

Zeitschrift: ASMZ : Sicherheit Schweiz : Allgemeine schweizerische
Militärzeitschrift

Herausgeber: Schweizerische Offiziersgesellschaft

Band: 124 (1958)

Heft: 6

Artikel: Die Raketen Lenkung

Autor: Voellmy, H.R.

DOI: <https://doi.org/10.5169/seals-27890>

Nutzungsbedingungen

Die ETH-Bibliothek ist die Anbieterin der digitalisierten Zeitschriften. Sie besitzt keine Urheberrechte an den Zeitschriften und ist nicht verantwortlich für deren Inhalte. Die Rechte liegen in der Regel bei den Herausgebern beziehungsweise den externen Rechteinhabern. [Siehe Rechtliche Hinweise.](#)

Conditions d'utilisation

L'ETH Library est le fournisseur des revues numérisées. Elle ne détient aucun droit d'auteur sur les revues et n'est pas responsable de leur contenu. En règle générale, les droits sont détenus par les éditeurs ou les détenteurs de droits externes. [Voir Informations légales.](#)

Terms of use

The ETH Library is the provider of the digitised journals. It does not own any copyrights to the journals and is not responsible for their content. The rights usually lie with the publishers or the external rights holders. [See Legal notice.](#)

Download PDF: 22.01.2025

ETH-Bibliothek Zürich, E-Periodica, <https://www.e-periodica.ch>

Ferngelenkt manuell	direkt
	indirekt
Automatisch gelenkt	direkt
	indirekt
Programmgesteuert	—

(Fortsetzung folgt)

Die Raketen-Lenkung

Von Oblt. H. R. Voellmy

Die Verfolgung eines bewegten Zieles stellt an den Verfolger mannigfache Aufgaben. Zunächst muß das Ziel klar als solches erkannt werden. Der zur Verfolgung eingesetzte Lenkkörper muß hierauf zur richtigen Zeit in der günstigsten Richtung eingesetzt werden. Allein schon diese beiden scheinbar einfachen Maßnahmen erfordern bei der Abwehr von schnellfliegenden Flugzeugen einen technisch sehr großen Aufwand.

Während es früher noch möglich war, die sogenannte *Freund-Feind-Erkennung* durch Luftspäher durchführen zu lassen, ist dies heute angesichts der großen Flughöhen moderner Flugzeuge kaum mehr möglich. Auch der Entscheid über den Startmoment einer Fliegerabwehrrakete kann heute vom Batteriekommandanten nicht «über den Daumen» gefaßt werden. Hierzu sind vielmehr Rechengeräte und für die Freund-Feind-Erkennung vorher bekanntgegebene Flugpläne und ständige Positionsmeldungen der eigenen Flugzeuge erforderlich.

Zur *Berechnung des Startmomentes* gehört eine genaue Kenntnis des Wirkbereiches des Verfolgungskörpers. Dieser Wirkbereich hängt von verschiedenen Faktoren wie Zielgeschwindigkeit, Flugrichtung des Zieles, Flughöhe, Geländehindernisse, Sichtbereich der Radargeräte, Lenkbarkeit und Weg-Geschwindigkeitsverlauf der Abwehrwaffe, vor allem aber auch von der Wahl des Lenksystems ab.

Während die Wahl des richtigen Zeitmomentes zum Start des Verfolgungskörpers ein weitgehend mathematisch darstellbares Problem ist und daher vorteilhafterweise durch Rechengeräte bewältigt wird, bleibt der menschlichen Entscheidungsfähigkeit die Aufgabe vorbehalten, die richtige Schußkadenz zu wählen, sowie über Feststellung der Treffer und Zielwechsel zu entscheiden.

An Hand der bei der Abwehr von schnellfliegenden Luftzielen ver-

wendeten Lenksysteme sollen im folgenden besonders die flugbahntechnischen Eigenschaften des Verfolgers betont werden. Der Verfolger wird kurz als «Rakete», das angegriffene Objekt als «Ziel» bezeichnet. Die Wirkbereiche werden aus der Diskussion dieser flugbahntechnischen Eigenschaften hervorgehen.

Die Lenksysteme kann man grob in *Fernlenk-* und *Selbstlenksysteme* unterteilen.¹ Bei den Fernlenksystemen wird der Steuerbefehl außerhalb der Rakete erzeugt, zum Beispiel am Boden von einem Vermessungssystem aus oder mit Hilfe eines sogenannten Leitstrahlenders. Die Selbstlenksysteme sind dadurch gekennzeichnet, daß eigene (raketeneigene) Mittel zur Erzeugung des Steuerbefehls dienen.

Verfolgungsflugbahnen von ferngelenkten Raketen

Im folgenden soll die Raketenlenkung weniger nach den bekannten Gesichtspunkten der elektrischen Übertragungsarten der Steuerbefehle wie Leitstrahlsteuerung oder Kommandosteuerung getrennt werden, als vielmehr nach flugbahntechnischen Gesichtspunkten. Da meines Wissens für diese Trennung die entsprechenden Fachausdrücke fehlen, soll im folgenden das Lenkverfahren, welches die Rakete auf einen vorausberechneten Treffpunkt führt, als *Vorhaltlenkung* bezeichnet werden, während das Lenkverfahren ohne Vorhalt *Zieldeckungslenkung* genannt wird.

In *beiden Fällen* kann die Kommandogabe sowohl durch eine Kommandosteuerung (command-guidance) als auch durch eine Leitstrahlsteuerung (beamrider-guidance) bewerkstelligt wird.

