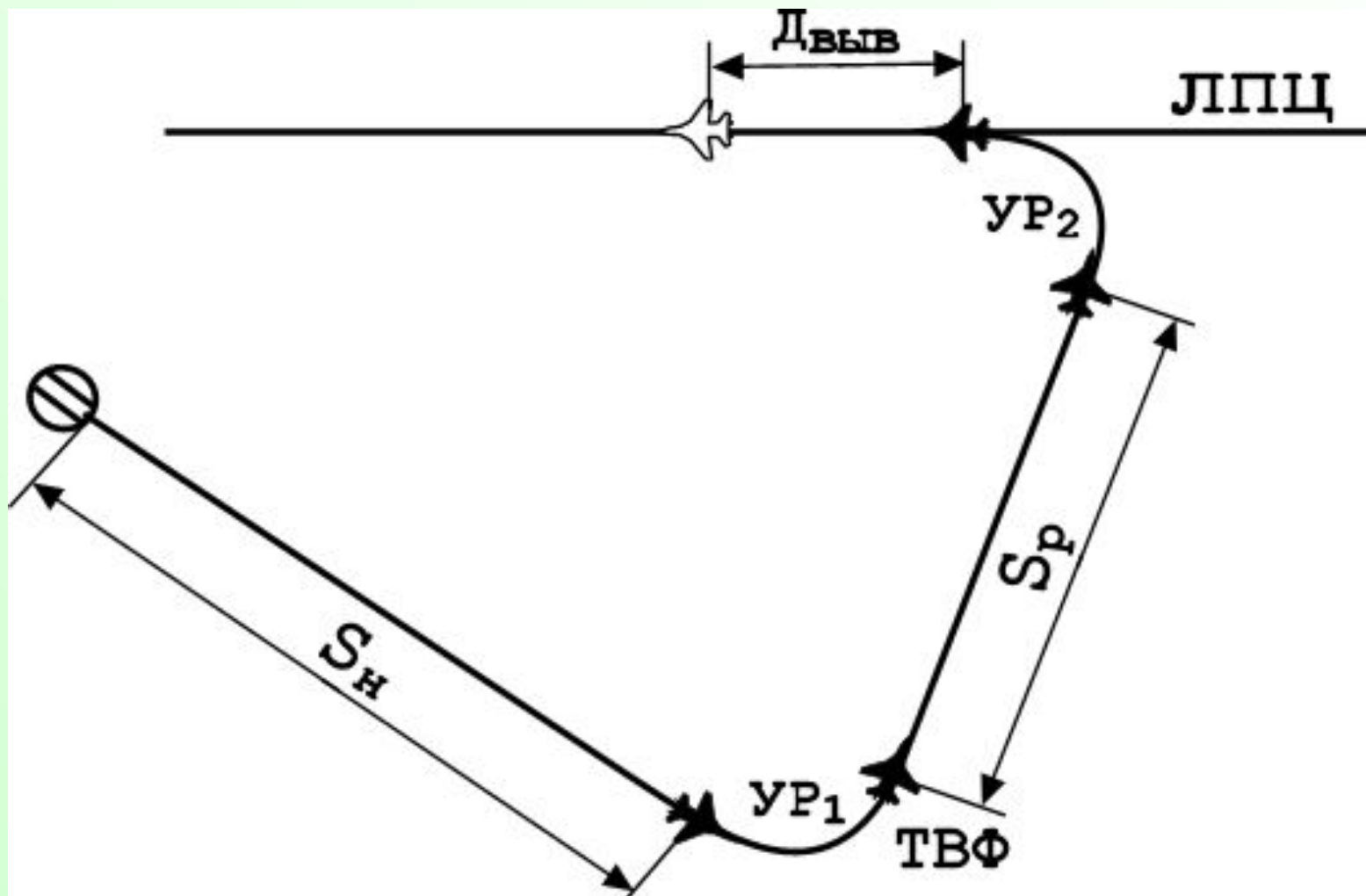


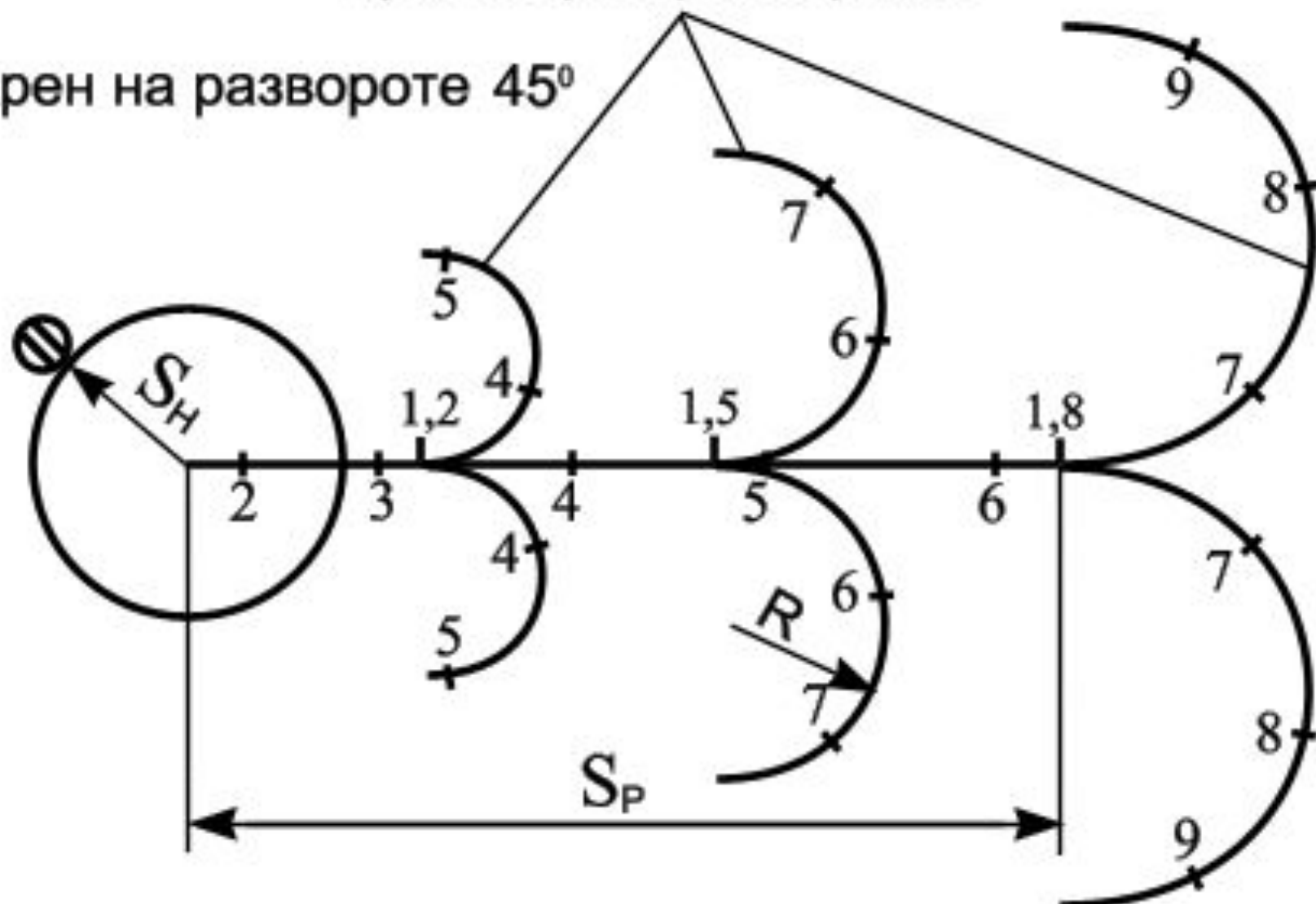
Схема наведения со встречно-параллельного курса с разгоном самолета до ТНР с разворотом на  $180^\circ$

