

# Raketenabwehr



## Raketenabwehr

### Ausgewählte physikalisch-technische Aspekte

#### Peter Sequard-Base

Das Thema Raketenabwehr bildet nach dem Afghanistaneinsatz der NATO das einzige Artikel-5-Projekt der westlichen Verteidigungsallianz. Dieser Artikel regelt den „Bündnisfall“. Die folgenden Ausführungen wollen einen kurzen Abriss über einige der wichtigsten physikalisch-technischen Aspekte der Raketenabwehr bieten.1) Dabei kann selbstverständlich nicht der Anspruch auf Vollständigkeit erhoben werden. Das Amt für Rüstung und Wehrtechnik (ARWT) des Österreichischen Bundesheeres (ÖBH) beschäftigt sich schon seit über einem Jahrzehnt mit den technischen Fragestellungen betreffend die Abwehr ballistischer Raketen und hat dazu auch das Computersimulationsmodell RAAB (RAketenABwehr) entwickelt, mit dessen Hilfe die Kinematik der ablaufenden Prozesse untersucht werden kann. Weiters organisiert das ARWT (bisher gemeinsam mit der Universität Innsbruck, Institut für Politikwissenschaft) jährlich den interdisziplinären „Österreichischen Workshop zur Raketenabwehr“, der sich in erster Linie an die Fachleute aus dem deutschsprachigen Raum richtet, aber auch bereits zahlreiche Gäste aus dem zentraleuropäischen Raum begrüßen durfte.2) All diese Aktivitäten entspringen dem Bemühen, ein Maximum an Einblick in dieses wichtige Projekt der NATO zu gewinnen.

Ausgehend von allgemeinen Raketenparametern, der Diskussion der verschiedenen Flugphasen einer ballistischen Rakete, dem Begriff der Raketenabwehrarchitektur sowie der Auseinandersetzung mit einigen ausgewählten Detailfragen soll nun versucht werden, die Thematik Raketenabwehr - von einem physikalisch-technischen Standpunkt aus betrachtet - zu veranschaulichen.

#### Allgemeine qualitative Raketenparameter

Die im Laufe des Zweiten Weltkriegs von Wernher von Braun in Deutschland entwickelte V2-Rakete leitete eine Ära neuer Angriffswaffen ein, gegen die es lange Zeit keine Möglichkeit zur Abwehr gegeben hat.<sup>3)</sup> Bevor über technische Abwehrverfahren zu diskutieren ist, sollen vorerst die wichtigsten Parameter einer ballistischen Angriffsrakete erläutert werden.<sup>4)</sup> Eine Rakete besteht grundsätzlich aus einer oder mehreren Antriebsstufen mit Raketentriebwerken und einer Nutzlast. Im militärischen Zusammenhang entspricht der Nutzlast der Rakete der Gefechtskopf, dessen Inhalt konventioneller Sprengstoff beziehungsweise nukleare, biologische oder chemische Kampfmittel bilden. Als Energieträger der Antriebsstufe(n) kommen heute flüssige oder feste Treibmittel zur Anwendung. Da die Funktion des Raketentriebwerks, das heißt die Schubentwicklung, auch im Vakuum gegeben sein muss, ist es erforderlich, sowohl das Reduktions- als auch das Oxydationsmittel in entsprechenden Tanks mitzuführen. Der große Vorteil von Flüssigtreibstoffraketen gegenüber Festtreibstoffen besteht in höheren spezifischen Impulsen der Treibstoffe, eine Größe, die mit dem Energiegehalt verknüpft ist, sowie der Möglichkeit zur gezielten Abschaltung der Triebwerke im Flug. Letzteres kann auch zur Schussweitensteuerung eingesetzt werden. Diese Vorteile sind auch der Grund für die Auslegung der V2 und vieler ihrer Nachfolgemodelle westlicher und östlicher Provenienz in den 1950er- und 1960er-Jahren als Flüssigtreibstoffraketen, obwohl die Triebwerke für Flüssigtreibstoffe technisch aufwendiger sind (Treibstoffpumpen, Brennkammern etc.). Ein großes technisches wie „einsatztaktisches“ Problem von Flüssigtreibstoffraketen liegt auch darin, dass sie vor dem Einsatz oft sehr zeitaufwendig betankt werden müssen. Aufgrund der hohen Korrosivität der Treibstoffe dürfen diese Substanzen nur für eine kurze Verweildauer in den Tanks bleiben. Weitreichende mehrstufige Raketen können bis zu mehrere Stunden Tankzeit erfordern.<sup>5)</sup> Ein weiteres Problem kann der Stufenwechsel darstellen. Sollten zu ehrgeizige Raketeningenieure versuchen, soviel wie möglich vom flüssigen Kraftstoff für den Antrieb auszunützen, läuft man Gefahr, dass die Treibstoffpumpen plötzlich keinen Kraftstoff mehr fördern können, weil eben die Tanks schon leer sind. Diese Pumpen sind aber Hochleistungspumpen, wenn man bedenkt, dass die Befüllung einer Rakete viele Stunden, aber der Betrieb nur wenige Minuten dauert. Das Wegfallen des Treibstoffes bedeutet für diese Pumpen ein „Hochlaufen“, also ein Arbeiten in technisch nicht beherrschbaren, extrem hohen Drehzahlbereichen, die sehr schnell zur Zerstörung der Pumpe und damit zum Absturz der Rakete führen. Einige „Feuerbälle“ von Raketenflügen etwa in Nordkorea oder dem Iran sind mit hoher Wahrscheinlichkeit auf Probleme dieser oder ähnlicher Art beim Stufenwechsel zurückführbar. Pressemeldungen wie z.B. „Die erste Stufe hat funktioniert, aber die zweite Stufe hat versagt“, sind dann typisch. Diese Nachteile werden durch Raketen mit Feststofftriebwerken eliminiert, die überdies einfacher aufgebaut sind, da sie zum Beispiel keine komplexen und im Betrieb empfindlichen Treibstoffpumpen benötigen. Aber diese Triebwerke nehmen praktisch den gesamten Tankbereich als Brennkammer in Anspruch, und das erfordert einen stabileren und damit schwereren Aufbau der Rakete in ihrer vollen Länge. In Verbindung mit den schwächeren spezifischen Impulsen der Feststofftreibmittel benötigt man spezielle technische Entwicklungen auf dem Gebiet leichter und zugleich hochfester Materialien, um nicht zu große Leistungseinbußen hinnehmen zu müssen. Eine einmal gezündete Feststoffrakete ist auch nicht mehr vor ihrem natürlichen Brennschluss abschaltbar. Taktisch haben die Feststoffraketen den Vorteil, stets „betankt“ zu sein. Das bedeutet, der Gegner kann den Bereitschaftszustand der Rakete schwerer erkennen. Mehrstufige Raketen mit mindestens einer Flüssig- und einer Feststoffstufe bezeichnet man als Hybridraketen.

Startet eine Rakete aus einem „Silo“, unterscheidet man den „Heißstart“ vom „Kaltstart“. Der Begriff „Silo“ bezeichnet hier sowohl einen echten in die Erde versenkten Startbehälter als auch ein „Startrohr“, wie dies gegebenenfalls bei einem TEL-Fahrzeug (TEL steht für Transporter-Erector-Launcher) der Fall ist. Beim „Heißstart“ zündet die erste Stufe der Rakete sofort. Das damit einhergehende Problem sind die umfangreichen Abgase der stärksten Raketenstufe, die aus dem Silo hinausgebracht werden müssen, um nicht die startende Rakete zu zerstören. Beim „Kaltstart“ hingegen drückt eine Art „Startladung“ die Rakete aus dem Silo. Erst dann zündet außerhalb des Silos die erste Raketenstufe. Dieses Verfahren ist für die Rakete sicherer und für große Interkontinentalraketen üblich, z.B. die amerikanischen Systeme, aber auch technisch wesentlich aufwendiger. Internationale Beachtung haben auch die im Iran vor einigen Jahren entdeckten Raketenilos, speziell jene im Raum Täbris, gefunden.<sup>6)</sup> Die Interpretation der Bilder dieser Anlagen, z.B. in Google Earth, legt den Schluss nahe, dass der Iran hier das Heißstartverfahren anwendet, wahrscheinlich auch deswegen, weil dieses Verfahren technisch einfacher realisierbar ist. Neben einem gewissen Schutz gegen Angriffe dient die Verbunkerung einiger Raketen - es handelt sich hier um Flüssigtreibstoffraketen vom Typ Shahab 3M - wahrscheinlich v.a. dazu, den Bereitschaftszustand der Rakete schwerer erkennen zu lassen. Die Betankung kann nicht beobachtet werden. Im Gegensatz dazu sieht man die großen nordkoreanischen Raketen, z.B. Unha 3, tagelang an einem freistehenden Startturm und kann gegebenenfalls die Betankung per Satellit mitverfolgen.<sup>7)</sup>

Raketen für größere Reichweiten (ab ca. 600 km aufwärts) werden heute in der Regel als mehrstufige Raketen gebaut. Der höchste Flugbahnpunkt liegt dabei meistens außerhalb der Atmosphäre. Die Atmosphärenengrenze wird bei 100 km Höhe angesetzt.<sup>8)</sup> Nach Brennschluss der letzten Stufe wird dann der so genannte Wiedereintrittskörper, der den Gefechtskopf enthält, von der ausgebrannten Antriebsstufe getrennt. Auch dieses Ereignis findet bei Raketen für größere Flugweiten schon außerhalb der Atmosphäre statt. Der Wiedereintrittskörper fliegt in der Folge auf einer rein ballistischen Bahn nur unter dem Einfluss der Gravitation durch den Weltraum und taucht schließlich gegen Ende des absteigenden Flugbahnastes wieder in die dichteren Atmosphärenschichten ein. Um diese thermomechanisch höchst anspruchsvolle letzte Flugphase des Wiedereintritts zu überstehen, sind die Wiedereintrittskörper mit entsprechenden Kühlvorrichtungen versehen. In der Regel handelt es sich dabei um eine Ablationskühlung, d.h. eine Kühlung durch Abdampfen von speziellen Materialien. Die Wärme, die durch die zunehmende Reibung des Wiedereintrittskörpers mit der Luft entsteht, wird zum Verdampfen dieser Materialien benutzt, und dadurch bleibt der im Inneren des Wiedereintrittskörpers befindliche Gefechtskopf vor einer Überhitzung bewahrt. Einstufige Raketen kürzerer Reichweite, z.B. die russische Scud-B, können auch als so genannte Integralflugkörper betrieben werden, d.h., die gesamte Rakete, bestehend aus Antriebsstufe plus Gefechtskopf, fliegt gemeinsam, also ohne Gefechtskopfabtrennung vom Start bis zum Ziel. Diese Systeme werden wegen ihrer geringeren Geschwindigkeiten daher auch beim Flug durch die dichteren Atmosphärenschichten nicht so belastet und verfügen konsequenterweise über keine Kühlvorrichtungen.