Die Vorhaltlenkung

Bei der Vorhaltlenkung wird die Rakete auf einen «collision-course» gesteuert (am ehesten mit Treffbahn zu übersetzen), welcher die Kenntnis des zukünftigen Treffpunktes erfordert. Der Vergleich mit der bekannten Flabtechnik liegt nahe. Hier wie dort wird durch Rechengерäte der voraussichtliche Treffpunkt berechnet und das Geschöß oder die Rakete werden auf diesen Punkt gerichtet. Allerdings besteht nun bei der Rakete die Möglichkeit, laufend diese Vorhalterrechnung zu überprüfen und über das Fernlenksystem die erforderlichen Korrekturen anzubringen. Dies erfordert eine sehr genaue Vermessung sowohl des Zieles als auch der Rakete. In Figur 1 sind Flugbahnen von vorhaltgelenkten Raketen eingetragen. Als einfachste Lösung erscheinen die direkt auf den Treffpunkt gerichteten geraden Bahnen a. Diese sind allerdings nicht die schnellsten Bahnen auf die Treff-

¹ F. Müller, Systematik der Lenkverfahren, Z. Raketentechnik und Raumfahrtforschung 2 (1958) S. 38-44.

punkte T, da hierzu steilere, die dichten Luftschichten rascher durchsteigende Bahnen b vorteilhaft sind. Die amerikanische Flabrakete Nike-Ajax verwendet sogar einen stets gleichbleibenden Neigungswinkel der Schuß-elevation (85°) in einem nicht veränderbaren Schußazimuth. Daraus resultieren Flugbahnen, welche unter beträchtlichen Umwegen das Ziel teilweise sogar von oben angreifen (Bahnen c).

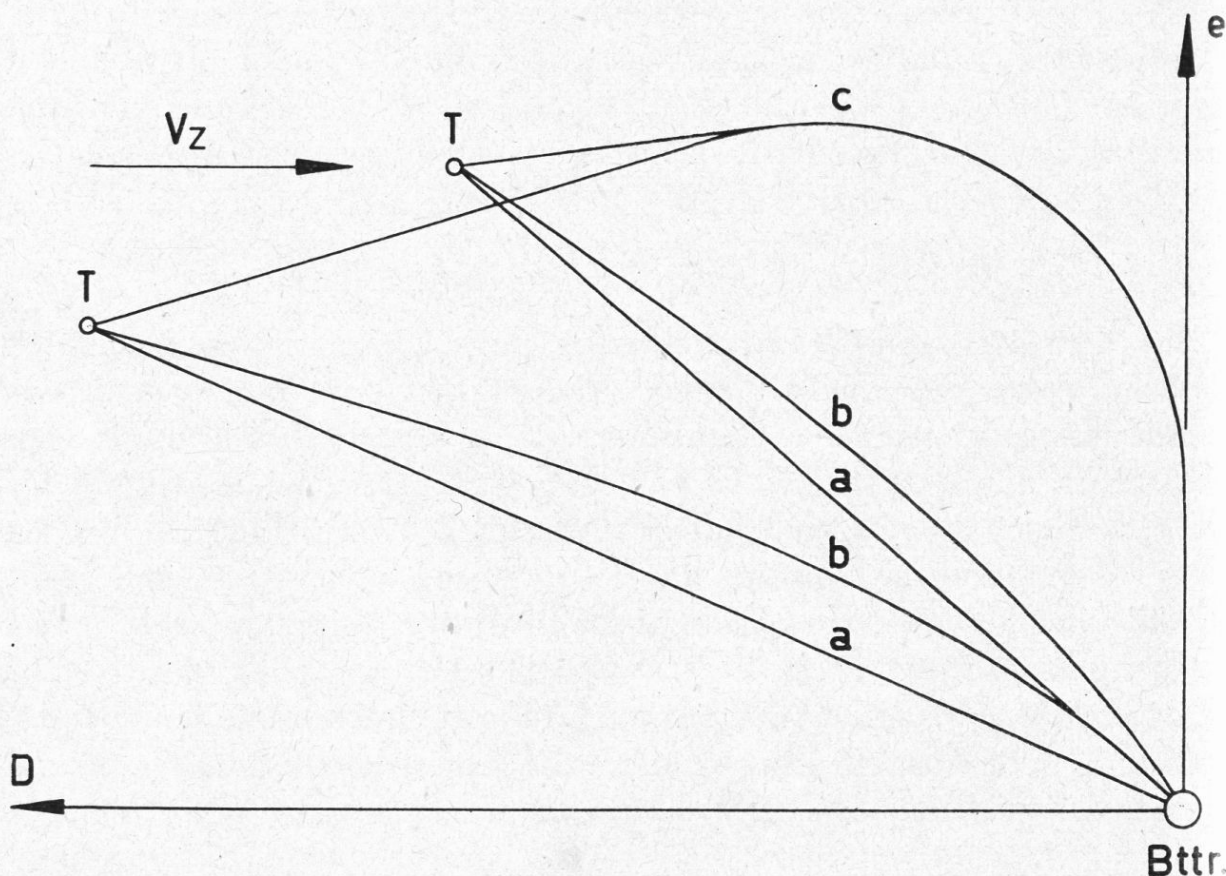


Fig. 1 Verschiedene mögliche Flugbahnen verhaltgelenkter Raketen auf den errechneten Treffpunkt T: a gerade Bahnen, b schnellste Bahnen, c Bahnen bei Senkrechstart der Raketen.

