

**Geleitwort des Leiters der SIII
Bereitstellung,
GenLt Mag. APFALTER Freyo**



Die Entwicklung militärischer Fähigkeiten ist insbesondere auf die Erhöhung der Leistungsfähigkeit der militärischen Wirkmittel sowie des Schutzes der Soldaten und der Bevölkerung ausgerichtet. Diese Fähigkeiten werden auf Grund der in den letzten Jahren erzielten Verbesserungen in der Material- und Informationstechnologie, der Biologie und der Sensorik zunehmend vom technologischen Fortschritt bestimmt. Da die entsprechenden Daten vielfach nicht frei zugänglich sind, kann auch ein kleiner Staat nicht darauf verzichten, wenigstens in wesentlichen Technologiefeldern eine eigene wehrtechnisch - wissenschaftliche Expertise aufzubauen, die zumindest eine unabhängige und nicht von fremden Interessen dominierte Abschätzung von Potentialen und Risiken neuer technologischer Entwicklungen ermöglicht.

Die Bereitstellung dieser wehrtechnischen Expertise ist neben der Bereitstellung der materiellen und personellen Ausstattung des Österreichischen Bundesheeres eine wesentliche Aufgabe der SIII Bereitstellung im Rahmen seines Wehrtechnischen Kompetenzzentrums. In diesem Rahmen sollen mit der gegenständlichen Studie „Ausgewählte Simulationsberechnungen zur Raketenabwehr“ insbesondere Planern und Entscheidungsträgern wissenschaftlich begründete wehrtechnische Informationen betreffend die Bedrohung durch ballistische Raketen (Langstreckenraketen) bereitgestellt werden.

Diese Studie beschreibt die offen ableitbaren technischen Randbedingungen des Einsatzes von ballistischen Raketen und liefert damit technische Beurteilungsgrundlagen für die Bewertung des Realitätsgehaltes politischer und interessengesteuerter Aussagen zur Bedrohungslage, zu den verschiedenen Abwehrdispositiven sowie den Entwicklungspotentialen der eingesetzten Mittel.

Die vorliegende exemplarische Studie ist für die erste Ausgabe einer wehrtechnischen Schriftenreihe des Amtes für Rüstung und Wehrtechnik konzipiert. Diese Schriftenreihe soll wehrtechnische Studien systematisch einem größeren Interessentenkreis zugänglich machen und eine breitere Kommunikationsbasis für entsprechende Fachthemen schaffen. Ergänzend zur Kooperation mit universitären und internationalen militärischen Partnern soll damit letztlich eine rasche und wirksame Umsetzung wehrtechnisch - wissenschaftlicher Erkenntnisse im Österreichischen Bundesheer erzielt werden.

Ich danke den Mitarbeiterinnen und Mitarbeitern des Amtes für Rüstung und Wehrtechnik für diese Initiative und wünsche der Schriftenreihe viel Erfolg und ein sehr positives Echo in der Fachwelt.

Mag. Freyo APFALTER, GenLt

**Vorwort des Leiters des
Amtes für Rüstung und Wehrtechnik,
Bgdr DI APOLONER Erich**



Im Österreichischen Bundesheer wird das Amt für Rüstung und Wehrtechnik (ARWT) insbesondere durch seine Leistungen im Rahmen der Bereitstellung von Rüstungsgütern und konkreten technischen Expertisen wirksam und sichtbar. Darüber hinaus ist das ARWT auch dazu berufen, wissenschaftliche Entwicklungen in rüstungsrelevanten technischen Gebieten zu beobachten, zu analysieren und den Bedarfsträgern verfügbar zu machen. Diese Funktion gewinnt dadurch an Bedeutung, dass die eingesetzte Technologie und damit die Menschen, die diese bereitstellen, auch im militärischen Bereich zum entscheidenden Erfolgsfaktor werden.

Die vorliegende Studie „Ausgewählte Simulationsberechnungen zur Raketenabwehr“ der Abteilung Waffen- und Flugkörpertechnik des ARWT befasst sich mit der Bedrohung durch weitreichende ballistische Raketen. Diese Bedrohung hat nach dem Ende des Konfliktszenarios großer Militärblöcke im vorigen Jahrhundert eine neue Dimension gewonnen. Der allgemeine Fortschritt technischen Wissens und der leichtere Zugang zur Raketentechnologie ermöglicht es immer mehr Staaten, die Verfügbarkeit dieses militärischen Mittels als Werkzeug zur Durchsetzung ihrer politischen Interessen einzusetzen.

Eine quantitative Analyse der Fähigkeiten dieser Waffen liefert eine bessere politische und militärische Einschätzung des realen Bedrohungspotentials und davon abzuleitender Maßnahmen im Umgang mit diesen Bedrohungen. Die Studie zeigt, dass eine Analyse auf der Basis physikalisch - technischer Prinzipien auch ohne Zugang zu konstruktiven Details bereits wesentliche und konkrete Daten zur Fähigkeit, Bedrohung und Abwehr weitreichender ballistischer Raketen verfügbar machen kann. Sie kann damit aber keine abschließenden Aussagen zur Realität bieten. Aus der Studie lassen sich jedoch beispielsweise der Grad der Übereinstimmung technischer Gegebenheiten mit politischen Begründungen oder der Aufwand für eine Veränderung der Bedrohungs- oder Abwehrszenarien abschätzen.

Mit der unter Einbeziehung der Erfahrung von Radarfachleuten des Materialstabes Luft sowie des Kommandos Luftraumüberwachung erstellten Studie erbringt das ARWT den Nachweis, dass auch kleine Staaten in einzelnen speziellen Fachgebieten wertvolle Expertise erbringen können. Sowohl für die Sicherung der Qualität einer wehrtechnischen - wissenschaftlichen Expertise als auch für deren Berücksichtigung in konkreten Planungen ist jedoch die Öffentlichkeit, eine permanente Kommunikation und konstruktive Kritik unerlässlich. Deshalb wird mit dieser Studie eine Schriftenreihe des Amtes für Rüstung und Wehrtechnik gestartet. Als Leiter des ARWT wünsche ich mir, das hohe wissenschaftliche Niveau dieser Studie auch für künftige Veröffentlichungen annähernd halten zu können.

Dip.-Ing. Erich APOLONER, Bgdr

ABSTRACT

The intent of this paper is to contribute to the ongoing MISSILE DEFENCE (MD) discussions by focusing on the technical aspects. The computer simulation model RAAB (an acronym for the German word RAKetenABwehr) was developed by the Austrian Armed Forces and is the basis for the analyses. In comparison to two other simulation models, “GUI Missile Flyout” by G. FORDEN [56] and “Mod 5” by H. Ch. GILS [57], RAAB includes simple Proportional Navigation Guidance in its calculations of the Interceptor Missile’s trajectory. Furthermore, RAAB can compute an intercept simulation and a simple radar simulation simultaneously.

A basic verification of the model calculations performed in RAAB is provided via a comparison to the actual intercepts of the Chinese “Fengyun 1C” and the American “USA 193” satellites. Subsequently, a brief discussion of the planned “European Midcourse Radar” in the Czech Republic leads to deductions on its ability to detect or track theoretical Iranian missiles heading for Washington DC or Vienna and consequently the time frames for a possible intercept by a two stage GBI (Ground Based Interceptor) deployed in Poland.

The main part of the paper investigates various potential ICBM (InterContinental Ballistic Missile) intercept scenarios, based on three- and two-stage GBIs deployed either in Ft Greely, Vandenberg, or Poland. The theoretical offensive scenarios considered are

Iran against Europe

Iran against USA

Russia against USA

Russia against Europe

and some specific scenarios involving the Far East. One outcome of special interest to the European component of MD is the question of whether the planned US-Interceptors in Poland can catch a Russian ICBM targeting the US East Coast. According to RAAB's simulation results it seems to be, based on the kinematics, a "boundary" case. Thus, it is not quite possible to intercept the Russian missiles from the intended site in Poland with its two stage GBIs.

Next, this paper elaborates on the possible debris impact from a successful Midcourse Intercept and alternatively a Boost Phase Intercept. Another special calculation is performed, where on top of a two staged GBI the Kill Vehicle is substituted by a 400 kg "Advanced Hypersonic Weapon" projectile. It should be noted, that changing the payload in this way turns a defensive missile into an offensive system. The paper concludes with a short discussion on a possible Iranian-Israeli missile conflict. Some of these MD scenarios include the US radar in Negev.

INHALTSVERZEICHNIS

Punkt	Titel	Seite
1.	Allgemeines	9
2.	Das Modell "RAAB"	11
2.1	Grundsätzliche Flugkörpersimulation	12
2.1.1	Allgemeine Modellierung ICBM	13
2.1.2	Allgemeine Modellierung Abwehrflugkörper	13
2.2	Modellierung der Lenkung	14
2.3	Modellierung der Sensorik	17
2.3.1	Die IR-Strahlung des Angriffsystems	17
2.3.2	Die Sensorik der Kill Vehicle	18
2.3.3	Modellierung der Radarsensoren	20
2.3.4	Modellierung der Satellitensensorik	24
2.4	Einfache Trefferanalyse	24
2.5	Verfügbare Flugkörper	27
2.5.1	Angriffsraketen	27
2.5.2	Abwehrraketen	31
2.5.2.1	Ground Based Interceptor GBI	31
2.5.2.2	GBI2	33
2.5.2.3	EXOGUARD	33
2.5.2.4	SM3	35
2.5.2.5	DF-21	36
2.5.2.6	ARROW-2	38
3.	Satellitenabwehr	40
3.1	Der Abschuss von Fengyun-1C	40
3.2	Der Abschuss von USA-193	43
3.2.1	Allgemeine Informationen	43
3.2.2	Resultate mit Modell RAAB	44
3.2.3	"Energiedichte"-Schätzung für "hit to kill"	46

4.	Die geplante Radarstellung für Brdy (CZ)	49
4.1	Auslegung der Radarstation	49
4.2	Radarquerschnitte	53
4.3	Auflösungsvermögen	55
4.4	Ergebnisse mit RAAB	59
4.5	Schlussfolgerungen aus beiden Szenarien	63
5.	Raketenabwehr	66
5.1	Szenario Iran gegen Europa	70
5.2	Szenario Iran gegen USA	78
5.3	Szenario Russland gegen USA	82
5.4	Szenario Russland gegen Europa	88
5.5	Fernost-Szenario	92
5.6	Alternativszenario mit SM3	94
6.	Trümmerschleppanalyse	98
6.1	Allgemeine Trefferbetrachtungen	98
6.2	Spezielle Trefferbetrachtung	100
6.3	Trümmerschleppverteilung	100
6.4	"Verglühmodell"	102
7.	Das "AHW"-Projekt und die GBI's	104
7.1	Allgemeine Problemstellung	104
7.2	Resultate und ihre Diskussion	105
8.	Auswirkungen einer "Boost-Phase Interception" auf die Schussweite	108
9.	Zusammenfassung	114
10.	Literaturverzeichnis	127
	Anhang: Szenario Iran gegen Israel	133
	Einleitung	133
	Resultate Schiessfenster	134
	Diskussion der Resultate Schiessfenster	134
	Resultate Radaruntersuchung	136
	Diskussion der Resultate Radaruntersuchung	137
11.	Über den Autor	139

1. Allgemeines

Durch das Amt für Rüstung und Wehrtechnik, Abteilung Waffen- und Flugkörpertechnik im ÖBH wird im Hinblick auf eventuelle physikalisch, technische Auswirkungen auf Österreich das Thema Raketenabwehr aufgegriffen.

Mit dem vorliegenden Bericht soll auf der Basis offener Informationen und einer einfachen Computersimulation ein Beitrag zur Diskussion über die technischen Aspekte der von den USA für eine Stationierung in Europa geplanten Raketenabwehr geleistet werden. Im Speziellen werden die Eigenschaften der sogenannten Groundbased Midcourse Defense (GMD), also der Abwehr von Interkontinentalraketen während ihrer relativ lange dauernden antriebslosen mittleren Flugphase beleuchtet. Das bedeutet umgekehrt, dass, mit einer Ausnahme, alle Problemstellungen der Abwehr von Kurz- und Mittelstreckenraketen, wie sie im Rahmen einer gefechtsfeld- oder kriegsschauplatzorientierten Raketenabwehr (Theater Defense) vorliegen können, ausgeklammert werden.

Um dem Leser die größtmögliche Transparenz bezüglich der dargelegten Resultate bieten zu können, werden im Abschnitt 2 eine detaillierte Beschreibung des verwendeten Computermodells geboten und die wichtigsten Eckdaten aller verwendeten Flugkörper angegeben.

Der Bogen der hier nun abgehandelten Themen erstreckt sich von einem kurzen Abriss zu den in der Öffentlichkeit diskutierten Satellitenabschüssen der jüngsten Vergangenheit (Fengyun-1C und USA-193), einer sehr einfachen Analyse des für Brdy in der Tschechischen Republik geplanten Ground Based X-Band Radars (GBX), den zentralen Raketenabwehrszenarien Iran \Rightarrow Europa und Iran \Rightarrow USA, den Szenarien Russland \Rightarrow USA und Russland \Rightarrow Europa, einem Fernost-Szenario sowie einem Alternativszenario mit seegestützten SM3-Flugkörpern bis hin zu einer sehr simplen Trümmerschleppensimulation und abschließenden

Anmerkungen zum geplanten "Advanced Hypersonic Weapon" (AHW) Projekt der USA im Zusammenhang mit den Abwehrflugkörpern sowie einfachen kinematischen Auswirkungen einer Boost Phase Interception (BPI). Viele dieser Überlegungen sind auf die Lage in Europa und manche Untersuchungen speziell auf Österreich hin ausgerichtet.

Berechnungen von Flugbahnen ausgebrannter Antriebsstufen sowohl bezogen auf angreifende Raketen wie auch auf die der Abwehrflugkörper werden nicht angestellt. Damit werden auch Fragen nach einer Gefährdung durch derartige abstürzende Raketenteile nicht erörtert.

Den Abschluss bildet im Anhang eine kurze Beleuchtung der israelisch – iranischen „Raketenproblematik“.

Dieser Bericht erhebt nicht den Anspruch die geplanten Vorhaben zur Raketenabwehr aus technischer Sicht exakt wiederzugeben. Ein solches Ansinnen wäre unseriös, da praktisch ausschließlich nur mit offenen Informationen, primär dem Internet, gearbeitet werden muss. Manche Daten die zum Aufbau einer plausiblen Computersimulation erforderlich, aber im konkreten Fall unbekannt sind, müssen aus dem persönlichen Erfahrungsschatz einer mehrjährigen Tätigkeit am Gebiet der systemanalytischen Lenkflugkörpersimulation abgedeckt werden.

Da aber gerade in der offenen Literatur wenige technisch motivierte Analysen zur Raketenabwehr zu finden sind, könnte dieser Bericht einerseits diese Lücke etwas zu verkleinern helfen und andererseits die physikalisch-technisch orientierte Fachdiskussion beleben.

Fertigstellung der vorliegenden Untersuchung: Frühjahr 2009

2. Das Modell "RAAB"

Im Jahre 2001 wurde das ehemalige Amt für Wehrtechnik, Abteilung Waffen- und Munitionswesen beauftragt die technischen Aspekte der Raketenabwehr zu "durchleuchten". Zu diesem Zweck hat der Autor dieses Berichts damals ein Computersimulationsprogramm mit der Bezeichnung RAAB (RAketenABwehr) entwickelt. Die damit seinerzeit ermittelten Ergebnisse wurden als Bericht [1] dargelegt und beschäftigen sich ausschließlich mit der Abwehr von Kurz- und Mittelstreckenraketen. Bedingt durch die heutige Notwendigkeit auch die Abwehr von Interkontinentalraketen simulieren zu müssen, wird RAAB erweitert und weiter entwickelt.

RAAB berechnet den Flugweg einer TBM oder einer ICBM (Tactical Ballistic Missile/ Intercontinental Ballistic Missile) sowie die Flugwege von maximal 5 gleichzeitig oder zeitlich gestaffelt, von beliebigen Orten auf der Erdoberfläche startender Abwehrflugkörper. Damit berechnet RAAB auf einfache Weise nur die Kinematik dieser Flugkörper. Zur Komplettierung der in RAAB modellierten Raketenabwehrarchitektur gehören noch: die einfache Abbildung von zwei bodengestützten Radaren sowie die Darstellung von SBIRS-High und SBIRS-Low Satellitensystemen. Diese beiden Satellitensysteme werden aber ausschließlich nur in dem Sinne berücksichtigt, als sie die Information "Detektion der ICBM" ja oder nein ab wählbaren Ereignissen liefern. Es gibt in RAAB keine technische Simulation der Satelliten. Die Erde wird als rotierende Kugel gerechnet. RAAB ist somit ein Modell das versucht ein simplifiziertes Szenario zu modellieren.

Ferner baut die Simulation der Abwehr in RAAB auf einem Lenkgesetz (Proportionalnavigation, siehe später) auf. Dadurch unterscheidet sich RAAB von einigen aus der Literatur bekannten Modellen wie „GUI Missile Flyout“ [2] oder „Mod5“ [3]. Diesen Modellen liegt nach vorliegenden Informationen keine Lenkung (Lenkgesetz) zu Grunde, wodurch der

„klassische“, aus der Fliegerabwehr abgeleitete Modellansatz von RAAB als Ergänzung dienlich sein könnte. Die beiden vorhin genannten Modelle betrachten auch den Abwehrflugkörper als rein ballistischen Flugkörper. Es werden jene Abfeuerungsbedingungen ermittelt, zum Beispiel der Programmwinkel (Definition siehe später), bei denen die Flugbahn der Angriffsrakete und die Bahn des Abwehrflugkörpers für einen Zeitpunkt den näherungsweise gleichen Ort angeben (Trefferkriterium). Es wird dabei, im Gegensatz zu RAAB, kein manövrierendes Kill Vehicle abgebildet und ein idealer ballistischer Flug der Angriffsrakete vorausgesetzt.

Eine Lenkung wird stets dann erforderlich, wenn etwa Messfehlern der Flugbahnerfassungssensorik oder nicht vorhersehbaren Zielmanövern begegnet werden soll. Speziell bei Letzterem wie etwa der Separation von Täuschkörpern, dem Freisetzen weiterer Gefechtsköpfe (MIRV = Multiple Independent Reentry Vehicle) oder bewusster Abwehrflugverfahren macht eine Lenkung die Abwehr „elastischer“. Das ist ein wichtiger Grund in RAAB die Abwehrflugkörper auf der Grundlage einer Lenkung zu modellieren.

2.1 Grundsätzliche Flugkörpersimulation

Es wird stets von Massenpunktmodellen ausgegangen. Die erforderlichen aerodynamischen Daten wie Luftwiderstandsbeiwerte, Auftriebsbeiwerte, etc. werden über ein in den USA gekauftes Modell namens PRODAS (PC-PRODAS Version 3.82 der Firma Arrow Tech Associates) ermittelt. Die damit erhaltenen Daten liefern nur eine lineare Aerodynamik, die dann in weiterer Folge in RAAB verwendet wird. Ferner muss, modellbedingt, der Druckpunkt so gewählt werden, dass eine aerodynamische Stabilität erhalten wird, da in RAAB keine aerodynamisch instabilen Flugkörper gerechnet werden können. Da das Modell PRODAS normalerweise zur Berechnung aerodynamischer Koeffizienten von Geschossen oder Granaten dient, ist die Verwendung der mit PRODAS ermittelten Beiwerte

im Hyperschallbereich gegebenenfalls problematisch, jedoch sind bessere Daten hierorts derzeit nicht verfügbar.

2.1.1 Allgemeine Modellierung ICBM

Die Modellierung von Integralflugkörpern ist ebenso möglich, wie die einer Stufenrakete bis zu 3 Antriebsstufen. Ferner ist, mit eigener Aerodynamik, die Berechnung von einem nach Brennschluss der letzten Stufe separierbaren Wiedereintrittskörper (Reentry Vehicle = RV) möglich.

Vom Start bis zum Brennschluss der letzten Antriebsstufe erfolgt die Bahnberechnung mit Hilfe von "2+"-Freiheitsgraden. Das heißt es handelt sich um die horizontale und vertikale Komponente der Schießebene sowie um die Berücksichtigung (dafür steht das "+") des mit aerodynamisch bedingten Querschleunigungen verbundenen vertikalen Anstellwinkels und des damit induzierten Luftwiderstandes. Nach Brennschluss wird entweder der Integralflugkörper oder der separierte Wiedereintrittskörper mit 5 Freiheitsgraden modelliert. Damit ist es z.B. möglich "Torkelbewegungen" beim Wiedereintritt in dichtere Atmosphärenschichten zu berechnen und das Zerbrechen eines Integralflugkörpers wie der AL-HUSSEIN-Rakete nachzuvollziehen. Es wird hier aber auch darauf verwiesen, dass die mit "Torkelbewegungen" (= Schwingungen) verbundenen zeitweise hohen Anstellwinkel auch hohe induzierte Luftwiderstände verursachen, sodass die daraus resultierenden Verzögerungen z.B. eines RV's stärker ausfallen, als würde man nur mit 3 Freiheitsgraden und einem einfachen Luftwiderstandsbeiwert arbeiten.

2.1.2 Allgemeine Modellierung Abwehrflugkörper

Es können Abwehrflugkörper mit bis zu 3 Antriebsstufen modelliert werden. Als Suchköpfe kann ein Radar- oder ein Infrarotsuchkopf zur Anwendung kommen. Zur Lenkung steht eine etwas modifizierte Proportionalnavigation zur Verfügung (siehe Kap. 2.2). Für die im vorliegenden Bericht untersuchten Abwehrflugkörper gilt, dass sie in der

Antriebsphase mit 5 Freiheitsgraden berechnet werden, während das nach Brennschluss separierte Kill Vehicle (= KV) nur eine Modellierung mit 3 Freiheitsgraden erfährt. Die Steuerung während der Antriebsphase erfolgt auch in RAAB mittels Schubvektorsteuerung. Das KV wird mit einer Querschubsteueranlage modelliert, deren Kraftstoffvorrat (stets Hydrazin) im Wesentlichen die Einsatzmöglichkeiten des KV's limitiert. Die maximale Zeitdauer der elektrischen Energieversorgung des KV's und damit seiner Sensoren stellt ein weiteres Kriterium der Leistungsbegrenzung in RAAB dar. Nach der Separation des KV's von der letzten Antriebsstufe schlägt das KV in der Realität einen "Haken" um sich vor allenfalls nachfliegenden Teilen der ausgebrannten letzten Stufe zu schützen. Dieses Manöver wird in RAAB nicht abgebildet.

2.2 Modellierung der Lenkung

Es kann nur eine Proportionallenkung abgebildet werden. Zusätzlich zum elementaren Lenkgesetz

$$b_q = K \frac{V_c}{\cos \sigma} \dot{\sigma} \quad (1)$$

mit

- b_q Querschleunigung des Flugkörpers
- V_c Annäherungsgeschwindigkeit
- σ Schielwinkel
- $\dot{\sigma}$ Schielwinkelgeschwindigkeit
- K reduzierte Proportionalkonstante

werden noch einige Zusätze eingebaut.

g-Kompensation:

Damit wird dem Einfluss der Schwerkraft aktiv von seiten der Flugkörperlenkung kompensatorisch entgegen gesteuert.

Data-Link:

In der Antriebsphase erhält der Flugkörper die Zieldaten per Data-Link. Mit der Separation des KV's von der letzten Antriebsstufe wird in RAAB auch die ballistische Haube entfernt, sodass ab diesem Zeitpunkt der Sensor des KV's theoretisch das Ziel auffassen könnte. Bis zum tatsächlichen lock-on wird aber weiter mit Data-Link geflogen. Das Data-Link wird in RAAB entweder durch die bodengestützten Radare oder durch die SBIRS-Low Satelliten bereitgestellt. Nach amerikanischen Quellen [4] ist bekannt, dass die Intervalle zwischen den Data-Link Übertragungen mitunter sehr lange sein können. In RAAB wird aber modellbedingt ein Intervall von einer Sekunde verwendet. Es gibt in RAAB nur die Möglichkeit den Kurs des Zieles im KV linear zu berechnen, sodass eine häufigere update-Rate grundsätzlich erforderlich ist.

Auch der Data-Link-Beginn ist für die Lenkung und damit für die Form des Flugweges entscheidend. In RAAB startet der Abwehrflugkörper auf einen aus der Kinematik des Zieles auf einfache Weise über die Winkeldrehrate abgeleiteten fixen Punkt im Raum hin. Erst nach einer wählbaren Zeitdauer von bis zu einigen 10 Sekunden beginnt das Data-Link. Die Begründung liegt darin, dass während der in der Anfangsphase niederen Geschwindigkeit des Flugkörpers er gemäß dem elementaren Proportionalenlenkungsgesetz nach Gleichung 1 einen großen Vorhalt einnehmen würde, der in weiterer Folge mit steigender Geschwindigkeit wieder reduziert werden müsste. Dadurch fliegt die Abwehrrakete zwei unnötige Kurven die eben mit dem späteren Data-Link-Beginn zumindest gedämpft werden.

Reduzierte Proportionalkonstante:

Um einen relativ direkten Flugweg der Abwehrrakete zu realisieren, ist es auch günstig die reduzierte Proportionalkonstante K in Glg. 1 zu variieren. In der Anfangsphase, mitunter bis Brennschluss der Antriebsstufen, hat K einen niederen Wert um die vorhin erwähnten mit dem späteren Data-Link-Beginn manchmal nicht gänzlich verhinderbaren Kurven bedingt durch die eigene Geschwindigkeitsänderung so gering wie möglich zu halten. Für das KV ist ein höherer K -Wert hingegen notwendig um eine ausreichende Agilität für eine hohe Wahrscheinlichkeit eines Direkttreffers erzielen zu können.

Aktive Dämpfung:

Während der Antriebsphase wird im, dem Lenkrechner nachgeschalteten, Flugregler noch eine aktive Dämpfung durch die Rückkopplung der Flugkörpernickdrehraten und der Gierdrehraten auf die Schubvektorwinkelberechnung, eingebaut.

Praktisch fast alle für die Lenkung hier erforderlichen Daten/Zahlenwerte sind in der offenen Literatur hierorts nicht gefunden worden und müssen aus den Grundkenntnissen der Flugkörperlenkung heraus "physikalisch sinnvoll" festgelegt werden. Um die Festlegungen auf ihre Sinnhaftigkeit zu prüfen, werden mit RAAB Testszenarien gerechnet und nach folgenden Kriterien ausgewertet:

Es sollen unter Beachtung der vorgegebenen kinematischen Rahmenbedingungen (z.B. Masse, Schub, Kraftstoffvorrat, etc.) in einem gleichbleibenden Szenario möglichst viele Treffer erzielbar sein. Das ist ja das Ziel der Konstrukteure des Abwehrsystems. Weiters muss ein sinnvoller, möglichst mit wenig Kurven auskommender Flugweg in einer grafischen Darstellung erkennbar sein. Schließlich wird als Zeichen einer gut abgestimmten Lenkung der Restkraftstoff im Kill Vehicle herangezogen. Je mehr Restkraftstoff zum Zeitpunkt des Treffers bei sonst unveränderter Schussgeometrie noch vorrätig ist, umso besser war

die Auslegung der Lenkung. Da viele Aspekte im Zusammenhang mit der Lenkung auch in Wirklichkeit softwaremäßig realisiert werden, sind ebendort auch derartige oder ähnliche Optimierungen zu erwarten.

2.3 Modellierung der Sensorik

2.3.1 Die IR-Strahlung des Angriffssystems

Die Temperatur und die damit verbundene IR-Abstrahlung der angreifenden Rakete bzw. des Wiedereintrittskörpers bilden die Grundlage zur Detektion derselben durch die Sensorik des Kill Vehicles. Der sich daraus ergebende lock-on bedeutet einen Wechsel bezüglich der Zieldaten. Das Data-Link wird beendet und eine permanente Verfügbarkeit der Daten der für das Lenkgesetz erforderlichen Zielkinematik ist gegeben, sodass der Zielendflug mit höchstmöglicher Genauigkeit geflogen werden kann.

Die Temperatur der Angriffsrakete bzw. des Wiedereintrittskörpers wird in RAAB aus der aerodynamisch bedingten Aufheizung beim Flug in den unteren Atmosphärenschichten bis maximal 80km Höhe bestimmt. In den Höhen darüber ergibt sich die Temperatur aus der Strahlungsbilanz zwischen der Abstrahlung in den Weltraum und der Einstrahlung der Sonne. In RAAB wird die ICAO-Atmosphäre verwendet. Der Dichteaufbau in der Exoatmosphäre wird nach [5] und [6] modelliert. Der Temperaturverlauf wird zwar im Prinzip ebenso nach [5] und [6] aufgebaut, jedoch für die Temperaturbestimmung des Angriffssystems gilt im Speziellen:

Die aerodynamische Aufheizung wird auf den Stagnationspunkt der Rakete bzw. des RV's bezogen und für ein 2 mm dickes Stahlblech bis in eine Höhe von 80 km so gerechnet. Da RAAB nur ein einfaches Modell ist, wird dieser Mechanismus näherungsweise bis zur erwähnten Höhe von 80 km verwendet. Über 80 km Höhe wird ein fixer Temperaturwert von 279 K angenommen dem der vorherige aktuelle Temperaturwert bei 80 km des Angriffssystems durch Abstrahlung oder Einstrahlung und

entsprechend der Wärmekapazität des angenommenen Stahlbleches sowie dem damit verbundenen Zeitverhalten, zustrebt. Der Wert von 279 K entspricht der Gleichgewichtstemperatur einer Kugel die sich im selben Abstand zur Sonne befindet wie die Erde. Diese Vorgehensweise wird als Näherung sowohl für einen Flug auf der Tagseite der Erde verwendet wie auch für einen Flug auf der sonnenabgewandten Erdseite.

Um nach der Verwendung des Plank'schen Gesetzes letztlich die Strahlstärke berechnen zu können, ist noch die strahlende Fläche erforderlich. Dabei wird näherungsweise die Hälfte des Raketen- oder Wiedereintrittskörperquerschnittes angesetzt.

Anmerkung:

Für die Berechnungen dieses Berichtes wird stets angenommen, dass der Wiedereintrittskörper von keiner ballistischen Haube bis zur Separation vom Antriebsteil geschützt wird. Eine aerodynamisch bedingte Erwärmung ist die Folge davon. Prinzipiell ist auch ein zum Zeitpunkt der Separation von der Antriebsstufe "gekühlter" Wiedereintrittskörper mit RAAB simulierbar.