## Flugphasen und Abwehrmöglichkeiten

Bevor man über die verschiedenen Ansätze einer Raketenabwehr diskutiert, ist es zweckmäßig, sich die wesentlichen Flugphasen einer ballistischen Angriffsrakete kurz vor Augen zu führen. Abgeleitet von diesen Flugphasen werden dann allgemein einige Raketenabwehrkonzepte qualitativ skizziert. Die Abbildung 1 legt nahe, dass der Flug einer ballistischen Rakete in drei große Abschnitte zu unterteilen wäre.

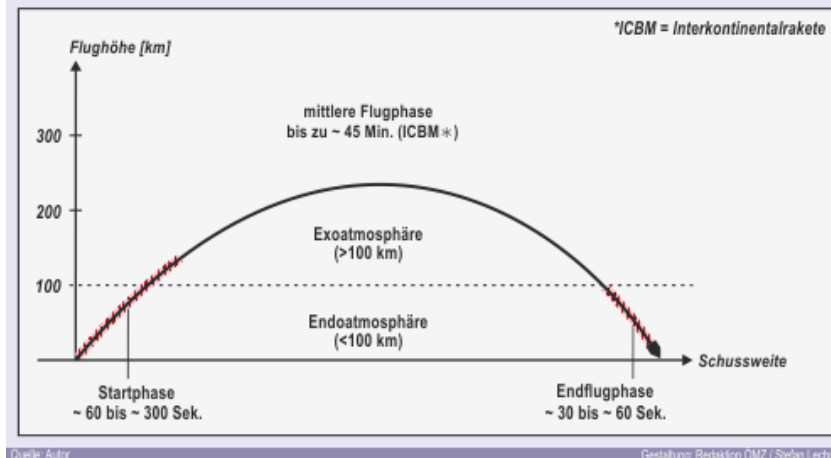
## Startphase

Reichweitenklassifikation ballistischer Angriffsraketen nach der Range Association, London und des Centre for Defence and International Security Studies

Klasse	Internationale Bezeichnung	Reichweite [km]
Gefechtsfeld-Kurzstreckenraketen	Battlefield Short Range Ballistic Missiles (BSRBM)	0 bis 149
Kurzstreckenraketen	Short Range Ballistic Missiles (SRBM)	150 bis 799 (früher bis 999)
Mittelstreckenraketen mittlerer Reichweite	Medium Range Ballistic Missiles (MRBM)	800 bis 2.399 (früher 1.000 bis 2.700)
Mittelstreckenraketen größerer Reichweite	Intermediate Range Ballistic Missiles (IRBM)	2.400 bis 5.499 (früher 2.700 bis 5.500)
Interkontinentalraketen	Intercontinental Ballistic Missiles (ICBM)	5.500 bis 15.000

Vgl. Wikipedia, „Boden-Boden-Rakete“ 01.12.2013. [Online]. Available: <http://de.wikipedia.org/wiki/Boden-Boden-Rakete>. Letzter Zugriff: 01.04.2014. Es sei darauf hingewiesen, dass die vorliegende Einteilung üblich, aber international nicht die einzig gültige ist.

Abb.1 Allgemeine Flugphasen einer ballistischen Angriffsrakete



Die Start- beziehungsweise Boostphase ist die erste der drei Phasen.<sup>9),10</sup> Es ist der Flugbahnabschnitt bis zum Brennschluss aller Antriebsstufen. Während dieser Phase ist der ballistische Angriffskörper durch seine intensive IR-Signatur (IR = Infrarot) wegen der arbeitenden Raketentriebwerke leicht zu entdecken. Realisiert wird dies durch geostationäre Satelliten mit IR-Sensorik. Dabei muss bedacht werden, dass diese Detektion tatsächlich erst über einer eventuellen Wolkendecke erfolgen kann. Das bedeutet aber auch, dass mitunter ein erheblicher Teil der Boostphase nicht zur Detektion zur Verfügung steht. Da die Rakete gerade am Flugbeginn noch relativ langsam unterwegs ist, ergibt sich mitunter ein hoher Zeitanteil des angetriebenen Fluges unterhalb der Wolkendecke. Die Dauer der Antriebsflugphase beträgt, je nach Reichweite und Bauart der Rakete, bis zu einigen Minuten (bei einer dreistufigen

Flüssigtreibstoff-ICBM älterer Bauart etwa vier bis fünf Minuten). Würde es gelingen, den ballistischen Angriffskörper in dieser Flugphase abzufangen, hätte dies enorme Vorteile. Die Zerstörung der Rakete würde mit hoher Wahrscheinlichkeit noch über dem Territorium des Aggressors erfolgen. Gäbe es technisch eine effektive so genannte „Boost Phase Interception“, also einen Abfang während der Antriebsphase, wäre allein schon durch diese Perspektive der Abschussfolgen ein nicht unerhebliches Abschreckungspotenzial gegenüber jenen Staaten gegeben, die Ambitionen zum Bau von ballistischen Angriffsraketen haben. Legt man ferner die taktische Annahme zugrunde, dass von einem einzigen Startort des Angreifers aus mehrere relativ weit auseinander liegende Ziele angefliegen werden sollen, so liegen die Flugbahnen zu diesen verschiedenen Zielen während der ersten Flugphase noch relativ eng beisammen. Mit einem so frühen Abfang könnte sich infolge dessen ein sehr großes, vor dem Angreifer geschütztes Gebiet ergeben. Heutige ballistische Angriffsraketen verfügen oftmals über so genannte Penetrationshilfen, das sind technische Hilfsmittel wie etwa Täuschkörper, die eine Abwehr erschweren sollen. Diese Täuschkörper werden aber erst nach Brennschluss gemeinsam mit dem Wiedereintrittskörper freigesetzt. Schließlich sollen sich die Täuschkörper in der Nähe des von ihnen zu schützenden Wiedereintrittskörpers bewegen, und das ist für die Beschleunigungsphase natürlich nicht möglich. Während einer „Boost Phase Interception“ wäre demnach nicht mit dem Einsatz von Täuschkörpern zu rechnen. Das Hauptproblem einer Abwehr in der ersten Flugphase stellt v.a. die kurze verfügbare Zeitdauer von wenigen Minuten dar, sodass ein derartiges Abwehrsystem aufwendig und teuer wäre und es folglich bis dato kein im Dienst befindliches derartiges System gibt. Zwei bisher angedachte und experimentell untersuchte Konzepte seien hier kurz erwähnt.

Zuerst die Abwehr mittels eines Hochenergielasers (Airborne Laser) an Bord eines Satelliten<sup>11</sup>) oder eines Großflugzeuges (siehe die Testreihe mit einer umgebauten Boeing 747).<sup>12</sup>) Der Angriffskörper soll dabei über mehrere Hundert Kilometer hinweg durch einen mehrere Sekunden (bis zu 30 Sekunden!) dauernden Impuls im Megawatt-Bereich zerstört werden. Der Zerstörungsmechanismus besteht im Versuch, die Wandung der Rakete an einer Stelle, also asymmetrisch, „aufzuweichen“, sodass unter der Wirkung der Beschleunigung der Rakete deren Struktur knickt und damit ein Absturz eingeleitet wird. Das Problem liegt in der relativ lange aufrechterhaltenden Fokussierung des Laserstrahls auf eine Fläche von wenigen Zentimetern Durchmesser an der Wandung einer beschleunigenden Zielerakete, und das durch die thermisch bedingten Schwankungen der Atmosphäre hindurch. Des Weiteren stellen bereits die normalen, natürlichen aeroelastischen „Rumpferwindungen“ der Boeing 747 im Flug bereits ein massives Problem bei der Aufrechterhaltung der Fokussierung dar. Aus all diesen Gründen wurde der Airborne Laser Anfang 2012 von der USAF (USAF = United States Air Force) aus Kostengründen auf Eis gelegt. Die maximal zu erwartenden Reichweiten der Abwehr mittels Laser würden gegen Flüssigtreibstoffraketen bei ca. 500-600 km und gegen Feststoffraketen bei ca. 300 km liegen. Dieser Reichweitenunterschied folgt aus dem Aufbau der bekämpften Raketen. Die Rumpfsktion einer Feststoffrakete muss, wie bereits vorhin erwähnt, stabiler gebaut sein. Daraus resultiert die geringere Reichweite des Lasers gegen Feststoffraketen. Bei der Flüssigtreibstoffrakete muss die Rumpfsktion keinen „Innendruck“ (Brennkammer) aushalten, es genügt für die Wandung die Struktur unter der Beschleunigung des normalen Fluges zu halten.<sup>13</sup>)

Eine weitere angedachte Idee ist ein so genannter „Boost Phase Interceptor“ (= BPI), auf Basis eines hyperschnellen Flugkörpers (mindestens Mach 5 schnell).<sup>14</sup>) Aber auch dieses Konzept ist wegen der für die Abwehr zu kurzen verfügbaren Zeit gescheitert. In den wenigen verfügbaren Minuten muss nämlich der Start der angreifenden Rakete zuverlässig infrarotmäßig detektiert (Wolkendecke über dem Startgebiet möglich!), danach die Flugbahnspur durch ein Radar aufgebaut, der Abwehrflugkörper gestartet und gegebenenfalls über eine lange Distanz (bei großen Ländern wie dem Iran z.B. können das weit über 1.000 km sein) zum Ziel geflogen werden. Die Zerstörung sollte dann durch die kinetische Energie eines Direkttreffers erfolgen.

## Mittlere Flugphase

Auf die Start- beziehungsweise Antriebsphase folgt der mit Abstand zeitmäßig längste Abschnitt, die „Mittlere Flugphase“.<sup>15</sup>) Die dabei verfügbaren Flugzeiten können, je nach Schussweite, bis zu ca. 45 Minuten (etwa bei ICBMs) betragen. Neben dem größeren Zeitbudget liegt der Vorteil dieser Flugphase für die Abwehr darin, dass die Flugbahn des Angreifers rein ballistisch und daher berechenbar ist, da dieser Abschnitt in der Regel außerhalb der Atmosphäre geflogen wird. Die mittlere Flugphase wird durch die Endflugphase, den Eintritt des Wiedereintrittskörpers in die dichteren Atmosphärenschichten (unter ca. 100 km Höhe), begrenzt. Seitens der IR-Signatur ist im mittleren Flugabschnitt der Wiedereintrittskörper ambivalent zu sehen. Praktisch alle Abwehrflugkörper, die gegen Raketen in deren mittleren Flugphasen eingesetzt werden, benützen IR-Sensoren für den Zielendanflug. Nun kommt es darauf an, ob das Ziel vor dem Hintergrund des kühlen Weltraums gesehen wird, oder - es gibt auch diese Endanflugwege - ob die Erde als Hintergrund vorliegt. Der letztere Fall ist für die IR-Sensorik eines Abwehrsystems - Zielverfolgung und Zielanflug, wie sich bis heute immer wieder zeigt, - schwierig.