Die Berechnung eines Wirkungsraumes von vorhaltgelenkten Raketen hängt im wesentlichen nur von den Daten der Flugleistungen der Rakete ab. Allerdings wird an Hand der Figur 1 deutlich, daß die Startart (Senkrechstart oder Schrägstart in Richtung auf den Treffpunkt) den Wirkungsbereich auch noch zu beeinflussen vermag. Ferner ergeben kleine Abweichungen des Zieles von der ursprünglich geraden Zielbahn große Auswanderungen des Treffpunktes, auf welche die Rakete augenblicklich mit einer Bahnkorrektur reagieren muß. Die Erzeugung einer Auftriebskraft quer zur Raketenbahn ist jedoch zwangsläufig mit einer Widerstandserhöhung der Rakete verbunden, so daß die Flugzeit auf den Treffpunkt länger wird. Dadurch wiederum verlagert sich der Treffpunkt in Flugrichtung des Zieles, was weitere Bahnkrümmun-

gen erfordert. Dieser Kreislauf kann in Extremfällen dazu führen, daß die Rakete den Treffpunkt nicht mehr erreicht. Die Größe des Treffbereiches hängt daher in einem gewissen Maße von den eventuellen Ausweichbewegungen des Zieles ab.

Der wesentliche Vorteil der Vorhaltlenkung liegt hauptsächlich in der relativ kleinen Abhängigkeit des Wirkbereiches von der Zielgeschwindigkeit.

Ein wesentlicher Nachteil der Vorhaltlenkung liegt in der beschränkten Schußkadenz: Im Falle der Raketenlenkung mittels Kommandosteuerung muß jede Rakete einzeln vermessen werden, so daß der Großeinsatz von Raketen an die Anzahl der in der Batterie vorhandenen Vermessungsradar gebunden ist. Auch bei Verwendung des Leitstrahlensystems erfordert die Vorhaltlenkung eine dem Raketeneinsatz entsprechende Anzahl von Leitstrahlendern. Die hohe Schußkadenz läßt sich also in beiden Fällen nur durch einen großen Aufwand an Bodengeräten bewerkstelligen.

Zusammenfassend kann man sagen, daß der Wirkbereich einer vorhaltgelenkten Rakete weitgehend von den Flugleistungen der Rakete abhängt, besonders von der Steuerbarkeit nach Brennschluß. Der Wirkbereich hängt wenig von der Zielgeschwindigkeit und beschränkt von den Ausweichbewegungen des Zieles ab. Der untere Rand des Wirkbereiches wird durch die minimal mögliche Elevation der Radarvermessung diktiert. Schusstote Räume oberhalb des Batterieraumes ergeben sich im Falle des Senkrechtstartes der Raketen wegen der beschränkten Querbeschleunigungsfähigkeit aller Flugkörper.

Eine prinzipielle Skizze eines Wirkraumes von vorhaltgelenkten Raketen zeigt Figur 2.