2.3.2 Die Sensorik der Kill Vehicle

Unter anderem auch nach [4] sind auf dem Kill Vehicle des amerikanischen Abwehrflugkörpers GBI (Ground Based Interceptor) zwei IR-Detektorsysteme eingebaut. In RAAB kann nur ein IR-Detektorsystem modelliert werden. Dabei wird nun angenommen, dass eine Zielauffassung erst nach Entfernung der ballistischen Haube, also nach Brennschluss der letzten Antriebsstufe und Separation des KV's möglich ist. Diese Trennung erfolgt in der Regel in relativ großen Höhen, sodass allfällige Transmissionsverluste in der Atmosphäre vernachlässigbar bzw. überhaupt nicht vorhanden sind. Damit ist wellenlängenmäßig keine Einengung auf Transmissionsfenster erforderlich. Bei den typischen Temperaturen der RV's von 280 K - 300 K liegt gemäß Wiengesetz die

maximale spezifische Abstrahlung bei ca. $10\mu m$ Wellenlänge. Um eine große lock-on Reichweite zu erzielen, ist es sinnvoll möglichst viel Strahlungsenergie zu detektieren, d.h. den Wellenlängenbereich möglichst breit anzulegen. Für RAAB wird ein HgCdTe Detektor in einer Zusammensetzung für einen Wellenlängenbereich von $2\mu m$ - $16.7\mu m$ nach [7] ausgewählt. Der für den lock-on charakteristische *NEI*-Wert (Noise Equivalent Irradiance) entspricht etwa nach [8]

$$NEI = \frac{\sqrt{A_D} \Delta f U_S / U_R}{A_O \tau_O D^*} \quad (2)$$

mit

A_D Detektorfläche ($A_D = 625 \cdot 10^{-6} \text{ cm}^2$ nach [7])

Δf el. Bandbreite ($\Delta f \approx 1 \text{ kHz}$ nach [7])

U_S / U_R Signal-/Rauschverhältnis ($U_S / U_R = 1$ aber hier zur Sicherheit ≈ 2)

A_O optische Apertur ($A_O \cong 314 \text{ cm}^2$; abgeschätzt nach [9])

τ_O Transmission der Optik ($\tau_O \approx 0.8$ geschätzt)

D^* Detektivität im gekühlten (77 K) Zustand. Bei einem Sehfeld von $FOV = 60^\circ \Rightarrow D^* \approx 4 \cdot 10^{10} \text{ cm} \sqrt{\text{Hz}} / \text{W}$. Nach [4] wäre aber das Sehfeld nur um ca. $FOV \approx 1^\circ$. Diese Einengung des Sehfeldes und der damit verbundenen Verringerung von Hintergrundeinstrahlung führt für den Detektor auch zu einer Reduktion des Rauschens und damit zu einer Steigerung der Detektivität. Nach Literaturangaben [8] ergibt sich somit in diesem Fall ein $D^* = 5 \cdot 10^{10} \text{ cm} \sqrt{\text{Hz}} / \text{W}$.

Die cut-off Wellenlänge dieses Detektors liegt bei ca. $16.7\mu m$. Diese

Werte in Glg. 2 eingesetzt liefern:

$$NEI = 0.13 \cdot 10^{-8} \text{ W / m}^2$$

Dieser *NEI* -Wert wird für alle Kill Vehicle dieses Berichts verwendet!

2.3.3 Modellierung der Radarsensoren

In RAAB können zwei bodengestützte Radare simuliert werden. Diese Anlagen werden über die klassische Radar-Reichweitenformel, z.B. nach [10], sowie unter Hinzufügung einer einfach modellierten Pulskompression und einer „Post Detection Integration“ abgebildet.

Zur Beschreibung eines Radars stehen in RAAB zwei Modellansätze zur Auswahl. Mit beiden Varianten wird die erforderliche Zeitspanne ermittelt die die Radarstrahlung (Pulse) mit dem Ziel wechselwirken muss um eine erfolgreiche Detektion zu erreichen („Wechselwirkungszeit“). Ob es dann tatsächlich zu einer Detektion des Zieles kommt hängt dann in RAAB von drei Kriterien ab:

- Für ein statisches Referenzziel (Distanz, Radarquerschnitt) wird die Zeitdauer, Wechselwirkungszeit einschließlich der Signallaufzeiten, berechnet die man zu dessen Erfassung benötigt. Da das Referenzziel den äußersten zu erwartenden Reichweitenbereich abdecken soll wird dadurch die Maximalzeit festgelegt die die Radarkeule in eine Richtung „schaut“.

Würde nun etwa wegen eines kleineren Radarquerschnittes eines Zieles im tatsächlichen Raketenflug, trotz einer etwas kürzeren Distanz als der des Referenzzieles, eine längere Beleuchtungszeit erforderlich sein gibt es folglich keine Detektion.

- Wenn die zur Detektion eines Zieles erforderliche Wechselwirkungszeit länger ist als die Zeit die das Ziel benötigt um die Radarkeule zu durchqueren gibt es ebenso keine Detektion.
- Ist die Radialgeschwindigkeit des Zieles bezogen auf die Radarstellung sehr hoch und sind viele Pulse zur Detektion erforderlich so verschieben sich die reflektierten im Radar empfangenen Pulse auf der Zeitachse derart, dass eine erfolgreiche Summenbildung der Pulse unterlaufen wird. Damit gilt auch eine Detektion als verhindert. Dieses Kriterium liefert eine unter den Gegebenheiten Zieldistanz, Radarquerschnitt und radialer Auflösung höchstmögliche Radialgeschwindigkeit eines Zieles die das Radar noch erfassen kann. Für eine Detektion muss daher stets erfüllt sein:

$$t_{ww} |v_R| \leq \Delta R \quad (3)$$

mit

t_{ww} ... gesamte Wechselwirkungszeit des Radars mit dem Ziel

v_R ... Radialgeschwindigkeit des Zieles bezogen auf die Radarstellung

ΔR ... radiale Auflösung, wählbar je nach Aufgabenstellung

Die beiden in RAAB verfügbaren Ansätze unterscheiden sich nun in der Ermittlung von t_{ww} .

1. Variante:

nach [11].

$$t_{ww} = \frac{(4\pi)^2 R^4 k_B T_R D_0(1)}{P_M G \sigma A_{eff}} \quad (4)$$

mit

- R Zielabstand
- k_B Boltzmannkonstante
- T_R äquivalente Rauschtemperatur
- P_M mittlere Sendeleistung
- G Antennenverstärkung
- σ Radarquerschnitt (auch mit RCS = Radar Cross Section bezeichnet)
- A_{eff} Effektive Antennenfläche
- $D_0(1)$ Detektabilität für einen Puls

Der Vorteil dieser Variante liegt darin, dass vom Radar weniger technische Daten gebraucht werden. So ist zum Beispiel nur die mittlere Sendeleistung erforderlich.

2. Variante:

Dabei werden die Pulslängen, Pulswiederholungsfrequenzen etc. in für die Aufgabenstellung optimierter Weise aus den Erfordernissen einer „Post Detection Integration“ simuliert. Diese Variante ist aufwendiger und benötigt auch mehr Kenntnisse über das verwendete Radar. In einigen Fällen kann aber dieser Simulationsansatz etwas bessere Ergebnisse bringen als der Ansatz nach Variante 1.

Im vorliegenden Bericht werden alle Radaruntersuchungen wegen der geringeren Datenerfordernisse nach Variante 1 ausgeführt.

Die Modellierung des Zielradarquerschnittes erfolgt derart, dass um die Längsachse des Zieles ein Ellipsoid gerechnet wird, wobei für die 3 Hauptachsen (x, y, z), also die Nick- Gier- und Rollachse, jeweils ein Wert den Radarquerschnitt in diese Richtung abbildet. Auf diese Weise ändert sich der Radarquerschnitt (das entspricht hier dem Abstand vom

Zielmittelpunkt zur um diesen herum gedachten Ellipsoidoberfläche) kontinuierlich nach allen Raumrichtungen hin. Da die Angriffsraketen sowie die Wiedereintrittskörper rotationssymmetrisch sind, wird in RAAB mit $\sigma_y = \sigma_z \neq \sigma_x$ gerechnet. Dadurch ist es möglich, dass sich auch Lageänderungen des RV's, neben dem Abstand zum Radar, auf die Detektion auswirken.

Grundsätzlich ist eine Radardetektion nur möglich, wenn sich das Ziel über dem Horizont der Radarstellung befindet. Die Berechnung des Horizonts erfolgt über die Näherung mit dem $4/3$ Erdradius. Die mit zunehmender Höhe über Grund abfallende Luftdichte bewirkt auch eine Abnahme der optischen Dichte und dadurch eine leichte Brechung des Radarstrahles Richtung Erdoberfläche. Ein Objekt das vom Ort der Radarposition aus am Horizont gesehen wird befindet sich in Wirklichkeit etwas unterhalb des rein geometrischen Horizonts. Dieser Umstand wird durch die Näherung mit dem $4/3$ Erdradius berücksichtigt. Das heißt, dass Objekte die oberhalb einer Kugel mit $4/3$ Erdradius liegen vom Radar gesehen werden.

In RAAB gibt es ferner die Möglichkeit einen Radarköder / Täuschkörper in vereinfachter Weise zu modellieren. Dabei wird eine Kugel (Masse und Durchmesser wählbar) zu einem festlegbaren Zeitpunkt von der Angriffsrakete oder dem Wiedereintrittskörper separiert. Betrag und Richtung der „Separationsgeschwindigkeit“, bezogen auf die Flugrichtung der Rakete, sind ebenso frei bestimmbar. Der Radarquerschnitt entspricht dem geometrischen Querschnitt der Kugel und ist frequenzunabhängig. Mit beiden Radaren kann nun berechnet werden:

- die jeweilige Detektion der Kugel und des eigentlichen Zieles.
- der Zeitpunkt zu dem die beiden Körper nur radial aufgelöst werden können.
- der Zeitpunkt zu dem die beiden Körper als definitiv getrennte Objekte (Winkelauflösung) detektiert werden.

Eine Diskussion zum geplanten X-Band-Radar für Brdy in der Tschechischen Republik liefert Kapitel 4.

2.3.4 Modellierung der Satellitensensorik

Es gibt, wie schon erwähnt, keine physikalische Simulation der Satelliten, sondern nur eine Abbildung ihrer Datenbereitstellung im Sinne: Ziel detektiert ja/nein.

SBIRS-High:

Dieses System wird entweder als geostationäres (Bereiche niedererer geografischer Breite) oder als in hochelliptischen Bahnen (Polbereiche) bewegtes IR-Sensorsystem betrachtet. Ab dem Zeitpunkt zu dem die Angriffsrakete eine Wolkenschicht (Höhe wird eingegeben) durchstößt, wird das Ziel detektiert, sofern das Triebwerk der Rakete noch aktiv ist.

SBIRS-Low:

Darunter wird ein System mehrerer Satelliten in geringeren Flughöhen verstanden, die ebenso mit IR-Sensorik ausgestattet sind. Erst wenn SBIRS-High das Ziel detektiert hat, kann SBIRS-Low nach einer wählbaren Reaktionszeit (Eingabe) das Ziel selbst auffassen. Wenn SBIRS-Low das Ziel detektiert hat, wird in RAAB auch angenommen, dass damit ein Data-Link für die Abwehrflugkörper generiert werden kann.

Im Gegensatz zum Bodenradar wird in RAAB angenommen, dass ein einmal von SBIRS-Low detektiertes Ziel nicht mehr verloren geht.

2.4 Einfache Trefferanalyse

Da ein Treffer stets eine "hit to kill" Situation sein soll, wird in RAAB ein Treffer vereinfachenderweise als unelastischer Stoß angenommen. Entsprechend der Impuls- und Energieerhaltung kann der Geschwindigkeitsvektor von "ICBM / RV + Kill Vehicle" nach dem unelastischen Stoß berechnet und die maximale "Deformationsenergie" ermittelt werden. Ob diese "Deformationsenergie" ausreicht den

Wiedereintrittskörper hinreichend zu zerstören, kann so unmittelbar nicht angegeben werden, jedoch wird in Kapitel 3 ein simpler Schätzwert zur energetischen Trefferbeurteilung angeführt.

Für das Geschehen nach einem Treffer ist die Kinematik der Trümmer entscheidend. Mit einem so einfachen Modell wie RAAB ist es unmöglich die einzelnen Trümmer zu ermitteln und deren weitere Flugbahn im Detail anzugeben. Um dennoch eine, wenn auch sehr grobe, Aussage zur Trümmerschleppung machen zu können, wird folgendermaßen gerechnet: Jedes Trumm bzw. jeder Splitter wird durch seinen ballistischen Koeffizienten BK im Rahmen einer 3 Freiheitsgrade umfassenden Simulation beschrieben.

$$BK = \frac{m}{S C_w} \quad (5)$$

mit

m Splittermasse
 S Querschnittsfläche
 C_w Luftwiderstandsbeiwert

In RAAB wird nun eine Kugel mit Durchmesser 1 m verwendet. Damit ist S und C_w festgelegt. Wird nun die Masse variiert durchläuft man das Spektrum der ballistischen Koeffizienten. Ausgehend vom Trefferort kann nun mit einer vorher gewählten Kugelmasse und dem Geschwindigkeitsvektor "nach dem Stoß" die Ballistik des Splitters berechnet werden. Dieses Prozedere kann man für verschiedene Kugelmassen und damit für verschiedene ballistische Koeffizienten wiederholen. So erhält man geometrisch linear aufgefädelt die Orte und auch die Zeitpunkte des Aufschlags der Trümmer auf der Erde. Es muss

aber festgehalten werden, dass in der Realität die Trümmerschleppe eine "Breite" hat, die mit RAAB nicht abgeschätzt werden kann.

Wegen der Einfachheit des Modells RAAB gilt die weitere Einschränkung, dass die Trümmerschleppenrechnungen nur ohne Erdrotation ausführbar sind. Der Grund liegt darin, dass bei RAAB die Lufthülle nicht mit der Erde mitrotiert und daher leichte Trümmer nicht von den Luftmassen bezüglich der Erdrotation „mitgenommen“ werden können. Die Lufthülle ruht im Bezugssystem der Angriffsrakete.

Da die Trümmer durch einen Treffer in exoatmosphärischen Höhenbereichen entstehen und dabei mitunter auch beachtliche Geschwindigkeiten aufweisen können, ist bei deren Eindringen in die dichteren Atmosphärenschichten ein Verglühen gegebenenfalls möglich. In RAAB kann diesem Umstand dahingehend Rechnung getragen werden, dass die Kugel als Eisenkugel gerechnet wird (Eingabeoption). Das heißt, der Durchmesser wird über die Eisendichte und der aktuellen Kugelmasse bestimmt. Im Zuge der Berechnung der Ballistik wird die "Bremsenergie" der Kugel beim Durchfliegen der dichteren Atmosphärenschichten ermittelt. Ein Teil dieser Bremsenergie (in RAAB ein fixer Wert von 36%) wird zur Aufheizung der Kugel verwendet, der andere Teil wird an die Luft abgegeben. Das ist nur eine grobe Näherung. Weiters wird angenommen, dass wenn die Schmelztemperatur von Eisen erreicht wird, die "momentane überschüssige" Wärmeenergie etwas vom Eisen der Kugel schmilzt. Diese Eisenschmelze wird, so die weitere Annahme, vom starken Luftstrom "weggewischt", sodass die Kugel um diesen Massenanteil kleiner wird. Damit wird ein "Verglühen" in sehr einfacher und grober Weise simuliert. Auf Grund des Algorithmuses und der gemachten Annahmen ist die eher sichere Aussage die, dass, wenn mit RAAB ein Durchschlag eines Trummes zur Erdoberfläche erfolgt, dieses Ereignis auch mit hoher Wahrscheinlichkeit in der Realität passiert. Verglüht in RAAB ein Splitter in niederen Höhen, könnte es aber durchaus

in der Realität dennoch zu einem Durchschlag auf die Erdoberfläche kommen.

2.5 Verfügbare Flugkörper

Die folgenden Ausführungen dienen dem Überblick der in RAAB derzeit verfügbaren ballistischen Raketen und Abwehrraketen. Die Detaildaten zu diesen Flugkörpern finden sich in den von I. KOPPI für RAAB erstellten Schiesstafeln [12]. Alle Flugkörperbezeichnungen haben am Ende ein "(OE)". Damit wird angedeutet, dass zwar der Name der jeweiligen Rakete die Verbindung zum tatsächlichen Gerät herstellt, aber das OE die in der österreichischen Simulation mit RAAB modellbedingt gegebenen Vereinfachungen und Abweichungen von der Wirklichkeit anspricht.

2.5.1 Angriffsraketen

Es stehen zur Zeit 9 Systeme zur Verfügung die das Reichweitemspektrum von wenigen 100 *km* bis fast 16000 *km* abdecken. Die Tabelle 1 gibt einen Überblick.

Bezeichnung	max. Reichweite (km)	Antriebsart und Bauart
SCUD-B (OE)	320	1stufig, Flüssigtreibstoff, Integralflugkörper
AL-HUSSEIN (OE)	610	1stufig, Flüssigtreibstoff, Integralflugkörper
NO-DONG (OE)	1580	1stufig, Flüssigtreibstoff, mit RV
DF-21 (OE)	1880	2stufig, Festtreibstoff, mit RV
R14 (OE)	5320	1stufig, Flüssigtreibstoff, mit RV
TOPOL-M (OE)	11290	3stufig, Festtreibstoff, mit RV
DF-5 (OE)	11580	2stufig, Flüssigtreibstoff, mit RV
SS-18 (OE)	15040	2stufig, Flüssigtreibstoff, mit RV
DF-5A (OE)	15880	2stufig, Flüssigtreibstoff, mit RV

Tabelle 1: Maximale Reichweiten und "Bauart" der für das Modell RAAB bei ARWT/WFT derzeit verfügbaren ballistischen Angriffsraketen.

Integralflugkörper: Die ausgebrannte Antriebsstufe wird nicht abgetrennt

RV: Reentry Vehicle (= Wiedereintrittskörper)

Anmerkungen:

Die Rakete DF-5A (OE) ist nicht an die tatsächlich existierende chinesische DF-5A angelehnt, sondern aus einer DF-5 (OE) durch Verkleinerung des Wiedereintrittskörpers hervorgegangen, um ein System mit sehr großer Reichweite verfügbar zu haben!

Die in Tabelle 1 angeführten maximalen Reichweiten wurden mit RAAB berechnet und entsprechen im Wesentlichen den realen Werten.

Die jeweiligen Wiedereintrittskörper werden als konische, nicht steuerbare Körper modelliert. Die Abhängigkeiten der Schussweite, des Apogäums (= erdfernster Punkt der Flugbahn) und der Flugzeit vom Programmwinkel (= Winkel unter dem die Rakete zu Brennschluss fliegt) zeigen die Abbildungen 1 bis 3.

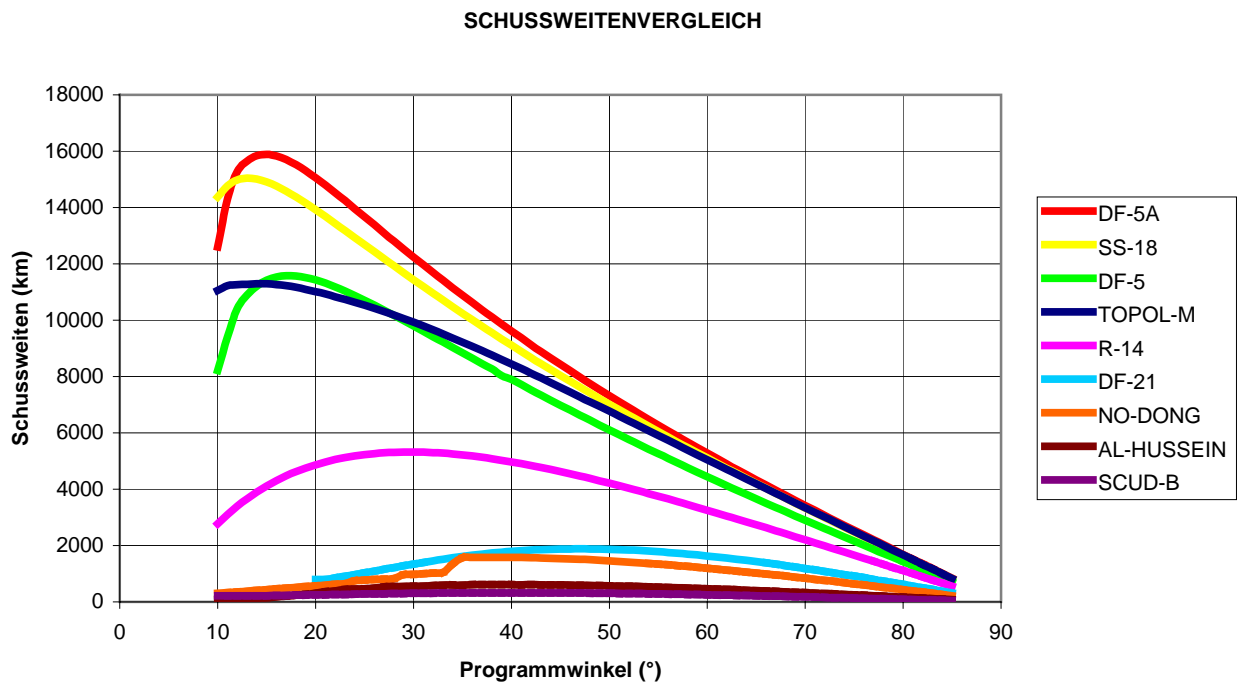


Abb. 1: Schussweiten der Angriffsraketen in RAAB

Der stufige Verlauf für die NO-DONG (OE) im Bereich 20° bis ca. 35° kommt daher, dass die Rakete in der Modellierung bei RAAB gegen Brennschluss aerodynamisch instabil wird. Die dadurch verursachten Pendelungen erhöhen den Luftwiderstand, was letztlich zu Reichweitereinbußen und dieser "Stufigkeit" im Diagramm führt. Bei allen Systemen größerer Reichweite als die der NO-DONG (OE) wird definitiv eine aerodynamische Stabilität in RAAB sichergestellt. Für die Berechnungen mit RAAB ist ferner zu beachten, dass bei Schussweiten die kleiner als die Maximalschussweiten sind (Regelfall) stets bis auf drei Ausnahmen die "obere Winkelgruppe", d.h. die überhöhte Flugbahn verwendet wird. Außerdem werden alle Schüsse unter der Bedingung gerechnet, dass die Antriebsstufen komplett ausbrennen. Ein vorzeitiger

Brennschluss bei Flüssigtreibstoffraketen ist prinzipiell möglich und wird hier nur in einem einzigen Szenario (Russland gegen Europa) angewendet.

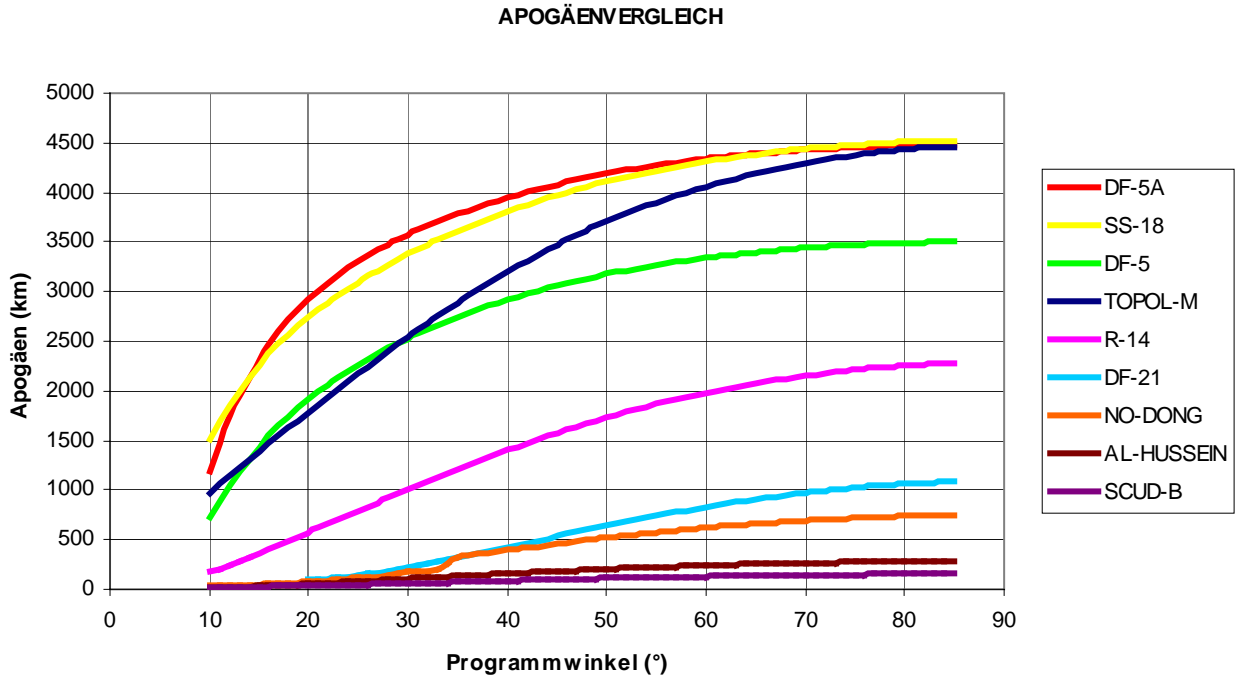


Abb. 2: Apogäen der Angriffsraketen in RAAB

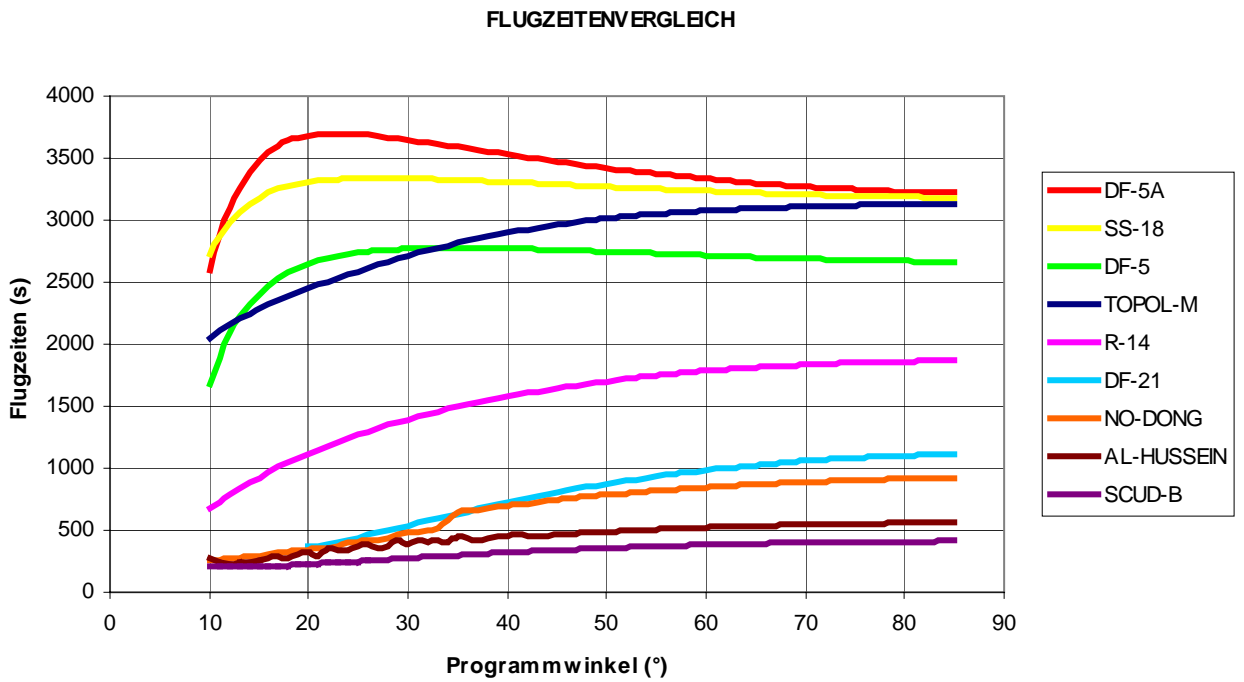


Abb. 3: Flugzeitenvergleich

Neben der NO-DONG (OE) (Stufigkeit) zeigt beim Flugzeitenvergleich auch die AL-HUSSEIN (OE) im Winkelbereich von 10° bis ca. 45° eine "Welligkeit". Diese "Welligkeit" in den Flugzeiten kommt von den von Winkel zu Winkel verschieden stark ausfallenden "Torkelbewegungen" bzw. den Flugkörperbrüchen beim Wiedereintritt in die dichteren Atmosphärenschichten. Die "Torkelbewegungen" bewirken kurzzeitig starke induzierte Luftwiderstände und damit entsprechende Abbremsungen, woraus die "Welligkeit" in den Flugzeiten erklärbar ist.

Anmerkung:

Zur Gewinnung eines raschen Überblicks über eine kinematische Schusssituation kann man wie folgt vorgehen: Vorgegeben sei eine Schussdistanz. Damit wird in Abbildung 1 eine geeignete Rakete gewählt und der zugehörige Programmwinkel abgelesen. Mit diesem Programmwinkel kann dann aus Abbildung 2 das Apogäum und aus Abbildung 3 die Flugzeit angegeben werden.

Nicht alle Raketen werden für die Untersuchungen in diesem Bericht verwendet. Es wird mit den Systemen DF-5A (OE), SS-18 (OE), DF-5 (OE), TOPOL-M (OE), R-14 (OE) R-14/K (OE) (mit verkürzter Brennzeit) und DF-21 (OE) gerechnet.

2.5.2 Abwehrraketen

An Abwehrraketen stehen in RAAB zur Verfügung GBI, GBI2, EXOGUARD, SM3, DF-21/KV, ARROW-2, THAAD und PATRIOT PAC3.

Anmerkung:

Die Beschreibungen von THAAD und PATRIOT PAC3 finden sich in [1].