### Anmerkung:

Ein Abwehrflugkörper besteht grundsätzlich aus einem ein- oder mehrstufigen Antriebsteil und dem nach Brennschluss freigesetzten so genannten Kill Vehicle (KV). Das KV besteht aus einer Querschubanlage mit vier kleinen Steuertriebwerken, um manövrieren zu können, denn man befindet sich ja außerhalb der Atmosphäre, und daher wären aerodynamisch wirkende Steuerruder wirkungslos. Ferner enthält das KV die erwähnte IR-Sensorik und zum Auffassen und Verfolgen des Zieles eine Steuerelektronik. Bemerkenswert ist das sehr enge Sehfeld der IR-Sensorik eines KVs von nur ca. 1°-2°. Das ist einmal erforderlich, um auf möglichst große Distanzen das zu bekämpfende Ziel auffassen zu können (das System entspricht einem Teleobjektiv), andererseits besteht die Gefahr, das anfliegende Ziel zu verlieren. Die heute eingesetzten KV besitzen keinen Gefechtskopf und folglich keine Zündvorrichtungen (Aufschlag- oder Annäherungszünder), sondern zerstören ihr Ziel durch die kinetische Energie des Direkttreffers („hit to kill“).

Ein weiteres Sensorproblem stellt sich für die beteiligten bodengestützten Radare. Diese Anlagen sind essenziell zur genauen Flugbahnvermessung des angreifenden Wiedereintrittskörpers, aber auch um für die eigenen Abwehrflugkörper ein Data Link (für die Datenübertragung) zur Verfügung zu stellen. Dieses Data Link liefert die Informationen über die aktuelle Flugbahn des zu bekämpfenden Wiedereintrittskörpers an das KV. Das KV des Abwehrflugkörpers kann mit seiner IR-Sensorik technisch erst kurz vor dem eigentlichen Treffer auf das Ziel aufschalten. Der überwiegende Teil des Flugweges eines Abwehrflugkörpers wird folglich mit dem „Data-Link“ geflogen.

Was passiert nach Brennschluss der angreifenden Rakete? Es kommt zur Separation des Wiedereintrittskörpers von der letzten Antriebsstufe, zur Separation eventueller Täuschkörper, aber auch zur technisch oft unvermeidbaren Freisetzung diverser „Kleinbauteile“ wie Kabelreste, Verbindungsstücke etc. Da der Ort des Brennschlusses in der Regel außerhalb der Atmosphäre liegt, fliegen nun all die genannten Teile mehr oder weniger gemeinsam durch den Weltraum und bilden den „Zielcluster“. Es gibt keinen Luftwiderstand, der die Teile aufgrund unterschiedlicher ballistischer Koeffizienten<sup>16)</sup> trennen würde.

Das Zielverfolgungsradar des Abwehrsystems auf dem Boden hat die Aufgabe, den gefährlichen Wiedereintrittskörper mit dem Gefechtskopf unter all den anderen Teilen des Zielclusters zu erkennen. Dabei handelt es sich technologisch um das Schlüsselproblem der Abwehr in der mittleren Flugphase. Eine weitere Aufgabe des Radars bildet die Treffer-/Nichttreffer-Beobachtung. Auf Basis der Radardaten muss die Feuerleitung entscheiden, ob ein Treffer oder Nichttreffer vorliegt und demnach eventuell noch einmal auf dasselbe Ziel geschossen werden muss.

Die Geschwindigkeiten bei einer solchen Begegnung (Treffer/Nichttreffer) sind sehr hoch. Jeder der beteiligten Flugkörper fliegt mit mehreren km/s aufeinander zu. Kommt es zu einem Treffergeschehen, spielen elastische Prozesse (Hook'scher<sup>17)</sup> Bereich von Materialien) keine Rolle. Ein solcher Treffer entspricht vielmehr einem Stanzvorgang. Das bedeutet, dass die entstehenden Trümmer mehr oder weniger in die gleichen Richtungen, jedoch mit etwas veränderten Geschwindigkeiten weiterfliegen, wie ihre Flugkörper vor dem Treffer geflogen sind. Ob ein Treffer vorliegt, kann daher nicht augenblicklich, sondern erst nach einer genügend langen Zeitdauer festgestellt werden, wenn nämlich die Separation der Trümmer mit dem Radar geschwindigkeitsmäßig und räumlich auflösbar ist. Damit kann wertvolle Zeit verloren gehen.

Jedefalls bietet die Abwehr eines Angreifers während dessen mittlerer Flugphase trotz allem doch die Möglichkeit ein großes Gebiet zu schützen. Bedingt durch die verfügbaren Zeiten sind dabei oft mehrere Trefferfronten möglich, d.h. man schießt, wie bereits erwähnt, einen ersten Abwehrflugkörper, beobachtet das Ergebnis (Treffer/Nichttreffer) und schießt gegebenenfalls einen zweiten Abwehrflugkörper hinterher. Dieses oder ähnliche Verfahren stellen heute die Standardbekämpfung von angreifenden ballistischen Flugkörpern mittlerer und großer Reichweite dar. Als Abwehrflugkörper stehen gegenwärtig die US-amerikanischen Systeme THAAD (Theater High Altitude Area Defense, als luftverlastbares mobiles System),<sup>18)</sup> SM3 (Standard Missile 3 auf den Aegis-Schiffen),<sup>19)</sup> beide gegen Kurz- und Mittelstreckenraketen, oder der GBI (Ground Based Interceptor),<sup>20)</sup> fest installiert in unterirdischen Startsilos, vornehmlich in Ft. Greely, Alaska, gegen ICBMs zur Verfügung. Ein eigenständiges europäisches Abwehrflugkörpersystem dieser Leistungsklasse gibt es derzeit nicht, nur ein Konzept namens Exoguard eines deutsch-französischen Rüstungskonzerns.

## Endflugphase

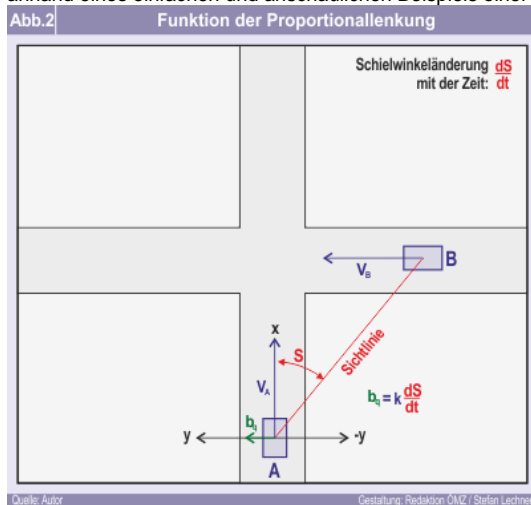
Die letzte Flugphase umfasst den Flug von der Atmosphären Grenze abwärts bis zum Aufschlag im Zielgebiet, beziehungsweise die Zündung des Gefechtskopfes beendet in einer bestimmten Höhe, z.B. für einen Nukleargefechtskopf, den Flug. Diese Flugphase ist sehr kurz (max. eine Minute), und konsequenterweise kann durch ein ausschließlich während dieser Flugphase wirksames Abwehrsystem nur mehr ein relativ kleines Gebiet wirklich geschützt werden. Der Flug des Wiedereintrittskörpers ist zwar weiterhin ballistisch und damit im Prinzip berechenbar, jedoch wird der Wiedereintritt bedingt durch starke Verzögerungen durch den rasch zunehmenden Luftwiderstand, aber auch durch „Torkelebewegungen“ begleitet. Letzteren unterliegt der Wiedereintrittskörper, und zwar durch die Bewegungen zum Einnehmen einer stabilen Fluglage innerhalb der dichter werdenden Luftschichten, wenn vorher im Weltraum eine üblicherweise beliebige Lage im Raum eingenommen worden war. Damit verbundene Bahnstörungen können erhebliche Probleme für die Abwehr ergeben. Der Einsatz von Täuschkörpern ist auch hier möglich, aber bedeutend aufwendiger, da die Täuschkörper den gleichen ballistischen Koeffizienten aufweisen müssen wie der Wiedereintrittskörper selbst. Integralflugkörper, die eigentlich nicht für größere Schussweiten verwendet werden sollten, wie z.B. die Al Hussein-Raketen des Irak während des Golfkrieges 1990/91, können beim Wiedereintritt durch diese „Torkelebewegungen“ zerbrechen und dadurch die Abwehr zusätzlich erschweren. Als Abwehrflugkörper während der Endflugphase kommen das amerikanische System Patriot (v.a. in der Variante PAC 3)<sup>21)</sup> oder etwa auch das israelische System Arrow<sup>22)</sup> in Frage. Eine mehrschichtige Abwehr kann auch dadurch realisiert werden, dass eine Bekämpfung in der mittleren Phase die erste Trefferfront und eine Bekämpfung in der Flugendphase die zweite Trefferfront bilden.

## Raketenabwehrarchitektur

Unter dem Begriff Raketenabwehrarchitektur versteht man ein Gesamtkonzept zur Bekämpfung ballistischer Angriffsflugkörper mittels Sensoren und Effektoren. Die folgenden Darstellungen mögen zur Illustration dienen. Die Sensorik umfasst satellitengestützte IR-Systeme und bodengestützte Radare. Als „Bellringer“ werden geostationäre Satelliten mit IR-Sensorik bezeichnet, die die Erstinformation über einen feindlichen Raketenstart liefern. Aufgrund der großen Distanz, in der sich geostationäre Satelliten befinden (ca. 36.000 km),<sup>23)</sup> kann die Flugbahn der Angriffsrakete nicht vermessen werden. Die Startinformation sollte dann an ein Netz von Satelliten in Umlaufbahnen von ca. 1.000 km Höhe (oder etwas mehr) übergeben werden, um durch diese niedriger fliegenden Satelliten, ebenfalls mit IR-Sensorik ausgestattet, über Triangulierung die exakte Flugbahn zu ermitteln. Aus Kostengründen wurde jedoch im Frühjahr 2013 von amerikanischer Seite das hierfür geplante Satellitenprojekt PTSS (Precision Tracking Space System) gestoppt,<sup>24)</sup> obwohl bereits hohe Investitionen getätigt worden waren. Somit werden die Frühwarndaten in Zukunft vermehrt an weitreichende bzw. bereits vorhandene bodengestützte „Long Distance“-Radare, wie der BMEWS- und Cobra Dane-Anlagen (z.B. in Europa die BMEWS-Anlage in Fylingdale Moors in Großbritannien) übergeben, die dann den Flugweg ermitteln. Diese Radare - viele stammen noch aus der Zeit des Kalten Krieges und wurden in den letzten Jahren umfassend modifiziert - arbeiten im langwelligen Bereich (z.B. 60 cm bis 70 cm Wellenlänge). Damit kann zwar auf große Distanz der Angreifer detektiert werden, aber diese Geräte können nicht die einzelnen Objekte im Zielcluster auflösen. Derartige Radare dienen nun ihrerseits als Voreinweisung für die eigentlichen Feuerleitradare, die meist im kurzwelligen X-Band (z.B. 3 cm Wellenlänge) arbeiten. Die Feuerleitradare bestimmen dann den Flugweg so exakt wie möglich und sollen die einzelnen Objekte des Zielclusters erkennen und bewerten, um dann per Data Link den eigenen Abwehrflugkörper zum Wiedereintrittskörper mit dem gefährlichen Gefechtskopf zu leiten. Des Weiteren „beaufsichtigen“ die Feuerleitradare den Flug des Abwehrflugkörpers, um bei etwaigen Fehlfunktionen rasch mit einem Folgeschuss reagieren zu können. Schließlich ist es, wie bereits ausgeführt, Aufgabe der Feuerleitradare festzustellen, ob ein Treffer vorliegt oder nicht. Eine Feuerleitzentrale bildet letztlich das Bindeglied zwischen den Sensoren und den Effektoren, d.h. den Abwehrflugkörpern. Dort wird auch festgelegt, welcher Abwehrflugkörper wann gegen welchen Angreifer abgefeuert wird. Eine ebenso grundlegende Aufgabe der Feuerleitzentrale ist es, die sinnvollste Feuerdoktrin zu bestimmen. Unter Feuerdoktrin versteht man die Frage, ob man einen Schuss abgibt, das Treffergeschehen beobachtet und dann gegebenenfalls einen weiteren Flugkörper feuert (Doktrin: Shoot-Look-Shoot, kurz SLS). Alternativ kann entschieden werden, mit zwei Abwehrflugkörpern parallel zu schießen, um anhand von deren Ergebnis dann die Notwendigkeit für eventuelle Folgeschüsse zu beurteilen (Doktrin: Shoot-Shoot-Look, kurz SSL). Letztere Doktrin ist bei geringerer Trefferwahrscheinlichkeit des einzelnen Abwehrflugkörpers angezeigt, beziehungsweise auch dann, wenn kinematisch kein Folgeschuss mehr möglich ist. Aus militäroökonomischen Gründen kann auch eine gemischte Doktrin verfolgt werden, wie z.B. zuerst mit einem (ein Stück) Abwehrflugkörper zu schießen und dann gegebenenfalls mit zwei.