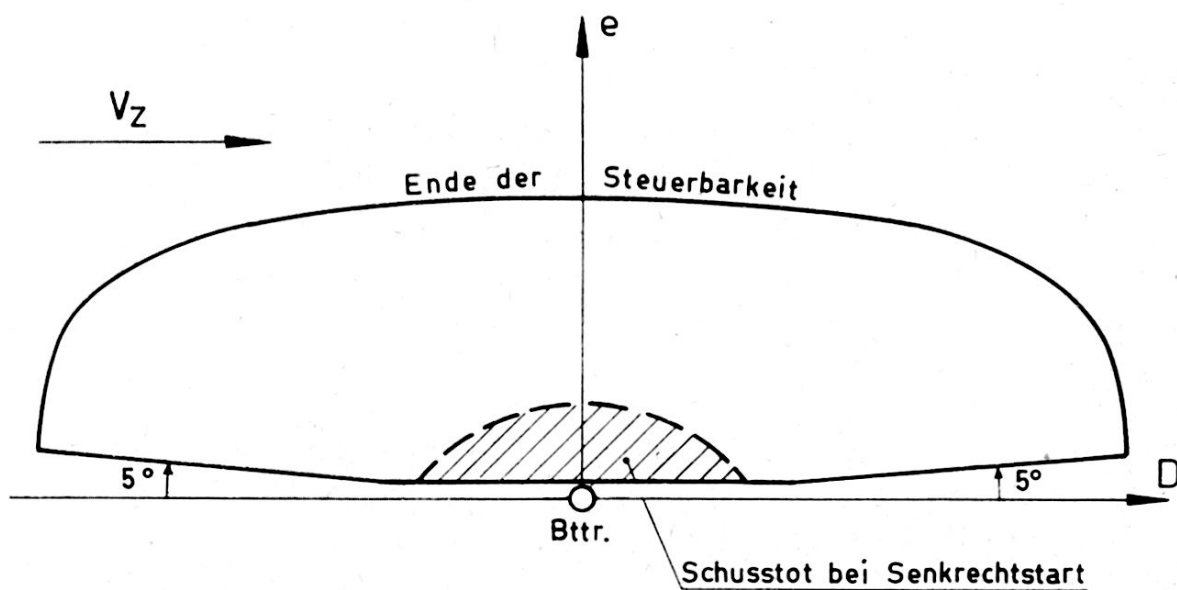


Fig. 2 Wirkbereich vorhaltgelenkter Raketen

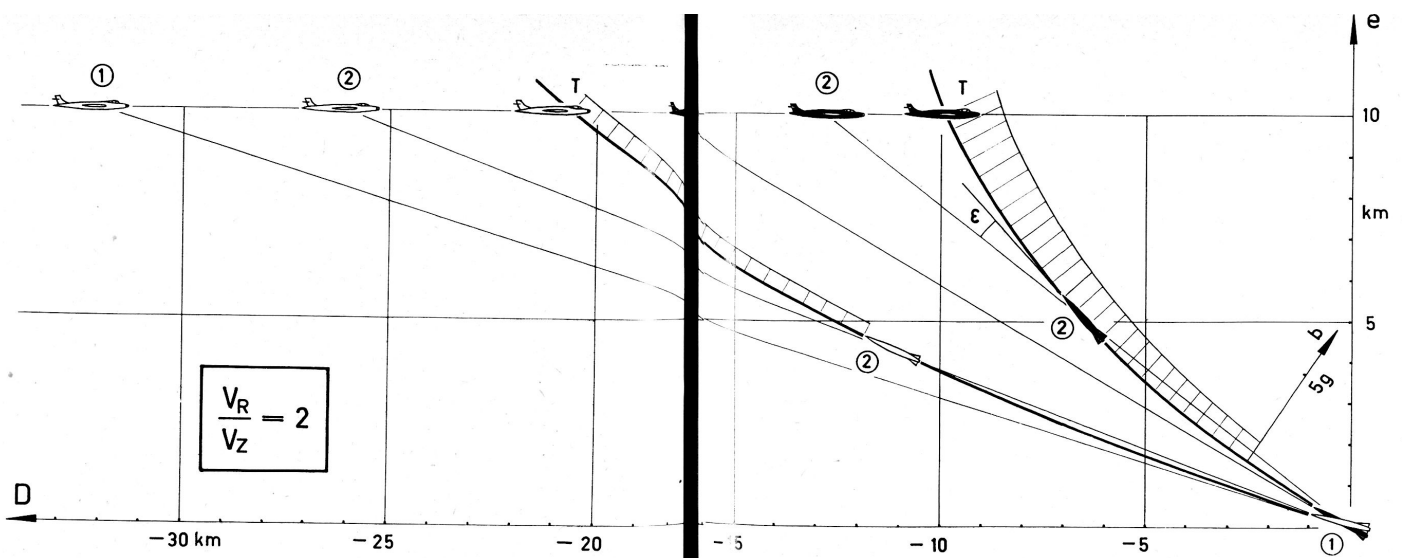


Fig. 3 Verfolgungsbahnen von im Zieldeckungsverfahren gelenkten Raketen auf horizontal fliegende Ziele ($V_Z = 1000 \text{ km/h}$). Quer zu den Flugbahnen sind die zur Krümmung der Bahn erforderlichen Querbeschleunigungen schraffiert aufgetragen.

Als taktischer Nachteil fällt die von der Anzahl der verfügbaren Raketen-Vermessungsradar oder Leitstrahlsender abhängige Schußkadenz im Gewicht.

Die Zieldeckungslenkung

Wird die Rakete anstatt auf einen Vorhaltepunkt stets so auf das Ziel gelenkt, daß sie sich ständig auf dem *Visierstrahl* zwischen dem Vermessungsradar (oder Leitstrahlsender) und dem Ziel bewegt, so muß eine Kollision mit dem Ziel erfolgen. Die Zieldeckungslenkung wird daher auch Dreipunktlenkung genannt, da die drei Punkte: Sender – Rakete – Ziel auf einer Geraden liegen.

Genau wie für die Vorhalteleitung können auch für die Zieldeckungslenkung sowohl die Kommando- als auch die Leitstrahlsteuerung verwendet werden.

In Figur 3 sind Beispiele der Verfolgungsbahnen von im Zieldeckungsverfahren gelenkten Raketen dargestellt. Wegen der ständigen Drehung des auf das Ziel gerichteten Visierstrahls entstehen gekrümmte Raketen-

Flugbahnen. Diese sind nicht mit den später beim Direktzielen besprochenen «Hundekurven» zu verwechseln. Durch gleiche Zahlen sind die sich jeweils zeitlich entsprechenden Orte von Ziel und Rakete gekennzeichnet. Die zur Krümmung der Flugbahn erforderliche Querbeschleunigung der Rakete ist senkrecht zur Flugbahn aufgetragen und schraffiert dargestellt. Die Verhältnisse entsprechen einer Zielgeschwindigkeit von 1000 km/h und einer doppelt so großen Raketengeschwindigkeit. Man erkennt, daß die erforderliche Querbeschleunigung gleichmäßig verläuft und für nahe Ziele größer ist als beim Anflug auf weit entfernte Ziele. Im wesentlichen ist diese Querbeschleunigung bei der Verfolgung horizontal fliegender Ziele proportional sowohl der Raketen- als auch der Zielgeschwindigkeit und steigt mit abnehmender Zielflughöhe und wachsender Strahlelevation. Dem Nachteil der ständig erforderlichen Querbeschleunigung der Rakete steht der Vorteil einer relativ geringen Änderung dieser Beschleunigung bei Ausweichbewegungen des Ziels gegenüber. Beispielsweise muß eine Rakete, welche erst ein Drittel der Entfernung zum Ziel zurückgelegt hat, zusätzlich auch nur ein Drittel der Querbeschleunigungen des Ziels mit-

machen. Erst bei Annäherung an das Ziel werden die Verhältnisse ähnlich wie bei der bereits besprochenen Vorhaltlenkung. Bei Zielgeschwindigkeiten, welche nahe an die Raketengeschwindigkeit heranreichen, entstehen besonders bei steilen Elevationen des Visierstrahls große Winkel ϵ zwischen der Flugbahnrichtung und dem Visierstrahl, welche die auf kleinen Winkeln beruhende Zieldeckungslenkung verunmöglichen.

Damit erwachsen der Zieldeckungslenkung zwei Schranken, welche den Wirkungsbereich der Raketen zusätzlich zu den bereits bei der Vorhaltlenkung erwähnten Grenzen einengen: die Grenze der erlaubten Querbeschleunigung (auch Lastvielfaches genannt) und die Grenze zu großer Winkel ϵ zwischen Raketenflugbahn und Visierstrahl.