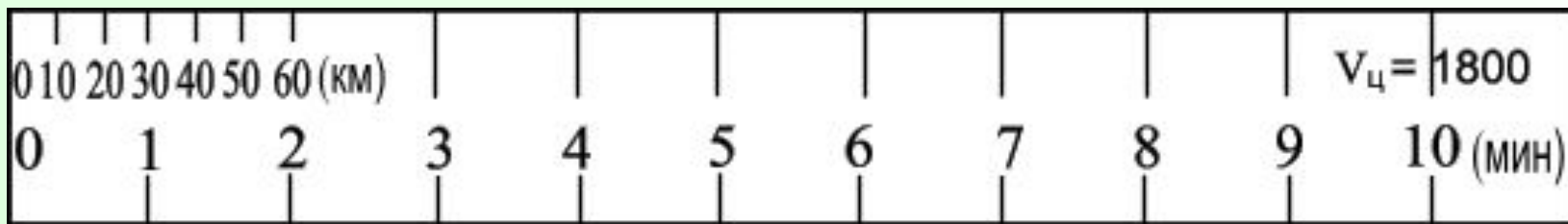


При величине балансного участка меньше 0, когда истребителю не хватает времени занять опорную высоту, возникает необходимость введения дополнительного разворота.

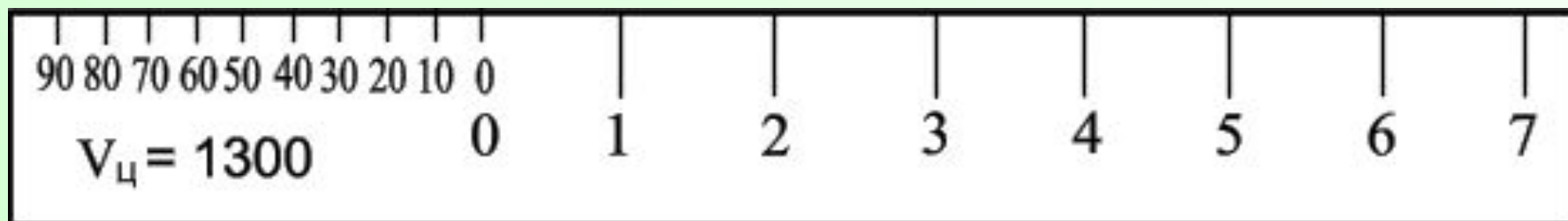
# траектории разворотов

крен на развороте  $45^\circ$



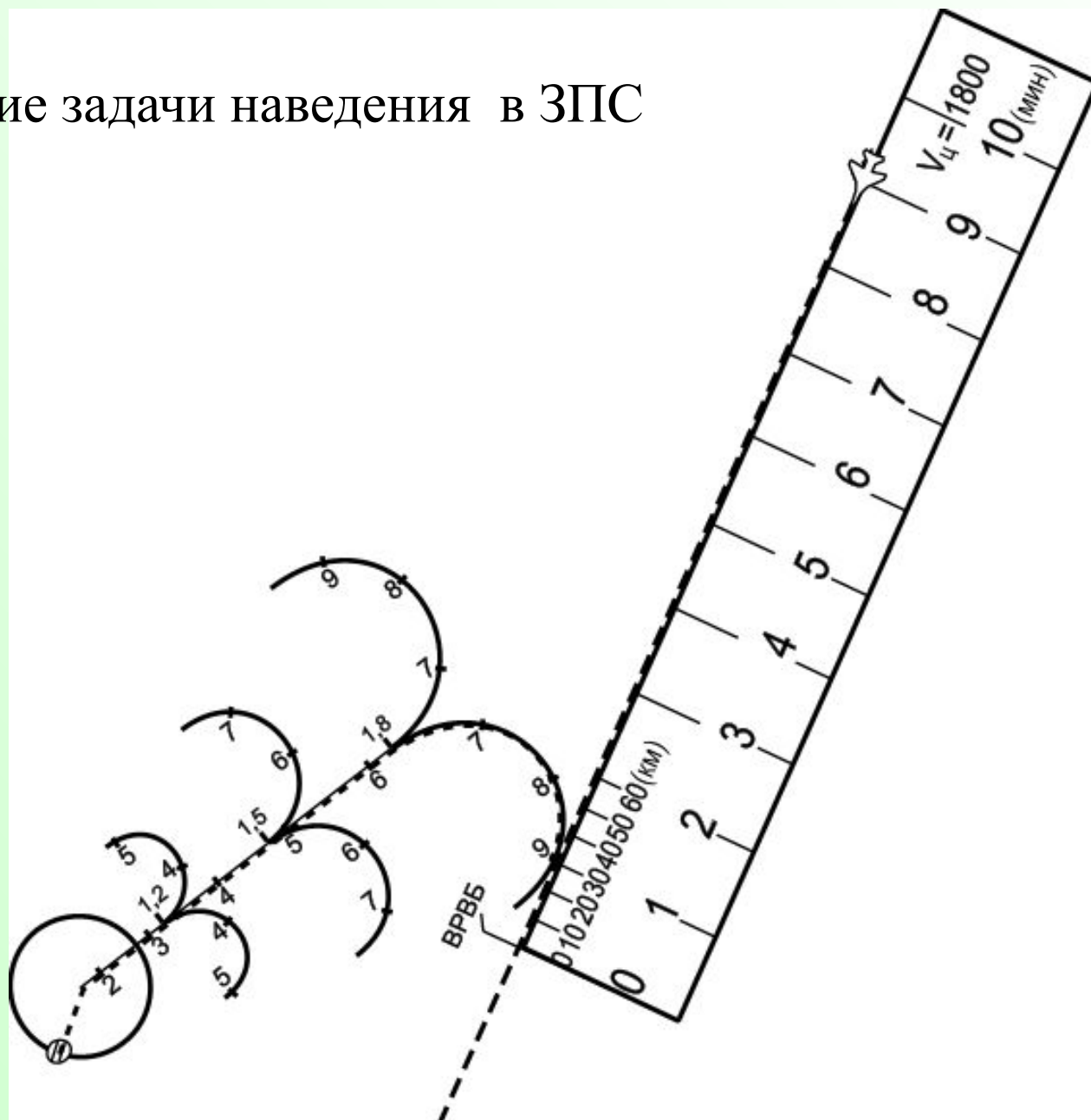