## Wie kann man überhaupt treffen?

Zuerst sollte man zwei Begriffe auseinanderhalten: Lenkung und Steuerung. Die Aufgabe der Lenkung ist es, ausgehend von der Kinematik des Zieles und der eigenen Position und Geschwindigkeit festzulegen, wohin der eigene Flugkörper unmittelbar fliegen soll. Mathematisch liegt der Lenkung ein so genanntes Lenkgesetz zugrunde. Die Lenkung erzeugt somit Befehle, die an die Steuerung weitergegeben werden. Die Steuerung muss nun unter Beachtung der aktuellen Lenkbefehle und der eigenen Fluglageparameter, z.B. der eigenen Geschwindigkeit, den Signalen des eigenen Lagekreisels etc. jene Steuerbefehle generieren, die dann an die Rudermaschinen (bei aerodynamischer Steuerung) oder die Querschubanlage (bei den KV der Abwehrflugkörper in der Raketenabwehr) gelangen. Um treffen zu können, muss einmal ein Lenkgesetz gewählt werden. Exemplarisch wird hier die Proportionallenkung diskutiert.<sup>25</sup> Es handelt sich dabei um das Lenkgesetz, das in der Modellierung von ARWT im Rahmen des Modells RAAB Verwendung findet. Das Grundprinzip sei anhand eines einfachen und anschaulichen Beispiels einer Begegnung zweier Autos erläutert, wie es Abbildung 2 zu zeigen versucht.



Zu Abb.2: Zur Funktion der Proportionallenkung. Die Geschwindigkeiten von Geländewagen A und Fahrzeug B seien konstant, sie müssen aber nicht gleich sein. A versucht B zu treffen. A muss so lange proportional zur Änderung des Schielwinkels  $S$  eine Lenkbewegung (Querschleunigung  $b_y$ ) quer zu seiner Fortbewegungsrichtung aufbringen, bis sich der Schielwinkel nicht mehr verändert. Fahrzeug A wäre die Abwehrrakete und Fahrzeug B das Ziel. Der Leser möge sich gedanklich in die Lage eines Fahrers von Fahrzeug A versetzen. Man bewegt sich mit einer hier der Einfachheit wegen konstanten Geschwindigkeit auf die Kreuzung zu, die auch vom Fahrzeug B mit konstanter Geschwindigkeit angesteuert wird. Die Landschaft ist eben, sodass ein direkter Sichtkontakt zwischen den Fahrzeugen stets möglich ist. Der Winkel zwischen der Richtung der Geschwindigkeit ( $v_A$  in Abbildung 2) von Fahrzeug A und der Richtung zu Fahrzeug B ist der Schielwinkel  $S$ . Wenn man nun als Fahrer von A Richtung B blickt und dabei trotz der sich bewegenden beiden Fahrzeuge keine Änderung des Schielwinkels feststellt, wird man unwillkürlich an die Möglichkeit einer Kollision, also eines „Treffers“, denken. Würde sich hingegen die Sichtlinie nach rechts drehen, man sagt auch in die mathematisch negative Drehrichtung, wäre A vor B auf der Kreuzung, beziehungsweise dreht sich die Sichtlinie nach links, d. h. in die mathematisch positive Drehrichtung, wäre B vor A an der Kreuzung. Auf diesem Prinzip beruht nun die Proportionallenkung. Angenommen, A sei ein Geländeauto und könnte auch abseits der Straße über das hier ebene Gelände fahren und der Fahrer möchte unbedingt Fahrzeug B „abschießen“. Bewegt sich die Sichtlinie in die mathematisch positive Drehrichtung, also nach links, dann

muss der Fahrer ebenfalls nach links lenken, d.h. eine Querschleunigung nach links aufbringen. Diese Querschleunigung wirkt folglich in die positive Y-Richtung des in Abbildung 2 eingetragenen Koordinatensystems, das am Fahrzeug A fix „montiert“ ist. Diese Lenkbewegung beziehungsweise Querschleunigung wird nun umso stärker ausfallen müssen, je schneller sich die Sichtlinie nach links dreht. Damit ist die Lenkbewegung, beziehungsweise eben die Querschleunigung, proportional zur Änderung der Sichtlinie (daher der Name Proportionallenkung). Würde sich die Sichtlinie nach rechts in die mathematisch negative Drehrichtung bewegen, hätte die Änderung der Sichtlinie ein negatives Vorzeichen. Die folgende Lenkbewegung von A führt daher nach rechts in die negative Y-Richtung des auf A „montierten“ Koordinatensystems. Damit A sein Ziel B treffen kann, muss A so lange nach links oder rechts einlenken, bis sich bei den gegebenen Geschwindigkeiten die Sichtlinie nicht mehr dreht. Dann wird A eine Kollision beziehungsweise einen Treffer erreichen. Die Proportionalität zwischen der Änderung der Sichtlinie und der erforderlichen Querschleunigung wird mathematisch durch eine Konstante, die so genannte Proportionalitätskonstante, ausgedrückt. Ist diese Konstante eher klein, so wird die Lenkung eher träge sein; wäre diese Konstante größer, kann damit eine agile Lenkung realisiert werden, wie sie es auch für einen Zielendanzug sein soll. Zu „nervös“, d.h. mit einem zu hohen Wert für die Proportionalkonstante versehen, darf aber eine Lenkung auch nicht sein, da mit jeder Lenkbewegung auch ein Verlust von Energie verbunden ist und damit die Reichweite beziehungsweise Betriebsdauer des Abwehrflugkörpers reduziert wird. Damit ist klar, wie sorgfältig eine Lenkung respektive die Parameter des Lenkgesetzes justiert und auf die zu erfüllende Aufgabe adaptiert sein müssen.

## Zuverlässigkeit und Gegenmaßnahme

In vielen Medien, aber auch in manchen politischen Stellungnahmen wird gegen die Raketenabwehr dahingehend argumentiert, dass man die Zuverlässigkeit der Raketenabwehr generell in Frage stellt. Dabei wird von einem wahrscheinlich bewusst überzogenen Anspruch in Bezug auf die Funktionalität ausgegangen, und man spricht von einem „Raketenabwehrschild“. Unter Zugrundelegung der technischen Komplexität der Aufgabenstellung kann niemals seriös von einem „Schild“ im Sinne einer undurchdringlichen Barriere gesprochen werden. Um zuerst die Probleme mit der rein technischen Zuverlässigkeit der an der Raketenabwehr beteiligten Systeme zu illustrieren, sei dies exemplarisch an einem von mehreren nicht erfolgreichen Tests demonstriert.

Am 31. Jänner 2010 sollte ein GBI gegen eine vom Kwajalein-Atoll in den Marshall-Inseln startende Zielrakete getestet werden.<sup>26</sup> Der Versuch schlug fehl, indem das KV das Ziel nicht traf. Die nachfolgende Analyse ergab u.a., dass der Festtreibstoff der Zielrakete, einer LV-2, unregelmäßig abgebrannt war. Diese Unregelmäßigkeit besteht darin, dass kleine Festtreibstoffteilchen ausgestoßen werden, die somit nicht in der Brennkammer abbrennen, sondern außen im Abgasstrahl. Die Rakete hat also ein wenig „geblubbert“. Das ist ein bekanntes Phänomen, besonders dann, wenn der Treibstoff schon etwas länger gelagert wurde. Im gegenständlichen Fall war der Booster der LV-2, ein Trident C4 Booster, etwa 25 Jahre alt. Dieser unregelmäßige Abbrand hatte aber keinen signifikanten Einfluss auf den Schub und damit die Kinematik der Zielrakete. Das große Problem hatte vielmehr das verwendete Feuerleitradar, das SBX-Radar. Die USA verfügen nur über ein einziges solches Gerät, das im Prinzip ein auf einer schwimmenden und manövrierenden Ölbohrinsel montiertes X-Band-Radar (Wellenlänge ~ 3 cm) ist. Dieses Radar hat die vielen kleinen Verpuffungen im Abgasstrahl der Zielrakete als eigenständige Zielraketen interpretiert und war demnach irritiert, sodass das KV des GBI fehlgeleitet worden ist. Dieser Vorfall ist typisch für immer wiederkehrende „Überraschungen“ bei den Tests, sodass eine gewisse Kritik an der technischen Zuverlässigkeit der eingesetzten Systeme berechtigt erscheint. Wieder andere, oft banal erscheinende Fehler wie etwa, dass sich einmal das KV von der Antriebsstufe nicht lösen konnte etc., sind angesichts der Tatsache verwunderlich, dass ja die USA eine über viele Jahrzehnte erfolgreiche weltraumfahrende Nation sind, aber überraschende Probleme sind unvermeidlich und haben in letzter Zeit auch die russische Raketenentwicklung beschäftigt.