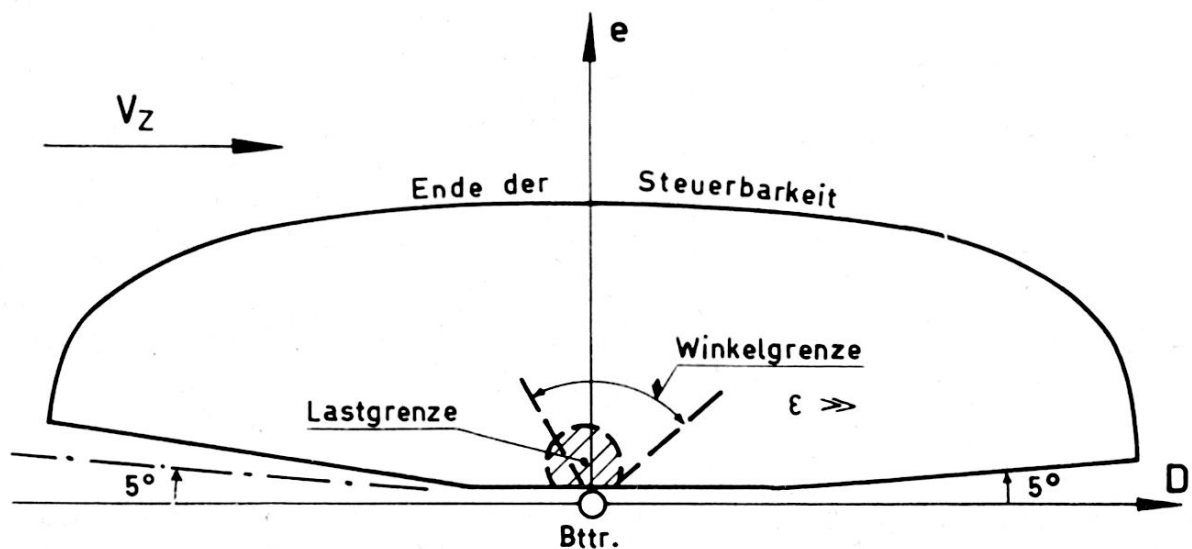


Fig. 4 Wirkungsbereich der im Zieldeckungsverfahren gelenkten Raketen

In Figur 4 ist der Wirkraum für den gedachten Angriff horizontal fliegender Ziele mit der Grenze der Querbeschleunigung (Lastgrenze) und der Winkelgrenze eingetragen. Durch Erhöhen des erlaubten Lastvielfachen einer Rakete gelingt es, diese Grenze noch näher gegen die Batterie hin zu verschieben.

Die Grenze der großen Winkel zwischen Raketenflugbahn und Visierstrahl (Winkelgrenze) liegt, ähnlich der Lastgrenze, in der Nähe der Batterie, da relativ langsame Raketengeschwindigkeiten gegenüber der Zielgeschwindigkeit vor allem beim Start der Raketen auftreten. Bei Steigerung der Startbeschleunigung der Rakete wird zwar das durch die Winkelgrenze diktierte schußtote Gebiet schmaler, gleichzeitig steigt aber die erforderliche Querbeschleunigung, so daß bald die Lastgrenze überschritten wird. Mit der Erhöhung der Startbeschleunigung muß daher auch das erlaubte

Lastvielfache einer Rakete steigen, soll der Wirkraum in Nähe der Batterie-stellung beibehalten oder sogar vergrößert werden.

Einen ganz besonderen Vorteil der Zieldeckungslenkung stellt die Möglichkeit dar, im gleichen Strahl mehrere Raketen zu führen, wie dies besonders bei der Leitstrahlsteuerung ohne zusätzlichen bodenseitigen Geräteaufwand möglich ist. (Beispiel: Die amerikanischen Raketen Terrier und Tartar und die schweizerische Contraves-Oerlikon-Rakete). Aber auch bei kommandogesteuerten Raketen ist der Mehrfachschuß durchführbar dank der Möglichkeit, mehrere Raketen im gleichen Visierstrahl mit einem einzigen Radargerät zu vermessen.

Der taktische Vorteil der Zieldeckungslenkung liegt also in der Möglichkeit einer hohen Schußkadenz.

Nach dieser kurzen Beschreibung der Verfolgungsflugbahnen und Wirkbereichsgrenzen zweier Fernlenksysteme seien noch die Verfolgungsbahnen der drei bekanntesten Selbstlenksysteme besprochen.

Verfolgungsflugbahnen selbstlenkender Raketen

Die Selbstlenkung erfordert, daß die Rakete das Ziel selbst einmißt und aus dieser Vermessung die zum Treffen des Zieles notwendigen Steuerbefehle berechnet. Diese Art Lenkverfahren wird heute hauptsächlich bei Luft-Luft-Raketen angewendet.

Es soll in dieser flugbahntechnischen Betrachtung nicht weiter auf die andernorts beschriebenen Zielsuchverfahren wie aktives, halbaktives und passives Verfahren eingegangen werden. Es wird angenommen, die Rakete kenne die Richtung auf das Ziel. Nun gibt es drei wesentlich verschiedene Verfahren der Selbstlenkung: Das *Direktzielen* (homing), der *konstante Vorhaltewinkel* (constant bearing) und der *variable Vorhaltewinkel* (proportional navigation).

Das Verfahren des *Direktzielens* ergibt Verfolgungskurven, welche unter dem Namen «Hundekurven» bekannt sind. Genau so wie der Hund seinen davoneilenden Herrn einholt, indem er stets die Richtung auf seinen Herrn einschlägt, steuert sich die Homing-Rakete stets in Richtung auf das Ziel zu. Hierbei entstehen Kurven, wie sie in Fig. 5 zu sehen sind. Bei der Berechnung dieser Kurven entstehen zwei überraschende Resultate.²

Erstens erfolgt der Schlußangriff des Zieles stets von hinten, auch wenn das Ziel von schräg vorne angegriffen wird. Eine Ausnahme bildet nur der Fall des Angriffes genau von vorne. Man kann leicht zeigen, daß nur dann tatsächlich von vorne angegriffen wird, wenn der Verfolger einen gewissen

² L. C. L. Yuan, proportional navigation, J. of appl. phys. 19 (1948) p. 1122.