2.5.2.1 Ground Based Interceptor (GBI)

Alle Informationen entstammen dem Internet und zwar aus [9], [13], [14], [15] und [16]. Der GBI besitzt einen dreistufigen Feststoffbooster. Daher

hier auch als GBI3 bezeichnet. Für RAAB wird nach [13] der Booster der Firma OSC (Orbital Sciences Corporation) mit der Bezeichnung OBV (Orbital Boost Vehicle) Jahr 2004, festgelegt. Es handelt sich daher im Wesentlichen um die oberen drei Stufen der zivilen TAURUS XL Rakete. Nach den Internetquellen [13] und [14] besteht somit der Booster aus:

Stufe	Bezeichnung	Schub (<i>kN</i>)	Brennzeit (<i>s</i>)	Masse ges. (<i>kg</i>)	Treibstoff	Treibst.masse (<i>kg</i>)
1	Orion50SXLG	620.50	64.3	17157	HTPB	14275
2	Orion-50XL	160.10	70.1	4314	HTPB	4015
3	Orion-38	34.31	63.8	893	HTPB	783

Tabelle 2: Boosterdaten für den GBI

Die Schubwerte sind Vakuumwerte. Es wird angenommen, dass die Stufen 2 und 3 praktisch unter Vakuumbedingungen arbeiten. Für Stufe 1 ist das Verhältnis Vakuumschub zu Schub in Bodennähe ca. 0.906. Daher wird für den Schub von Stufe 1 ein Wert von 562 *kN* eingesetzt. Nach [9] beträgt die Masse des Kill Vehicle ca. 63 *kg*. Werden noch für die ballistische Haube ca. 73 *kg* veranschlagt ergibt sich eine Startmasse von rund 22500 *kg*. Die gesamte Brenndauer beträgt 198.2 Sekunden, die Gesamtlänge ca. 18.8 *m* (inklusive einer Annahme für die ballistische Haube). Für die Steuerung des Kill Vehicle mittels Querschubsteueranlage wird in [16] eine Treibstoffmenge (Monomethylhydrazin und Distickstofftetroxid) von 9 -14 *kg* angegeben. Für RAAB werden 14 *kg* gewählt.

Die Lenkung erfolgt mit einer Proportionalnavigation für die in RAAB festgelegt wird:

Reduzierte Proportionalkonstante $K = 5$ bis 115 Sekunden; danach $K = 35$

Data Link-Beginn: 30 Sekunden

Data Link-Intervall modellbedingt: 1 Sekunde

Konstante für aktive Dämpfung: -0.25

Dauer der elektrischen Energieversorgung (des KV's): 600 Sekunden

KV-Quereschleunigungsvermögen: $\Delta v = 817 \text{ m / s}$

Schwellwert für IR-Detektion des KV-Sensors: $NEI = 0.13 \cdot 10^{-8} \text{ W / m}^2$

Mit RAAB ergeben sich Brennschlussgeschwindigkeiten von ca. 7.8 km/s bis ca. 9.0 km/s. Es kann sich dabei nicht um einen festen Zahlenwert handeln, da die Brennschlussgeschwindigkeit vom Flugweg durch die unteren Atmosphärenschichten abhängt und von der Anzahl und Stärke eventueller Kursänderungen.

2.5.2.2 GBI2

Nach US-Quellen wie z.B. [17] sollen in Polen zweistufige GBI's verwendet werden, die im Wesentlichen durch das Weglassen der dritten Stufe des derzeit in den USA installierten GBI-Typs hervorgehen. Diese Vorgangsweise erscheint sinnvoll, da die Kosten und technischen Risiken der Entwicklung eines neuen zweistufigen GBI höher zu veranschlagen sind als die Modifikation eines bestehenden Systems. Für die Modellierung in RAAB ergeben sich folgende Änderungen für den GBI2 gegenüber dem GBI:

Startmasse: 21607 kg

Brenndauer: 134,4 Sekunden

Reduzierte Proportionalkonstante $K = 5$ bis 90 Sekunden; danach $K = 35$

Konstante für aktive Dämpfung: -0.75

Die aerodynamischen Beiwerte die in der Antriebsphase wirksam sind, werden ebenfalls mit PRODAS neu berechnet. Das Kill Vehicle bleibt unverändert. Mit RAAB ergeben sich Brennschlussgeschwindigkeiten im Bereich von ca. 7.0 km/s bis 7.8 km/s.

2.5.2.3 EXOGUARD

Im Rahmen der ersten internationalen Missile Defense Conference wurde durch die Firma EADS Launch Vehicles ein Vorschlag zu einem europäischen Abwehrflugkörper mit der Bezeichnung EXOGUARD vorgestellt [18]. Entsprechend diesen Daten wird der zweistufige Feststoff-Flugkörper modelliert.

Stufe	Schub (kN)	Brennzeit (s)	Masse ges. (kg)	Masse Treibstoff (kg)	Spez. Impuls (s)
1	583.0	45.0	11200	9800	273
2	82.1	30.0	1090	910	276

Tabelle 3: Boosterdaten für den EXOGUARD

Anmerkung:

Der sogenannte Spezifische Impuls I_s in der Einheit Sekunden ergibt sich, wenn die für jeden Raketentreibstoff charakteristische Geschwindigkeit des abströmenden Gases v_G durch die

Schwerebeschleunigung $g = 9,81 m/s^2$ dividiert wird. $I_s = \frac{v_G}{g}$

Die Masse des Kill Vehicles beträgt nach [18] 140 kg. Nach [19] wird für die Querschubsteuerung angenommen: Für 25 Sekunden kann ein Schub von 6.6 kN geliefert werden. Es ist hierorts nicht restlos klar ob diese Werte auch tatsächlich für das Kill Vehicle des EXOGUARD gelten. Mit diesen Werten und einem Spezifischen Impuls von ca. 330 Sekunden (Vakuum) ergibt sich die verfügbare Treibstoffmasse (Hydrazin) mit ca. 50 kg. Mangels Daten wird für den IR-Sensor von EXOGUARD der gleiche Sensor wie er für die Simulation des GBI verwendet wird, eingesetzt.

Somit folgen die Eckdaten für die Simulation in RAAB mit:

Startmasse: 12500 kg

Brenndauer: 75 Sekunden

Reduzierte Proportionalkonstante $K = 10$ bis 50 Sekunden; danach
 $K = 30$

Konstante für aktive Dämpfung: -0.5

Dauer der elektrischen Energieversorgung (des KV's): 600 Sekunden

KV-Querbeschleunigungsvermögen: $\Delta v = 1436 m / s$

Mit RAAB ergeben sich Brennschlussgeschwindigkeiten von ca. 5.2 km/s bis ca. 5.9 km/s.

2.5.2.4 SM3

Das für RAAB verfügbare Modell der SM3 (Standard Missile 3, Flugkörper zur Raketenabwehr der US-Kriegsmarine an Bord der Aegisschiffe) ist nur sehr grob und abgestützt auf Internetdaten [20], [21], [22] und [23] sowie auf einer früheren Veröffentlichung von Professor Dr Hans Mark [24] bezüglich einer zukünftigen SM3 – Version (SM3-IIB). Es wird eine dreistufige Feststoffrakete gerechnet. Die, je nach Begegnungsgeometrie und Kinematik aktivierbare zweite Brennphase der dritten Raketenstufe ist in RAAB nicht abgebildet. Alle Stufen arbeiten mit einem Spezifischen Impuls von 285 Sekunden.

Stufe	Schub (kN)	Brennzeit (s)	Masse ges. (kg)	Masse Treibstoff (kg)
1	160.0	8.0	700	457
2	52.08	20.0	500	372
3	7.0	30.0	110	75

Tabelle 4: Boosterdaten für SM3

Der Wirkkörper LEAP (Light ExoAtmospheric Projectil) wird mit insgesamt 5 kg Gesamtmasse und davon 1,5 kg Hydrazin angesetzt. Mangels hierorts verfügbarer Daten wird für den IR-Sensor des LEAP der gleiche Sensor wie für die Simulation des GBI verwendet.

Somit folgen die Eckdaten für die Simulation in RAAB mit:

Startmasse: 1315 kg

Brenndauer: 58 Sekunden

Reduzierte Proportionalkonstante $K = 25$ bis 30 Sekunden; danach $K = 20$

Konstante für aktive Dämpfung: -0.5

Dauer der elektrischen Energieversorgung (des LEAP): 600 Sekunden

Querschleunigungsvermögen des LEAP: $\Delta v = 1159 \text{ m/s}$

Mit RAAB ergeben sich Brennschlussgeschwindigkeiten von maximal 5.7 km/s ohne Lenkung; mit Lenkung ca. 3.1 km/s bis ca. 5.4 km/s.

2.5.2.5 DF-21

Diese Bezeichnung steht für eine zweistufige chinesische ballistische Feststoffrakete mittlerer Reichweite. Als solche wurde sie auch für RAAB unter der Bezeichnung DF-21 (OE) bereits modelliert. Im Zusammenhang mit der Zerstörung des chinesischen Satelliten Fengyun-1C wird in [25]

berichtet, dass eine mit einem Kill Vehicle modifizierte/ausgestattete DF-21 diesen Abschuss bewerkstelligt hat. Die Auslegung der Antriebsteile erfolgt nach den Angaben in [25] und [26] zu:

Stufe	Schub (kN)	Brennzeit (s)	Masse ges. (kg)	Masse Treibstoff (kg)
1	1058.0	18.0	10389	8830
2	377.0	18.0	3706	3150

Tabelle 5: Boosterdaten für die DF-21 (OE)

Der Wiedereintrittskörper der DF-21 hat nach z.B. [26] 600 kg. Nach einigen Versuchen mit RAAB musste festgestellt werden, dass ein Kill Vehicle mit 600 kg schwer vorstellbar ist, da zu dessen Manövrierung eine vergleichsweise enorme Menge an Treibstoff für die Querschubsteueranlage mitgeführt werden müsste. In Analogie zu den Kill Vehicle von GBI und EXOGUARD wird als günstig eine Gesamtmasse des Kill Vehicles von 200 kg und 94 kg Treibstoff ermittelt. Damit ergibt sich:

Startmasse: 14400 kg

Brenndauer: 36 Sekunden

Reduzierte Proportionalkonstante $K = 5$ bis 30 Sekunden; danach $K = 35$

Konstante für aktive Dämpfung: -0.75

Dauer der elektrischen Energieversorgung (des KV's): 600 Sekunden

KV-Querbeschleunigungsvermögen: $\Delta v = 2063 m / s$

Es wird wieder der gleiche Sensor im Kill Vehicle verwendet wie beim GBI. Mit RAAB ergibt sich eine Brennschlussgeschwindigkeit von ca. 4.0 km/s bis ca. 4.6 km/s. Die Bezeichnung der DF-21 Abwehrrakete in RAAB lautet DF-21/KV.

2.5.2.6 ARROW-2

Der israelische Abwehrflugkörper besteht nach Jane's [27] aus einem zweistufigen Booster und einem Kill Vehicle. Es sind nur sehr wenige offene Daten verfügbar, sodass die Auslegung der ARROW-2 für RAAB auch auf Analogieschlüsse zu anderen Abwehrflugkörpern, speziell EXOGUARD, aufgebaut ist. Die erste Antriebsstufe ist relativ stark ausgelegt und bildet den eigentlichen Booster. Für hochfliegende Ziele (TBMs) erfolgt die Zündung der zweiten Stufe nicht unmittelbar nach Brennschluss der ersten Stufe sondern erst zu einem späteren Zeitpunkt. Die Brenndauer der zweiten Stufe entspricht dann etwa der Zeitspanne die noch bis zum erwarteten Treffer vergehen wird. Beide Stufen arbeiten mit Schubvektorsteuerung. Das Kill Vehicle hat zwar aerodynamische Steuerflügel die jedoch in den großen Höhen, in denen TBMs abgefangen werden sollen, nicht mehr wirksam sind. (Anmerkung: Die ARROW-2 ist auch dazu ausgelegt tiefer fliegende Marschflugkörper zu bekämpfen.) Im Gegensatz zu den bisher beschriebenen Bauarten von Kill Vehicles die mit einer Querschubsteueranlage ausgerüstet sind erfolgt der Zielendanflug bei der ARROW-2 mit Schubvektorsteuerung. Daher muss die Zündung der zweiten Stufe, je nach Abfangkinematik, eventuell verzögert erfolgen.

Entsprechend den wenigen Daten von Jane's [27] ergibt die Auslegung der Antriebsteile:

Stufe	Schub (kN)	Brennzeit (s)	Masse ges. (kg)	Masse Treibstoff (kg)
1	235.0	20.14	2000	1768
2	19.2	12.0	100	85.1

Tabelle 6: Boosterdaten für die ARROW-2 (OE)

Die Masse des Kill Vehicles wird mit 400 *kg* gerechnet. Es enthält unter anderem ein Annäherungszündersystem sowie einen Gefechtskopf mit richtbarer Wirkung. Damit sollen Zielablagen von bis zu 50 *m* „überbrückt“ werden [28]. Für die Modellierung in RAAB gilt ferner:

Startmasse: 2500 *kg*

Brenndauer: 32.14 Sekunden

Reduzierte Proportionalkonstante $K = 120$ bis 20.14 Sekunden; danach $K = 140$

Konstante für aktive Dämpfung: -0.75 bis 20.14 Sekunden, danach -2.5

Dauer der elektrischen Energieversorgung (des KV's): 300 Sekunden

Es wird, mangels besserer Daten, wieder der gleiche Sensor im Kill Vehicle verwendet wie beim GBI.

Mit RAAB ergeben sich folgende Brennschlussgeschwindigkeiten:

- wenn die 2.Stufe unmittelbar an die 1.Stufe anschließt sind 2.56 *km/s* erreichbar.
- bei verzögertem Zünden der 2.Stufe liegen die maximalen Geschwindigkeiten (das sind dann die Brennschlussgeschwindigkeiten der 1.Stufe) zwischen 1.8 *km/s* bis 2.2 *km/s* da während der antriebslosen Zeit vor dem Zünden der 2.Stufe die Geschwindigkeit wieder abnimmt.

Die Berechnungen mit RAAB liefern maximale Trefferhöhen von knapp über 60 *km* gegen DF-21 (OE).

3. Satellitenabwehr

Die beiden hier kurz diskutierten Satellitenabschüsse werden mit RAAB zum Zweck der Programmverifikation und zur Gewinnung eines einfachen Beurteilungsmaßes für erfolgreiche Treffer nachgerechnet.

3.1 Der Abschuss von Fengyun-1C

Der chinesische Wettersatellit Fengyun-1C wurde am 10. Mai 1999 gestartet [25]. Am 11. Jänner 2007 um 22:26 GMT wurde er dann von einer chinesischen Antisatellitenwaffe abgeschossen. Der Abschuss hinterließ nach [29] ca. 100.000 Trümmer. Die NASA vermutet, dass davon mehr als 2600 Trümmer größer als ca. 10 *cm* sind. Ferner wird berichtet [25], dass einige Trümmer durch die Wucht des Treffers in relativ hohe Orbits katapultiert wurden und damit über längere Zeit eine Gefahr für die Raumfahrt in diesem Orbitbereich darstellen. Da chinesische Quellen hierorts nicht zur Verfügung stehen sind nur folgende weitere Daten über den unmittelbaren Abschuss ableitbar [25], [30]:

Satellitenmasse: 880 *kg*

Trefferhöhe: 856 *km*

Der Abschuss erfolgte mit einer offensichtlich modifizierten DF-21.

Flugzeit der Abfangrakete: ca. 450 Sekunden

Trefferdistanz zum Startgebiet der DF-21: ca. 700 *km*

Geschwindigkeit des Kill Vehicle zum Zeitpunkt des Treffers: ca. 1800 *m/s*

Zur Begegnungsgeometrie gibt es verschiedene Angaben [30], [31]. Für RAAB wird eine relativ frontale Begegnung angenommen, das heißt der Satellit wird mit nur 200 *km* seitlich an der Feuerstellung vorbeifliegend festgelegt, da ein Direktüberflug eher unwahrscheinlich ist. Unter diesen Bedingungen ergibt sich mit RAAB, wenn die Auswahl möglicher kinematischer Treffer an Hand der Flugzeit erfolgt:

Flugzeit der DF-21/KV, genauer DF-21 (OE)/Kill Vehicle: 450 Sekunden
Horizontaldistanz zwischen Startgebiet und Trefferort: 797 km
Geschwindigkeit Satellit: 7429 m/s
Geschwindigkeit Kill Vehicle: 2147 m/s
Treffwinkel: 161° (180° wäre direkt frontal)
Das ergibt eine Relativgeschwindigkeit von 9485 m/s.
Maximale mögliche Trefferenergie ("Deformationsenergie" des unelastischen Stoßes): 4940 MJ

Es muss festgehalten werden, dass die als Vorgaben angeführten Daten speziell nach [25] eventuell selbst Resultate von einem mit 3 Freiheitsgraden arbeitenden, möglicherweise einfacheren amerikanischen Modell stammen. RAAB würde damit im Allgemeinen das US-Modell bestätigen. Der Satellitenabschuss könnte aber unter diesen Rahmenbedingungen tatsächlich so oder so ähnlich stattgefunden haben. Abbildung 4 zeigt einen simplen RAAB-Grafik-Vertikalschnitt.

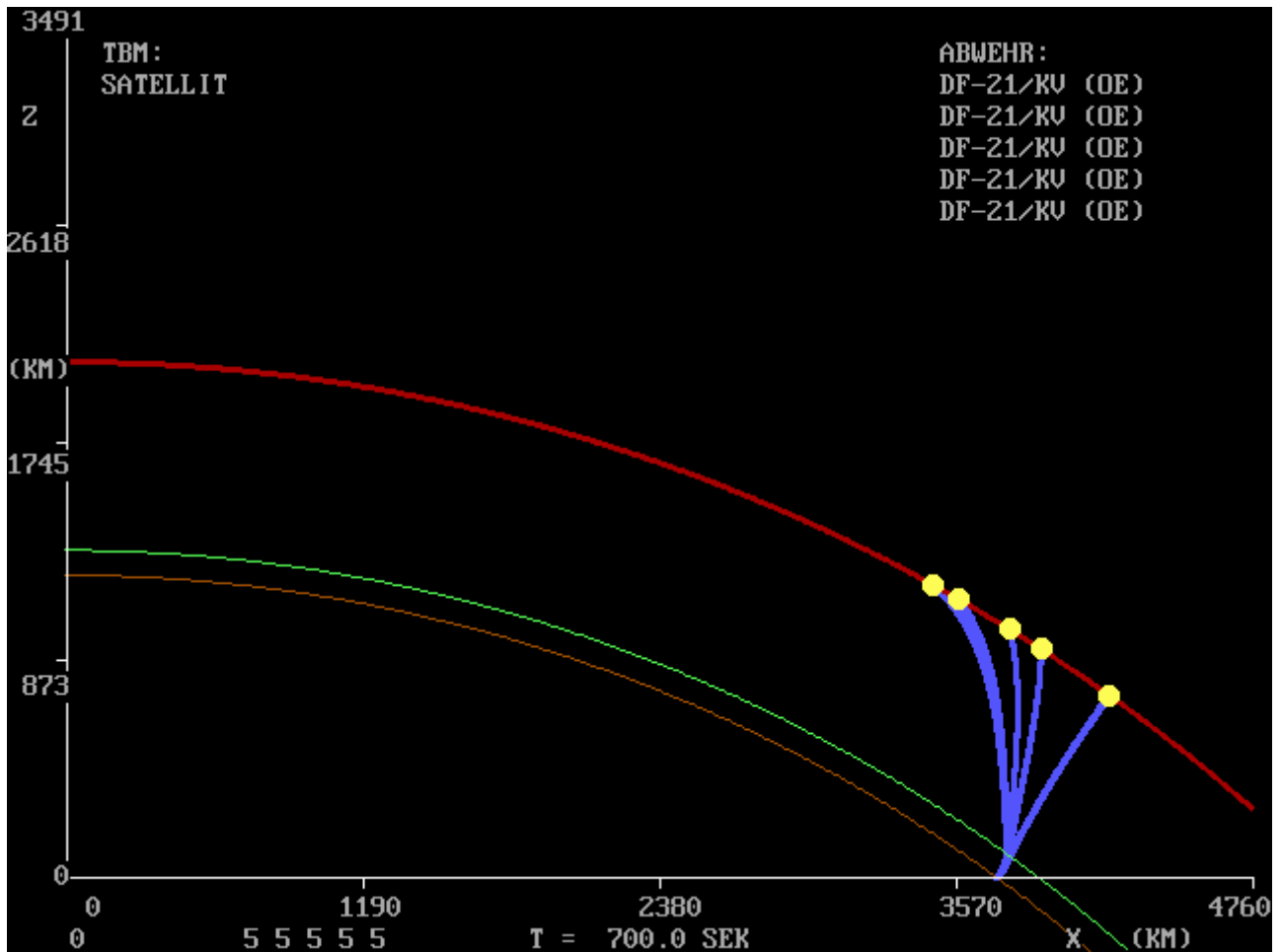


Abb. 4: Mögliche Flugbahnen zum Abschuss von Fengyun-1C mit RAAB gerechnet.

Es bedeuten:

- Braun: Erdoberfläche
- Grün: Atmosphärengrenze bei 100 km Höhe
- Rot: Satellitenflugbahn; Bewegungsrichtung von links nach rechts
- Blau: Mögliche Flugbahnen von Abfangraketen DF-21/KV
- Gelb: Zu den Flugbahnen gehörige Trefferorte

Aus Abbildung 4 sind mögliche Flugbahnen von Abfangraketen DF-21/KV ersichtlich und zwar so, dass die erste Flugbahn (ganz links) den Beginn des Schießfensters (zu Schießfenster siehe Kapitel 3.2) und die fünfte

Flugbahn (ganz rechts) das Ende des Schießfensters markieren. Der vorhin angegebene Schussfall liegt zwischen der ersten und der zweiten Flugbahn von links in Abbildung 4.

Anmerkung:

Diese zweite Flugbahn liegt sehr knapp an der ersten Flugbahn und ist schwer von dieser zu unterscheiden.

Auf Grund der hohen Satellitengeschwindigkeit von 7429 *m/s* und der Brennschlussgeschwindigkeit der DF-21/KV von 4000-4600 *m/s* sind kinematisch nur frontale bis schräg frontale Anflüge möglich.

3.2 Der Abschuss von USA-193

3.2.1 Allgemeine Informationen

Am 14.12.2006 wurde von Vandenberg aus der amerikanische Aufklärungssatellit mit der Bezeichnung USA-193 mit einer Delta 2 Rakete in eine Erdumlaufbahn im Höhenintervall 351 *km* - 367 *km* geschossen [32]. Der Start und das "Einparken" in die Umlaufbahn verlief problemlos, dann aber scheint die Entfaltung des Sonnensegels zur Energieversorgung versagt zu haben [32]. Ohne elektrische Energie gibt es weder Steuerung noch Kommunikation noch Temperaturregelung. Der Satellit fiel komplett aus und wurde daher am 21.02.2008 um 03:26 GMT von einer für diesen Einsatz modifizierten SM3-Rakete abgeschossen. Die Notwendigkeit des Abschusses bestand nach US-Angaben darin, dass es beim für Anfang März 2008 zu erwartenden Absturz von USA-193 möglich gewesen wäre, dass Teile des Satelliten, darunter der Hydrazintank, nicht verglüht wären sondern auf der Erdoberfläche aufgeschlagen hätten. Das sollte der Giftigkeit des Hydrazins wegen verhindert werden. Die SM3-Rakete wurde vom US-Lenkwaffenkreuzer USS "Lake Erie" westlich von Hawaii [33] abgefeuert. Genaue Informationen über die Art der SM3-Modifikation sind hierorts nicht bekannt. Es könnte sich um einen experimentell aufgebauten Vorgriff auf eine künftige Version der SM3 handeln mit dabei geplanten Verbesserungen im Suchkopf und dem Prozessor [34]. Damit wäre vielleicht die Bedingung nicht nur generell

einen Treffer am Satelliten zu erzielen, sondern speziell den Tank zu treffen, technisch realisierbar. Die Eckdaten vor dem Abschuss waren nun:

Satellitenmasse: 2270 kg [32]

davon sind vermutlich ca. 454 kg wahrscheinlich gefrorenes Hydrazin (wegen fehlender Temperaturregelung) als Treibstoff für die Lagekorrekturen. Hydrazin hat einen Schmelzpunkt von $2^{\circ}\text{C} \hat{=} 275\text{ K}$ [35], die Gleichgewichtstemperatur für eine Kugel im Abstand der Erde von der Sonne beträgt nach 2.3.1 zwar ca. 279 K. Sollte der Tank jedoch auf der sonnenabgewandten Seite liegen ist mit deutlich tieferen Temperaturen zu rechnen.

Trefferhöhe: 247 km [32]

Satellitengeschwindigkeit: ca. 7800 m/s [33]

Über den Abschuss wird berichtet:

- Auf den Sensoren sind ein "Feuerball" (Hitzezone) und eine Dampfwolke erkennbar [29]. Daraus und aus Spektralmessungen wird seitens des Pentagons abgeleitet, dass mit hoher Wahrscheinlichkeit doch auch der Tank getroffen wurde und das Hydrazin ausgetreten ist (Dampfwolke) [36].
- Amateurbeobachter an der kanadischen Westküste berichten von ca. 2 Dutzend Leuchtspuren zur fraglichen Zeit am fraglichen Ort [37].
- Die durch den Treffer produzierten Trümmer sollen alle kleiner als der Durchmesser eines Fußballes sein [29].
- Das zeitliche Schießfenster hat nur ca. 10 Sekunden [38] betragen.

3.2.2 Resultate mit Modell RAAB

Aus der Trefferhöhe von 247 km ergibt sich nun eine Satellitengeschwindigkeit von etwa 7760 m/s. Berechnet werden die

zeitlichen Schießfenster in Abhängigkeit von der Seitenvorbeiflugdistanz bezüglich der USS "Lake Erie". Die Ergebnisse sind aus Tabelle 7 ersichtlich.

Anmerkung:

Unter einem Schießfenster wird in diesem Bericht jene Zeitspanne (zeitliches Schießfenster) verstanden während der ein Abwehrflugkörper gestartet werden kann und der dann auch trifft. Beim zeitlichen Schießfenster ist es so, dass ein Treffer nur zwischen der Zeit t_1 und der Zeit t_2 (bezogen auf den Simulationsbeginn) möglich ist. Die Zeitspanne $t_2 - t_1$ wird dann als das (zeitliche) Schießfenster bezeichnet.

Seitendistanz (km)	Schießfenster (s)	$E_{Treffer\ max}$ (MJ)	Subschießfenster E_{max} (s)
0	~ 590	~ 310	~ 20
100	~ 580	~ 260	~ 10
200	~ 530	kaM	-
400	~ 290	kaM	-
600	Kein Treffer	-	-

Tabelle 7: Schießfensterresultate für den Abschuss von USA-193 durch eine SM3 gerechnet mit RAAB.

kaM ... kein asgeprägtes Maximum

Die Ergebnisse nach Tabelle 7 scheinen plausibel. Das Interessante an den Resultaten mit RAAB ist nun, dass generell zu Beginn des Schießfensters die Trefferenergie ein leichtes Maximum zeigt und mit Zunahme des Schießfensters, dh. man feuert die SM3 etwas später ab, eine Reduktion der Trefferenergie (der Deformationsenergie im Zuge des unelastischen Stoßes) zu beobachten ist. Die Ursache liegt in den verschiedenen Flugphasen. Nach dem Abfeuern der SM3 steigt diese

zuerst gerade auf um rasch die dichteren Atmosphärenschichten zu überwinden. Dann erfolgt das Einschwenken auf das, hier relativ tief fliegende, Ziel. Je näher sich das Ziel zum Zeitpunkt der Abfeuerung der SM3 an der Feuerstellung (hier die „Lake Erie“) befindet, desto enger muss die SM3 „Einkurven“ um den Satelliten zu treffen. Dabei gibt es trotz sehr geringer Luftdichte Verluste durch induzierten Luftwiderstand über die für den Kurvenflug notwendigen Anstellwinkel, sodass die Trefferenergie dadurch leicht sinkt. Die Flugbahn der SM3 trifft dabei aus frontal schräg oben auf die Bahn des Satelliten. Im Nahbereich der Feuerstellung („Lake Erie“) gibt es aber für eine kurze Zeit innerhalb des Schießfensters die Möglichkeit direkt ohne viele Kurven das Ziel anzufliegen. In dieser kurzen Zeitspanne erhält man für die Seitendistanzen 0 und 100 km ein ausgeprägtes absolutes Trefferenergiemaximum. Es wird daher hierorts vermutet, dass genau dieses 10 – 20 Sekunden dauernde „Subschießfenster“ (siehe letzte Spalte in Tabelle 7) ausgenützt worden ist. Gemäß [38] soll das Schießfenster nur 10 Sekunden betragen haben.

3.2.3 "Energiedichte"-Schätzung für "hit to kill"

An Hand der Simulationsergebnisse mit RAAB bezüglich des Abschusses von USA-193 und der in [29] angeführten Tatsache, dass nach dem Treffer nur mehr Trümmer vorhanden waren die kleiner als ein Fußball sind, und den Resultaten mit RAAB hinsichtlich der Zerstörung des Fengyun-1C soll ein Maß für die erforderliche Energie zur Vernichtung eines Satelliten bzw. des Wiedereintrittskörpers einer ICBM abgeleitet werden.

Nach Tabelle 7 wird für den Abschuss des Satelliten USA-193 eine maximale Trefferenergie von ~ 305 MJ angesetzt. Nach Kapitel 3.1 beträgt die Deformationsenergie beim Abschuss des Fengyun-1C Satelliten ~ 4940 MJ. Dieser große Unterschied ist dadurch erklärbar, dass das Kill Vehicle der DF-21 mit über 100 kg, das LEAP der SM3 aber mit nur ~ 3,5 kg (stets ohne Hydrazin gerechnet) zu Buche schlägt.

Entscheidend ist nun der Bezug der jeweiligen Deformationsenergien auf die zu zerstörenden Massen (Satellitenmasse plus Masse des Kill Vehicles). Damit erhält man die „Energiedichten“ bei den Treffern zu:

DF-21 / Fengyun-1C: 4,94 MJ/kg
SM3 / USA-193: 0,13 MJ/kg

Die Trümmer von USA-193 sollen kleiner als ein Fußball (ca 25 cm – 30 cm) sein und von den Trümmern des Fengyun-1C wird berichtet, dass nur 2,6% der Teile größer als 10 cm seien. Die Simulation des Abschusses des Fengyun-1C ist, wegen der hierorts geringen Information zur DF-21, unsicherer als die Rechnungen zum Abschuss von USA-193.