Gegenwärtig gibt es Probleme mit den KVs der GBI-Abwehrraketen.<sup>27</sup> Relativ zuverlässig arbeiten die KVs der SM3 Block 1A, des Standard-Raketenabwehrflugkörpers der Aegis-Schiffe. Da die Kosten pro GBI bei ca. 70 Mio. USD, die einer SM3 bei ca. 10 Mio. USD liegen, wird über ein gemeinsames KV, das dem der SM3 ähnlich sein soll, auch für den leistungsstarken GBI nachgedacht. Die Kostenunterschiede schlagen sich natürlich auch in den Ausdehnungen der Schutzbereiche nieder. Mit dem Modell RAAB des ARWT berechnete grobe Schutzbereiche ergeben für die SM3 gegen Angriffsraketen mit Reichweiten von ca. 1.000 km bis 3.000 km einen Radius von ca. 600 km und Werte von über 1.000 km für den GBI gegen ICBM-Angreifer.

Ein großes Thema bei technischen Diskussionen zur Raketenabwehr sind ferner die Gegenmaßnahmen beziehungsweise die Versuche eines Aggressors, die Raketenabwehr zu überwinden. Dazu gibt es eine Reihe von Möglichkeiten:<sup>28</sup>

## Täuschkörper

Die klassischen Täuschkörper in der Raketenabwehr sind aufblasbare Ballone, die nach Brennschluss der letzten Antriebsstufe der ballistischen Rakete meist gemeinsam mit dem Wiedereintrittskörper, der ja den zu schützenden Gefechtskopf enthält, freigesetzt werden. Damit werden die Ballone Teile des Zielclusters und begleiten den Wiedereintrittskörper auf der exoatmosphärischen Flugbahn bis zum Wiedereintritt in die Atmosphäre. Erst die dichteren Luftschichten separieren den Wiedereintrittskörper von den Täuschkörpern wegen der in der Regel stark unterschiedlichen ballistischen Koeffizienten. Da die Ballone von ihrer Ausdehnung her gesehen ähnlich groß wie der Wiedereintrittskörper sein können, liefern sie der IR-Sensorik des KV ein attraktives Ziel, da sie auch über eine ähnliche Temperatur wie der Gefechtskopf verfügen können. Noch bevor die IR-Sensorik des KV ins Spiel kommt, muss das Feuerleitradar das „Who's who“ innerhalb des Zielclusters festlegen, d.h. den gefährlichen Wiedereintrittskörper von den Täuschkörpern und sonstigen Teilen unterscheiden. Diese Aufgabe ist, wie bereits kurz angesprochen, eine der zentralen und damit über Erfolg und Misserfolg des Abfangprozesses fundamental entscheidenden Aufgaben des Radars. Die Wiedereintrittskörper sind oftmals aus aerodynamischen Gründen für einen raschen und stabilen Flug in der Endflugphase konisch geformt. Typische Konuslängen wären etwa 2 m bis 3 m. Mit einem - speziell radial - hochauflösenden Radar wird angestrebt, den konischen Wiedereintrittskörper von den sphärischen Ballonen zu unterscheiden. Das wäre die primäre Aufgabenstellung und ein Weg zur Lösung, jedoch: Die Radarquerschnitte der konischen Wiedereintrittskörper sind - frontal betrachtet (vom „Spitz“ zum breiteren Heck entlang der Konusachse gesehen) - sehr klein ( $\sim 0,03 \text{ m}^2$ , im Vergleich dazu hat ein Kampfflugzeug durchschnittlich frontal einen Radarquerschnitt von  $2 \text{ m}^2$ - $3 \text{ m}^2$ ). Das gilt aber nicht, wenn das Radar den Konus von der Seite sieht, denn dann liegt ein deutlich größerer Radarquerschnitt vor. Die sphärischen Ballone hätten, auch je nach Oberflächenbeschichtung und Material, in der Regel größere Radarquerschnitte. Würde der Konus genau frontal dem Radar zugewandt fliegen, so könnte das Radar (X-Band, d.h. Wellenlänge  $\sim 3 \text{ cm}$ ) den Konus „vermessen“, d.h. seine Länge bestimmen. Man muss aber nun bedenken, dass der Wiedereintrittskörper bei seinem exoatmosphärischen Flug nicht lagestabil fliegen muss. Manchmal in den Medien gezeigte Animationssequenzen zu Raketenflügen stellen meistens die Lage der Rakete stets tangential zur Flugbahn dar. Das gilt bestenfalls bei Flügen innerhalb der aerodynamisch stabilisierenden Atmosphäre, nicht jedoch im nahezu luftleeren Raum. Dort sind Drehbewegungen jeglicher Art möglich. Je einfacher die Technik des Angreifers, umso eher kann es zu solchen unkontrollierten Effekten kommen. Das bedeutet aber auch, dass der Radarquerschnitt des Wiedereintrittskörpers mit der Zeit variieren kann. Auch die Täuschkörper kann man „vermessen“. Ihre Größe liegt in etwa bei der Größe der konischen Wiedereintrittskörper, aber ihr Radarquerschnitt bleibt bei sphärischer Bauart konstant. Damit könnte man eine Unterscheidung vornehmen, wenn man sicher sein kann, dass der Wiedereintrittskörper irgendwie rotiert und damit der Radarquerschnitt variiert. Aber das muss nicht zwangsläufig so sein, und die entfaltbaren (aufblasbaren) Täuschkörper müssen nicht die Form einer Kugel haben. Daraus ist nun erkennbar, wie schwierig und fehleranfällig die Erkennung des gefährlichen Wiedereintrittskörpers innerhalb des Zielclusters tatsächlich ist.

## Submunitionen

Eine Alternative zu den Täuschkörpern stellt die Verwendung von Submunitionen dar. Dieses Verfahren sollte sich gut bei der Verbringung von biologischen oder chemischen Kampfstoffen eignen. Dabei werden nach Brennschluss der letzten Antriebsstufe mehrere kleine Submunitionen, z.B. Kugeln, die mit den Kampfstoffen gefüllt sind, separiert. Diese Kugeln sind mit einem Material überzogen, das für eine Ablationskühlung geeignet ist, um den Wiedereintritt in die Atmosphäre zu überstehen. Solche Materialien sind schon seit den 1960er-Jahren bekannt. Der Vorteil dieser Methode ist zweifach: Erstens bedeutet das Heranfliegen von mehreren gefährlichen Submunitionen eine Sättigung der Raketenabwehr und damit deren zumindest partielle Überwindung, und zweitens kann so leicht jene Streuung der Submunitionen erreicht werden, die für eine effektive Entfaltung der Kampfstoffe im Zielgebiet erforderlich ist. Allerdings muss dennoch bedacht werden, dass trotz Ablationskühlung beim Wiedereintritt in die Atmosphäre die biologischen oder chemischen Kampfstoffe warm werden können, was möglicherweise ihre Wirksamkeit im Ziel reduziert. Eine Befüllung der Submunitionen mit konventionellen Sprengstoffen hat zu wenig Wirkung im Ziel, und der Einbau eines nuklearen Gefechtskopfes in so eine relativ kleine Submunition ist, speziell für Schwellenländer, technologisch äußerst schwer, wenn nicht unmöglich.

Eine Abwandlung dieses Prinzips der Submunitionen stellen die so genannten MIRV (Multiple Independent Reentry Vehicle) dar. Bei dieser für den Angreifer technologisch herausfordernden Methode wird nach Brennschluss der letzten Antriebsstufe ein PBV (Post Boost Vehicle) freigesetzt. Dieses PBV verfügt über eine kleine/schwache Steuereinrichtung sowie mehrere - z.B. drei - Wiedereintrittskörper, wobei jeder mit einem meist atomar bestückten Gefechtskopf ausgestattet ist. Nachdem der erste Wiedereintrittskörper freigesetzt wurde, zündet das PBV seine Steuereinrichtung und verändert damit die Flugbahn (speziell die Richtung). Dann wird sofort oder etwas zeitversetzt neuerlich ein Wiedereintrittskörper freigesetzt usw. Speziell bei atomaren Gefechtsköpfen kann auf diese Weise mit einer einzigen startenden Rakete ein viel größeres Gebiet des Gegners effektiver angegriffen werden, als würde man nur einen einzigen, aber dafür stärkeren Gefechtskopf zum Einsatz bringen. Mit dem einzelnen stärkeren Gefechtskopf gäbe es einen nicht notwendigen Overkill, der bei den mehreren kleineren Gefechtsköpfen des MIRV zumindest reduziert werden kann. In diesem Fall wird aber auch gleichzeitig die zerstörte Fläche des Gegners erhöht. Für die Abwehr bedeutet ein MIRV die Notwendigkeit, jeden einzelnen Wiedereintrittskörper mit einer eigenen Abwehrrakete zu bekämpfen.

## Manövrierende Wiedereintrittskörper

Diese Technik kann derzeit nur von raketentechnologisch sehr hoch entwickelten Staaten erwartet werden. Die Kurzbezeichnung lautet MARV (Manoeuvring Reentry Vehicle). Es sind zwei grundlegend verschiedene Aspekte zu beachten, nämlich das Manövrieren des Wiedereintrittskörpers über oder unter der Atmosphären­grenze.