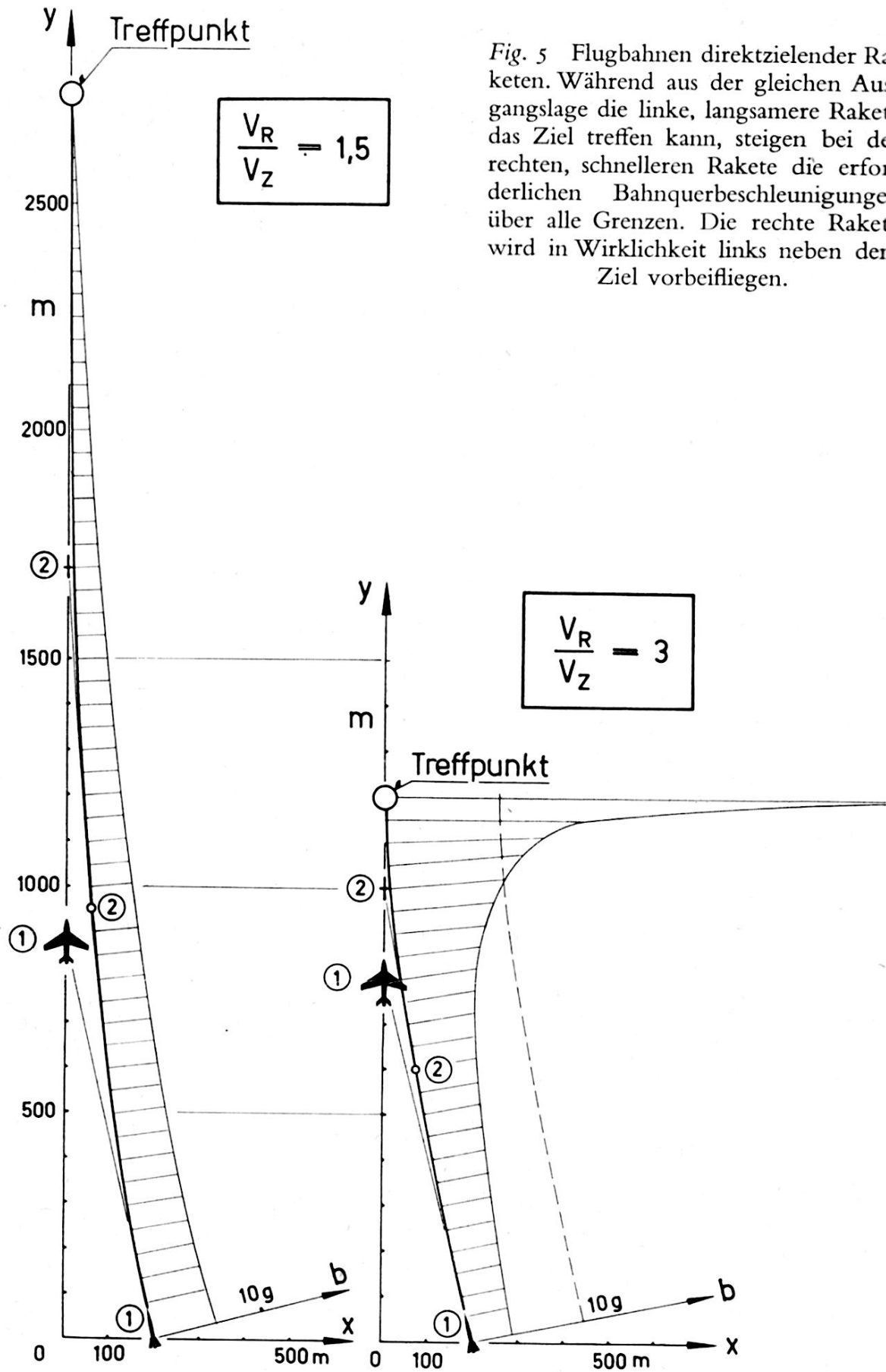


Fig. 5 Flugbahnen direktzielender Raketen. Während aus der gleichen Ausgangslage die linke, langsamere Rakete das Ziel treffen kann, steigen bei der rechten, schnelleren Rakete die erforderlichen Bahnquerbeschleunigungen über alle Grenzen. Die rechte Rakete wird in Wirklichkeit links neben dem Ziel vorbeifliegen.

Vorhaltekurs einschlägt. Zweitens darf die Geschwindigkeit des Verfolgers nur zwischen der einfachen und doppelten Geschwindigkeit des Zieles liegen. Bei kleinerer Verfolgungsgeschwindigkeit wird das Ziel nie eingeholt werden, bei größerer Verfolgungsgeschwindigkeit müßten im Treffpunkt unendlich große Querbeschleunigungen erzeugt werden, da der Bahnkrümmungsradius der Verfolgungsbahn gegen Null strebt. Auch schon kurz vor dem Treffpunkt steigen im letzteren Fall die erforderlichen Querbeschleunigungen auf sehr hohe Werte, wie dies aus dem berechneten Beispiel deutlich hervorgeht. Das Verhältnis der Raketengeschwindigkeit V_R zur Zielgeschwindigkeit V_Z wurde im linken Beispiel gleich 1,5, im rechten gleich drei gesetzt. Im Fall links nimmt die Querbeschleunigung b der Verfolgungsbahn bis zum Treffpunkt auf den Wert Null ab. Wegen der langsameren Verfolgungsgeschwindigkeit ist die Wegstrecke bis zum Treffpunkt größer als im Fall rechts. In Wirklichkeit würde die Rakete mit zu großer Verfolgungsgeschwindigkeit links neben dem Ziel vorbeifliegen, da sie die hohen erforderlichen Querbeschleunigungen nicht aufbringen kann.