Линейка масштабно–временных отрезков при  
наведении в ЗПС

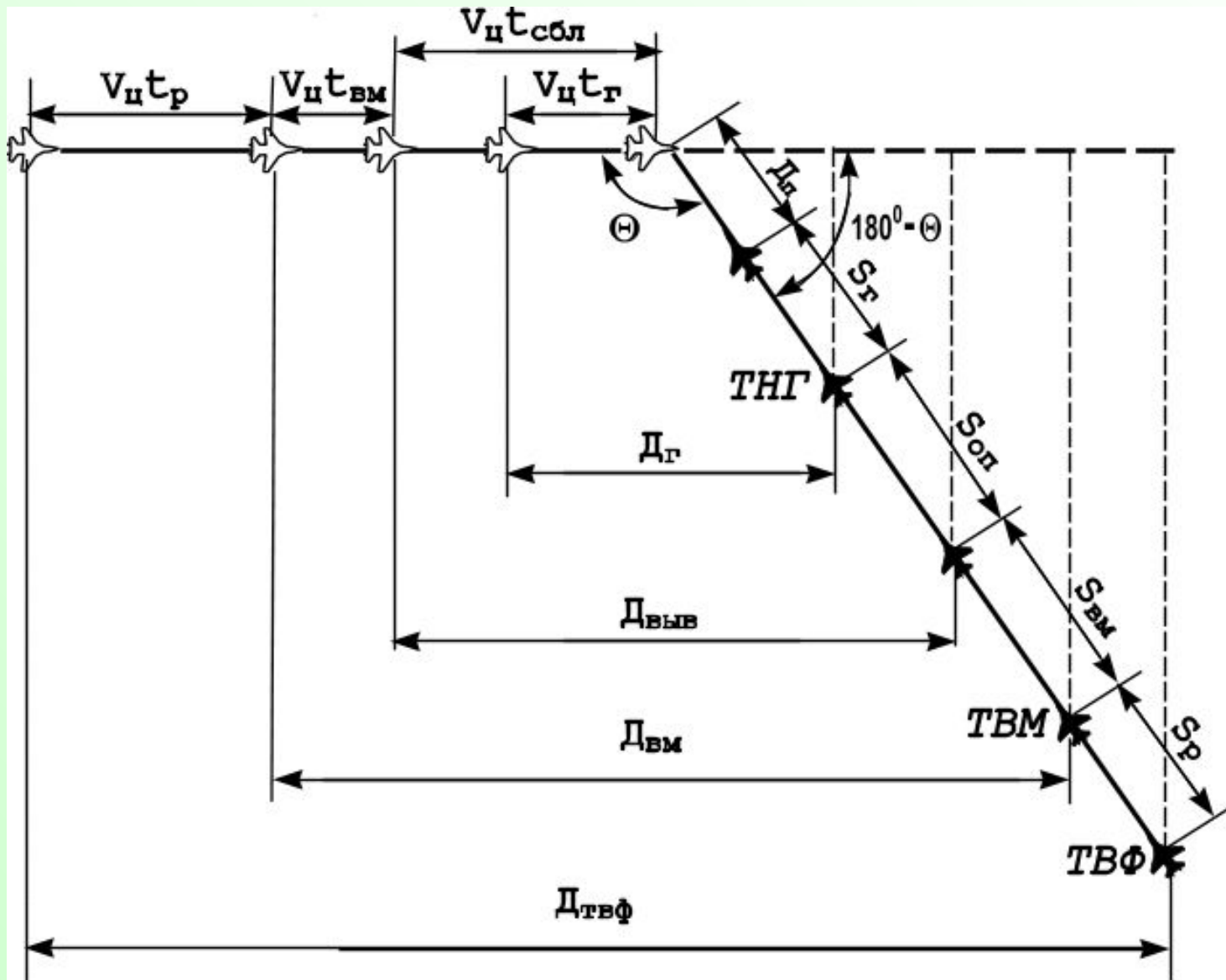


Линейка масштабно–временных отрезков при  
наведении в ППС

# Решение задачи наведения в ЗПС



## 1.2. Особенности наведения в ППС воздушной цели.



Наведение на цель методами прямого наведения.