Ein Manövrieren im exoatmosphärischen Raum lässt sich am einfachsten als Bewegung senkrecht zur Flugbahn­ebene<sup>29)</sup> realisieren. Dazu muss der Wiedereintrittskörper über entsprechende steuerbare kleinere Raketentriebwerke und einen ausreichenden Vorrat an - vorrangig flüssigem - Treibstoff mit sich führen. Der flüssige Treibstoff ist zu bevorzugen, da für diese Treibstoffe ein höherer spezifischer Impuls vorliegt und die Triebwerke rasch zu beliebigen Zeitpunkten abgeschaltet werden können. Zusätzlich bedarf es eines Flugkörperwarngerätes, meist eines aktiven Radarsystems, das den Anflug einer Abwehrrakete und die Richtung des Anfluges ab einer gewissen Distanz meldet. Gibt das Flugkörperwarngerät Alarm, zündet eines der Triebwerke und liefert einen Schub senkrecht zur Flugbahn­ebene, sodass der Wiedereintrittskörper zusätzlich zu seinem ballistisch bedingten Geschwindigkeitsvektor (der in der Flugbahn­ebene liegt) eine Geschwindigkeitskomponente senkrecht zur Flugbahn­ebene entwickelt und sich somit aus der Flugbahn­ebene heraus bewegt. Aus Simulationen mit dem bei ARWT entwickelten Modell RAAB folgt, dass dieser erste Schub, der ja ein Ausweichmanöver einleitet, relativ stark ausfallen muss. Fliegt dann der Abwehrlflugkörper vorbei, muss der MARV wieder einen entsprechenden, aber diesmal schwächeren und zum vorherigen Schub entgegengesetzt gerichteten Schub aufbauen, um die Ausweichbewegung abzubrem­sen und den Wiedereintrittskörper zurück in die ursprüngliche Flugbahn­ebene zu bewegen. Kurz vor Erreichen der Flugbahn­ebene muss erneut Schub erzeugt werden, um die Querbewegung abermals zu bremsen und den Wiedereintrittskörper wieder in die ursprüngliche Flugbahn­ebene zu manövrieren. Nur so kann letztlich das angestrebte Ziel des Gefechtskopfes beim Gegner erreicht werden. So ein Ausweichmanöver zeigt ein sägezahnähnliches Verhalten. Das kommt v.a. daher, dass der „Sägezahnflug“ einerseits effektiv bezüglich des Ausweichens ist und andererseits damit der Treibmittelverbrauch minimiert wird. Aus dem eben skizzierten exoatmosphärischen MARV-Manöver ist erkennbar, dass ein solcher Wiedereintrittskörper einen Gutteil der Nutzlast für die Treibmittel, die Querschubanlage und das Flugkörperwarngerät benötigt, was den eigentlichen Gefechtskopf drastisch reduziert. Die limitierten, an Bord befindlichen Treibmittel bedeuten eine Beschränkung auf eine nur reaktive Nutzung der MARV-Fähigkeiten, eben dann, wenn ein Alarm des Flugkörperwarngerätes vorliegt. Ein präventives „Pendeln“ des Wiedereintrittskörpers um die Flugbahn­ebene, um so einem Abwehrlflugkörper seine Aufgabe zu erschweren, erscheint aus hierortiger Sicht daher unwahrscheinlich. Es wird vermutet, dass Russland ein entsprechendes Raketensystem, wahrscheinlich abgeleitet aus der Topol-Rakete, entwickelt oder bereits entwickelt hat, um die amerikanische Raketenabwehr auch auf diese Weise zu überwinden. Anders liegen die Verhältnisse bei manövrierenden Wiedereintrittskörpern innerhalb der Atmosphäre. Hier kann auf eine aerodynamische Steuerung zurückgegriffen werden. Zur Steigerung der Präzision ballistischer Angriffsraketen (z.B. bei der früheren Pershing 2) wird eine Endphasenlenkung in den Wiedereintrittskörper eingebaut.<sup>30)</sup> Damit ist grundsätzlich die technische Voraussetzung gegeben, sowohl vorbeugende - also präventive - Ausweichmanöver zu fliegen, als auch reaktive Manöver auszuführen, falls ein Flugkörperwarngerät vorhanden ist und zum Ausweichen noch genügend Zeit verbleibt. Aufgrund der sehr kurzen Zeitspanne des Endphasenfluges ist aber primär hier nur mit präventiven Ausweichmanövern zu rechnen. Die russische Kurzstreckenrakete Iskander soll über diese Fähigkeiten verfügen. Die Simulationen mit RAAB zeigten auch bei Berücksichtigung einer gewissen Datenunsicherheit bezüglich der beteiligten Flugkörper eine erhebliche Wirksamkeit endoatmosphärisch geflogener vorbeugender Ausweichmanöver gegen das Abwehrlflugkörpersystem Patriot PAC 3.<sup>31)</sup> Das hat auch bei der Patriot Verbesserungen erzwungen, siehe die neue Variante PAC3 MSE.

## Kühlung des Wiedereintrittskörpers

Wie kann eine Kühlung des Wiedereintrittskörpers erreicht werden? Eine Quelle der Erwärmung bildet die aerodynamische Aufheizung während des immer schnelleren Fluges durch die unteren Atmosphären­schichten nach dem Start. Ein probates Gegenmittel ist die Verkleidung des Wiedereintrittskörpers, die sich anstelle des Wiedereintrittskörpers aufheizt und dann nach Brennschluss der letzten Antriebsstufe abgesprengt wird. Weiteres produzieren die Raketentriebwerke nicht nur Schub, sondern auch viel Wärme, die nicht mehr leicht von der Rakete abzuführen ist. Dagegen hilft eine gute Wärmeisolierung an der Schnittstelle zwischen der letzten Antriebsstufe und dem Wiedereintrittskörper z.B. durch eine Stabkonstruktion. Der technischen Phantasie sind dann auch keine Grenzen gesetzt, wenn man noch versucht, mit konstruktiven Maßnahmen, ähnlich wie bei einer Thermoskanne oder mittels flüssigen Stickstoffs, tiefere Temperaturen zu halten oder zu erreichen.

Die Bedeutung der Kühlung eines Wiedereintrittskörpers als eine sehr effiziente Gegenmaßnahme ist v.a. aus dem Zusammenspiel von Feuerleitradar und IR-Sensorik des KV erkennbar. Der Abwehrlflugkörper fliegt den überwiegenden Teil seines Flugweges, indem ihm per Data Link vom Feuerleitradar aus die Zieldaten übermittelt werden. Das Radar detektiert und verfolgt das Ziel mit einer bestimmten technisch nicht zu unterschreitenden Genauigkeit in radialer (Entfernung) und azimutaler (Winkel) Weise. Damit wird eine „Box“ definiert, in deren Mitte das Radar den Wiedereintrittskörper vermutet. Diese Mittenposition in der Box wird per Data Link dem Abwehrlflugkörper übermittelt. Befindet sich nun der Abwehrlflugkörper schon nahe genug an seinem Ziel, kann er mit dem eigenen IR-Detektor auf das Ziel aufschalten (Lock on). Die Lock-on-Distanz hängt dann von der vom Ziel abgegebenen IR-Strahlung und den Detektoreigenschaften wie dem Detektormaterial, der Detektorkühlung, dem Sehfeld etc. des KV ab: Der Abwehrlflugkörper hat seinen IR-Sensor nun genau auf den Mittelpunkt der per Data Link angegebenen „Box“ ausgerichtet, weil er dort, gemäß Radar, das Ziel erwartet. Dort muss das wirkliche Ziel aber nicht sein. Meistens wird sich das reale Ziel in der Nähe der „Boxenmitte“ befinden, aber in manchen Fällen auch an den Rändern der „Box“. In der nun bis zum angestrebten Treffer verbleibenden oft sehr kurzen Zeit muss das KV jetzt eine Kurskorrektur vornehmen. Dazu muss noch genügend Treibstoff für die Querschubanlage des KV vorhanden sein, und die Triebwerke der Querschubanlage müssen auch über einen ausreichenden Schub verfügen. Damit wird letzten Endes klar, dass ein gekühlter Wiedereintrittskörper den Zeitpunkt eines möglichen Lock-on hinauszögert, sodass folglich die erforderliche Kurskorrektur kinematisch nicht mehr den Treffer herbeiführen kann. Dabei ist noch ein zweiter Aspekt zu beachten: Das Sehfeld der IR-Sensorik eines Abwehrlflugkörpers ist mit 1° bis 2° sehr eng. Befindet sich, wie anzunehmen ist, das reale Ziel nicht in der „Boxenmitte“, kann der Sensor, bedingt durch sein enges Sehfeld, zum frühestmöglichen Zeitpunkt eines Lock-on am gekühlten Ziel „vorbeischauchen“, es somit nicht erkennen. Durch die Kühlung ist der Abwehrlflugkörper schon so nahe am Ziel, dass sich Letzteres zwar noch innerhalb der „Box“ des Radars befindet, aber nicht mehr im Sehfeld der IR-Sensorik.

Die eben dargelegten Ausführungen zeigen, dass die Wirksamkeit der Kühlung des Wiedereintrittskörpers natürlich nur dann gegeben ist, wenn das Radar beziehungsweise das Data-Link „etwas ungenau“ („Box“) arbeiten. Je präziser das Ziel verfolgt werden kann, umso weniger effektiv wird eine Kühlung.

## Das Feuerleitradar in der Raketenabwehr

Die Feuerleitradare nehmen eine Schlüsselrolle in der Raketenabwehr ein. Die hier dargestellten Ausführungen geben keine Einführung in die moderne Radartechnik, doch soll die Grundproblematik qualitativ skizziert werden.<sup>32)</sup>

Der Zielcluster fliegt je nach Szenario zu Beginn, d.h. nach Brennschluss der letzten Antriebsstufe, mit Geschwindigkeiten von einigen km/s in Distanzen von mehreren 100 km bis einigen 1.000 km vom Radar. Gerade die oft konisch geformten Wiedereintrittskörper haben im frontalen Aspekt, bezogen auf das X-Band, extrem kleine Radarquerschnitte von etwa 0.03 m<sup>2</sup>. Bei Distanzen von einigen 1.000 km ist klar, dass auch ein sehr, sehr leistungsstark gesendetes Radarsignal, wenn es vom Ziel reflektiert wird, dann am Eingang des Empfangsteiles des Radars so schwach ist, dass es weit unterhalb der Rauschschwelle der Empfangselektronik liegt. Die klassische Methode der analogen Radartechnik, etwa durch die alleinige elementare Anwendung der Radargleichung, versagt hier. Um dennoch ein kleines Ziel in großer Entfernung zu detektieren, werden vereinfacht gesprochen nicht ein Puls, sondern viele Pulse hintereinander zum Ziel gesendet. Das Ziel wird also eine gewisse Zeit „beleuchtet“. Mit Hilfe spezieller Hardwarekomponenten, z.B. Oberflächenwellenfilter und/oder ausgeklügelter Verfahren der digitalen Signalverarbeitung der reflektierten Pulse (z.B. Post Detection Integration = PDI), kann das Nutzsignal über die Rauschschwelle „gehoben“ werden.

Qualitativ kann die PDI folgendermaßen skizziert werden: Die Zeit, hier die „Wartezeit“, während der das Radar auf reflektierte Pulse wartet, wird in kurze Intervalle („time slots“) unterteilt. Für jedes Intervall wird eine um einen Mittelwert normalverteilte Rauschleistung gemessen. Die gesamte „Wartezeit“ hindurch werden nun die elektrischen Leistungen der Intervalle gemessen und blockweise addiert. Werden zum Beispiel N Pulse mit einer jeweiligen Einzelpulsdauer gesendet, so ergibt jene „großen“ Zeitintervalle (Blöcke), während der die „kleinen“ Zeitintervalle (time slots) addiert werden. Nach jedem kurzen Intervall beginnt die Zählung für einen neuen Block. D.h., dass der Inhalt eines kurzen Intervalls, also eines konkreten „time slots“ eben N mal in eben N Blöcken mitgezählt wird. Beim ersten der N Blöcke als erstes Intervall, beim zweiten Block als zweites Intervall u.s.w.. Im Regelfall werden so nur -mal die normalverteilten einzelnen Rauschleistungen addiert. Durch die Addition der normalverteilten Rauschleistungen werden die Summen ausgeglichen, das heißt, je größer, desto weniger unterscheiden sich die Summen der Rauschleistungen der einzelnen Blöcke voneinander. Das Besondere ereignet sich nun bei dem einen Block, der neben dem Rauschen auch alle sehr, sehr kleinen Nutzsignale (Reflexe des Zieles) enthält. Durch die Addition wird die dominante Rauschleistung addiert wie sonst auch, aber zusätzlich -mal das kleine Nutzsignal. Da die Summenrauschleistungen sich von Block zu Block nicht mehr wesentlich unterscheiden, „wächst“ die Summennutzsignalleistung über die Summenrauschleistung und kann so erfasst werden. Diese Methode erlaubt, statische Ziele theoretisch in beliebig großer Entfernung zu detektieren, solange die Beleuchtungsdauer (Anzahl der Pulse) genügend groß ist. Da ein Radar seinen Strahl (Keule) in mehrere Richtungen innerhalb gewisser zeitlicher Vorgaben senden muss, ist eine praktische maximale Beleuchtungsdauer vorgegeben. Damit ist die Reichweite bei festgehaltenem Radarquerschnitt limitiert.