Daher wird aus den beiden angeführten „Energiedichten“ ein Wert mit

$$\varphi_E \approx 1MJ / kg$$

als Richtwert für eine hinreichende Zerstörung eines Wiedereintrittskörpers bei den Berechnungen mit RAAB angesetzt.

Damit ergibt sich ein Killkriterium bezogen auf eine ausreichende Zielkörperzerstörung zu:

$$KILL = \frac{E_{Treff}}{\varphi_E M_{ges}} 100 \quad (\%) \quad (6)$$

mit

E_{Treff} Verfügbare Deformationsenergie aus dem unelastischen Stoß. Es wird angenommen, dass kein Sprengstoff etc. an Bord des Wiedereintrittskörpers ist und daher keine zusätzlichen Energiequellen zur Zielzerstörung verfügbar sind. Es wird ferner in RAAB nicht mit der Resthydrazinmenge im Kill Vehicle gerechnet die gegebenenfalls auch explodieren könnte.

$$\varphi_E = 1 MJ / kg$$

M_{ges} Gesamtmasse aus Wiedereintrittskörper und Kill Vehicle.

KILL besagt, dass rein hypothetisch so viele Prozente als KILL angibt von den beiden Körpern (Wiedereintrittskörper und Kill Vehicle) in Trümmer kleiner als ein Fußball zerstört werden würden. $KILL > 100\%$ bedeutet dann eben das Vorhandensein von mehr energetischen Reserven und die Aussage, dass als Konsequenz des vorliegenden Ansatzes mit hoher Wahrscheinlichkeit die durchschnittliche Trümmergröße die typische Fußballdimension nicht übersteigt.

Gleichung 6 auf den Abschuss des chinesischen Fengyun-1C angewendet ergibt bei einer Kill Vehicle Restmasse von ca. 125 kg ein $KILL = 492\%$. Der Satellit müsste mehr als hinreichend zerstört sein, was letztlich die Beobachtungen der Trümmer bestätigen [25].

4. Die geplante Radarstellung für Brdy (CZ)

4.1 Auslegung der Radarstation

Ausgehend von offenen Quellen wird versucht das für Brdy in der Tschechischen Republik vorgesehene X-Band Radar als GBR (Ground Based Radar) im Rahmen der geplanten US Raketenabwehrstation für Europa zu beurteilen.

Folgende Daten sind bisher bekannt gegeben worden [39]:

Es handelt sich um ein

- X-Band Radar. Das X-Band Intervall liegt zwischen 7-12.5 GHz. Als Bezugsfrequenz wird 9.5 GHz angesetzt.
- Damit ergibt sich eine Wellenlänge $\lambda = 3.2 \text{ cm}$
- Die Anlage ist ein Phased Array Radar mit $T = 81000$ Sende- und Empfangsbausteinen
- Die Effektive Antennenfläche beträgt $A_{eff} = 123 \text{ m}^2$.
- Angeblich werden mit den 81000 Elementen nicht alle möglichen Sende- und Empfangsbausteine eingebaut die geometrisch möglich wären. Es wird von einer Ausdünnung $F_D = 5$ geschrieben. Das heißt insgesamt wären theoretisch 405000 Bausteine möglich.
- Die gesamte mittlere Sendeleistung beträgt $P_M = 170 \text{ kW}$.
- Das Leistungsaperturprodukt ist kleiner $4 \cdot 10^6 \text{ W m}^2$

Ferner wird eine Rauschäquivalenttemperatur von 500 K angenommen.

Damit erfolgen die weiteren Abschätzungen:

Prüfung der Effektiven Antennenfläche

Die Effektive Antennenfläche erhält man mit einer Faustformel nach [40] zu:

$$A_{eff} = \frac{T_{ges} \lambda^2}{4} \approx 104 \text{ m}^2 \quad (7)$$

wobei

$$T_{ges} = T F_D$$

die Anzahl der prinzipiell maximal möglichen Sende- und Empfangsbausteine ist.

Dieser Wert stimmt nur sehr grob mit den angegebenen $123 m^2$ [39] überein. Es muss nun aber beachtet werden, dass eben nicht alle möglichen Sende- Empfangsmodule eingebaut sind. Demnach wird die Effektive Antennenfläche nur mit ca. 1/5 des angegebenen Wertes, nämlich

$$A_{eff} \cong 25 m^2$$

für die Berechnungen in RAAB verwendet.

Das Leistungsaperturprodukt liegt dabei mit $4.25 \cdot 10^6 W m^2$ etwas höher als es mit $< 4 \cdot 10^6 W m^2$ in der Literatur [39] angegeben wird. Aus den $A_{eff} \approx 104 m^2$ nach Gleichung 7 wäre das unter Beachtung der Ausdünnung adaptierte Leistungsaperturprodukt $3.5 \cdot 10^6 W m^2$.

Maximale Sendeleistung

Die mittlere Sendeleistung pro Modul ergibt sich zu

$$P_M = \frac{P_M}{T} = 2.1 W$$

Dieser Wert entspricht exakt der mittleren Sendeleistung eines Sende-Empfangsmoduls des ebenfalls im X-Band arbeitenden THAAD-Radars [41]. Daher wird angenommen, dass die Anlage in Brdy mit genau den gleichen Sende- Empfangsmodulen bestückt ist wie sie für das THAAD-Radar verwendet werden. Für einen derartigen Baustein werden

$p_s = 10W$ Spitzenleistung ausgewiesen [41]. Damit würde sich die maximale Sendeleistung P_s der Anlage in Brdy zu

$$P_s = 0.81 MW$$

ergeben.

Antennenverstärkung

Die Antennenverstärkung G erhält man mit [40] zu

$$G = \frac{4 \pi A_{eff}}{\lambda^2} \quad (8)$$

und damit dem Wert

$$G = 3.10^5$$

Betriebsaufgaben

In Tabelle 8 werden für die Aufgaben „Ortung“ und „Identifikation“ die erforderlichen Beleuchtungszeiten t_B und die maximalen Grenzggeschwindigkeiten v_G nach Gleichung 3 mit

$$v_G < \frac{\Delta R}{t_{ww}}$$

in Abhängigkeit von den Zieldistanzen angeführt.

Die Betriebsart „Ortung“ soll nur das Vermögen aufzeigen die einzelnen Komponenten im Zielcluster (siehe später) nach ihrer Anzahl und gegenseitigen räumlichen Lage zu erfassen.

Unter „Identifikation“ wird eine Analyse der Zielclusterteile verstanden die es ermöglichen soll dem Kill Vehicle den gefährlichen Wiedereintrittskörper zuzuweisen. Derartige Analysen setzen eine sehr feine radiale Auflösung, d.h. eine sehr kurze Pulsdauer τ , voraus.

In Abbildung 5 ist in Anlehnung an T. Postol [42] eine solche Signalsignatur zur Identifikation eines konischen Wiedereintrittskörpers in der frontalen Sicht beispielhaft angegeben.

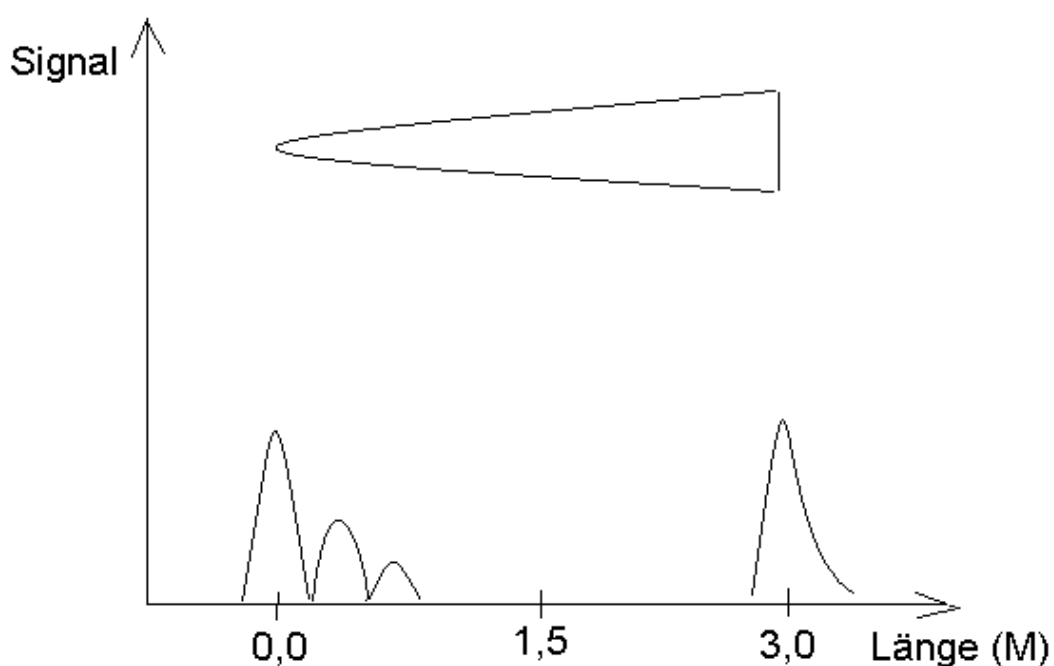


Abb.5: Prinzipdarstellung einer typischen Radarsignatur im X-Band (10 GHz) eines üblichen Wiedereintrittskörpers in Anlehnung an T. Postol [42]. Nicht maßstäblich!

Für Tabelle 8 gelten nun:

Ortung: radiale Auflösung: 50 m

Identifikation: radiale Auflösung: 0,5 m

Die in Tabelle 8 ersichtlichen Werte verstehen sich auch nur dann als realistisch, wenn das Radar z.B. durch Satelliten (SBIRS-Low)

eingewiesen wird. Ohne Einweisung muss entsprechend den zur Abtastung des Raumes (Sehfeld) mit der Radarkeule erforderlichen Zeiten (Signallaufzeiten) im Durchschnitt mit deutlich geringeren Reichweiten gerechnet werden.

Der Radarquerschnitt wird hier immer mit $\sigma = 0,03m^2$ angenommen.

R (km)	t_B (ms)	v_{G1} (m/s)	v_{G2} (m/s)
500	3	> 10000	9150
1000	8	> 10000	570
1500	14	> 10000	110
2000	27	3570	35
2500	51	1460	14
3000	91	710	7
3500	155	380	3
4000	250	220	2

Tabelle 8: Geschätzte Beleuchtungszeiten und Grenzgeschwindigkeiten für geplantes X-Band Radar in Brdy (CZ) nach Modellierung mit RAAB.

v_{G1} bei Ortung

v_{G2} bei Identifikation

4.2 Radarquerschnitte

Entsprechend den Ausführungen in Kapitel 2.3.3 müssen die 3 Hauptachsen des Ellipsoides zur Radarquerschnittsnäherungsberechnung festgelegt werden. Wegen der Zylindersymmetrie gilt $\sigma_y = \sigma_z$ (siehe 2.3.3).

In der Studie der Amerikanischen Physikalischen Gesellschaft zur Boost Phase Interception [41] werden Angaben zu den Radarquerschnitten von

ICBM-Raketen für den S-Band Bereich gemacht, die näherungsweise für die Berechnungen mit RAAB (X-Band) übernommen werden. Es gilt:

$$\begin{aligned} \sigma_x & \text{ (frontal)} & \sim & 1 \text{ m}^2 \\ \sigma_{y,z} & \text{ (seitlich)} & \sim & 50 \text{ m}^2 \end{aligned}$$

Die σ -Werte im X-Band sind geringer als im S-Band [42]. Es wird jedoch angenommen, dass die Raketen von technologischen Schwellenländern auf diesem Gebiet (z.B. Iran) noch keine Optimierung, das heißt Minimierung, des Radarquerschnittes aufweisen.

Für die Radarquerschnitte der wesentlich wichtigeren Wiedereintrittskörper wird Abbildung 6 nach T. Postol [42] verwendet.

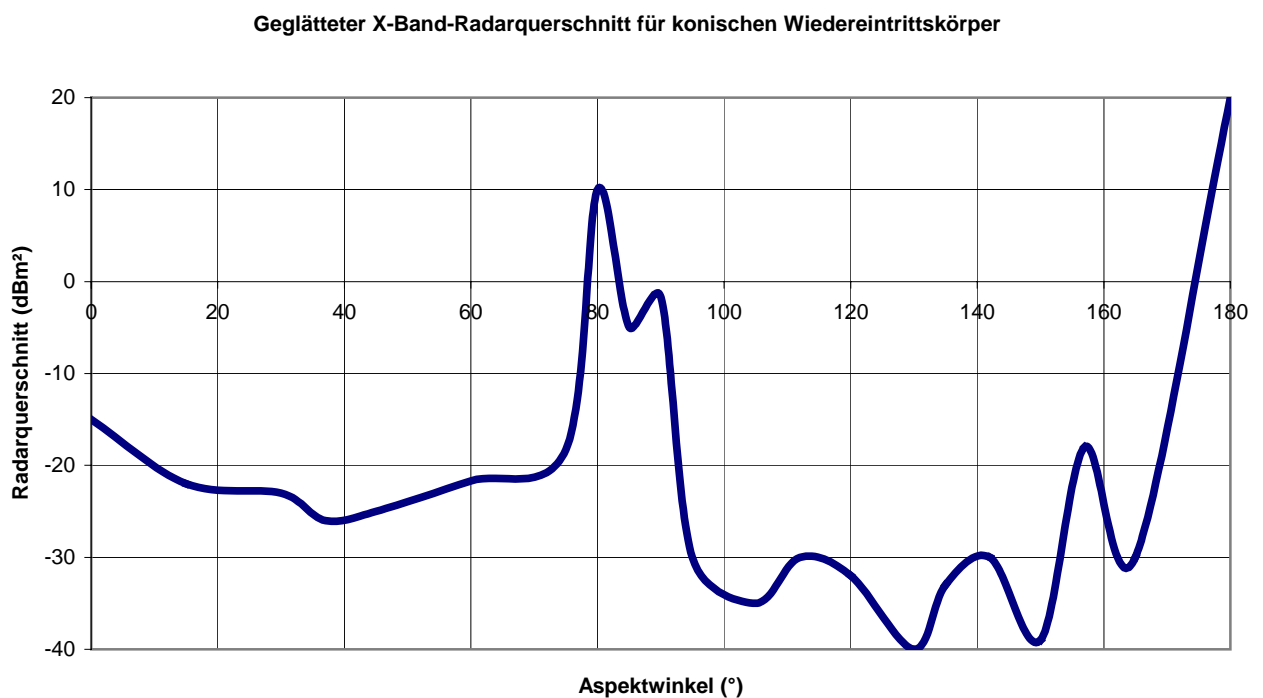


Abb. 6: Stark geglätteter Radarquerschnitt für einen konischen Wiedereintrittskörper im X-Band (10 GHz) in Anlehnung an T. Postol [42] als Funktion des Aspektwinkels.

Aus Abbildung 6 wird bezüglich der Wiedereintrittskörper für die Berechnungen in RAAB für alle Wiedereintrittskörper festgelegt:

$$\begin{array}{llll} \sigma_x & \text{(frontal)} & \sim & 0.03 \text{ m}^2 \\ \sigma_{y,z} & \text{(seitlich)} & \sim & 1 \text{ m}^2 \end{array}$$

4.3 Auflösungsvermögen

Ein wesentlicher Punkt der noch beachtet werden muss, ist die Tatsache dass der Wiedereintrittskörper mit hoher Wahrscheinlichkeit nicht alleine fliegt. Trotz der Separation des Wiedereintrittskörpers von der letzten Antriebsstufe wird auch diese noch in der räumlichen Nähe des Wiedereintrittskörpers sein. Die hier in Frage kommenden Höhen sind durchweg exoatmosphärisch, sodass nur mehr die Gravitationskraft wirksam ist. Da unter diesen Bedingungen alle Körper gleich schnell fallen, bleiben die beiden Objekte und im Falle von freigesetzten Störern auch diese sowie das sogenannte Bussystem [4] so weit zusammen, dass man von einem Zielcluster spricht. Die gegenseitigen Abstände liegen in der Größenordnung von einigen Kilometern [4]. Gerade die letzte Antriebsstufe wird aber einen viel höheren σ -Wert als der Wiedereintrittskörper aufweisen, sodass die letzte Raketenstufe gut detektiert wird, auch in der für Brdy geplanten Radarversion [42]. Dazu sind einige Aussagen zum Radarquerschnitt erforderlich. Der Radarquerschnitt eines Körpers hängt von seinen geometrischen Dimensionen, aber auch von der Wellenlänge des beleuchtenden Radars ab.

Nach [40] verhält sich diese Abhängigkeit von der Wellenlänge bei verschiedenen geometrischen Körpern zu:

$$\text{Konus (z.B. Wiedereintrittskörper): } \sigma \text{ prop. } \lambda^2 \quad (9a)$$

$$\text{Zylinder (seitlich): } \sigma \text{ prop. } \frac{1}{\lambda} \quad (9b)$$

$$\text{ebene Platte (z.B. kreisförmige Zylindergrundfläche): } \sigma \text{ prop. } \frac{1}{\lambda^2} \quad (9c)$$

Daraus folgt, dass der σ -Wert für einen Wiedereintrittskörper im X-Band ($\lambda \approx 3 \text{ cm}$) viel kleiner ist als z.B. im UHF-Bereich ($\lambda \approx 0.7 \text{ m}$). Wird nun etwa die ausgebrannte letzte Antriebsstufe vereinfacht als Zylinder betrachtet wäre der Radarquerschnitt im X-Band wesentlich höher als etwa im UHF-Bereich und daher von Brdy aus sicher detektierbar.

Somit stellt sich als nächstes die Frage nach der Wahl einer geeigneten Radarfrequenz. Nachdem für einen Konus wie es ein Wiedereintrittskörper ist, der Radarquerschnitt zu größeren Wellenlängen hin mit λ^2 wächst, wäre ein Radar etwa im UHF-Bereich scheinbar sinnvoller. Nach [42] betreibt etwa Russland sein Frühwarnradar im Bereich VHF um 0.15 GHz , aber auch die US "Upgraded Early Warning" Radare arbeiten im UHF-Bereich bei 0.43 GHz und damit haben die Wiedereintrittskörper wesentlich höhere σ -Werte.

Mit RAAB wird auch der Flug Teheran gegen Washington versuchsweise mit dem in Fylingdales in Großbritannien befindlichen Radar gerechnet. Dabei werden für Fylingdales die folgenden Anlagendaten zu Grunde gelegt: [43], [44] und [45].

Daten zu Fylingdales:

Phased Array Radar

UHF im Frequenzbereich 420 – 450 MHz (mittlere Wellenlänge $\lambda \approx 0.7 \text{ m}$)

Sendebausteine: 2560

Empfangsbausteine: 609

Spitzensendeleistung: 0.87 MW

Antennendurchmesser: 25.6 m

Rauschäquivalenttemperatur: wieder mit 500 K gewählt.

Die σ -Werte liegen für einen Konus gegenüber dem X-Band um den Faktor von ca. 470 höher.

Mit diesen Werten ergibt sich mit RAAB ein Detektionsbeginn ab dem Auftauchen am Horizont bis zum Ende der Detektion mit dem Verschwinden hinter dem Horizont.

Trotz der westlichen Lage von Fylingdales und der Erdkrümmung würde die Zielerfassung zur Unterstützung des Einsatzes eines Abwehrflugkörpers von Ustka aus für dieses Szenario (Teheran gegen Washington) möglich sein. Eine Überlappung (siehe später in Kapitel 4.4) wäre für fast das gesamte zeitliche Schiessfenster vorhanden und Fylingdales könnte - rein theoretisch – in der Zeit in der der GB12 ein Data Link benötigt, dieses auch liefern.

Nun kommt aber eine weitere wichtige Überlegung ins Spiel. Die Breite der Radarkeule ist wesentlich für die Auflösung (Seitenabstände) der Objekte innerhalb des Zielclusters. Nach [4] befanden sich bei dem dort beschriebenen Testschuss die Teile des Zielclusters (Modell des Wiedereintrittskörpers, ein Störer und das Bussystem) in einem mittleren Abstand von ca. 5 km zueinander (nicht "gleichmäßig" verteilt, aber für die folgenden Überlegungen vereinfachend so angesetzt). Das Abstandsminimum zwischen Wiedereintrittskörper und Brdy für den Flug Teheran \Rightarrow Washington liegt hier doch bei ca. 2080 km. Rechnet man mit

ca. 2100 km Abstand ergibt sich ein mittlerer Winkelabstand (bei 5 km Objektabstand) von ca. 2.4 mrad. Die Breite einer Radarkeule errechnet sich nach [40] unter der Bedingung, dass die Leistung der Radarkeule an deren Berandung auf den halben Maximalwert (-3 dB) abfällt, zu:

$$\Theta = 0.886 \frac{\lambda}{D} \quad (10)$$

mit D als dem Durchmesser des Arrays der mittels einer Faustformel zur Ermittlung der geometrischen Antennenfläche errechnet wird. Für das X-Band Radar in Brdy ergibt sich:

$$A_{geom} = \frac{A_{eff}}{0.65} \quad (11)$$

$$A_{geom} = 189 m^2$$

$$D = 15.5 m$$

Anmerkung: Hier muss vom A_{eff} einer voll belegten Anlage ausgegangen werden weil es hier nun auf die tatsächliche Geometrie ankommt.

Damit errechnet sich der Keulenöffnungswinkel zu:

$$\Theta = 1.8 mrad$$

Im Vergleich dazu gilt für Fylingdales:

$$D = 25.6 \text{ m}$$

Mit $\lambda = 0.7 \text{ m}$ beträgt der Keulenöffnungswinkel für Fylingdales daher

$$\Theta = 24.2 \text{ mrad}$$

Der Vergleich der Keulenöffnungswinkel mit den erwartbaren aufzulösenden Winkeln zeigt, warum ein X-Band Radar für die Raketenabwehr verwendet werden muss, wenn man die einzelnen Objekte des Zielclusters auflösen will. Damit könnte bereits in der Flugphase mit Data-Link das "richtige" Ziel dem Kill Vehicle zugewiesen werden

$$\Theta_{\text{erforderlich}} \sim 2.4 \text{ mrad}$$

$$\Theta_{\text{X-Band Brdy}} \sim 1.8 \text{ mrad}$$

$$\Theta_{\text{UHF Fylingdales}} \sim 24.2 \text{ mrad}$$

Gibt es keine Ziel-Täuschkörperunterscheidung mit dem bodengestützten Radar müssen die beiden IR-Sensoren an Bord des Kill Vehicles diese Unterscheidung vornehmen.

4.4 Ergebnisse mit RAAB

Die hier vorgestellten Resultate von Berechnungen mit RAAB sind teilweise ein Vorgriff auf Kapitel 5. Untersucht wird die Wirksamkeit der geplanten Radaranlage in Brdy (Tschechische Republik) entsprechend den in Kapitel 4.1 dargestellten Leistungsparameter gegen den Flug einer

DF-5 (OE) von Teheran nach Washington sowie den Anflug einer R-14 (OE) aus Teheran auf Wien.

Da in diversen Publikationen, z.B. auch [42], von der Notwendigkeit eines weiteren Radars im südosteuropäischen Raum die Rede ist, wird - willkürlich - auch ein zusätzliches Radar in Bukarest (Rumänien) untersucht. Dieses Radar besitzt angenommenerweise die gleichen Leistungen wie jenes in Brdy. Beurteilt werden soll, ob das/die Radar(e) überhaupt den Wiedereintrittskörper der jeweiligen Rakete erfassen kann/können und wie lange eine Verfolgung möglich ist. Der Beginn und das Ende der Detektionszeitspanne wird in Relation zum zeitlichen Schießfenster eines zweistufigen GBI's, stationiert im polnischen Ustka gesetzt, der die jeweilige angreifende Rakete bekämpft.

Alle Zeitangaben beziehen sich auf den Start der TBM/ICBM.

Unter der Überlappung (siehe Tabellen 9 - 10) ist jene Zeitspanne zu verstehen, während der das Ziel sowohl vom Radar/Radarverbund detektiert wird als auch der GBI2 von Ustka aus abgefeuert werden kann.

Wenn als weitreichende Sensoren nur Bodenradare verfügbar sind, sagt die Überlappung noch nichts endgültiges darüber aus, ob auch tatsächlich beim Abfeuern des GBI während der Überlappungszeit ein Treffer möglich ist. Ein Ende der Detektion des Zieles durch das Radar bedeutet auch das Ende des für den GBI erforderlichen Data-Links. Sollte zu diesem Zeitpunkt die Sensorik des Kill Vehicles noch nicht auf das Ziel aufgeschaltet haben muss die Abwehr als gescheitert betrachtet werden.

Szenario 1: Teheran gegen Washington

Schießfenster für GBI2 in Ustka: $t_{Anfang} = 248$ Sekunden, $t_{Ende} = 485$ Sekunden

Flugdauer der DF-5 (OE) von Teheran nach Washington: 2763 Sekunden bei hochgelegter Flugbahn.

	Brdy allein		Brdy + Bukarest	
	Ortung	Identifikation	Ortung	Identifikation
$t_{Det\ Anfang}$ (s)	333	677	156	422
$t_{Det\ Ende}$ (s)	1222	752	1222	752
Überlappung (s)	152	0	237	63

Tabelle 9: Detektionszeiten und Überlappungen mit dem Schießfenster des GBI2 in Ustka

Eine Detektion des Wiedereintrittskörpers durch das Radar in Brdy allein ist nach den Rechnungen mit RAAB, sowohl für die Ortung als auch für die Identifikation möglich.

Es muss aber festgehalten werden, dass es keine Überlappung bezüglich radarmäßiger Identifikation und dem zeitlichen Schiessfenster des GBI2 in Ustka gibt.

Der Radarverbund (Brdy plus Bukarest) zeigt für Ortung und Identifikation auf den ersten Blick ein befriedigendes Resultat. Selbst wenn man den kinematisch letztmöglichen Schuss heranzieht wäre bis zum Treffer stets mit Radarunterstützung zu rechnen.

Problematisch ist aber, dass sich die Identifikationsmöglichkeit erst am Ende des zeitlichen Schiessfensters ergibt.

Szenario 2: Teheran gegen Wien

Schießfenster für GBI2 in Ustka: $t_{Anfang} = 636$ Sekunden, $t_{Ende} = 1542$ Sekunden

Flugdauer der R-14 (OE) von Teheran nach Wien: 1781 Sekunden bei hochgelegter Flugbahn.

	Brdy allein		Brdy + Bukarest	
	Ortung	Identifikation	Ortung	Identifikation
$t_{Det\ Anfang}$ (s)	1332	1697	117	630 / 1618
$t_{Det\ Ende}$ (s)	1780	1780	1780	715 / 1780
Überlappung (s)	210	0	906	79 / 0

Tabelle 10: Detektionszeiten und Überlappungen mit dem Schießfenster des GB12 in Ustka

Für die Verteidigung von Wien würde Brdy allein nur die Aufgabe der Ortung erfüllen können nicht jedoch die Identifikation. Aber auch die Ortung beginnt relativ zum Schiessfenster sehr spät. Das zusätzliche Radar in Bukarest verbessert die Lage der Ortung deutlich.

Die „Doppelwerte“ die in Tabelle 10 in der Spalte „Brdy + Bukarest / Identifikation“ angeführt sind bedeuten unter den vereinfachten Ansätzen mit RAAB 2 mögliche „Radarsichtfenster“. Der Grund für die Unterbrechung der „Identifikationssicht“ liegt darin, dass zu Beginn des Fluges der R-14 (OE) die Radialgeschwindigkeit zu den Radaren noch relativ gering ist und daher gibt es Kontakt. Im weiteren Verlauf des Fluges erscheint dann aber eine hohe Radialgeschwindigkeit. Unter diesen Umständen in Verbindung mit dem Abstand, dem Radarquerschnitt und der radialen Auflösung für Identifikation ist somit, nach RAAB, für einen bestimmten Zeitraum keine Detektion möglich. Dennoch würde das „1. Identifikationsfenster“ eine Überlappung mit dem Schiessfenster ergeben. Problematisch ist aber, dass die Flugdauer eines GB12 der zum Zeitpunkt des Schiessfensteranfangs von Ustka aus startet eine Flugzeit bis zum Treffer von 475 Sekunden benötigt. Die 79 Sekunden die zur Identifikation dann zur Verfügung stehen sind aber mit hoher Wahrscheinlichkeit zu kurz um bis zum Aufschalten der Sensorik des Kill Vehicles auf das richtige Ziel eine stets aktuelle Zielidentifikation zu bewerkstelligen. In den 79 Sekunden muss also das richtige Ziel im Cluster erkannt und

gleichsam markiert werden um im Rahmen der selbstverständlich funktionsfähigen „Ortung“ nach den 79 Sekunden für das Data-Link verfügbar zu sein.

Anmerkung:

Die Berechnungen in Kapitel 5 gehen von der Verfügbarkeit entsprechender Daten für den Aufbau und den Erhalt eines Data-Links für die Abwehrflugkörper durch SBIRS-Low aus und sind daher nicht auf die Radare angewiesen.

4.5 Schlussfolgerungen aus den Szenarien

- Es wäre möglich, dass manche in der Öffentlichkeit bekannten Daten doch nicht ganz den tatsächlichen Werten entsprechen. Höhere Leistungsdaten könnten aus umwelt- und gesundheitspolitischen Gründen in der Öffentlichkeit problematisch sein. Dennoch soll hier nicht der Verdacht auf Verbreitung irreführender Informationen aufgebracht werden. Eine höhere Sendeleistung könnte die Anzahl der notwendigerweise aufzusummierenden Impulse reduzieren und damit die Beleuchtungszeiten verringern helfen.
- Technische Verbesserungen wären etwa mehr Radaranlagen, wie am Beispiel Bukarest zu sehen ist. Dabei kommt es auf die Position der Radare an. Schwächere Radare müssten näher an den vermuteten Startorten der ICBM's liegen und das "Teamwork" mit einer Abwehrraketenstellung in Polen wäre zu prüfen.
- Die Ortung der einzelnen Komponenten innerhalb des Zielclusters sollte mit Brdy allein oder besser noch in einem Verbund mit einem weiteren Radar in Südosteuropa, möglich sein.
- Eine wesentliche Aufgabe eines X-Band Bodenradars wäre neben der räumlichen Diskriminierung der Zielclusterteile deren Identifikation. Das Hauptproblem das hierorts aus technischer Sicht bezüglich Brdy gesehen wird ist, dass es zu leistungsschwach ist

so dass sehr lange Beleuchtungszeiten erforderlich erscheinen innerhalb derer sich aber das Ziel zu rasch örtlich verändert. Daher wird auf der Basis der hierorts verfügbaren Informationen die Fähigkeit zur Identifikation als problematisch erachtet. Das richtige Ziel innerhalb des Clusters auszuwählen, nämlich den gefährlichen Wiedereintrittskörper, obliegt somit mehr oder weniger den beiden IR-Sensoren des Kill Vehicles.