$$D_{\Gamma} = V_{\text{ц}} * t_{\Gamma} - (D_{\text{п}} + S_{\Gamma}) * \cos \Theta,$$

$$D_{\text{выв}} = V_{\text{сбл}} * t_{\text{сбл}} - D_{\text{п}} * \cos \Theta,$$

где:  $V_{\text{сбл}} = V_{\text{ц}} - V_{\text{и}} * \cos \Theta,$

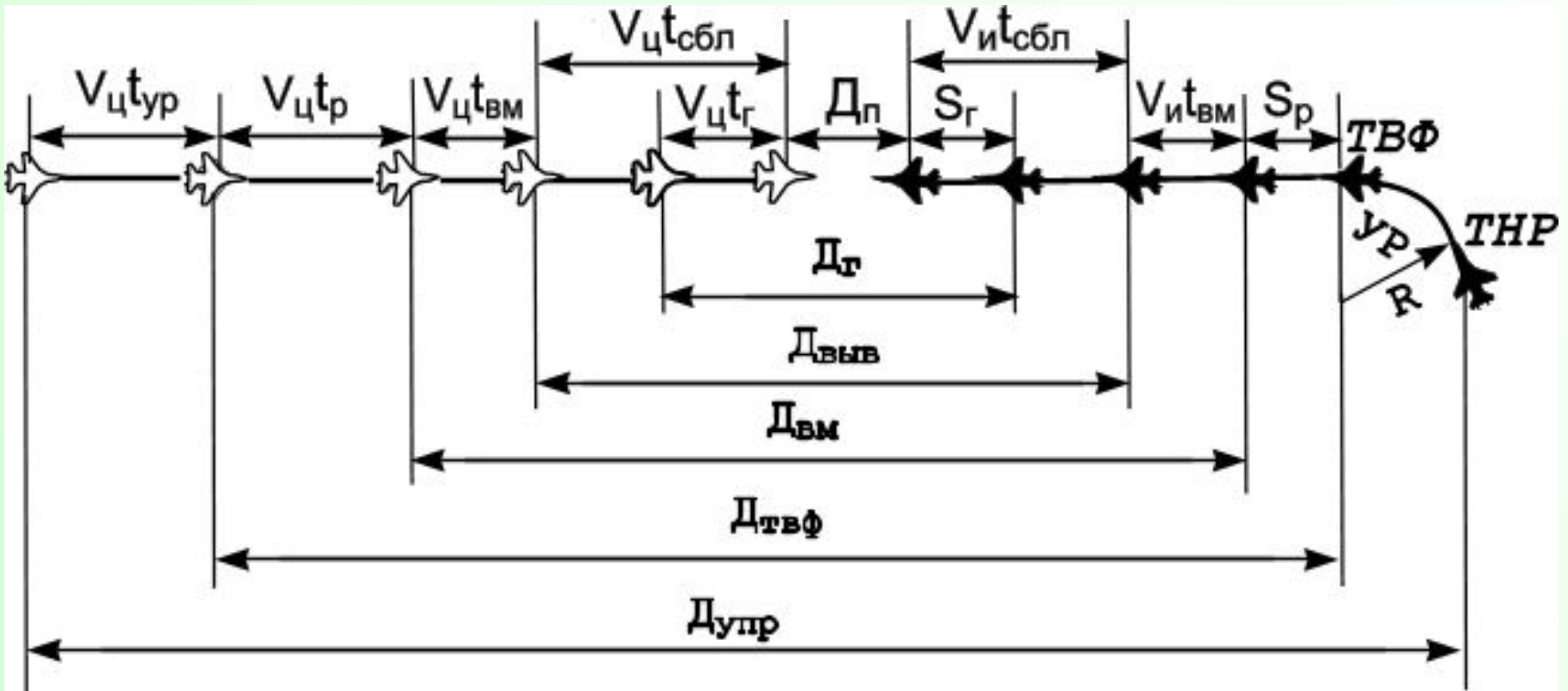
$$t_{\text{сбл}} = t_{\text{обн}} + t_{\text{оп}} + t_{\text{з}} + t_{\text{прц}},$$