Eine weitere interessante Größe bei der Beurteilung von Raketenabwehrradaren bildet der Quotient aus Wellenlänge, geteilt durch den Durchmesser der Antenne. Dieser Quotient charakterisiert den Öffnungswinkel der Keule der Radarantenne. Mit dieser einfachen Formel wird klar, warum 2007 anlässlich des G8-Gipfels in Heiligendamm<sup>33)</sup> der Vorschlag Russlands, statt der damals geplanten Errichtung eines X-Band-Feuerleitradars in Brdy (Tschechische Republik) zur Unterstützung der für Polen geplanten zehn zweistufigen GBI-Abwehrflugkörper, das russische Überwachungsradar in Aserbaidschan zu verwenden, vom damaligen US-Präsidenten George W. Bush abgelehnt wurde. Bush hatte gemeint, dass ein Ersatz des geplanten X-Band-Radars durch die russischen Radare ausgeschlossen sei, aber als Ergänzung wären die russischen Radare ja willkommen. Diese Zurückweisung des russischen Vorschlags wurde damals in manchen öffentlichen Äußerungen als politische Ungeschicklichkeit des US-Präsidenten ausgelegt. Die Lösung liegt, zumindest im technischen Bereich, in diesem Quotienten. Um im Zielcluster die einzelnen Objekte auf sehr große Distanzen aufzulösen, ist eine enge Keule nötig. Die Wellenlänge des vorgesehenen X-Band-Radars in Brdy wäre mit ca. 3 cm hinreichend klein und der Antennendurchmesser von ca. 15 m ausreichend groß gewesen, sodass die Keulenöffnung eng genug bleibt, um die Teile des Clusters getrennt zu detektieren. Das X-Band-Radar hätte diese Anforderung also erfüllt. Die russischen Radare (z.B. vom Typ Voronezh) arbeiten bei einer Wellenlänge von ca. 2 m bei einer Antennendimension von ca. 30 m. Der Vorteil dieser größeren Wellenlängen ist ein höherer Radarquerschnitt der Ziele,<sup>34)</sup> was eine Detektion auf weite Distanzen erlaubt. Der Nachteil ist aber offensichtlich: Der damit unausweichlich große Keulenöffnungswinkel lässt eine Detailauflösung des Zielclusters nicht zu. Die Ablehnung des russischen Vorschlags war demnach technisch argumentiert absolut richtig.

## Die „geschichtete“ Abwehr und die Feurdoktrin



Die Thematik Raketenabwehr kann auch vom Standpunkt der Wahrscheinlichkeitstheorie betrachtet werden. Diese Überlegungen, die mathematisch auf der Binomialverteilung aufbauen, sind dann erforderlich, wenn die Raketenabwehr unter der Aufgabenstellung „Mehrere Angreifer sollen von mehreren Abwehrflugkörpern abgefangen werden“ gesehen wird. Selbstverständlich strebt man dabei den Abschuss aller angreifenden Raketen an. Aus einleuchtenden physikalisch-technischen Gründen kann aber eine einzelne Abwehrrakete einen Angreifer nur mit einer bestimmten Wahrscheinlichkeit, der so genannten Killwahrscheinlichkeit, die stets kleiner ist als 100%, vernichten. Damit ist auch verständlich, dass die Forderung nach Abschuss aller Angreifer ebenfalls nur mit einer bestimmten Wahrscheinlichkeit realisierbar ist.<sup>35</sup> Die dazu komplementäre Wahrscheinlichkeit ist somit jene, dass mindestens ein - oder auch mehrere - Angreifer die Abwehr durchbrechen kann / können. Diese letztgenannte Wahrscheinlichkeit heißt „Leaker“, also wenn man will, die technisch unvermeidliche Leckrate der Verteidigung. Konsequenterweise folgt daraus, dass die Wahrscheinlichkeitstheorie bei der Diskussion von „Raketenabwehrgefechten“ und den damit einhergehenden Fragen nach der geeigneten Feuerdoktrin oder der Munitionsbevorratung eine fundamentale Rolle spielt. Aus besagten technischen Gründen steht die Kill Probability (KP, Abwehr-Wahrscheinlichkeit) der einzelnen Abwehrrakete fest.

Die Zahl der Angreifer legt der Gegner fest, ist also auch nicht beeinflussbar. Aber die Verteidigung kann und muss den einerseits ethisch vertretbaren und andererseits finanziell leistbaren Leaker festlegen. Es ist also mit dem Leaker festzulegen, wieviel Geld die Gesellschaft pro zu erwartendem möglichen Opfer bereit ist auszugeben. Dann kann mit den Mitteln der Wahrscheinlichkeitstheorie ein exakter Wert für die einzige Größe errechnet werden, die der Verteidiger physisch beeinflussen kann, nämlich die Salvengröße. Unter der Salvengröße wird die Anzahl der Abwehrflugkörper verstanden, die pro angreifende Rakete abgefeuert werden sollen. Der gesamte erforderliche Bedarf an Abwehrflugkörpern und damit auch indirekt die Kosten ergeben sich daher als Produkt aus Salvengröße und Zahl der Angreifer. In der Praxis sind Werte für den Leaker von weniger als 1% bis etwa 5% zu erwarten, je nachdem, für wie gefährlich (Massenvernichtungswaffen?) der Gegner beurteilt wird.<sup>36</sup>)

- Wenn es das Szenario und die Leistungsfähigkeit der verfügbaren Abwehrflugkörper erlauben, kann eine „geschichtete“ Abwehr (Layered Defense) aufgebaut werden. Angenommen, die Berechnung über die Binomialverteilung liefert gerundet eine Salvengröße von drei Abwehrflugkörpern pro Angreifer und der Aggressor bringt in der untersuchten Angriffswelle sechs ballistische Raketen zum Einsatz. Die Abwehr würde somit 18 Abwehrflugkörper benötigen, die damit die einzige strategische „Abwehrfront“ bilden.

- Ist es technisch möglich, nachdem ein erster Abwehrflugkörper abgefeuert wurde, aber die Begegnung per Radar als „Nichttreffer“ beurteilt wurde, noch einen Abwehrflugkörper zu starten, der prinzipiell nach seiner Flugzeit auch treffen könnte, ist der weitere Ablauf der Abwehrmaßnahmen in Form einer „geschichteten Abwehr“ denkbar. Das bedeutet, dass man die hier angenommene Salvengröße von drei aufteilt. In diesem Fall, einer ersten Abwehrfront mit z.B. einem Abwehrflugkörper pro Angreifer, wird beobachtet, ob es einen Treffer oder Nichttreffer gibt, um dann gegen die verbleibenden Angriffsraketen mit einer Salvengröße von zwei Abwehrflugkörpern pro Angreifer nachzusetzen. Der Vorteil dieser Methode liegt darin, dass die zweite „Abwehrfront“ nur gegen die Leaker der ersten „Abwehrfront“ wirken muss.

- Angenommen die Killwahrscheinlichkeit einer Abwehrrakete beträgt 50%. Bei sechs Angreifern werden statistisch betrachtet daher nur drei Angreifer im Mittel die erste „Abwehrfront“ durchbrechen. Für die zweite „Abwehrfront“ wird jetzt entsprechend der Aufteilung der gesamten Salvengröße eine Teilsalvengröße von zwei Abwehrflugkörpern pro Angreifer eingesetzt. Somit müssten jetzt - vorausgesetzt, es gibt keine technischen Versager - nur mehr sechs Abwehrflugkörper gestartet werden. Der gesamte Bedarf an Abwehrflugkörpern beträgt in diesem Beispiel für die „geschichtete Abwehr“ somit sechs Flugkörper für die erste „Abwehrfront“ plus sechs Flugkörper für die zweite „Abwehrfront“, d. h. insgesamt zwölf Flugkörper. Im Vergleich zum Verfahren mit einer „Abwehrfront“ (18 Flugkörper) zeigt dieses Beispiel eine deutliche Munitions- und damit auch Geldersparnis. Wenn möglich, wird daher aus militärökonomischer Sicht immer eine geschichtete Abwehr angestrebt.

- Die Feuerdoktrin - siehe auch die Ausführungen zur Raketenabwehrarchitektur - legt nun fest, nach welchem Rhythmus die Bekämpfung ablaufen soll. Die SLS ist die einfachste geschichtete Abwehr und nur bei technisch ausgereiften Abwehrflugkörpersystemen mit hohen Werten für die Killwahrscheinlichkeit anwendbar. Die zweite „gängige“ Doktrin ist die SSL. Diese beiden in der Literatur erwähnten Doktrinbezeichnungen sind auch als Kürzel zu verstehen, denn wenn es technisch möglich ist bzw. wenn es die Einsatzreichweite der Abwehrflugkörper und deren Verfügbarkeit erlaubt, kann die Abwehr auch dreischichtig/vielschichtig sein. Dann bedeutet SLS, dass in jeder Schicht nur ein Abwehrflugkörper pro Angriffsrakete eingesetzt wird und bei SSL dann eben zwei Abwehrflugkörper. Aus Kostengründen ist es gegebenenfalls sinnvoll, gemischte Doktrinen zu verfolgen. So feuert etwa eine teure SM3-Batterie nur einen Abwehrflugkörper pro Angreifer als erste, äußerste Schicht, während billigere Arrow 2- oder Patriot PAC-3-Batterien dann in der zweiten Schicht mit je zwei Abwehrflugkörpern pro Angreifer feuern. Das vorhin skizzierte Zahlenbeispiel wäre so eine Anwendung einer gemischten Feuerdoktrin.

## Technisch motivierter, unmittelbarer Ausblick für Europa

Exemplarisch sei hier die im Rahmen des EPAA (European Phased Adaptive Approach) für das Jahr 2015 in Rumänien in der Nähe von Deveselu geplante Indienststellung eines Silofeldes mit SM3 Block 1B-Abwehrflugkörpern angeführt. Es wäre die erste an Land befindliche operationelle Starteinrichtung für die normalerweise auf den Aegis-Schiffen eingesetzten SM3-Flugkörper. Gegenwärtig sind die SM3 Block 1A-Flugkörper auf den Schiffen installiert. Die Version Block 1B, wie sie für Deveselu vorgesehen ist, entspricht einer Weiterentwicklung der Version Block 1A, wobei der Hauptunterschied im Detektorsystem des KV liegt. Die Version Block 1A arbeitet mit einem IR-Detektor, der nur in einem Wellenlängenbereich detektiert, während die Version Block 1B über eine Detektion in zwei verschiedenen Wellenlängenbereichen verfügt. Der Vorteil bei der Detektion in zwei Wellenlängenbereichen liegt u.a. in der Möglichkeit, damit die Temperatur des Zieles zu vermessen, um Störziele, gewollte, aber auch ungewollte, besser zu erkennen und die Wahrscheinlichkeit, den gefährlichen Wiedereintrittskörper anzufliessen, damit erhöht wird.