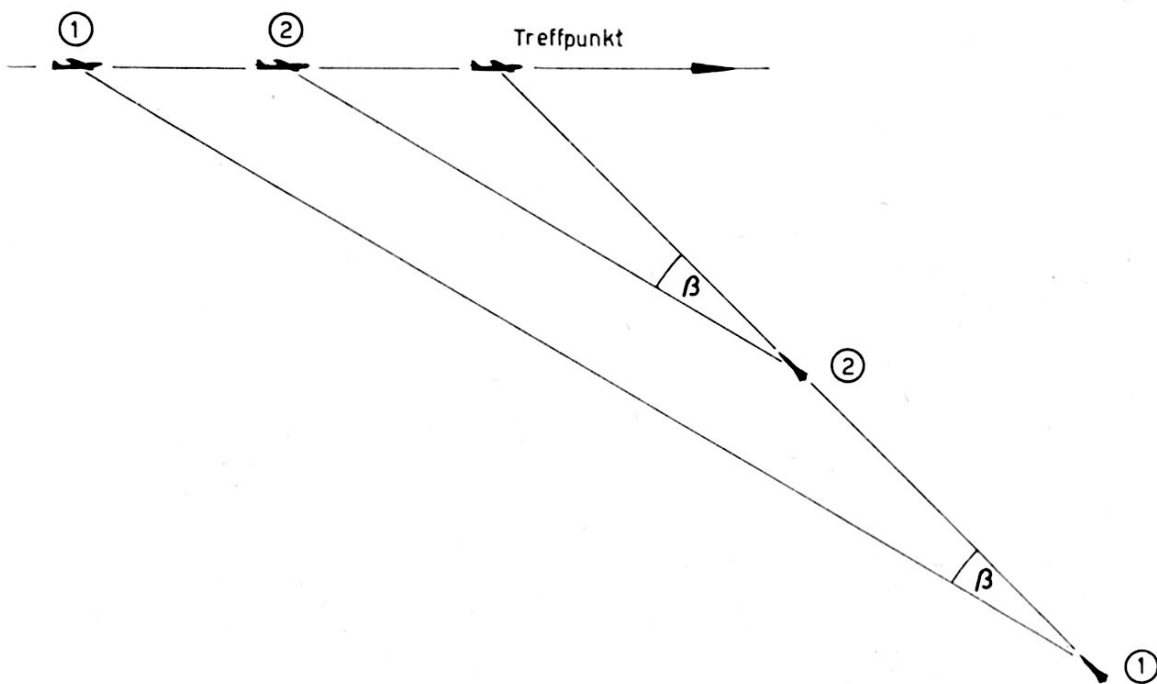


Fig. 6 Ideale Verfolgungsbahn einer Rakete mit konstantem Vorhaltewinkel

Bei der Selbstlenkung nach dem Prinzip des *konstanten Vorhaltewinkels* kann das Durchfahren einer Hundekurve vermieden werden, indem die Flugrichtung nicht auf das Ziel, sondern um einen konstanten Winkel β vor das Ziel gerichtet wird. In der Praxis wird man dieses Verfahren deshalb wenig antreffen, weil es schwierig ist, diesen nachher konstant zu haltenden Vorhaltewinkel richtig zu bestimmen. In Figur 6 ist der Idealfall dieser Lenk-

methode dargestellt. Bei konstanten Ziel- und Raketengeschwindigkeiten ergibt der richtig gewählte Vorhaltewinkel β eine gerade Flugbahn auf den