- Das Problem der möglicherweise reduzierten radarseitigen Identifikationsmöglichkeiten wird speziell dann als gravierend angesehen, wenn im Rahmen einer mehrschichtigen Abwehr eine „shoot – look – shoot“-Taktik eingesetzt werden soll. Hat nämlich der erste Schuss einen Treffer erzielt werden damit zwangsläufig viele Trümmer erzeugt von denen wahrscheinlich auch einige im Bereich des Zielclusters weiterfliegen können. Ohne gute Identifikation ist es dann aber fast unmöglich festzustellen ob das richtige Ziel oder etwa ein Täuschkörper getroffen wurde. Die sinnvolle Anbringung eines Folgeschusses wäre dann zu hinterfragen. Die Radarrückstrahlsignaturen der Trümmer können nach hierortiger Einschätzung nicht seriös vorhergesagt werden.
- Zum Schutz von Wien gegen eine Bedrohung aus Teheran wäre, nach den Ergebnissen mit RAAB und unter Beachtung der Vorbehalte bezüglich der Identifikation, Brdy radarmäßig alleine geeignet. Eine bessere Radarunterstützung würde jedoch ein weiteres X-Band-Radar, zum Beispiel in Bukarest, für die Verteidigung von Wien bedeuten.
- Für alle Berechnungen mit RAAB in Kapitel 5 wird daher der erforderliche Data-Link von SBIRS-Low Satelliten bereitgestellt.
- Es wäre ferner zu prüfen ob die Radarkeule von Brdy unter ungünstigen/fehlerhaften Bedingungen österreichisches Gebiet (wegen Erdkrümmung etwa nur Bergregionen) treffen kann. Sollte dies geometrisch möglich sein, wäre zu ermitteln ob die in der Keule vorhandene Energiedichte gesundheitliche oder technische

Probleme auf österreichischem Gebiet verursachen könnte. Näherungsweise würde die über den Keulenquerschnitt gemittelte Bestrahlungsstärke innerhalb der Radarkeule von Brdy im Raum Gmünd (Niederösterreich) $3,7 \text{ W/m}^2$ im Mittelwert und ca. $17,6 \text{ W/m}^2$ bei Pulsspitzenleistung betragen. Im Dachsteingebiet wären es noch ca. $1,05 \text{ W/m}^2$ im Mittelwert und ca. $5,0 \text{ W/m}^2$ bei Pulsspitzenleistung.

Im Gegensatz dazu würden die Bestrahlungsspitzenstärken, wenn das Radar von Fylingdales in Brdy aufgebaut wäre, in Gmünd etwa $0,1 \text{ W/m}^2$ und im Dachsteingebiet ca. $0,03 \text{ W/m}^2$ betragen. Diesen Berechnungen liegt stets die vereinfachende Annahme zu Grunde, dass die gesamte Leistung in der Radar(haupt)keule abgestrahlt wird.

5. Raketenaabwehr

Dieser Abschnitt liefert die Ergebnisse der Raketenaabwehrberechnungen mit RAAB. Dabei wird angenommen, dass die Aggressoren von Iran, Russland, Nordkorea und China aus Angriffsflüge mit modellbedingt jeweils nur einer ballistischen Rakete gegen diverse Städte in Europa und den USA unternehmen. Zur Übersicht werden diese Angriffe in 6 Szenarien wie folgt gegliedert:

Szenario 1: Iran gegen Europa

Szenario 2: Iran gegen USA

Szenario 3: Russland gegen USA

Szenario 4: Russland gegen Europa

Szenario 5: Fernostszenario mit Nordkorea und China gegen USA

Szenario 6: Alternativszenario mit SM3

Als Abwehrraketen und deren Stationierungsorte werden behandelt:

Abwehrrakete	Stationierungsorte
GBI3	Ustka, Falkirk, Fort Greely, Vandenberg
GBI2	Ustka, Falkirk
EXOGUARD	Ustka
SM3	Schwarzmeer, östliches Mittelmeer

Tabelle 11: Stationierungsorte von in diesem Bericht behandelten Abwehrraketen

Anmerkungen zu den Abwehrraketen:

GBI3	dreistufiger GBI
GBI2	zweistufiger GBI
EXO GUARD	wird nur bei 3 Angriffsflügen zu Vergleichszwecken von Ustka aus gerechnet.
SM3	dreistufige von Aegis-Schiffen eingesetzte Rakete, nur bei 2 Angriffsflügen

Anmerkungen zu den Stationierungsarten:

- Fort Greely (Alaska) und Vandenberg (Kalifornien) sind die Stützen der Raketenabwehr in den USA
- Die für Polen vorgesehenen Abwehrraketen werden in den Berechnungen für diesen Bericht von Ustka an der polnischen Ostseeküste aus gestartet. Nach letzten Berichten sollen die Abfangflugkörper in Redzikowo (ehemals Reitz) stationiert werden [46], [47]. Da der Abstand zwischen Ustka und Redzikowo nur 16 km beträgt, wird keine Neuberechnung durchgeführt. Im Bericht wird daher die polnische Stellung stets mit Ustka bezeichnet.
- In der Literatur, z.B. [48], wird unter anderem auch angegeben, dass im Falle Polen einer Stationierung nicht zustimmt, Großbritannien bereit ist, eine GBI-Stellung auf seinem Territorium bauen zu lassen. Da hierorts keine weiteren Informationen über einen möglichen britischen Standort vorliegen, wurde willkürlich der Ort Falkirk zwischen Edinburgh und Glasgow in Schottland gewählt. Aus der bisherigen Erfahrung in der Berechnung von Angriffsflügen vom Iran gegen die US-Ostküste ist bekannt, dass sich generell Schottland als günstigstes Stationierungsgebiet in Großbritannien eignet.
- Es wird auch über eine seegestützte Alternative mittels SM3 Flugkörper zur geplanten bodengestützten Raketenabwehrstellung in Polen diskutiert [42]. Daher werden zwei mögliche Schiffspositionen nämlich im Schwarzen Meer (ca. in dessen Mitte)

und im östlichen Mittelmeer (nördlich von Alexandria zwischen Kreta und Zypern) ausgewählt.

Berechnungs- und Darstellungsmethode

Berechnet werden die kinematischen Schießfenster bezogen auf den Startzeitpunkt der Angriffsrakete. Das heißt, es wird der Zeitpunkt ermittelt ab dem der Start eines Abwehrflugkörpers frühestens kinematisch zum Treffer führt und der Zeitpunkt für den spätestmöglichen Start um noch einen Treffer erzielen zu können. Diese Zeitspanne wird als (zeitliches) Schießfenster bezeichnet und dient der Beurteilung der Abwehraufgabe. Je länger das Schießfenster "offen" ist, desto besser ist der verwendete Flugkörper beziehungsweise der Stationierungsort für die untersuchte Abwehraufgabe geeignet. Neben diesen durch die Kinematik bestimmten Grenzen für den erfolgreichen Einsatz einer Abwehrrakete gibt es noch weitere Startrestriktionen: Ein Abfeuern ist in der Regel erst möglich, wenn die letzte Antriebsstufe der Angriffsrakete ausgebrannt ist, das heißt in diesem Fall auch, dass der Wiedereintrittskörper (mit dem Gefechtskopf) separiert hat. In der Realität wird dieser Zeitpunkt wahrscheinlich noch zu früh sein. Schließlich müssen die Flugdaten ausgewertet und die Entscheidungsphase bis zum Feuerbefehl abgewartet werden. Diese Prozesse können in RAAB nur als Verzögerung des Starts abgebildet werden, aber für die vorliegenden Berechnungen werden diese Zeiten bewusst auf Null gesetzt, um die tatsächlichen gesamten kinematischen Möglichkeiten darstellen zu können. Der Einfluss des Bodenradars in Brdy beziehungsweise eines Radars in Bukarest wird, wie schon erwähnt, nicht berücksichtigt. Es wird angenommen, dass die SBIRS-Low Satelliten das Data Link bereitstellen.

Bezüglich der Flugbahnen der Angriffsraketen gilt generell, dass bei Schussweiten die unterhalb der Höchstschussweite liegen, mit drei Ausnahmen, stets die überhöhte Flugbahn verwendet wird.

Legende zu den Tabellen:

Die folgenden Tabellen sind stets paarweise (a, b) zu sehen, z.B. Tabelle 12a, Tabelle 12b. Die Tabellen mit der Endung a beinhalten die jeweiligen Beginnzeitpunkte des kinematischen Schießfensters während die Tabellen mit der Endung b die Dauer der Schießfenster angeben.

Alle Zeitangaben beziehen sich auf die Einheit Sekunden.

Es werden 5 Aufstellungsorte mit folgenden Abwehrflugkörpern untersucht:

Ustka (Polen):	Stets mit GBI3 und GBI2, nur für ganz wenige Schießfälle EXOGUARD
Falkirk (Schottland, GBR):	Von Falkirk aus werden nur sehr wenige Schießfälle gerechnet, diese aber stets mit dreistufigem und zweistufigem GBI
Fort Greely (Alaska, USA):	Nur GBI3
Vandenberg (Kalifornien, USA):	Nur GBI3
Schwarzmeer/Mittelmeer	Nur SM3

Ferner gilt:

Start	Startort der Angriffsrakete
Ziel	Zielort der Angriffsrakete
ICBM	"InterContinental Ballistic Missile", d. h. Angabe des verwendeten Raketentyps
T_B	Brennschluss der Antriebsstufe
T_{Flug}	Flugzeit der Angriffsrakete bis zum Einschlag im Ziel
ST_3	Beginn des zeitlichen Schießfensters des GBI3
DT_3	Dauer des zeitlichen Schießfensters des GBI3
ST_2, DT_2	Analog für den GBI2
ST_E, DT_E	Analog für EXOGUARD

"0" bedeutet, dass dieses Teilszenario/Schussfall untersucht wurde, aber es keine Möglichkeit für eine Abwehr gibt.

Ein leeres Feld bedeutet dass dieser Schussfall nicht untersucht wurde.

5.1 Szenario Iran gegen Europa

Dem Szenario liegt die rein hypothetische Annahme zu Grunde, dass der Iran mittels einer LICBM (Limited ICBM) Rakete Europa bedroht. In der Modellierung wird die Rakete R14 (OE) verwendet. Da hierorts keine Informationen über allfällige Startplätze im Iran vorliegen, wird einfachheitshalber der Raum Teheran als Startposition gewählt. Da sich die potentiellen Ziele in Europa alle nordwestlich des Irans befinden, ist es doch wegen der Erdrotation für den Iran günstiger seine Feuerstellung soweit nördlich als möglich einzurichten. In diesem Lichte ist der Raum Teheran eine durchaus vernünftige Wahl. Um den europäischen Zielraum generell abzudecken und im besonderen bezüglich allfälliger Auswirkungen auf Österreich werden mehrere europäische Hauptstädte (ausgenommen Zürich) als Angriffsziele festgelegt und ihre Wahl wie folgt begründet:

London:	Wegen der proamerikanischen Nahostpolitik
Brüssel:	Hauptsitz der EU
Paris:	Der Anflug erfolgt über Österreich
Rom:	Bei religiöser Motivation, Hauptsitz der römisch-katholischen Kirche
Berlin	Hauptstadt der stärksten Wirtschaftsmacht innerhalb der EU
Athen:	Repräsentiert Südosten Europas am Rande der möglichen Abwehrreichweite
Wien	Auswirkungen auf Österreich bilden Mittelpunkt der Analyse
Zürich:	Der Anflug erfolgt über Österreich und liegt flugbahnmäßig tiefer als der gegen Paris

Wie die Zielaufstellung zeigt wird Österreich, abgesehen vom Angriff auf Wien selbst bezüglich der Flugbahnen nur bei Anflügen gegen Paris oder Zürich betroffen.

Der Überflug über österreichisches Gebiet beim Flug von Teheran nach Paris beginnt im Bereich des Neusiedler Sees in einer Flughöhe von ca. 1200 *km* im absteigenden Flugbahnast mit einer Geschwindigkeit von ca. 3850 *m/s* und verlässt Österreich im Raum Braunau in einer Höhe von ca. 900 *km* mit einer Geschwindigkeit von ca. 4400 *m/s*. Die Überflugzeit beträgt dazu ca. 120 Sekunden. Der Gesamtflug von Teheran nach Paris dauert mit dieser Rakete 1690 Sekunden. Das Apogäum der Flugbahn misst 1687 *km*, die Flugstrecke liegt bei 4340 *km*.

Der Anflug von Teheran auf Zürich dauert 1740 Sekunden bei einer Distanz von 3857 *km*. Der Österreichüberflug beginnt im Raum Südburgenland in einer Höhe von ca. 930 *km* im absteigenden Flugbahnast mit einer Geschwindigkeit von ca. 4300 *m/s* und endet im Raum südlich von Dornbirn in einer Höhe von ca. 160 *km* mit einer Geschwindigkeit von ca. 5700 *m/s*. Die Dauer des Überfluges liegt bei 210 Sekunden. Die letztmöglichen Gelegenheiten von Ustka aus abzufangen sind dann gegeben, wenn sich der iranische Wiedereintrittskörper über Ungarn befindet. Das bedeutet aber auch, dass sich die letztmöglichen Treffer den Berechnungen zufolge über Österreich (Tiroler Oberland, Vorarlberg) ereignen.

Die Detailresultate für Szenario 1 sind aus den Tabellen 12a und 12b ersichtlich.

Start	Ziel	ICBM	T_B	T_{Flug}	Ustka			Falkirk		Ft. Greely	Vandenberg
					ST_3	ST_2	ST_E	ST_3	ST_2	ST_3	ST_3
Teheran	London	R14 (OE)	131	1659	131	200				0	0
Teheran	Brüssel	R14 (OE)	131	1700	131	198				0	0
Teheran	Paris	R14 (OE)	131	1687	197	198	542			0	0
Teheran	Rom	R14 (OE)	131	1769	193	696	856			0	0
Teheran	Berlin	R14 (OE)	131	1753	200	512				0	0
Teheran	Wien	R14 (OE)	131	1781	194	636		884	1100	0	0
Teheran	Zürich	R14 (OE)	131	1738	195	474				0	0
Teheran	Athen	R14 (OE)	131	1823	768	1158		0	0	0	0

Tabelle 12a: Szenario Iran gegen Europa, Beginn der Schießfenster

Start	Ziel	ICBM	T_B	T_{Flug}	Ustka			Falkirk		Ft. Greely	Vandenberg
					DT_3	DT_2	DT_E	DT_3	DT_2	DT_3	DT_3
Teheran	London	R14 (OE)	131	1659	1199	1142				0	0
Teheran	Brüssel	R14 (OE)	131	1700	1284	1227				0	0
Teheran	Paris	R14 (OE)	131	1687	1166	1175	832			0	0
Teheran	Rom	R14 (OE)	131	1769	1220	721	525			0	0
Teheran	Berlin	R14 (OE)	131	1753	1230	1064				0	0
Teheran	Wien	R14 (OE)	131	1781	1342	906		495	272	0	0
Teheran	Zürich	R14 (OE)	131	1738	1255	984				0	0
Teheran	Athen	R14 (OE)	131	1823	618	220		0	0	0	0

Tabelle 12b: Szenario Iran gegen Europa, Schießfensterdauer

Diskussion der Resultate

- Bezüglich der Flugzeiten der Angriffsrakete fällt auf, dass je kürzer die Distanz Start-Ziel ist, die Flugzeit umso länger dauert (z.B. kürzester Flug Teheran-London; längster Flug Teheran-Athen). Das hängt mit der Wahl der überhöhten Flugbahn zusammen. Je kürzer die Schussdistanz ausfällt, desto höher ist der notwendige Programmwinkel und nach Abbildung 3 steigt daher auch die Flugzeit.
- Von Ustka aus ist eine Abwehr sowohl mit dem GBI3 als auch mit dem GBI2 problemlos möglich. Der gesamte durch die Wahl der Zielstädte abgedeckte west- mittel- und südeuropäische Raum wird geschützt. Die Tatsache das für den GBI2 die Schießfensterdauer für Athen deutlich gegenüber etwa Rom oder Wien abfällt lässt vermuten, dass zwar Europa abgedeckt, aber der Natostaat Türkei wahrscheinlich nicht beziehungsweise nicht gänzlich geschützt werden kann.
- Der Einsatz von EXOGUARD in Ustka scheint den Schutz eines Großteils von Europa sicher zu stellen. Die Resultate von RAAB für den kinematisch schwächeren EXOGUARD bestätigen die Aussagen von EADS Launch Vehicles [18], dass zum vollständigen Schutz Europas zwei Stationierungsorte für diesen Abwehrflugkörper nötig sein werden.
- Innerhalb jedes Schießfensters werden, soweit möglich, mehrere Abfangflüge simuliert. Für jeden dieser Flüge/Treffer kann die Trefferenergie ermittelt und über das Schießfenster der Mittelwert gebildet werden. Dabei erhält man als mittlere Trefferenergie in MJ für die auch mit EXOGUARD untersuchten Angriffsflüge

Mittl. Treffenergie (MJ)	GB3	GB2	EXOGUARD
Teheran ⇒ Paris	2678	1906	2193
Teheran ⇒ Rom	2323	2103	2310

Tabelle 13: Mittlere Trefferenergien in MJ

Der kinematisch schwächere Flugkörper EXO GUARD bewirkt aber dennoch mehr Trefferenergie als der GB I2 da sein Kill Vehicle mit 140 kg mehr als doppelt so schwer ist wie das Kill Vehicle der GB I's (63 kg).

Mit zwei EXO GUARD-Feuerstellungen in Europa wäre in diesem Szenario unser Kontinent wahrscheinlich besser geschützt (auch wegen der höheren Trefferenergien) als mit einer GB I2-Feuerstellung in Ustka.

- Der Wechsel der Feuerstellung von Ustka nach Falkirk hätte wie an den Beispielen Teheran gegen Wien und Teheran gegen Athen ersichtlich zur Folge, dass die geschützte Fläche Europas abnimmt. Südosteuropa (Athen) kann nicht mehr abgedeckt werden. Für Wien würden sich die zeitlichen Schießfenster deutlich verringern. Das heißt aus österreichischer Sicht wäre der Standort Ustka eindeutig zu bevorzugen!
- Für den Angriff Teheran gegen Wien wird neben der R14 (OE) Rakete auch ein Anflug einer DF-5 (OE) gerechnet. Damit soll die Frage untersucht werden ob es taktisch von Vorteil ist mit einer Rakete die für größere Schussweiten konstruiert wurde auch auf kürzeren Distanzen zu schießen. Dabei könnten die höhere Flugbahn (Apogäum) und die höheren Geschwindigkeiten die Verteidigung mehr unter Druck setzen. Die Abwehr erfolgt mit GB I3 und GB I2 von Ustka aus.

In Tabelle 14 sind die Resultate ersichtlich.

Rakete	$T_{Flug} (s)$	$ST_3 (s)$	$DT_3 (s)$	$ST_2 (s)$	$DT_2 (s)$
R14 (OE)	1781	194	1342	636	906
DF-5 (OE)	2699	1278	1130	1572	846

Tabelle 14: Angriff Teheran gegen Wien mit R14 (OE) und DF-5 (OE).
Verteidigung von Ustka aus mit GBI3 und GBI2.

Man erkennt zwar aus Tabelle 14 bei Verwendung von DF-5 (OE) eine Reduktion der Schießfensterdauer gegenüber den Schießfenstern beim Angriff einer R14 (OE) jedoch ist die Stärke der Abnahme eher gering. Ein wirklich großer taktischer Vorteil durch den Einsatz eines Systems großer Reichweite auf kürzeren Distanzen ist mit RAAB nicht erkennbar. Ein größerer möglicher Nutzen z.B. in Bezug auf eine verkürzte Flugdauer ist zu erreichen wenn statt der hochliegenden Flugbahn die tiefgelegte Flugbahn verwendet wird. Wie aber später noch ersichtlich wird kann mit einer hochliegenden Flugbahn eventuell die Abwehr überschossen werden.

Die Abbildungen 7 und 8 zeigen exemplarisch den Angriff auf Wien mit R14 (OE) sowie die das Schießfenster abdeckenden Flugbahnen von GBI2 Abwehrflugkörpern die von Ustka aus starten.

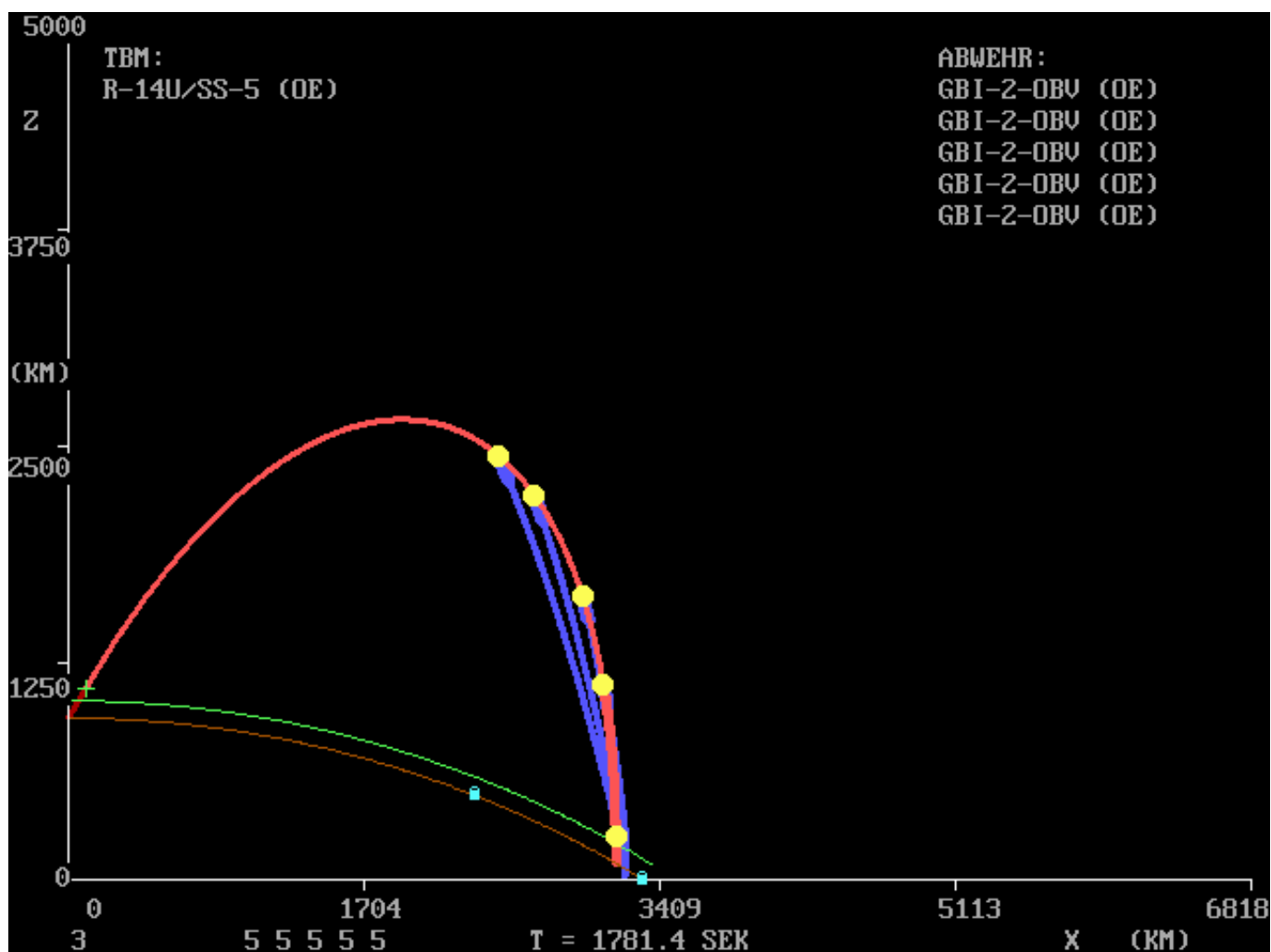


Abb. 7: Teheran gegen Wien; vertikale Sicht der Resultate mit RAAB

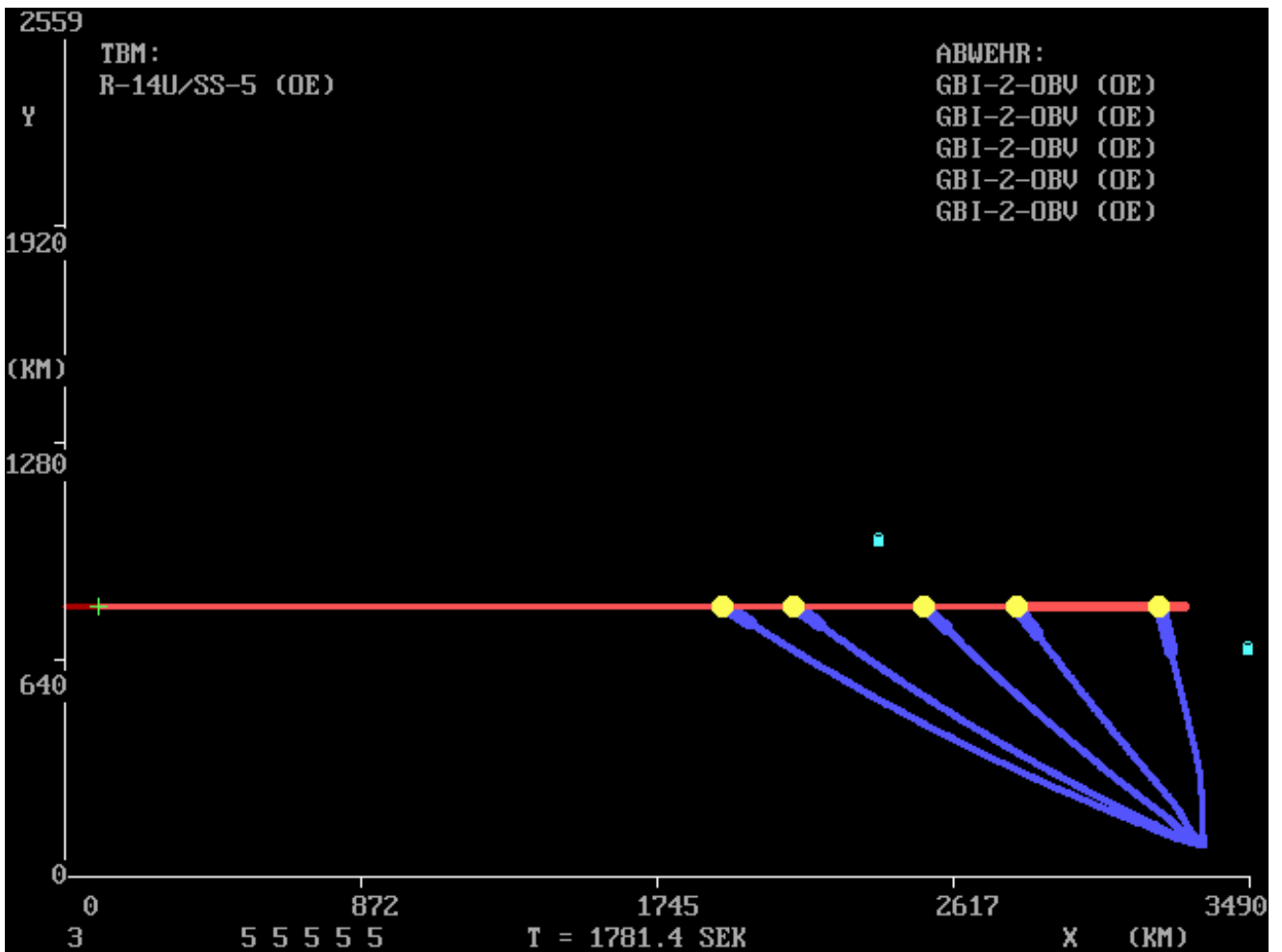


Abb. 8: Teheran gegen Wien; horizontale Sicht der Resultate mit RAAB

In den Abbildungen 7 und 8 bedeuten:

Angriffsflugkörper:

- Dunkelrote Linie: Angetriebene Phase
- Hellrote Linie: Gleitphase; das grüne Kreuz (knapp nach Beginn der Flugbahn) markiert die Separation
- Dickere hellrote Linie: (ab ca. vorletztem Treffer); In diesem Bereich wird der Wiedereintrittskörper von einem der beiden Radare detektiert.

Abwehrflugkörper:

Violette Linien:	Flugbahnen der Abwehrflugkörper
Dicke violette Linien:	(vor dem Treffer); Kill Vehicle hat nach RAAB ein lock-on
Gelbe Kreise:	Treffer
Braune/grüne Linien:	Erdoberfläche bzw. 100 km Höhenlinie (endo-exoatmosphärische Grenze)
Türkise Rechtecke:	Radarpositionen (hier gerechnet für Brdy und Bukarest)

5.2 Szenario Iran gegen USA

Als Startort der Angriffsrakete wird analog zu Kapitel 5.1 Teheran gewählt. Für dieses Szenario werden 4 Städte in den USA als Ziele so ausgewählt, dass damit ein Großteil der zusammenhängenden US-Bundesstaaten abgedeckt werden kann.

Washington:	Regierungssitz, Ostküste
Miami:	Südliche Ostküste; Anflug kommt Österreich noch am nächsten
Denver:	Mittelwesten
San Francisco:	Westküste

Die Angriffe werden mit DF-5 (OE) und der Angriff auf San Francisco wegen der großen Distanz mit DF-5A (OE) geflogen. Die Anflüge erfolgen über Nordosteuropa wobei der Flug nach Miami im Raum Posen (Polen) in ca. 1400 km Höhe den Bereich seiner größten Annäherung an Österreich erreicht. Bei diesem Szenario werden neben der Raketenstellung in Ustka mit GBI2 und GBI3 noch die US-Basen in Vandenberg und Fort Greely (jeweils mit GBI3) in die Berechnungen mit einbezogen. Die Ergebnisse liefern die Tabellen 15a und 15b.