## Danksagung

Für die umfangreiche und gewissenhafte fachliche und sprachliche Durchsicht des Manuskriptes dankt der Autor sehr herzlich Herrn Dr. Friedrich W. Korkisch.



---

ANMERKUNGEN:

- 1) Große Teile der ersten vier Abschnitte dieses Berichtes stammen aus der Masterarbeit „Entwicklung eines computergestützten, taktischen Simulationsmodells zur Raketenabwehr“ von Herrn Sebastian Schuhmacher, die er unter der Betreuung des Berichtautors im ARWT erarbeitet und an der Universität Wien im Februar 2014 erfolgreich vorgelegt hat.
- 2) [www.bundesheer.at/organisation/beitraege/arwt/publikationen.php](http://www.bundesheer.at/organisation/beitraege/arwt/publikationen.php). Letzter Zugriff: 1.4.2014.
- 3) Theodore von Karman: Towards New Horizons, 1945, eine Studie, die er für General Henry H. Arnold, CG US Army Air Forces, 1945, verfasste. Seine Kernaussage war: „There is no protection regarding ballistic missiles of the V2 type, with transoceanic range, and there is no early warning possible, not in the next 15 to 20 years, but possibly later on, if we begin to use all means we have and begin our efforts right now, developing radars, anti-rocket missiles and energy beams... And we need centers for such research, like CalTech or MIT, like we did when developing the atomic bomb, or when developing the radio controlled time fuze for air defense artillery...“
- 4) P. Sequard-Base: „Raketenabwehr Bedrohung - Verteidigung, Eine physikalisch-technische Annäherung“, Schriftenreihe der Landesverteidigungsakademie, 1/2003.
- 5) Dieses Problem unterlief man bei der Titan II (LGM-25C) durch Verwendung getrennter Tanks in beiden Stufen (Aerazine und Di-Nitrogenoxyd und Hydrazine). Die Raketen konnten binnen 30 Sekunden nach dem Startbefehl abfliegen. Am 19. September 1980 kam es im Silo 374-7 in Arkansas zu einer Detonation einer Titan II, bei der nur durch das Nichtdurchschmelzen einer einzigen Sicherung die Detonation einer 7-MT-H-Bombe in der Nähe von Little Rock verhindert wurde.
- 6) S. Hildreth: „Iran's Ballistic Missile and Space Launch Programs“, CRS Report for Congress, December 6, 2012.
- 7) [Asw.newpacificinstitute.org/?p=10943](http://www.asw.newpacificinstitute.org/?p=10943). Letzter Zugriff: 1.4.2014.
- 8) Bei Höhen über 100 km spricht man von exoatmosphärisch, bei Höhen unter 100 km von endoatmosphärisch.
- 9) D. Barton et. al „Report of the American Physical Society Study Group on Boost-Phase Intercept Systems for National Missile Defense: Scientific and Technical Issues“, published 5 October 2004.
- 10) Defense Science Board, „Science and Technology Issues of Early Intercept Ballistic Missile Defense Feasibility“, Department of Defense USA, September 2011.
- 11) Die Abwehrüberlegungen (Nike X, Sentinel, Safeguard etc.) nach 1960 bauten ursprünglich alle auf die Abwehr mittels vom Boden aus gestarteter Abwehrraketen (Spartan, Sprint) mit Atomsprenngladungen auf, jene der 80er-Jahre und die der Strategic Defense Initiative (SDI) bauten auf Satelliten auf. Den erforderlich starken Laser-Strahl wollte man mit kleinen Atomreaktoren erzeugen; diese Projekte erwiesen sich dann aus den verschiedensten Gründen als unrealisierbar, abgesehen von den Kosten und den Einsatzoptionen.
- 12) „Airborne Laser System (ABL) YAL 1A United States of America,“ 12 2013. [Online]. Available: <http://www.airforce-technology.com/projects/abl/>. Letzter Zugriff: 01.04.2014; ebenso Wikipedia, „Boeing YAL-1,“ 12 2013. [Online]. Available: [http://de.wikipedia.org/wiki/Boeing\\_YAL-1](http://de.wikipedia.org/wiki/Boeing_YAL-1). Letzter Zugriff: 1.4.2014.
- 13) Siehe auch FN8.
- 14) Siehe auch Anmerkung in Tabelle 1. FN9 im Original in Tab01 enthalten!
- 15) Siehe auch FN8.
- 16) Ballistischer Koeffizient: Größe, die mit Querschnitt, Masse und Luftwiderstandsbeiwert die ballistischen Eigenschaften eines Körpers in einer Berechnung der Kinematik in drei Freiheitsgraden vollständig abbildet.
- 17) Hook'scher Bereich: In der Festigkeitslehre jener Bereich, bei dem z.B. die Dehnung eines Materials proportional der angelegten Kraft ist. [www.en.wikipedia.org/wiki/Terminal\\_High\\_Altitude\\_Area\\_Defense](http://www.en.wikipedia.org/wiki/Terminal_High_Altitude_Area_Defense); Letzter Zugriff: 1.4.2014.
- 19) „Standard Missile,“ [Online]. Available: [http://de.wikipedia.org/wiki/Standard\\_Missile](http://de.wikipedia.org/wiki/Standard_Missile); Letzter Zugriff: 12 2013.
- 20) [www.de.wikipedia.org/wiki/Ground-Based\\_interceptor](http://www.de.wikipedia.org/wiki/Ground-Based_interceptor). Letzter Zugriff: 1.4.2014.
- 21) Wikipedia, „MIM-104 Patriot“. [http://de.wikipedia.org/wiki/MIM-104\\_Patriot](http://de.wikipedia.org/wiki/MIM-104_Patriot). Letzter Zugriff: 7.2.2013.
- 22) „Arrow-Rakete,“ <http://de.wikipedia.org/wiki/Arrow-Rakete>. Letzter Zugriff: 1.4.2014.
- 23) Siehe auch FN3.
- 24) [www.aviationweek.com/Article.aspx?id=article-xml/AW\\_04\\_29\\_2013\\_p33-572875.xml](http://www.aviationweek.com/Article.aspx?id=article-xml/AW_04_29_2013_p33-572875.xml). Letzter Zugriff: 1.4.2014.
- 25) P. Zarchan: „Tactical and Strategic Missile Guidance“, Volume 124, Progress in Astronautics and Aeronautics, AIAA.
- 26) [www.en.wikipedia.org/wiki/Sea-based\\_x-band\\_Radar](http://www.en.wikipedia.org/wiki/Sea-based_x-band_Radar). Letzter Zugriff: 1.4.2014.
- 27) Das betrifft den Gefechtskopf CE-1. 20 GBI-Waffen besitzen das KV CE-1, 10 das neuere KV CE-2. Bei KV CE-1 scheint es ein Problem mit dem Computer zu geben, der sich beim Flug immer wieder ausschaltet und neu hochgefahren wird. Zunächst bestand der Verdacht, das Problem sei auf die Batterien im KV zurückzuführen, dann vermutete man ein Interface-Problem mit der Software. Raytheon und Experten des MIT wurden umgehend mit der Analyse des Problems betraut. Es gab im Sommer 2014 seitens der Experten drei Vorschläge: (a) Ad-hoc-Fehlersuche und umgehende Modifikation eines erkannten technischen Problems des KV durch Raytheon, Kosten rund 100 bis 500 Mio. USD im „Best Case“; (b) Austausch aller CE-1 durch CE-2 bis 2016 (Kosten 1 Mrd. USD, Dauer bis 2016/17) im „Worst Case“. (c) Konstruktion eines völlig neuen KV: Kosten bis 5 Mrd. USD; allenfalls für GBI und den SM3, Zeitbedarf mindestens 4 Jahre. Die hohe Priorität dieses Problems kann daran erkannt werden, dass der Kongress im Februar 2014 für 2014-2015 umgehend 560 Mio. USD freigab, davon 80 Mio. USD sofort. Mdl. Information Friedrich Korkisch.
- 28) A. M. Sessler: „Countermeasures“, A Technical Evaluation of the Operational Effectiveness of the Planned US National Missile Defense System, April 2000, Union of Concerned Scientists MIT Security Studies Program.
- 29) Flugbahnebene: Die Flugbahnebene ist definiert als die Ebene, die durch die Vertikale zur Erdoberfläche und der Schussrichtung aufgespannt wird.
- 30) [www.en.wikipedia.org/wiki/MGM-31\\_Pershing](http://www.en.wikipedia.org/wiki/MGM-31_Pershing). Letzter Zugriff: 2.4.2014.
- 31) Dasselbe Problem würde auch für das modernere System MEADS gelten.
- 32) So ist für die Nachfolge des bisherigen Aegis-Feuerleitsystems SPY-1D(Y) für die Zerstörer ab der Schiffsnummer 123 (DD-51 III) ein neues Gerät mit einem X-Band und einem S-Band Radar vorgesehen (Next Generation Air and Missile Defense Radar); jedes System kostet 120 Mio. USD, dazu kommt der Preis für die neuen Stromversorgungssysteme im Schiff (12 MW, 160 Volt). Der neue Rechner hat die 30-fache Leistung der bisherigen Systeme, Basis Flight IIA. 33 Schiffe erhalten das neue System an 2016.
- 33) <http://www.tagesspiegel.de/politik/international/raketenabwehr-usa-will-nicht-auf-raketen-schutzschild-in-europa-verzichten/872270.html>. Letzter Zugriff: 1.4.2014.
- 34) Der Radarquerschnitt ist je nach Form des Zieles von der Wellenlänge abhängig und daher nicht immer gleich dem geometrischen Querschnitt.
- 35) In einem Top Secret-Dokument an Präsident Ronald Reagan wurden als Erfolgsaussichten für SDI in der Startphase mit der Abwehr von 90% aller gestarteten sowjetischen ICBM und SLBM Waffen gegen die USA gerechnet, von diesen weitere 90% in der Mid Course Phase und von den nicht abgewehrten Restwaffen wiederum 90% in der Terminal Phase. Was sich statistisch als errechneter Idealfall darstellte, hätte dennoch 10 bis 20 H-Bombentreffer ergeben, was vermutlich 15 Mio. Tote bedeutet hätte. Ronald Reagan reagierte nicht gerade erfreut und forderte die Wiederaufnahme des Zivilschutzprogramms für die USA, das dann von Präsident Clinton, da kaum finanzierbar, nicht weiter verfolgt wurde.
- 36) Dies erklärt auch, warum je nach Bedrohungsumfang die Prä-SDI-Berechnungen für Abwehrenk Waffen auf astronomische Zahlen kamen. So wurden in den Dokumenten 3.000 bis 10.000 (!) Abwehrwaffen genannt.