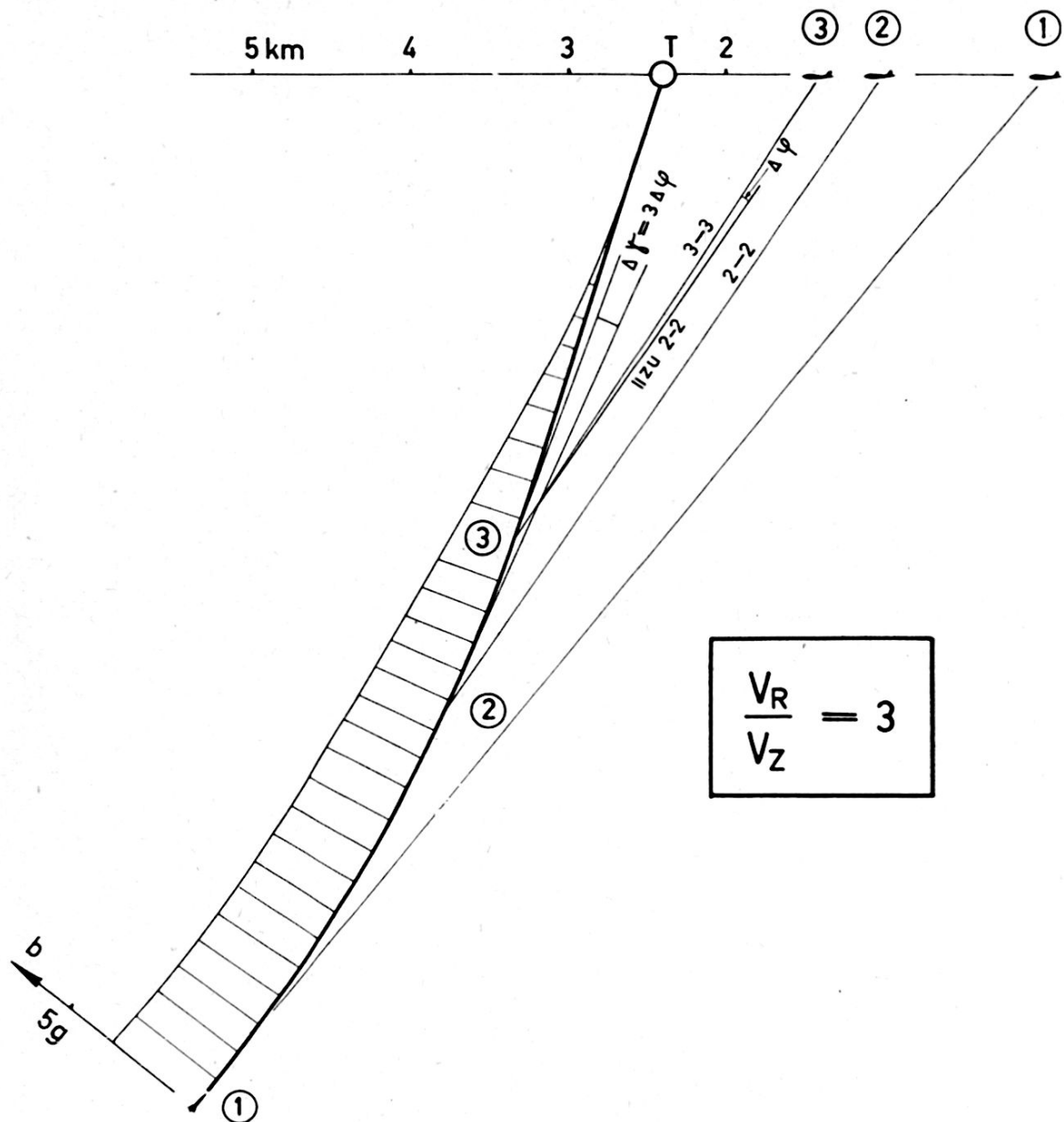


Fig. 7 Verfolgungsbahn einer Rakete mit Hilfe eines variablen Vorhaltewinkels. Dieses Selbstlenkverfahren führt automatisch über zur günstigen gestreckten Flugbahn des Lenksystems mit annähernd konstantem Vorhaltewinkel.

Treffpunkt. Bei nicht konstanten Geschwindigkeiten oder bei der Wahl eines vom richtigen Wert abweichenden Vorhaltewinkels entstehen gekrümmte Verfolgungsbahnen, welche jedoch immer noch vorteilhafter sind als die vorher besprochene Hundekurve, welche dem Vorhaltewinkel Null entspricht.

Das, nach den spärlichen Literaturangaben zu schließen, meist angewandte System der Selbstlenkung ist das Verfahren mit *variablem Vorhaltewinkel*. Hierbei wird jede von der Rakete aus gemessene Richtungsänderung des Zieles als Steuerbefehl für eine gleichgerichtete, aber proportional größere Richtungsänderung der Raketenbahn verwendet.

Auf diese Weise gelingt es, jede Abweichung des einmal gefundenen «richtigsten» und daher auch vorteilhaftesten Vorhaltewinkels zu vermeiden. Das Ende einer derartigen Bahn wird meist sehr gestreckt verlaufen und im wesentlichen der vorher besprochenen Bahn mit konstantem Vorhaltewinkel entsprechen. In Figur 7 ist ein Beispiel einer Bahn mit variablem Vorhaltewinkel dargestellt. Der Proportionalitätsfaktor zwischen der Richtungsänderung $\Delta\varphi$ auf das Ziel und der Richtungsänderung $\Delta\gamma$ der Flugbahn ist drei. Das Verhältnis der Raketen- zur Zielgeschwindigkeit ist ebenfalls drei, ein Verhältnis also, welches beim Direktzielen zu unendlich großen Querschleunigungen führt. Als Anfangsrichtung wurde das Direktzielen gewählt.

Schon nach kurzer Zeit schwingt sich die Raketenbahn auf einen Kurs mit konstantem Vorhaltewinkel ein. Trotz der hier sehr ungünstig gewählten Anfangsbedingung entstehen in der ersten Flugphase keine besonders großen Querschleunigungen.

Blickt man auf Figur 3 zurück, so erkennt man, daß beispielsweise das Leitstrahlenverfahren sehr gute Voraussetzungen für das Lenken mit variablem Vorhaltewinkel schafft, indem automatisch bereits ein gewisser Vorhaltewinkel vorhanden ist.

Für alle vorliegend gezeigten Beispiele wurden verzögerungsfrei arbeitende Suchköpfe oder beschleunigungsempfindliche Lenksysteme angenommen. Die Berücksichtigung dieser weiteren Größen führt zu etwas von den idealen Bahnen abweichenden Verläufen. Mit den heutigen technischen Kenntnissen und Mitteln der Servotechnik gelingt es jedoch weitgehend, diese Abweichungen so klein zu halten, daß Treffer oder Nahtreffer mit Sicherheit erzielt werden können. Kleine Distanzunterschiede werden durch die Verwendung von Annäherungszündern überbrückt.

Die vorliegende kurze Übersicht über einige Lenksysteme samt einigen Beispielen von Verfolgungsflugbahnen muß fragmentarisch bleiben. Die Arbeit verfolgt den Zweck, einige wesentliche Aspekte der verschiedenen Lenkverfahren aufzuzeigen und für die stets reger werdenden Diskussionen über die Fernlenk- und Selbstlenkverfahren die Begriffe abzuklären.