Start	Ziel	ICBM	T_B	T_{Flug}	Ustka			Falkirk		Ft.	Vanden-
					ST_3	ST_2	ST_E	ST_3	ST_2	Greely	berg
Teheran	Washington	DF-5 (OE)	242	2760	*)	248	0	***)	1030	0	0
Teheran	Miami	DF-5 (OE)	242	2645	**)	258		420	374	0	0
Teheran	Denver	DF-5 (OE)	242	2674	252	258		398	0	0	1822
Teheran	S. Francisco	DF-5A (OE)	242	3622	0	0				2456	2700

Tabelle 15a: Szenario Iran gegen USA; Schießfensterbeginn

Geteilte Schießfenster:

- *) 282 - 463 und 564 - 1017
 **) 260 - 426 und 611 - 810
 ***) 259 - 322 und 368 - 1476

Start	Ziel	ICBM	T_B	T_{Flug}	Ustka			Falkirk		Ft.	Vanden-
					DT_3	DT_2	DT_E	DT_3	DT_2	Greely	berg
Teheran	Washington	DF-5 (OE)	242	2760	634	237	0	1171	206	0	0
Teheran	Miami	DF-5 (OE)	242	2645	365	242		756	646	0	0
Teheran	Denver	DF-5 (OE)	242	2674	405	45		328	0	0	319
Teheran	S. Francisco	DF-5A (OE)	242	3622	0	0				432	608

Tabelle 15b: Szenario Iran gegen USA; Schießfensterdauer

Anmerkung:

Die mit „*“ markierten Aussagen zeigen an, dass 2 hintereinander liegende Schießfenster vorliegen die einen „inneren schusstoten Raum“ umschließen.

Jeder Schießbereich (footprint, envelope) eines Lenkflugkörpersystems hat einen sogenannten „inneren schusstoten Raum“ im unmittelbaren Umfeld der Feuerstellung. Dieser schusstote Raum entsteht hier jetzt dadurch, dass der Abwehrflugkörper in der angetriebenen Flugphase mit der Schubvektorsteuerung noch nicht über die erforderliche Manövrierfähigkeit verfügt ein Ziel punktgenau („hit to kill“) zu treffen. Erst nach der Separation von der letzten Antriebsstufe verfügt das Kill Vehicle mit seiner Querschubsteuerung über die notwendige Genauigkeit in der Steuerung.

In den mit „*“ gekennzeichneten Fällen verläuft die Flugbahn der Angriffsrakete eben durch diesen „inneren schusstoten Raum“, sodass eine Möglichkeit zu schießen und zu Treffen vor Erreichen dieses Raumes besteht, wie es auch eine Möglichkeit gibt im Anschluss nach Verlassen des schusstoten Raumes zu Treffen. In Tabelle 15b entspricht die Dauer des Schießfensters der Summe der beiden Einzelschießfenster.

Diskussion der Resultate

- Washington und Miami sind weder von Fort Greely noch von Vandenberg aus mit GBI3 zu verteidigen. Denver kann von Vandenberg und San Francisco von Vandenberg und von Fort Greely aus geschützt werden.

- Von Ustka her gesehen ergibt sich folgendes Bild: Mit GBI3 und GBI2 sind Washington, Miami und Denver zu verteidigen. Liegen die Schießfenster mit dem GBI3 zwischen 6 und 10 Minuten sind die Schießfenster mit dem GBI2 für die Ostküste bei ca. 4 Minuten und für Denver nur bei ca. 45 Sekunden. Daraus ist ableitbar, dass

zur Verteidigung der Ostküste eine dritte Abwehrstellung erforderlich ist.

- Anflüge von Teheran auf San Francisco sind von Ustka aus nicht zu bekämpfen.
- Der vorgeschlagene europäische Abwehrflugkörper EXOGUARD wäre zumindest für den gerechneten Angriffsflug Teheran gegen Washington und von der Feuerstellung Ustka aus gesehen zu einer Abwehr nicht in der Lage! Mit EXOGUARD wäre wohl eine Verteidigung Europas möglich, aber eine "Mitverteidigung" der US-Ostküste gegen Angriffe aus dem Iran erscheint eher unwahrscheinlich.
- Eine Verlegung der GBI-Stellung von Ustka nach Falkirk in Schottland zeigt folgende Konsequenzen:
Mit dem GBI3 wäre eine deutliche Verbesserung der Verteidigung (größere Schießfenster) der Ostküste (Washington, Miami) erreichbar. Für Denver gibt es hingegen eine Reduktion des Schießfensters. Die Abdeckung der Fläche der USA wäre jedenfalls noch sichergestellt (Überschneidung im Falle Denver von Falkirk und Vandenberg).
Anders die Situation mit dem GBI2. Die Ostküstenverteidigung wird im Falle Washingtons geringfügig abnehmen, die von Miami gegenüber einer Stationierung in Ustka deutlich steigen. Für Denver ist mit einer GBI2-Stellung in Falkirk keine Verteidigung mehr möglich! Eine Aussage, ob dennoch das gesamte zusammenhängende US-Territorium abgedeckt werden könnte, wurde nicht berechnet, jedoch gibt es bezüglich Denver keine Überschneidung mehr zwischen einer europäischen Feuerstellung in Schottland und der GBI3-Stellung in Vandenberg.

5.3 Szenario Russland gegen USA

Bezugnehmend auf die in der Politik und den Medien geführte Diskussion über die Bedenken Russlands gegenüber der geplanten US-Raketenabwehr in Europa wird auch ein Szenario Russland gegen die USA gerechnet. Da Russland über mobile Starteinrichtungen, deren Positionen nicht vorhersehbar sind, verfügt, werden daher aus entsprechend bekannten ortsfesten Raketenstartplätzen [49] 4 Startplätze gewählt und diesen wie folgt Ziele in den USA zugeordnet:

Plesetsk:	Washington, Denver, San Francisco
Tatishchevo:	Washington, Miami, San Francisco
Dombarovsky:	Washington, Miami, San Francisco
Novosibirsk:	Washington, San Francisco

Als Angriffsflugkörper werden in der Regel eine TOPOL-M (OE) verwendet und in 3 Schießfällen eine SS-18 (OE). Die Resultate sind in den Tabellen 16a und 16b ersichtlich.

Start	Ziel	ICBM	T_B	T_{Flug}	Ustka			Falkirk		Ft. Greely	Vandenberg
					ST_3	ST_2	ST_E	ST_3	ST_2	ST_3	ST_3
Plesezk	Washington	TOPOL-M (OE)	170	2988	170	0				0	0
Plesezk	Denver	TOPOL-M (OE)	170	2930	0	0				0	2190
Plesezk	S. Francisco	TOPOL-M (OE)	170	2876	0	0				1738	1905
Tatishchevo	Washington	TOPOL-M (OE)	170	2905	170	0				0	0
Tatishchevo	Washington	SS-18 (OE)	234	3295	234	0				0	0
Tatishchevo	Miami	TOPOL-M (OE)	170	2745	*)	0		170	170	0	0
Tatishchevo	Miami	SS-18 (OE)	234	3317	234	0				0	0
Tatishchevo	S. Francisco	TOPOL-M (OE)	170	2701	170	0				1386	1728
Tatishchevo	S. Francisco	SS-18 (OE)	234	3322	0	0				0	2428
Dombarovsky	Washington	TOPOL-M (OE)	170	2832	**)	0				0	0
Dombarovsky	Miami	TOPOL-M (OE)	170	2595	170	0		252	0	0	0
Dombarovsky	S. Francisco	TOPOL-M (OE)	170	2663	0	0				1134	1641
Novosibirsk	Washington	TOPOL-M (OE)	170	2806	0	0				0	0
Novosibirsk	S. Francisco	TOPOL-M (OE)	170	2784	0	0				984	1824

Tabelle 16a: Szenario Russland gegen USA; Beginn der Schießfenster

Geteilte Schießfenster:

*) 170 - 182 und 213 - 486

***) 174 - 184 und 236 - 500

Start	Ziel	ICBM	T_B	T_{Flug}	Ustka			Falkirk		Ft. Greely	Vanden-berg
					DT_3	DT_2	DT_E	DT_3	DT_2	DT_3	DT_3
Plesezk	Washington	TOPOL-M (OE)	170	2988	30	0				0	0
Plesezk	Denver	TOPOL-M (OE)	170	2930	0	0				0	309
Plesezk	S. Francisco	TOPOL-M (OE)	170	2876	0	0				214	666
Tatishchevo	Washington	TOPOL-M (OE)	170	2905	278	0				0	0
Tatishchevo	Washington	SS-18 (OE)	234	3295	125	0				0	0
Tatishchevo	Miami	TOPOL-M (OE)	170	2745	285	0		746	42	0	0
Tatishchevo	Miami	SS-18 (OE)	234	3317	154	0				0	0
Tatishchevo	S. Francisco	TOPOL-M (OE)	170	2701	5	0				576	661
Tatishchevo	S. Francisco	SS-18 (OE)	234	3322	0	0				0	634
Dombarovsky	Washington	TOPOL-M (OE)	170	2832	274	0				0	0
Dombarovsky	Miami	TOPOL-M (OE)	170	2595	378	0		700	0	0	0
Dombarovsky	S. Francisco	TOPOL-M (OE)	170	2663	0	0				827	689
Novosibirsk	Washington	TOPOL-M (OE)	170	2806	0	0				0	0
Novosibirsk	S. Francisco	TOPOL-M (OE)	170	2784	0	0				1052	654

Tabelle 16b: Szenario Russland gegen USA: Schießfensterdauer

Diskussion der Resultate:

- Die Westküste (San Francisco) kann mit Fort Greely und Vandenberg geschützt werden. Ferner ist zumindest gegen einen Angriff von Plesezk aus eine Verteidigung auch von Denver möglich. Hingegen gibt es keinen Schutz für die Ostküste (Washington, Miami) von den beiden Basen in Fort Greely und Vandenberg.
- Um auch die Ostküste gegen einen Angriff von den hier festgelegten russischen Basen aus verteidigen zu können, ist eine 3. Basis erforderlich. Im Falle von Ustka gibt es nun eine interessante Besonderheit. Wird in Ustka der GBI3 installiert sind Anflüge auf die Ostküste bekämpfbar. Allerdings muss festgehalten

werden, dass der Beginn der zeitlichen Schießfenster stets mit dem Brennschluss der Angriffsrakete zusammenfällt. Wird aber ein GBI2 in Ustka eingebaut, so wie es auch von den USA geplant ist, kann nach den Berechnungen mit dem Modell RAAB keine russische Rakete, egal ob TOPOL-M (OE) oder SS-18 (OE), abgefangen werden. Zu sehr bedeutet ein Schießen von Ustka aus ein Nachschießen, wofür ein GBI2 in diesen Lagen kinematisch zu schwach ist, um noch treffen zu können.

- Es muss aber festgehalten werden, dass der minimale Abstand zwischen einem Kill Vehicle eines GBI2 der von Ustka aus abgefeuert wird und einer russischen Angriffsrakete, nach RAAB, mitunter relativ gering ausfällt. So liegt etwa für den Schiessfall Dombarovsky gegen Miami der erreichbare Minimalabstand bei ca. 5,5 *km*. Gerade in diesem Fall ist nach RAAB unter der Voraussetzung, dass der GBI2 vor Brennschluss der Angriffsrakete gestartet wird, sogar ein Schießfenster von 9 Sekunden für einen Treffer möglich. In den anderen untersuchten Schussfällen des Russland \Rightarrow USA Szenarios liegen die erreichbaren Mindestabstände im Bereich einiger 10 *km* und es gibt auch beim Abfeuern des Abwehrflugkörpers vor Brennschluss der Angriffsrakete kein Schiessfenster für Trefferereignisse.

- In der Literatur finden sich Aussagen, wie zum Beispiel bei T. POSTOL [42], dass sehr wohl russische Angriffsraketen von Ustka aus mittels GBI2 abgefangen werden können. In diesem Zusammenhang müssen zwei Argumente bedacht werden:
 - * Das Modell mit dem T. POSTOL [42] seine Berechnungen durchgeführt zu haben scheint, es wird in [42] nicht explizit das verwendete Modell angegeben, dürfte das „Missile Flyout“-Modell sein (siehe Kapitel 2). Dieses Modell arbeitet

jedoch im Gegensatz zu RAAB ohne Lenkung und immer nur mit 3 Freiheitsgraden!

- * Die Tatsache, dass die erreichbaren Minimalabstände relativ gering ausfallen, etwa in Relation zu den involvierten Schussdistanzen, zeigt auch mit RAAB eine gewisse kinematische „Grenzlage“ in diesen Schussfällen.

- Von Tatischchevo aus werden die Ziele Washington, Miami und San Francisco auch mit SS-18 (OE) angegriffen. Die SS-18 (OE) hat eine höhere Reichweite als die sonst gerechnete TOPOL-M (OE). Bei gleicher Schussdistanz bedeutet daher der Einsatz einer SS-18 (OE) gemäß den Ausführungen in Kapitel 2.5.1, dass mit einem höheren Programmwinkel und damit einem höheren Apogäum als bei der TOPOL-M (OE) geflogen wird. Ferner ist die Brennschlussgeschwindigkeit der SS-18(OE) höher als die der TOPOL-M (OE). Beides hat zur Folge, dass die Abwehr der SS-18 (OE) etwas schwieriger wird in Form von kürzeren Schießfenstern als das Abfangen einer TOPOL-M (OE). Extremere ist die Lage beim Anflug der SS-18 (OE) auf San Francisco, wo die Abwehr von Fort Greely (nach RAAB) überhaupt nicht mehr möglich erscheint. Das hat damit zu tun, dass Fort Greely knapp über der Hälfte der Schussdistanz liegend sehr hoch und etwas seitlich überflogen wird. Dadurch wird der GBI3 regelrecht "überschossen".

- Wird das schottische Falkirk als europäische GBI-Stellung gewählt, wäre dies beim Einsatz eines GBI3 günstiger für die Verteidigung der Ostküste. Am Beispiel von TOPOL-M (OE)-Angriffen von Tatischchevo und Dombarovsky auf Miami ergeben sich ca. doppelt so lange Schießfenster als man sie für Ustka erhält. Ferner ist beim Angriff von Tatischchevo aus auch der GBI2, wenn auch nur mit einem kurzen Schießfenster, doch in der Lage eine erfolgreiche Bekämpfung durchzuführen. Diese Unterschiede zwischen Ustka

und Falkirk wären nach den Berechnungen mit RAAB wie folgt zu erklären: Ustka liegt geometrisch näher am aufsteigenden Flugbahnast der jeweiligen Angriffsrakete und ist dabei zusätzlich mit dem ersten Geschwindigkeitsmaximum konfrontiert. Abbildung 9 zeigt den Geschwindigkeitsverlauf einer TOPOL-M (OE) für den Flug von Tatischchevo nach Miami.

- Dass von Falkirk aus eine Bekämpfung russischer Angriffsraketen die in Tatischchevo starten mit GBI2 prinzipiell möglich ist, unterstreicht die kinematische „Grenzlage“ dieses Szenarios. Allerdings erscheinen nach RAAB Aussagen, wonach grundsätzlich alle russischen Angriffsraketen von Ustka oder Falkirk aus abwehrbar sind als zu weit gegriffen.

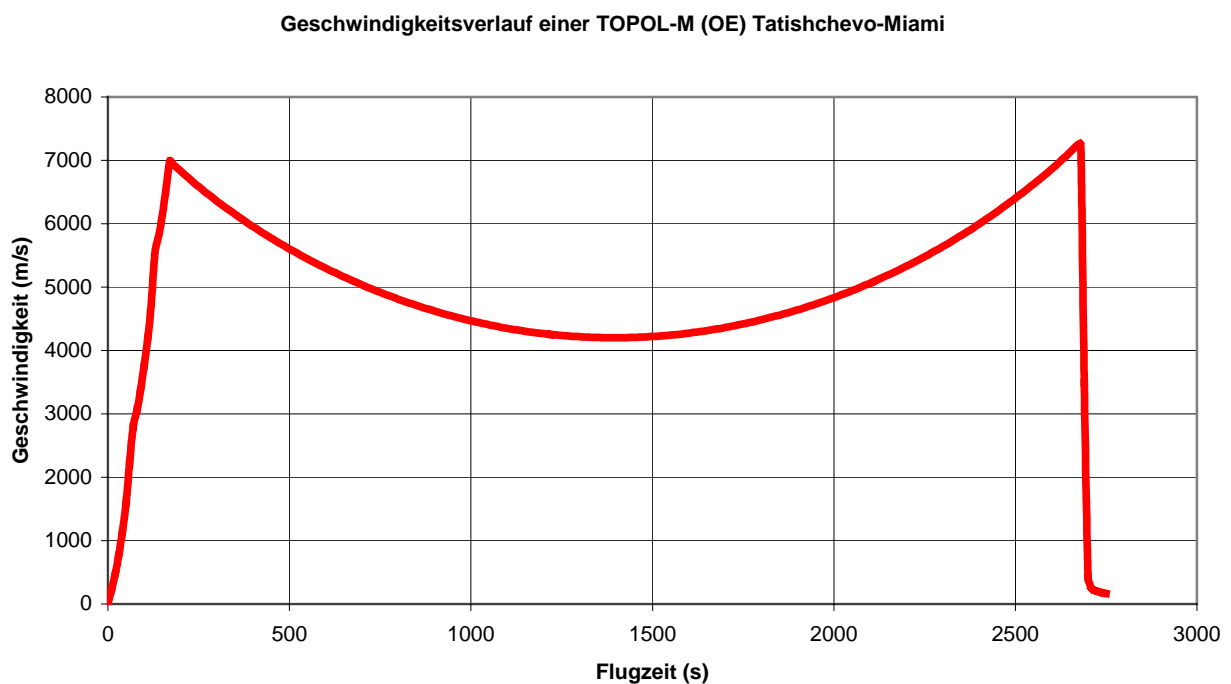


Abb. 9: Typischer Geschwindigkeitsverlauf einer ICBM

Anmerkung:

Im Anstieg zum ersten Geschwindigkeitsmaximum (= Brennschluss) sind in Abbildung.9 die 2 Stufenwechsel der TOPOL-M (OE) als "kleine Höcker" erkennbar.

Für Falkirk ist ein kinematisch weniger anspruchsvolles Verhalten der Zielrakete gegeben. Zusätzlich sind die Höhenänderungen der TOPOL-M (OE) im für Falkirk relevanten Flugbahnabschnitt nicht mehr so dramatisch wie von Ustka aus gesehen.

5.4 Szenario Russland gegen Europa

In Ergänzung zum Szenario Russland gegen USA wird ein sehr einfaches Szenario Russland gegen Europa gerechnet. Dabei wird nur ein russischer Startort, nämlich Tatischchevo, gewählt von wo aus die Städte Wien, Zürich, Paris und London mit einer R-14 (OE) angegriffen werden. Die erwartbaren Schussdistanzen von Russland gegen Ziele in Mittel- und Westeuropa sind verglichen mit den Distanzen in den anderen Szenarien wesentlich geringer. Es wird daher nicht die R-14 (OE) Rakete entsprechend den Leistungen nach Kapitel 2.5.1 Abb. 1 bis 3 verwendet, sondern es kommt bei dieser Rakete zu einer Vorverlegung des Brennendes um 5 Sekunden. Das ist technisch machbar da die R-14 mit flüssigem Treibstoff betrieben wird. Somit kann daher die Treibstoffzufuhr per Ventil vorzeitig gestoppt und der Wiedereintrittskörper dann separiert werden. Die maximale Schussweite in dieser Betriebsart der R-14 (OE) beträgt 3330 km bei einem Programmwinkel von 34°. Als Bezeichnung der R-14 mit reduzierter Brenndauer wird folglich „R-14/K (OE)“ mit „K“ für verkürzte Reichweite verwendet.

Die Tabelle 17 illustriert die in einem russisch – europäischen Szenario erwartbaren Großkreisdistancen.

Startorte	Zielstädte	Distanz (km)
Tatishchevo	Wien	2110
Tatishchevo	Zürich	2690
Tatishchevo	Paris	3050
Tatishchevo	London	3100
Plesezk	Wien	2180
Plesezk	Zürich	2600
Plesezk	Paris	2770
Plesezk	London	2670

Tabelle 17: Ausgewählte Großkreisdistanzen von zwei russischen Raketenbasen nach Mittel- und Westeuropa.

Da das System R-14/K (OE) seine maximale Schussweite bei einem Programmwinkel von 34° erreicht ist es für kürzere Schussdistanzen als der Maximalweite durchaus sinnvoll auch die „untere Winkelgruppe“ der Programmwinkel zu verwenden, d.h. die tiefer gelegte Flugbahn zu nützen. Daher wird das Teilszenario Tatishchevo gegen London sowohl mit der hochgelegten wie mit der tiefgelegten Flugbahn gerechnet. Als Startort für Abfangraketen wird nur Ustka untersucht.

Die weiteren Resultate, d.h. die kinematischen Schießfensterdaten sind aus den Tabellen 18a und 18b ersichtlich.

Start	Ziel	ICBM	T_B	T_{Flug}	Ustka		
					ST_3	ST_2	ST_E
Tatishchevo	Wien	R-14/K (OE)	126	1333	126	126	126
Tatishchevo	Zürich	R-14/K (OE)	126	1275	126	126	126
Tatishchevo	Paris	R-14/K (OE)	126	1208	126	126	
Tatishchevo	London hoch	R-14/K (OE)	126	1192	126	126	
Tatishchevo	London tief	R-14/K (OE)	126	862	126	126	126

Tabelle 18a: Szenario Russland gegen Europa; Beginn der Schießfenster

Start	Ziel	ICBM	T_B	T_{Flug}	Ustka		
					DT_3	DT_2	DT_E
Tatishchevo	Wien	R-14/K (OE)	126	1333	962	970	990
Tatishchevo	Zürich	R-14/K (OE)	126	1275	860	868	880
Tatishchevo	Paris	R-14/K (OE)	126	1208	726	738	
Tatishchevo	London hoch	R-14/K (OE)	126	1192	734	746	
Tatishchevo	London tief	R-14/K (OE)	126	862	126	384	414

Tabelle 18b: Szenario Russland gegen Europa; Schießfensterdauer

Diskussion der Resultate

- In allen untersuchten Schießfällen wäre ein Bekämpfungsbeginn unmittelbar nach Brennschluss der Angriffsrakete theoretisch möglich.
- Bei den hochgelegten Flugbahnen ist die Schießfensterdauer des GB12 nur geringfügig größer als die des GB13. Im Falle der tiefgelegten Flugbahn Tatishchevo gegen London ist die Überlegenheit

des GBI2 aber sehr deutlich. Es zeigt sich ferner, dass in den Fällen des Russland gegen Europa Szenarios in denen auch das System EXOGUARD gerechnet wurde dieses den GBI's stets überlegen ist. Das zeigt sich besonders bei der tiefgelegten Flugbahn. Die Begründung dafür liegt in den Brennschlusszeiten der Abwehrflugkörper und den über die Stärke der Triebwerke sowie den beteiligten Massen sich ergebenden Brennschlusshöhen. Die Kill Vehicle können eben erst nach Brennschluss freigesetzt werden. Mit 198.2 Sekunden hat der GBI3 die längste Brenndauer, gefolgt von 134.4 Sekunden des GBI2 und 75 Sekunden für den EXOGUARD. Aus allen für diesen Bericht gerechneten Schießfällen ergeben sich die folgenden Höhenintervalle in denen Treffer erzielbar sind.

GBI3:	ca. 200 <i>km</i>	-	ca. 3000 <i>km</i>
GBI2:	ca. 120 <i>km</i>	-	ca. 2000 <i>km</i>
EXOGUARD:	ca. 80 <i>km</i>	-	ca. 1500 <i>km</i>

Es sei angemerkt, dass zur Ermittlung dieser Höhenintervalle keine darauf abzielenden Berechnungen angestellt, sondern eben nur die im Rahmen der gerechneten Szenarien sich ergebenden Trefferhöhen ausgewertet werden.

- Zur Abwehr von Angriffen mit Kurz- und Mittelstreckenraketen sind die GBI's nicht beziehungsweise weniger gut geeignet. Das System EXOGUARD scheint eine bessere Lösung für die Verteidigung Europas zu sein. Es ist jedoch, wie früher erwähnt, damit nicht möglich auch die USA „mitzuverteidigen“. EXOGUARD wäre offenbar gut geeignet zur Abwehr von Angriffen aus Russland aber auch gegen Anflüge aus dem Nahen Osten und dem nordafrikanischen Raum.

- Die Bedrohung Europas, egal ob von Russland, dem Nahen Osten oder Nordafrika, ist primär eine Bedrohung durch Mittelstreckenraketen. Hingegen werden die USA aus geografischen Gründen eher nur von weitreichenden ICBM's bedroht. Mittelstreckensysteme müssten von Schiffen im Atlantik oder Pazifik gegen die USA abgefeuert werden. Die Verteidigung Europas muss daher speziell als Verteidigung gegen Mittelstreckenraketen angelegt werden womit sich das Konzept EXOGUARD erklärt.
- Die amerikanische Argumentation, der GBI2 sei für Europa besser geeignet als der GBI3 stimmt somit in mehrfacher Weise. Der GBI2 ist ein akzeptabler Kompromiss um:
 - * die obere Mittelstrecke für Europa abzudecken
 - * den Osten der USA zu schützen und
 - * strategischen Beziehungen am Raketensektor mit Russland nicht zu gefährden (siehe Kapitel 5.3).

5.5 Fernost-Szenario

Mit dem Fernost-Szenario sollen die mit RAAB gerechneten Angriffe auf die USA eine Abrundung finden. Dabei werden Angriffe von Nordkorea aus dem Gebiet Musudan-ri und aus Luoning in China gegen Ziele in den USA untersucht.

Es wird zugeordnet:

Musudan-ri: Washington, Miami, Denver, San Francisco

Luoning: Washington, San Francisco

Als Angriffsflugkörper werden die Modelle DF-5 (OE) und DF-5A (OE) verwendet. Die Resultate sind in den Tabellen 19a und 19b ersichtlich.

Start	Ziel	ICBM	T_B	T_{Flug}	Ustka			Falkirk		Ft.	Vanden-
					ST_3	ST_2	ST_E	ST_3	ST_2	Greely	berg
Musudan-ri	Washington	DF-5 (OE)	242	2734						608	0
Musudan-ri	Miami	DF-5A (OE)	242	3622						0	0
Musudan-ri	Denver	DF-5 (OE)	242	2774						700	1739
Musudan-ri	S. Francisco	DF-5 (OE)	242	2777						1152	1795
Luoning	Washington	DF-5A (OE)	242	3612						0	0
Luoning	S. Francisco	DF-5 (OE)	242	2759						1090	1781

Tabelle 19a: Fernost-Szenario; Schießfensterbeginn

Start	Ziel	ICBM	T_B	T_{Flug}	Ustka			Falkirk		Ft.	Vanden-
					DT_3	DT_2	DT_1	DT_3	DT_2	Greely	berg
Musudan-ri	Washington	DF-5 (OE)	242	2734						717	0
Musudan-ri	Miami	DF-5A (OE)	242	3622						0	0
Musudan-ri	Denver	DF-5 (OE)	242	2774						1199	616
Musudan-ri	S. Francisco	DF-5 (OE)	242	2777						841	671
Luoning	Washington	DF-5A (OE)	242	3612						0	0
Luoning	S. Francisco	DF-5 (OE)	242	2759						935	663

Tabelle 19b: Fernost-Szenario; Schießfensterdauer

Diskussion der Resultate

- Von Europa gibt es wegen zu großer Distanzen keine Bekämpfung!
- Für die Angriffe Musudan-ri \Rightarrow Miami und Luoning \Rightarrow Washington wird auf Grund der großen Distanz eine DF-5A (OE) verwendet. Für diese sehr weitreichende Rakete muss aber dennoch ein hoher Programmwinkel geflogen werden da die maximale Schussweite

der DF-5A (OE) doch wieder wesentlich größer ist als die hier erforderlichen Schussweiten. Mit den hohen Programmwinkeln sind hohe Apogäumwerte verbunden. Für den Schuss Musudan-ri gegen Miami wird ein Apogäum von 3606 *km* erreicht. Die Stellungen Vandenberg und speziell Fort Greely liegen nun annähernd auf halbem Weg, sodass die dort stationierten GBI3 praktisch "überschossen" werden. Das ist der Grund warum mit RAAB keine Bekämpfbarkeit berechenbar ist.

- Der Schutz des amerikanischen Westens ist, nach RAAB, hinreichend sichergestellt. Gegen Nordkorea bleibt nur der Südosten der USA problematisch, sofern der Angreifer überhaupt ein derart weitreichendes Raketensystem zur Verfügung hat um diese Gebiete zu erreichen.

5.6 Alternativszenario mit SM3

In der Literatur, z.B. [42] wird eine alternative Lösung des Raketenabwehrproblems für die US-Ostküste beziehungsweise für Europa diskutiert die auf dem Flugkörper der US-Navy, dem SM3 (hier etwa dem künftigen SM3 IIB), aufbaut. Dieses System ist an Bord der amerikanischen Aegis-Schiffe und den Schiffen einiger Alliierten stationiert. Um auch diesen Aspekt der Raketenabwehr mit RAAB abzudecken werden zwei Schiffspositionen mit den geografischen Gradwerten

43,2° nördl. Breite / 35,0° östl. Länge

ca. „in der Mitte“ des Schwarzen Meeres und

35,0° nördl. Breite / 30,0° östl. Länge

nördl. von Alexandria zwischen Kreta und Zypern

gewählt. Es werden der Anflug einer R-14 (OE) von Teheran auf Wien und der einer DF-5 (OE) von Teheran auf Washington mit der – in diesem Bericht üblichen – hochgelegten Flugbahn als auch mit der jeweiligen tiefgelegten Flugbahn gerechnet. Die Tabelle 20 liefert die Ergebnisse.

						Schwarzmeer		östl. Mittelmeer	
Start	Ziel	ICBM	T_B	T_{Flug}	Flugbahn	ST	DT	ST	DT
Teheran	Wien	R-14 (OE)	131	1781	hoch	634	466	0	0
Teheran	Wien	R-14 (OE)	131	753	tief	50	298	0	0
Teheran	Washington	DF-5 (OE)	242	2760	hoch	0	0	0	0
Teheran	Washington	DF-5 (OE)	242	2054	tief	224	38	0	0

Tabelle 20: Alternativszenario mit SM3; Beginn und Dauer der Schießfenster.