$$D_{\text{вм}} = D_{\text{выв}} + V_{\text{сбл}} * t_{\text{вм}},$$

$$D_{\text{твф}} = V_{\text{ц}} * t_{\text{р}} + D_{\text{вм}} - S_{\text{р}} * \cos \Theta.$$



## Наведение на цель на встречном курсе.



$$\begin{aligned} D_{\Gamma} &= V_{\text{ц}} * t_{\Gamma} + D_{\text{п}} + S_{\Gamma}, & D_{\text{выб}} &= V_{\text{сбл}} * t_{\text{сбл}} + D_{\text{п}}, \\ D_{\text{вм}} &= D_{\text{выб}} + V_{\text{сбл}} * t_{\text{вм}}, & D_{\text{ТВФ}} &= V_{\text{ц}} * t_{\text{р}} + D_{\text{вм}} + S_{\text{р}}, \\ D_{\text{упр}} &= V_{\text{ц}} * t_{\text{ур}} + R * \sin \text{УР} + D_{\text{ТВФ}}, & I &= R * (1 - \cos \text{УР}). \end{aligned}$$

### 1.3. Особенности наведения под большим ракурсом.

Наведение под большим ракурсом возможно методами прямого и упрежденного сближения (если исходное положение истребителя и цели обеспечивает угол встречи  $\Theta$ , соответствующий БР), а также методом "Маневр".

Скорость истребителю может выбираться меньше скорости цели (для уменьшения скорости сближения), но не менее эволютивной для опорной высоты.

При наведении методом "Маневр" целесообразно вывести истребитель на встречно-параллельный с целью курс на расчетный интервал  $I$ . Если разгон истребитель закончил в ТНР, то параметры наведения рассчитываются так же, как при наведении в заднюю полусферу цели.

## 2. НАВЕДЕНИЕ НА МАЛОСКОРОСТНЫЕ ВЫСОТНЫЕ ЦЕЛИ.

К малоскоростным высотным целям относятся самолеты разведки типа U-2, TR-1 и автоматические дрейфующие аэростаты (АДА).

АДА, как воздушные цели, обладают рядом особенностей:

- способность выполнять длительные полеты на высотах, превышающих потолки истребителей;
- возможность изменения высоты дрейфа;
- возможность большого разноса (300–400м) оболочки от подвешенного груза;
- малая ЭОП АДА ограничивает применение РЛПК;
- большая скорость сближения при полете самолетов на уничтожение АДА на высотах, близких к потолку, что усложняет пилотирование и сокращает располагаемое время для атаки;
- образование опасной зоны взрыва при поражении аэростата, что усложняет условия выхода из атаки;
- трудность определения факта поражения АДА.

# Наведение на АДА.