Diskussion der Resultate:

Die Position im östlichen Mittelmeer ist sowohl für den Schutz der US-Ostküste als auch von Mitteleuropa nach hierortiger Einschätzung wirkungslos. Es muss in diesem Zusammenhang beachtet werden, dass der SM3 hier in RAAB eine Brennschlussgeschwindigkeit von maximal 5700 m/s aufweist. Damit ist der SM3 kinematisch eine eher „schwächere“ Abfangrakete. Ein Schutz Südeuropas und speziell eine Unterstützung der Verteidigung Israels müsste aber jedenfalls durchführbar sein.

Wird eine Schiffsposition im Schwarzen Meer bezogen sollte zumindest eine Verteidigung Europas möglich sein. Für die US-Ostküste ist faktisch nach den Ergebnissen mit RAAB wohl ebenfalls kein Schutz erreichbar da das Schießfenster gegen die tiefgelegte Flugbahn nur kurz (38 Sekunden) offen ist und der Gegner sicher nicht den Tiefflug wählt wenn man mit der hochgelegten Flugbahn die Abwehr überschießen kann.

Es darf nicht vergessen werden, dass der Einsatz von SM3 von Schiffen mit letztendlich begrenzter Ladefähigkeit vorgesehen ist. Vergleicht man die Masse des LEAP (hier in RAAB mit insgesamt 5 kg) mit der Masse des Kill Vehicles von EXOGUARD mit 140 kg und bedenkt, dass beide Systeme etwa die gleiche Brennschlussgeschwindigkeit haben beträgt die Startmasse von SM3 1315 kg (hier in RAAB) und die von EXOGUARD immerhin 12500 kg.

Ungeachtet der kinematischen Treffmöglichkeiten bedeuten die geringe Masse des LEAP aber auch die geringeren Treffergeschwindigkeiten sehr wenig erzielbare Trefferenergie beziehungsweise KILL-Werte. Sie liegen in der Größenordnung weniger Prozente. Es ist daher im Vergleich mit den Kill Vehicles des GBI-Systems oder von EXOGUARD mit erheblich geringeren Zerstörungen des angreifenden Wiedereintrittskörpers zu rechnen.

Ein weiteres Problem ergibt sich über das Radarsystem auf den Aegis-Schiffen, dem AN/SPY-1B. Es handelt sich einerseits um ein S-Band-Radar im Bereich um 3,3 GHz und andererseits hat die Antenne einen Durchmesser von nur 3,81 m womit sich ein Keulenöffnungswinkel von ca. 21 mrad ergibt. Das ist im Vergleich zu den Ausführungen in Kapitel 4.3 sehr bedenklich da damit die einzelnen Teile innerhalb des Zielclusters nicht beziehungsweise nur sehr schwer aufzulösen sind. Der Einsatz des Radars erscheint, neben der allgemeinen Zielbeobachtung, nur dann sinnvoll, wenn es um die Abwehr von Kurz- und Mittelstreckenraketen geht. So wäre die Wirksamkeit des Aegissystems (Radar plus SM3) etwa gegen Integralflugkörper sicher gegeben. Sollte das Angriffssystem nicht nach Brennschluss separieren sondern noch „in einem Stück“ weiterfliegen gäbe es auch kein Problem (zumindest nicht mit dem Radar).

Das System SM3 gegen die Anfangsflugphase einer ICBM einzusetzen überfordert die Kinematik nach den Rechnungen mit RAAB. Das liegt daran, dass die ICBM's während ihrer Antriebsphase enorme axiale Beschleunigungswerte zeigen können und bei Brennschluss Geschwindigkeiten erreichen die gegebenenfalls weit über den Brennschlussgeschwindigkeiten der SM3 liegen. Mit dem hier gerechneten Geschwindigkeitsinkrement des LEAP erscheinen solche Bekämpfungen nicht oder nur sehr schwer durchführbar. Ferner ist jede Nachschussituation zum Scheitern verurteilt. Bei einer Aufstellung im Schwarzen Meer oder im östlichen Mittelmeer würden diese Probleme aber schlagend.

Sollte es mit einer vorgestaffelten Verteidigung mit SM3 im Schwarzen Meer oder im östlichen Mittelmeer zu einem Treffer kommen ist jedenfalls mit einer nach Anzahl, Größe und Form nicht vorhersehbaren Menge an Trümmern zu rechnen. Wäre dieser Treffer, wegen der fehlenden „Identifikation“ durch das Aegis-Radar, nicht am gefährlichen Wiedereintrittskörper sondern an einem Täuschkörper erfolgt, behindern diese Trümmer in Folge die „Identifikation“ etwa mit dem Radar in Brdy. Damit würde der Einsatz einer „Gestaffelten Abwehr“, etwa von Ustka mit GB12, zumindest erschwert.

Der seegestützte Alternativeinsatz ist zu begrüßen, wenn sonst nichts verfügbar ist, jedoch erscheint die Lösung mit den geplanten Stellungen in Brdy und Ustka (GB12) aus technischer Sicht definitiv besser zu sein.

6. Trümmerschleppenanalyse

6.1 Allgemeine Trefferbetrachtungen

An dieser Stelle erhebt sich die Frage was im Falle eines Treffers passieren könnte [50]. Eine eindeutige und einfach ableitbare Antwort ist dazu nicht möglich: Der Ausgang eines Trefferereignisses wird einmal davon bestimmt, welchen Gefechtskopf der abgefangene Wiedereintrittskörper transportiert hat. Im Falle eines mit konventionellem Sprengstoff gefüllten Wiedereintrittskörpers ist durch die Wucht des Treffers mit der detonativen Auslösung des Sprengstoffes zu rechnen. Dabei bilden sich viele, wahrscheinlich sehr kleine Bruchstücke, die sehr bald in die Atmosphäre eintreten oder aber in richtige Umlaufbahnen um die Erde geschleudert werden können. Das hängt von den Abgangsrichtungen der Splitter und deren Geschwindigkeiten ab. Die Splitter die in die Erdatmosphäre eindringen, werden durch die dabei entstehende hohe Reibungswärme gänzlich oder teilweise verdampfen.

Ist der Wiedereintrittskörper mit einem atomaren, biologischen oder chemischen (ABC) Gefechtskopf ausgestattet worden, ist nicht mit einer so "zerstäubenden Detonation" zu rechnen. Im Modell RAAB wird eine sehr grobe Näherung dafür entsprechend Kapitel 2.4 durchgeführt. Beim Treffer selbst bildet sich neben den gröberen Trümmern noch heißer Staub und es könnten manche Materialien auch etwas verdampfen. Obwohl keine Explosion stattfinden muss, liefert der heiße Staub Bilder, die ähnlich einer Explosion sein können. Dabei wird einfachheitshalber nicht in Rechnung gestellt, dass unverbrauchtes Hydrazin im Kill Vehicle sehr wohl explodieren könnte. Letztlich muss auch für die Trümmer die Energie- und Impulserhaltung gelten und die mehrfach erwähnte Tatsache, dass alle Trümmer nur unter dem folgenden Eindruck der Schwerkraft fliegen. Mit anderen Worten: reale Trümmer setzen ihren Weg Richtung Ziel mehr oder weniger fort.

Ein atomarer Gefechtskopf des Wiedereintrittskörpers wird höchstwahrscheinlich so nachhaltig zerstört sein, dass er nicht mehr zünden kann. Das Nuklearmaterial hingegen wird wahrscheinlich nach dem Eindringen in die Atmosphäre verglühen und fein verteilt auf die Erdoberfläche sedimentieren. Bei biologischen und chemischen Gefechtsköpfen kann es durch die Hitzeentwicklung beim Trefferstoß zur chemischen Zerlegung der gefährlichen Substanzen kommen. Werden biologische oder chemische Kampfstoffe im Weltall freigesetzt und unterliegen der kosmischen Strahlung, ist ebenfalls mit Abbauprozessen zu rechnen. Allerdings gilt es zu bedenken, dass gerade biologische und chemische Kampfstoffe in Submunitionen im Wiedereintrittskörper untergebracht sein können. Zum Abbau der Giftstoffe müssen alle Submunitionsbehälter "geöffnet" werden. Ob das mit dem Treffer vollständig gelingt, ist derzeit hierorts nicht zu beantworten. Selbst wenn biologisch-chemische Stoffe nicht chemisch abgebaut werden können, (durch Hitze oder kosmische Strahlung) so werden sie, abgesehen von nicht geöffneten Submunitionsbehältern, in der Atmosphäre fein verteilt und liegen nach Sedimentation zur Erdoberfläche in wahrscheinlich unbedenklich verdünnter Konzentration vor.

Bei Nuklearmaterial bringt das Verglühen in der Atmosphäre und die folgende feine Verteilung kein Ende einer allfälligen radioaktiven Strahlung, da letztere von den Atomkernen ausgeht. Ein derartiger "Fallout" könnte auch über Österreich niedergehen. Es ist aber damit zu rechnen, dass dieser "Fallout" zu einer geringeren zusätzlichen Strahlungsbelastung führt als würde die Angriffsrakete den atomaren Gefechtskopf im Ziel, etwa einer europäischen Großstadt, zünden und die dabei entstehenden radioaktiven Produkte (z.B. Jod, Cäsium) würden als "strahlende Wolken" meteorologisch verteilt auch Österreich erreichen.

6.2 Spezielle Trefferbetrachtung

Die folgenden Ausführungen zeigen die Resultate einer Trümmerschleppanalyse mit dem Modell RAAB. Es wird exemplarisch der Schuss Teheran gegen Paris bei nicht rotierender Erde (siehe Kapitel 2.4) gewählt. Dieser Schuss ist auch deshalb von Bedeutung, da der Flugweg über Österreich verläuft. Die Bekämpfung erfolgt mit einem GBI2 von Ustka aus. Das zeitliche Schießfenster zur Abwehr dieses Angriffs erstreckt sich von 198 Sekunden bis 1373 Sekunden. Es wird der Abfeuerungszeitpunkt 300 Sekunden gewählt. Damit ergeben sich folgende spezielle Schuss- und Trefferdaten:

Brennschlussgeschwindigkeit des GBI2: 7730 *m/s*

Lock-on des IR-Detektors des Kill Vehicles auf das Ziel:

Distanz: 235 *km* Dauer: 28 Sekunden

Flugzeit des GBI2 bis zum Treffer: 460 Sekunden

Geschwindigkeit des Kill Vehicles zum Zeitpunkt des Treffers: 6249 *m/s*

Trefferhöhe: 1683 *km*

Trefferort: 43.8° nördl. Breite; 33.1° östliche Länge über dem Schwarzen Meer

Trefferenergie: 1605 *MJ* mit Kill = 97 %, das heißt die Trümmer sollten etwa Fußballgröße haben.

Trefferwinkel: 120° (180° wäre direkt frontal)

Ablenkwinkel durch den Treffer: 3.4°

6.3 Trümmerschleppverteilung

Entsprechend den Ausführungen im Kapitel 2.4 werden nach dem Treffer Kugeln vom Durchmesser = 1 *m* = konstant und variabler Masse gerechnet. Auf Grund der Trefferkinematik ist zu Beginn des Kugelflugweges $C_w \approx 0.9$. Der ballistische Koeffizient BK ergibt sich nach

Gleichung 5 zu:

$$BK = \frac{m}{S C_w}$$

Die Tabelle 21 liefert die Ergebnisse:

Kugelmasse (kg)	Ball. Koeffizient	T_{Flug} (s)	V_{End} (m/s)	Aufschlag		
				nörtl. Breite (°)	östl. Länge (°)	Gebiet
0.1	0.14	8213	3	48.1	13.4	Raum Straßwalchen (AUT)
0.25	0.35	5749	4	48.3	10.7	Raum Augsburg (GER)
1.0	1.41	3651	8	48.6	6.9	Raum Blamont (FRA)
10.0	14.15	2276	26	48.7	5.1	Raum Bar-le-Duc (FRA)
100.0	141.47	1861	82	48.7	4.8	östliche Champagne (FRA)
1000.0	1414.70	1730	214	48.7	4.6	östliche Champagne (FRA)
4080.0	5772.00	1707	1961	48.7	4.8	östliche Champagne (FRA)

Tabelle 21: Trümmerverteilung in Abhängigkeit ihres ballistischen Koeffizienten; Die Flugzeit in Tabelle 21 bezieht sich auch hier auf den Startzeitpunkt der Angriffsrakete.

Mit RAAB kann zwar nicht die Breite der Schleppe wohl aber die Hauptrichtung des Trümmerfluges berechnet werden. Die Abbildung 10 zeigt schematisch den Trümmerbereich allgemein sowie den Flugweg der schweren Trümmer des Wiedereintrittskörpers nach dem Treffer.

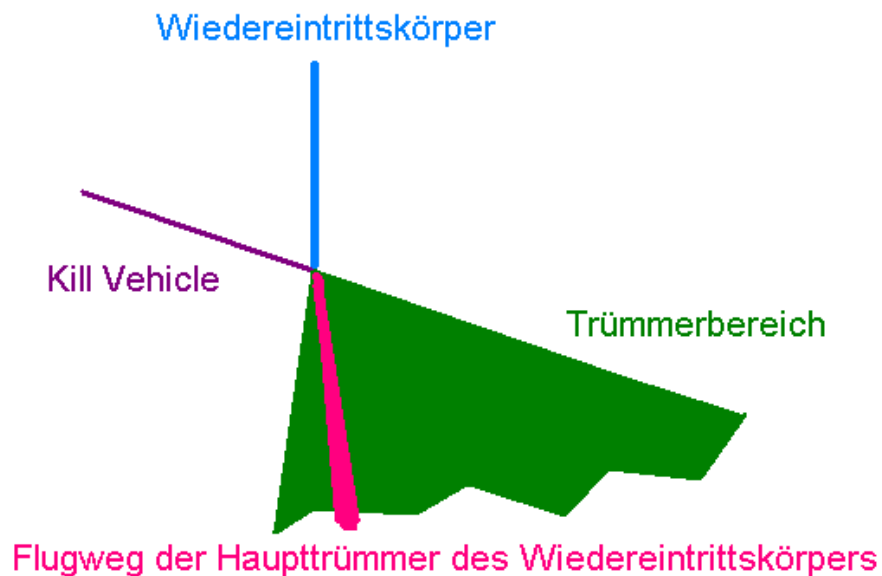


Abb. 10: Allgemeines Schema der Trümmerflugbereiche nach einem Treffer.

Die Flugbahn des Ziels verläuft in Abbildung 10 von oben nach unten. Von links kommt der Interceptor. Die mit RAAB rechenbare Richtung des Trümmerfluges nach dem Treffer entspricht in Abbildung 10 der in rot erkennbaren Hauptrichtung der Trümmer in leicht abgelenkter Richtung bezüglich des Zielfluges vor dem Treffer.

Diese leichte Ablenkung wird in RAAB über die Gesetze des unelastischen Stoßes ermittelt und findet sich indirekt in den Aufschlagorten in Tabelle 21 wieder.

6.4 "Verflühmodell"

Dabei werden entsprechend Kapitel 2.4 nur Eisenkugeln als nach dem Treffer vorhandene Trümmer gerechnet. Der Kugeldurchmesser hängt somit von der jeweiligen Eisenmasse ab. In Tabelle 22 sind die Ergebnisse des "Verflühmodells" ersichtlich.

Kugelstart- masse (kg)	Ballistischer Koeffizient	Schmelzbeginn Höhe (km)	Restmasse (g)	Verglühhöhe (km)	Aufschlag
0.1	168	45.7	< 1	26.8	-
0.25	228	43.4	< 1	24.3	-
1.0	362	39.4	< 1	20.0	-
10.0	781	33.3	< 1	11.9	-
100.0	1682	27.9	7	0.1	praktisch ja
1000.0	3624	22.8	55	-	ja

Tabelle 22: Resultate mit "Verglühmodell"

Die ballistischen Koeffizienten gelten für die Eisenkugeln vor Schmelzbeginn. Die Aufschläge auf der Erdoberfläche bzw. die Verglühprozesse ereignen sich in diesem Beispiel alle im Gebiet der östlichen Champagne (FRA).

7. Das "AHW"-Projekt und die GBI's

7.1 Allgemeine Problemstellung

Das Kürzel "AHW" steht für "Advanced Hypersonic Weapon". Im Prinzip handelt es sich dabei um ein US-Projekt zur Entwicklung eines interkontinental einsetzbaren hochpräzisen Wuchtgeschosses. Die offene Literatur ([51], [52] oder [53]) beschreibt diese Waffe so, dass ein ca. 400 kg schweres in der Endflugphase steuerbares Wuchtgeschoss ein Ziel, z.B. eine im Auftanken befindliche feindliche Interkontinentalrakete auf ihrer Startrampe oder ein Terroristenversteck präzise und mit hypersonischen Geschwindigkeiten (um oder höher Mach 4 nach [52]) treffen kann. Der Start und die Mittelflugphase entsprechen dem Verhalten einer Interkontinentalrakete. Die technische Herausforderung besteht dann darin, mit dem in der Atmosphäre steuerbaren Wuchtkörper die thermischen Belastungen des Wiedereintritts zu bewältigen sowie mit der erforderlichen hohen Genauigkeit zu treffen. Als Antriebsstufe wird in der Literatur ein zweistufiger Booster diskutiert, der letztlich dem des GBI2 entsprechen könnte!

Die Reichweite soll bei ca. 6000 km (erreichbar in ca. 35 Minuten) liegen [52]. Unter diesen Aspekten wird in der Literatur [51] von russischen Bedenken gesprochen sich gegebenenfalls einer "Super Pershing 2" gegenüber zu sehen. Da letzten Endes "nur" die Nutzlast (hardwaremäßig) sowie die Flugsteuerung (Software) zu tauschen wäre und das alles theoretisch unterhalb der Bunkerdecke in den geplanten Raketensilos in Polen ablaufen könnte, würde die russische Seite nicht erkennen ob ein reines Defensivsystem oder doch ein Angriffssystem in Ustka stationiert ist.

Möglicherweise ist das Angebot von US-Präsident Bush, russische Beobachter in der polnischen Raketenabwehrstellung zuzulassen vor diesem technischen Hintergrund zu sehen. Damit wäre eine Beruhigung

Russlands bezüglich der vorgesehenen US-Raketenabwehrpläne in Europa vielleicht teilweise möglich.

Ausgehend von diesen Informationen wurde der GBI2 in RAAB auch als einfache Interkontinentalrakete modelliert. Dabei wird das Kill Vehicle durch eine 400 kg schwere Nutzlast ersetzt. Mit RAAB kann aber keine Endphasensteuerung modelliert werden. Die entscheidenden Resultate in RAAB sind die näherungsweise maximale ballistische Schussweite und die dazugehörige Flugzeit.

7.2 Resultate und ihre Diskussion

Bei RAAB erzielt man mit dem GBI2 unter Verwendung einer 400 kg Nutzlast eine maximale Reichweite von ca. 7200 km (Programmwinkel = 30°) bei Endgeschwindigkeiten um ca. 4 Mach und einer Flugzeit von ca. 32 Minuten. Mit höheren Programmwinkeln steigt die Endgeschwindigkeit. Bei Schussweiten von ca. 6000 km beträgt die Endgeschwindigkeit ca. 5 - 6 Mach. Da wie erwähnt keine Endphasenlenkung mit RAAB modelliert werden kann, werden keine allfälligen durch Lenkmanöver induzierten Anstellwinkel und damit bremsenden Luftwiderstände berücksichtigt.

Die gleichen Berechnungen werden interessehalber auch für den GBI3 mit RAAB durchgeführt. Dabei erhält man Reichweiten von maximal ca. 8700 km mit Endgeschwindigkeiten von ebenso ca. 4 Mach und einer Flugzeit von ca. 38 Minuten.

Es sei an dieser Stelle - rein spekulativ - angemerkt, dass aus technisch-ökonomischer Sicht nur mit der zweistufigen Boostervariante zu rechnen wäre. In der Realität müssten beide Varianten (zwei- und dreistufig) ausgiebigen Tests unterzogen werden, was die Kosten mindestens verdoppeln würde. Wenn man sich aus politischen Gründen entsprechend den Ergebnissen nach Kapitel 5 für die Stationierung des GBI2 in Europa entscheidet, wäre es daher naheliegend den zweistufigen Booster für das

AHW-Projekt zu wählen und ihn auch gegebenenfalls von Fort Greely oder sonst einem Punkt der USA aus, als AHW einzusetzen.

In Tabelle 23 sind einige, im Zusammenhang mit dem AHW-Projekt interessante Großkreisdistancen angeführt, um die Reichweitenabdeckungen zu illustrieren.

Ziele	Hypothetische AHW-Stationierungsorte		
	Ustka	Falkirk	Fort Greely
Irkutsk	5420	6320	5760
Wladiwostok	7550	8250	5420
Moskau	1310	2540	6690
Peking	7030	7960	6440
Luoning	7240	8280	7190
Hongkong	8460	9570	8300
Kabul	4550	5860	8640
Teheran	3380	4690	8840
Kalkutta	6800	8090	9350
Aden	5250	6360	11430
Pjôngjang	7590	8410	6100

Tabelle 23: Distanzen in *km* zwischen hypothetischen AHW-Feuerstellungen und Zielstädten. Mit GBI2 nicht mehr erreichbare Ziele sind **Rot**.

Die in Tabelle 23 angeführten Zielstädte werden so ausgewählt, dass durch sie eventuell mögliche Angriffsräume für AHW abgedeckt wären. Das heißt, nicht die Städte selbst sondern die geografischen Räume zwischen ihnen und der AHW-Stellung könnten gegebenenfalls von Interesse sein.

Vandenberg wurde als potentieller AHW-Stationierungsort nicht in Erwägung gezogen. Seine geografische Lage ist zwar gut für die

Verteidigung der Westküste der USA, zeigt sich aber weitaus ungeeigneter für Angriffe in den ostasiatischen Raum als Fort Greely.

Ferner sind auf der Grundlage der mit RAAB ermittelten Maximalreichweite des AHW mit zweistufigem Booster von ca. 7200 km jene Städtedistanzen in Tabelle 23 rot geschrieben, die außerhalb der Reichweite liegen. Aus Tabelle 23 ist somit abzulesen:

- Ustka würde als Ergänzung zu Fort Greely eine bessere Abdeckung potentieller Angriffsräume leisten als Falkirk. Dies gilt speziell für den Zentral- und südasiatischen Krisenraum.
- Sollte Fort Greely aus welchen Gründen auch immer ausfallen, ist Ustka allein effizienter als Falkirk allein. Nordchina und Südasiens werden von Ustka noch abgedeckt, nicht aber von Falkirk.
- Russland sollte sich durch eine in Europa stationierte AHW nicht übergebürhlich bedroht fühlen, da von Fort Greely aus ohnedies der Großteil Russlands abgedeckt wäre. Nur der Südwesten des Landes (Kaukasusregion) ist für zweistufige AHW's von Fort Greely aus nicht erreichbar.
- Für Südchina bzw. den südostasiatischen Raum ergibt sich eine Lücke (Hongkong). Diese Zonen könnten von AHW's nicht abgedeckt werden!
- Auch unter dem AHW-Aspekt zeigt sich der überragende Vorteil einer in Europa gelegenen amerikanischen Raketenabwehrstellung. Wäre die dritte Abwehrstellung etwa im Nordosten der USA selbst, ist wohl eine Verteidigung des Ostküstenbereiches möglich, jedoch aus geografisch und technisch einsichtigen Gründen gäbe es keine Angriffsoption im Sinne eines AHW-Systems. So beträgt die Distanz zwischen dem nordöstlichsten Bundesstaat der USA, Maine, nach Teheran ca. 9200 km.

8. Auswirkungen einer "Boost Phase Interception" auf die Schussweite

Unter Boost Phase Interception, kurz BPI, wird der Abschuss einer feindlichen Rakete während deren Antriebsphase verstanden. Voraussetzung für eine BPI ist, dass die Abwehrsysteme - Sensoren wie Wirksysteme - so nahe an ihren potentiellen Zielen disloziert werden, dass die Angriffsrakete noch vor deren Brennschluss getroffen werden kann. Eine rasche Entscheidung zum Kampfeinsatz wird dabei vorausgesetzt. Einige Vorteile der BPI sind:

- Alle Gefechtsköpfe und alle eventuell vorhandenen Täuschkörper fliegen noch in "einem Stück".
- Sehr gute IR-Signatur.
- Eine wahrscheinliche Explosion der Feindrakete durch den noch unverbrannten Treibstoff erfolgt günstigstenfalls über dem Territorium des Angreifers.
- Unter der Voraussetzung, dass mit einem Treffer der Antrieb endet, fliegt der Gefechtskopf (oder Teile davon) nicht mehr bis in den ursprünglich geplanten Zielraum.

Der letzte Aspekt wird mit RAAB untersucht. Dabei wird sukzessive der Zeitpunkt von Brennschluss und gleichzeitiger Separation des Wiedereintrittskörpers näher an den Startzeitpunkt geführt. In vereinfachender Weise wird dabei stets angenommen, dass der Wiedereintrittskörper unbeschädigt bleibt und sich durch den Treffer keine plötzliche Flugbahnänderung ergibt. Es sei aber auch festgehalten, dass derzeit kein einsatzfähiges BPI System gegen ICBM's hierorts bekannt ist, aber die USA daran arbeiten [41].

Drei Schüsse werden gerechnet und die Reichweitenreduktionen grafisch dargestellt.

Schuss 1: Teheran gegen Paris

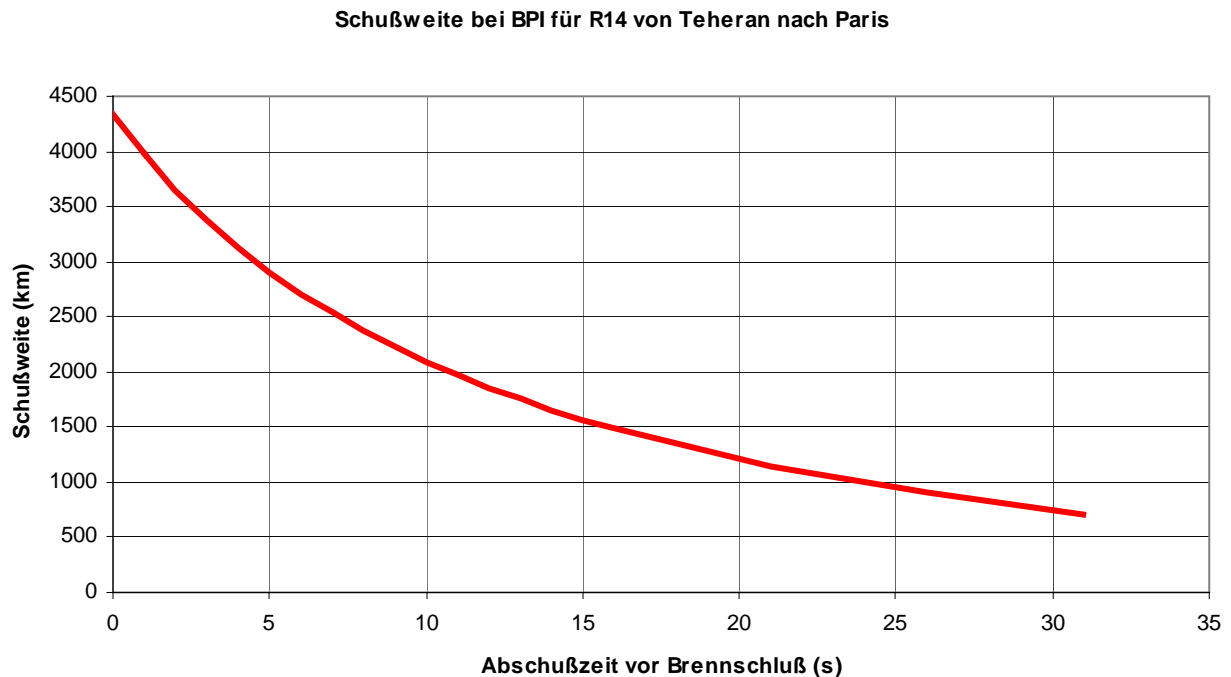


Abb. 11: Einstufige Angriffsrakete R14 (OE) mit regulärer Brenndauer 131 Sekunden

Zum Beispiel bedeutet: "Abschusszeit vor Brennschluss" = 10 Sekunden, dass der Triebwerksbrennschluss und die Separation des Wiedereintrittskörpers bei 121 Sekunden erfolgen. Um die tatsächliche (= durch den BPI verkürzte) Brenndauer zu erhalten, muss die "Abschusszeit vor Brennschluss" von der regulären maximalen Brenndauer subtrahiert werden.

Die geografischen Auswirkungen einer BPI, das heißt in welchem Land der Wiedereintrittskörper niedergeht, sind aus Tabelle 24 ersichtlich. Es wird dabei nur das Land angegeben, da in der Realität nicht mit einem komplett intakten Wiedereintrittskörper, sondern wohl eher mit Trümmern

zu rechnen sein wird. Daher kann auf eine detaillierte Ortsangabe des Aufschlagortes verzichtet werden.

Abschusszeit vor Brennschluss (s)	Land/Gebiet des Aufschlags
0	FRA
1-2	GER
3	AUT
4-5	HUN
6-9	ROM
ab 10	Schwarzes Meer

Tabelle 24: Involvierte europäische Länder bei BPI des Schusses Teheran gegen Paris

Schuss 2: Teheran gegen Washington

Schußweite bei BPI für DF-5 von Teheran nach Washington

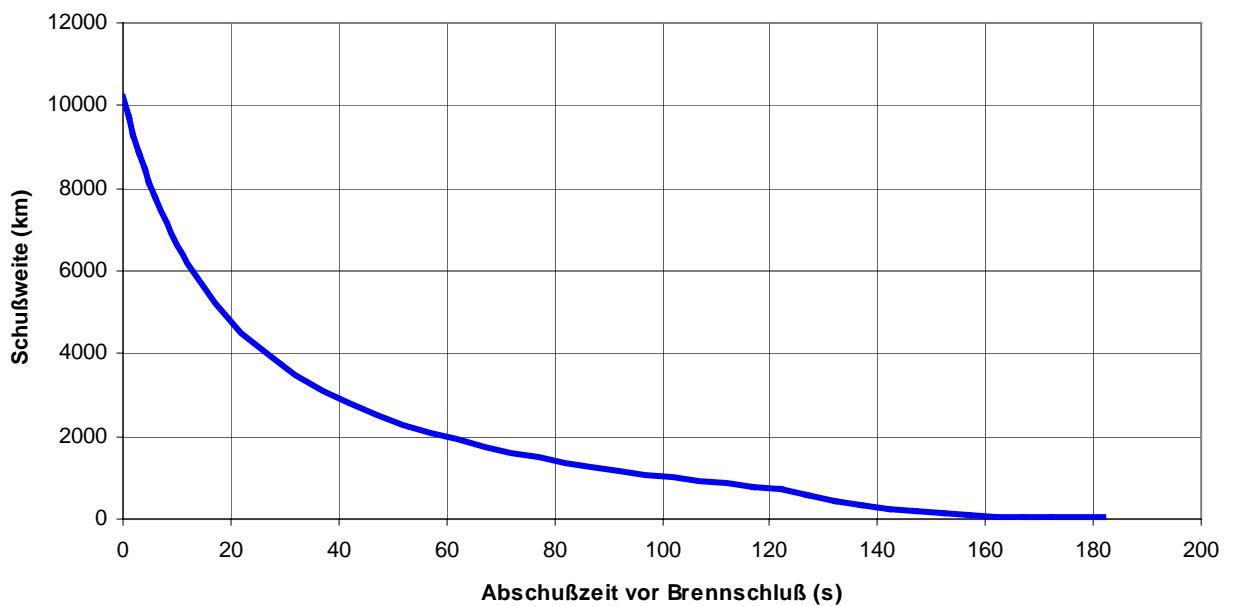


Abb. 12: Zweistufige Angriffsrakete DF-5 (OE) mit regulärer Brennzeit 242 Sekunden. Stufenwechsel bei 121 Sekunden. Der Stufenwechsel ist als leichter Knick in der Abbildung bei 121 Sekunden erkennbar.

Die geografischen Auswirkungen sind in Tabelle 25 ersichtlich.

Abschusszeit vor Brennschluss (s)	Land/Gebiet des Aufschlags
0-1	USA
2-22	Atlantik
27-32	SWE
37	LTU
42-47	BLR
52-72	UKR
77-97	RUS
102-112	GEO
117	ARM
122-127	AZE
ab 132	IRI

Tabelle 25: Involvierte Gebiete bei BPI des Schusses Teheran gegen Washington. Es wurde nicht immer im Sekundentakt die Abschusszeit verändert (anfänglich schon, dann im 5 oder 10 Sekunden-Abstand). Dadurch gibt es keine "fließenden" Übergänge bei den Aufschlaggebieten. So z.B. ist auch der Süden von NOR betroffen, aber nicht in Tabelle 25 explizit angeführt.

Schuss 3: Tatishchevo gegen Washington

Schußweite bei BPI für TOPOL-M von Tatishchevo nach Washington

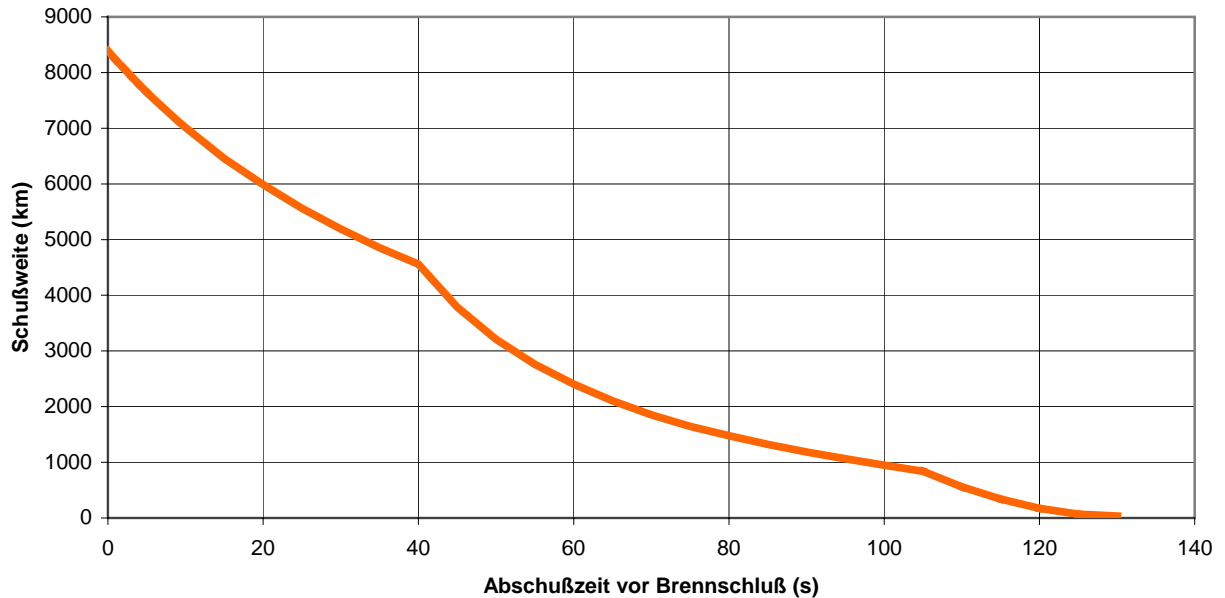


Abb. 13: Dreistufige Angriffsrakete TOPOL-M (OE) mit regulärer Brennzeit 170 Sekunden. Die Stufenwechsel erfolgen bei 65 und 130 Sekunden. Beide Stufenwechsel sind in Abbildung 13 als Knicke bei 40 und bei 105 Sekunden erkennbar.

Die geografischen Auswirkungen sind in Tabelle 26 ersichtlich.

Abschusszeit vor Brennschluß (s)	Land/Gebiet des Aufschlags
0-5	USA
6-40	Atlantik
45	Island
50	Atlantik
55	NOR
60-65	SWE
70	Ostsee
75	FIN
ab 85	RUS

Tabelle 26: Involvierte Gebiete bei BPI des Schusses Tatishchevo gegen Washington. Es gilt analog wie bei Tabelle 25.

Die BPI ist für den Verteidiger zweifellos eine der effizientesten Methoden. Einerseits erreichen die Trümmer oft bei weitem nicht mehr den vorgesehenen Zielraum und andererseits gibt es noch keine Ausbringung von Mehrfachgefechtsköpfen oder Täuschkörpern. Gegenüber der Reichweite der Trümmerschleppe nach einem Treffer in der mittleren Flugphase durch ein Kill Vehicle eines GBI's ist die zu erwartende Trümmerschleppe bei BPI wesentlich kürzer und kann damit theoretisch alle Länder die zwischen Start und ursprünglichem Ziel der ICBM überflogen werden, treffen. Wie der Schussfall Teheran \Rightarrow Paris zeigt, ist die Gefahr für Österreich nach einer amerikanischen BPI von Trümmern getroffen zu werden, möglicherweise wesentlich höher als im Falle des Einsatzes eines GBI2 von Ustka aus. Entscheidend ist auch was beim BPI-Treffer tatsächlich passiert. Wird der Gefechtskopf/Wiedereintrittskörper ähnlich getrennt wie es den Annahmen dieser Berechnungen zu Grunde liegt oder zerstört eine mögliche Explosion der gegnerischen Antriebsstufe die gesamte Rakete nahezu vollständig? Es muss auch damit gerechnet werden, dass durch die BPI-Bekämpfung etwa mittels Laser die Angriffsrakete zu torkeln beginnt und dann in eine nicht vorhersehbare Richtung fliegt, bevor sie vielleicht explodiert [41]. Ob dann noch eine Gefahr für Österreich durch kleine Trümmer besteht, lässt sich nicht mit RAAB ermitteln, da weder Trümmermasse noch Geschwindigkeitsparameter der Trümmer nach dem BPI-Ereignis vorliegen.

9. ZUSAMMENFASSUNG

Unter Verwendung des bei ARWT/WFT vom Verfasser entwickelten einfachen Computersimulationsmodells RAAB und ausschließlich offener Literatur werden die physikalisch-technischen Aspekte der Abwehr von ICBMs in deren mittleren antriebslosen Flugphasen durch primär amerikanische GBI-Abwehrraketen untersucht. Dabei finden Überlegungen zur diesbezüglichen Verteidigung der USA im Allgemeinen ebenso Berücksichtigung wie spezielle Problemstellungen der für Europa in Polen (im Bericht hier Ustka) und in der Tschechischen Republik (Brdy) geplanten US-Anlagen. Technisch-physikalische Auswirkungen auf Österreich werden soweit möglich, auch dargelegt.

Das verwendete Simulationsmodell bildet den Angriff einer ICBM und die Abwehr derselben durch maximal 5 zeitlich und/oder räumlich gestaffelt agierender Abwehrflugkörper ab.

Sensorseitig können 2 Bodenradare und eine SBIRS-High und SBIRS-Low Satellitenkomponente in vereinfachter Weise dargestellt werden.

Neben der Flugsimulation welche die zeitlich-räumlichen Verhältnisse der Raketenabwehr liefert, erfolgt eine einfache Trefferanalyse auf der Basis der Gesetze des unelastischen Stoßes. Da die GBI's nach dem "hit to kill"-Prinzip arbeiten, kann auf diese Weise die "Qualität" eines Treffers geschätzt werden. Zur Prüfung des Modells und zur Gewinnung eines Schätzwertes zur hinreichenden Zerstörung eines Wiedereintrittskörpers mittels "hit to kill"-Treffers werden die Abschüsse der Satelliten Fengyun-1C und USA-193 nachgerechnet und ausgewertet. Aus den Angaben über deren Zerstörungsgrad und den errechneten Trefferenergien erhält man den angesprochenen Schätzwert.

Zum Radar in Brdy

Eine einfache Untersuchung des für die Tschechische Republik in Brdy geplanten X-Band Radars bringt hinsichtlich der erzielbaren Leistungen für die Raketenabwehr ein teilweise unbefriedigendes Ergebnis.

Der Sinn des Radars besteht unter Anderem auch darin, dem Abwehrflugkörper bzw. dessen Kill Vehicle die erforderlichen Informationen über den Zielflug und den Flug allfälliger Täuschkörper zu übermitteln, bis die IR-Sensorik des Kill Vehicles selbst auf das Ziel aufschalten kann. Um im Zielcluster den gefährlichen Wiedereintrittskörper von den Täuschkörpern, dem Bussystem und der letzten Antriebsstufe bereits mit dem Bodenradar herauszufinden, ist der Betrieb im X-Band aus hierortiger Sicht prinzipiell richtig und erforderlich.

Das Radar wird in RAAB mit einer „Post Detection Integration“ modelliert. Um das Ziel detektieren zu können sind, abhängig von der Distanz und dem Radarquerschnitt, mitunter lange Zielbeleuchtungszeiten erforderlich. Es werden die Betriebsart „Ortung“ (Aufgabe: die einzelnen Komponenten des Zielclusters nach ihrer Anzahl und gegenseitigen räumlichen Lage zu erfassen) und „Identifikation (Aufgabe: mit sehr feiner radialer Auflösung charakteristische Signalsignaturen erkennen um letztlich im Cluster den gefährlichen Wiedereintrittskörper von den restlichen Teilen zu unterscheiden) untersucht.

Mit RAAB können die sogenannten zeitbezogenen Schießfenster ermittelt werden, das heißt jene Zeitspannen während der ein abgefeuerter Abwehrflugkörper kinematisch treffen kann. Es werden im Zusammenhang mit dem geplanten Radar in Brdy ein Anflug einer DF-5 (OE) von Teheran auf Washington und ein Anflug einer R-14 (OE) von Teheran auf Wien untersucht. Dabei zeigt sich, dass die Aufgabe der Ortung wohl erfüllt werden kann, aber hinsichtlich der Fähigkeit zur Identifikation hierorts Zweifel bestehen. Um Identifikation in den beiden gerechneten Szenarien durchführen zu können sind auf der Grundlage

der hierorts verfügbaren Leistungsdaten von Brdy sehr lange Beleuchtungszeiten notwendig. Im Licht der relativ hohen Radialgeschwindigkeiten der Ziele bezüglich der Station in Brdy und der langen Beleuchtungszeiten wird die korrekte Summierung der Einzelpulse als problematisch interpretiert. Ferner sind die kurzen Verweilzeiten der schnellen Ziele winkelmäßig in der engen Radarkeule ebenfalls zu bedenken.

Versuchsweise wird zusätzlich ein mit Brdy leistungsgleiches Radar in Bukarest angenommen. Der Verbund zwischen den Radaren in Brdy und in Bukarest bedeutet definitiv eine Verbesserung der Radarunterstützung. Speziell für die Verteidigung von Wien wäre Bukarest wesentlich besser geeignet als der Standort Brdy.

Generell zeigt sich, dass die Abstimmung zwischen dem zeitlichen Schießfenster eines GBI2 der von Ustka aus abgefeuert werden würde und den Zeiten einer Radardetektion bezüglich dem Szenario Wien für die Aufgabe Ortung gut ist. Ohne Bukarest ist aber, nach RAAB, eine Abstimmung zwischen dem Schiessfenster und einer Identifikation nicht möglich.

Die zeitliche Abstimmung für das Szenario Washington ist nur teilweise (Ortung) mit Brdy allein gegeben und vollständig gegeben wenn ein Radar in Bukarest aktiv wäre.

Als Hauptproblem der Anlage in Brdy wird hierorts die problematische Identifikationsfähigkeit angesehen. Es entsteht der Eindruck, dass die beiden IR-Sensoren an Bord des Kill Vehicles selbst das „richtige“ Ziel im Cluster auswählen müssten. Besonders kritisch scheint die Lage dann zu sein wenn im Rahmen einer mehrschichtigen Abwehr der erste Schuss einen Treffer erbracht hat, dabei viele auch im Clusterbereich weiterfliegende Trümmer (viele Radarreflexe) entstehen und man feststellen will ob auch das richtige Ziel getroffen wurde. Gefährlich ist

dabei ein Treffer auf ein Falschziel da unter dem Eindruck der entstandenen Trümmer es noch schwieriger wird den verbliebenen „richtigen“ Wiedereintrittskörper herauszufinden und einem Folgeschuss als Ziel zuzuweisen.

Eine mögliche Abhilfe bietet der Einsatz eines „Multiple Kill Vehicle“-Systems. Werden dabei mit einer Antriebseinheit (Booster) gleichzeitig mehrere Kill Vehicle eingesetzt so kann damit versucht werden nahezu gleichzeitig so viele Teile des Clusters zu treffen als Kill Vehicle vorhanden sind. Damit könnte das Identifikationsproblem etwas entschärft werden. Es wird hierorts angenommen, dass die amerikanischen Bemühungen um ein „Multiple Kill Vehicle“-System genau in diese Einsatzrichtung zielen. Die Verwendung eines solchen Abwehrsystems gegen mehrere fast gleichzeitig angreifende Raketen erscheint technisch nicht möglich da selbst bei nur geringer Startzeitdifferenzen der Angriffsraketen die Kill Vehicle ja nicht „warten“ können.

Ungeachtet der angeführten Unzulänglichkeiten liegt in der Radarkeule eine hohe Energiedichte vor. Es wäre von anderer Stelle zu prüfen, ob im Fehlerfall die Radarhauptkeule von Brdy rein geometrisch österreichisches Territorium treffen könnte und ob die dort dann herrschenden Energiedichten gesundheitliche oder technische Probleme zu verursachen im Stande wären.

Raketenabwehrszenarien:

Berechnet werden die zeitlichen Schießfenster. Deren Dauer gilt als Maß für die Tauglichkeit des verwendeten Abwehrflugkörpers bzw. der geografischen Position der Abwehrstellung. Grundsätzlich wird stets vorausgesetzt, dass ein Schießfenster erst nach Brennschluss der Angriffsrakete beginnen kann. Es werden 6 Szenarien untersucht.

Iran gegen Europa

Von Teheran werden als Angriffsziele die Städte London, Brüssel, Paris, Rom, Berlin, Athen, Wien und Zürich mit R-14 (OE) Raketen angegriffen. Für die Abwehr kommen vom polnischen Ustka amerikanische GBI3 (dreistufige GBI wie sie in den USA in Fort Greely und Vandenberg eingebaut werden) und GBI2 (zweistufige GBI wie sie für Europa nach Literaturangaben vorgesehen sind) zum Zug. Für einzelne Schießfälle wird auch der europäische Vorschlag eines Abwehrflugkörpers mit der Bezeichnung EXOGUARD gerechnet. Zum Vergleich werden auch einige Berechnungen mit GBI3 und GBI2 von einer Feuerstellung in Schottland (fiktiv mit dem Ort Falkirk angenommen) angestellt.

Es sei darauf hingewiesen, dass nur "einfache" Angriffe mit "einfachen" Angriffsraketen untersucht werden und dass die Abwehr nur solcher Bedrohungen das Ziel der US-Bemühungen zur Raketenabwehr momentan darstellen.

Die Verteidigung Europas scheint - sowohl mit GBI3 als auch mit GBI2 von Ustka aus problemlos möglich zu sein. Es zeigt sich, dass das etwas schwächere System EXOGUARD zwar auch in der Lage ist Europa zu schützen, jedoch entsprechend den Angaben seiner Konstrukteure eine zweite Feuerstellung etwa im Süden Europas sinnvoll wäre. Von den bei den Treffern zur Verfügung stehenden Energien zeigt sich EXOGUARD dem GBI2 sogar etwas überlegen, erreicht jedoch nicht die mit dem GBI3 erzielbaren Energien. Von Schottland her ist eine Verteidigung von ganz Europa nicht mehr möglich. Das Schießfenster für den Schutz Wiens nimmt dramatisch ab und Athen könnte nicht mehr geschützt werden.

Vom Standpunkt der Verteidigung Europas ist Ustka in Polen die eindeutig bessere Stellungswahl.

Iran gegen USA

Von Teheran werden als Angriffsziele die Städte Washington, Miami, Denver und San Francisco mit DF-5 (OE) bzw. DF-5A (OE) angegriffen. Für die Verteidigung der USA werden neben den vorhin besprochenen Abwehrraketen und Stellungen in Europa auch die US-Basen in Fort Greely (Alaska) und Vandenberg (Kalifornien) mit einbezogen.

Von der Westküste bis inklusive dem Raum Denver ist eine Verteidigung durch Fort Greely und Vandenberg möglich. Zum Schutz der Ostküste wird aber zwingend eine dritte Feuerstellung benötigt. Es zeigt sich, dass diese Aufgabe sowohl die GBI3 als auch die geplanten GBI2 Systeme von Ustka aus erfüllen können. Für Denver ergibt sich eine Überschneidung, da sowohl von Vandenberg (GBI3) als auch von Ustka (GBI3/GBI2) ein Abwehrflugkörper erfolgreich wäre. Ein EXO GUARD in Ustka eingesetzt kann hingegen einen Angriff auf die US-Ostküste nicht abwehren!

Würde die dritte Raketenstellung in Falkirk angelegt sein, könnte zwar die Ostküste (Washington, Miami) besser geschützt werden als von Ustka her, jedoch ist Denver nicht mehr zu verteidigen. Ob es dennoch eine Überschneidung mit den Schutzbereichen von Vandenberg oder Fort Greely gibt, wurde nicht geprüft. Trotzdem ist klar, dass auch für den Schutz der USA die Stellung Ustka der Stellung in Schottland überlegen erscheint!

Russland gegen USA

Ausgehend von den russischen Bedenken gegenüber der geplanten US-Raketenabwehrstellung in Europa wird ein Szenario untersucht, bei dem von den bekannten ortsfesten russischen Startpositionen in Plesezk, Tatischevo, Dombrovsky und Novosibirsk die US-Städte Washington, Miami und San Francisco mit TOPOL-M (OE) und in 3 Fällen zu Vergleichszwecken mit SS-18 (OE) angegriffen werden.

Wieder ist ein Schutz der Westküste von Fort Greely und Vandenberg aus möglich. Bezüglich des Schutzes des Ostens der USA ergibt sich ein interessantes Bild. Mit dem GBI3 ist von Ustka aus ein Schutz möglich, ebenso von Falkirk aus. Hingegen ist es den Berechnungen mit RAAB zufolge kinematisch nicht möglich mit GBI2 von Ustka eine russische Rakete zu erreichen, egal von welchem hier gewählten russischen Startplatz sie auch abgefeuert wird! Allerdings wird darauf hingewiesen, dass die erreichbaren minimalen Annäherungen zwischen dem Kill Vehicle des GBI2 und des Wiedereintrittskörpers der Angriffsrakete verhältnismäßig klein sind, aber eben keine Treffer liefern. Dieses Resultat zeigt eine gewisse „Grenzlage“ in der Kinematik des Russland \Rightarrow USA Szenarios. Von Falkirk ist nur eine sehr geringe aber doch reale Möglichkeit gegeben mit dem GBI2 einen Treffer zu erzielen, was ebenso die angesprochene kinematische „Grenzlage“ unterstreicht.

Russland gegen Europa

Es werden nur von einem einzigen russischen Startplatz, nämlich Tatischchevo, die Städte Wien, Zürich, Paris und London angegriffen. Wegen der, im Gegensatz zu den anderen Szenarien, kürzeren Distanzen wird das System R-14/K (OE) verwendet. Im Falle des Angriffes auf London wird auch die tiefgelegte Flugbahn untersucht. Es zeigt sich, dass in der Konfrontation mit einem Mittelstreckenangriffssystem der GBI3 stets etwas schlechter abschneidet als der GBI2 oder gar der EXOGUARD. Bei der Abwehr eines Angriffes über die tiefgelegte Flugbahn ist der GBI3 sogar in hohem Maße den Systemen GBI2 und EXOGUARD unterlegen.

Im Allgemeinen ist aus physikalisch-technischer Sicht der GBI3 dem GBI2 meist, ausgenommen gegen Mittelstreckenraketen, überlegen. Das zeigt sich in den längeren Schießfenstern für den GBI3.

Fernost-Szenario

Zur Abrundung werden Angriffe von Musudan-ri (Nordkorea) und Luoning (VR China) gegen mehrere Städte der USA berechnet. Eine europäische Feuerstellung kann sich in die Abwehr nicht einbringen. Wegen der großen Distanzen zwischen den Startplätzen in Nordkorea und China einerseits und der US-Ostküste andererseits kann es nach den Berechnungen mit RAAB gegebenenfalls zu einem Überschießen der auf grob der halben Entfernung befindlichen Abwehr (Vandenberg, Fort Greely) kommen. Das heißt, die Angriffsrakete fliegt so hoch, dass sie sich außerhalb der Reichweite der Abwehr befindet.

Alternativszenario mit SM3

Um eine Alternative zu den geplanten landgestützten Abfangraketen in Polen zu untersuchen werden seegestützte SM3-Schüsse gegen Angriffe auf Wien und Washington von einer Schiffsposition im Schwarzen Meer und einer ebensolchen im östlichen Mittelmeer gerechnet. Da der SM3 kinematisch wie auch hinsichtlich der erzielbaren Trefferenergien schwächer als das GBI-System ist kann mit der gewählten Dislozierung zwar Wien (Mitteleuropa) aber schwer Washington (US-Ostküste) geschützt werden. Diese Resultate sind auch nur mit der Position im Schwarzen Meer erreichbar. Die Lösung mit Aegis-Schiffen und SM3-Abfangraketen kann aus derzeitiger, hierortiger technischer Sicht, ohne Berücksichtigung heutiger Systemzuverlässigkeiten, bestenfalls als Notlösung im Vergleich mit den landgestützten GBI-Systemen bewertet werden.

Anmerkung: Wegen der nur wenigen Daten speziell zu LEAP mussten dazu physikalisch, technisch „vernünftige“ Schätzungen vorgenommen werden. Daher müssen fairerweise größere Fehlertoleranzen in der SM3-Modellierung berücksichtigt werden.

Trefferauswirkungen

Trifft ein Kill Vehicle eines Abwehrsystems einen angreifenden Wiedereintrittskörper, wird mit einfachen Ansätzen der Trümmerflug geschätzt. Dazu werden Kugeln mit variablem ballistischen Koeffizienten zur Modellierung von Trümmern verwendet, um die Längsverteilung der Schleppe bestimmen zu können. Die Breite der Trümmerschleppe kann mit RAAB nicht berechnet werden. Ebenso kann ein einfaches Modell zur Schätzung des möglichen Verglühens von Trümmern verwendet werden. Die wesentlichen Resultate an Hand eines abgewehrten Angriffes von Teheran nach Paris sind:

- Die wirklich schweren Trümmer schlagen nicht im ursprünglichen Ziel (Paris), aber in dessen Nähe auf.
- Auf Österreich würden nur sehr leichte Teile niedergehen, die mit sehr geringer Geschwindigkeit relativ lange nach dem Treffer am Boden aufschlagen.
- Leichte Teile werden stark gebremst und können in den dichteren Atmosphärenschichten verglühen. Massereiche Trümmer die nicht völlig verglühen schlagen im Raum östlich von Paris in Frankreich auf.
- Eine Gefährdung Österreichs durch abstürzende Trümmer kann zwar grundsätzlich nie ausgeschlossen werden, die Wahrscheinlichkeit von einem schweren Teil tatsächlich getroffen zu werden dürfte jedoch eher gering sein.
- Sollte sich an Bord des Wiedereintrittskörpers radioaktives Material befinden, ist auch bei gründlicher Zerstörung durch einen Abwehrtreffer nicht verhinderbar, dass das radioaktive Material auf Österreich niedergehen kann. Das müsste zu einer geringfügigen

Anhebung der Radioaktivität gegenüber den Werten der natürlichen Radioaktivität führen. Dem muss aber entgegen gehalten werden, dass in diesem Beispiel - ohne Abwehr - der atomare Gefechtskopf in Paris detoniert. Das würde zigtausend Menschenleben fordern und die im Zuge der Kernreaktionen während der Explosion des Gefechtskopfes sich bildenden Radionuklide könnten sich als "strahlende Wolke" im meist vorherrschenden Westwind auf Österreich zu bewegen. Die Auswirkungen ohne Abwehr wären neben den unzähligen Opfern in Frankreich mit hoher Wahrscheinlichkeit auch mit wesentlich höheren radioaktiven Belastungen in Österreich verbunden.

- Wäre der Wiedereintrittskörper mit biologischen oder chemischen Kampfstoffen befüllt, kann davon ausgegangen werden, dass durch den Treffer freigesetzte Kampfstoffe fein verteilt würden und eventuell durch die kosmische Strahlung und/oder beim Treffer freigesetzte Wärmeenergie zu harmlosen Verbindungen abgebaut werden. Eine Gefährdung für Österreich erscheint unwahrscheinlich.

- Es wird mit RAAB auch der Aspekt einer Boost-Phase Interception behandelt. An Hand des Schusses von Teheran nach Paris kann man sagen, dass der Wiedereintrittskörper einer R-14 (OE) in Österreich aufschlägt statt wie geplant in Paris niedergeht, wenn die Brenndauer der Antriebsstufe statt 131 Sekunden nur um 3 Sekunden verringert wird. Wäre die R-14 (OE) also 3 Sekunden vor Brennschluss getroffen worden, könnten theoretisch entweder der Wiedereintrittskörper oder große Trümmer in Österreich landen. Die Abwehr während der Antriebsphase bietet für den Verteidiger viele Vorteile (ursprüngliches Zielgebiet wird nicht involviert, Gefechtskopf und allfällige Täuschkörper sind in "einem Stück", etc.) bedeutet aber auch, dass die schweren Trümmer die

möglicherweise nicht verglühen auch in Österreich niedergehen könnten.

- Abschließend soll auch eine mögliche Gefährdung der gesamten bemannten und unbemannten Raumfahrt durch die Trümmer nach einem „hit to kill“-Treffer angesprochen werden. Der Abschuss des Fengyun-1C hinterließ einige Trümmer die durch die Wucht des Treffers in teils sehr hohe Umlaufbahnen geschleudert wurden und über längere Zeit eine Gefährdung von Raumfahrzeugen aller Art in diesem Orbitbereich darstellen. Diese Effekte können mit RAAB nicht berechnet werden. Es wäre aber zu fragen in welcher Flugphase des Angriffssystems ein Treffer am wenigsten langfristige Trümmerbelastungen in Erdorbits bewirkt. Augenscheinlich bietet sich dazu der absteigende Flugbahnast an. Damit werden aber die oben genannten Vorteile des Abfangens in einer frühen Flugphase (Boostphase oder kurz danach) wieder relativiert.

Das amerikanische AHW-Projekt

Das Advanced Hypersonic Weapon (AHW) Projekt sieht vor ein mehrere 1000 km entferntes Punktziel mit einem Wuchtgeschoss zu treffen. Damit können Terroristenverstecke oder im Auftanken befindliche feindliche ICBMs bekämpft werden. Das System soll aus einer zweistufigen Antriebsstufe und einem ca. 400 kg schweren, in der Endflugphase lenkbaren Wuchtgeschoss bestehen. Unter dem Gesichtspunkt, dass die Antriebsstufe des GBI2 dafür geeignet wäre, wird mit RAAB der rein ballistische Flug eines GBI2 mit 400 kg Nutzlast berechnet. Die maximale Reichweite beträgt dabei mit RAAB ca. 7200 km. Vorausgesetzt man könnte unter den Bunkerdecken der geplanten Abwehrstellung in Ustka das Kill Vehicle gegen ein derartiges Wuchtgeschoss sowie die Software tauschen, wäre das Defensivsystem zu einem Offensivsystem geworden.

Von Fort Greely aus kann man fast den gesamten russischen Raum damit abdecken, sowie den Norden Chinas und ganz Nordkorea. Die Krisengebiete im Nahen und Mittleren Osten sowie der Norden Afrikas wären so aber nicht in Reichweite des AHW-Systems. Um auch in diesen Gebieten eine im Sinne des AHW offensive Option zu erhalten, ist es für die USA aus technischer und geografischer Sicht zwingend erforderlich in Europa eine Basis zu installieren. Wieder zeigt sich, dass auch in diesem Fall Ustka die bessere Stellungswahl ist als Falkirk.

Resümee

Betrachtet man ausgehend von den Rechenergebnissen mit RAAB den geplanten US-Raketenabwehrschild so könnte sich für die USA folgendes Bild ergeben:

Der Westen der USA ist durch Fort Greely und Vandenberg geschützt. Für den Ostteil ist eine dritte Stellung erforderlich. Zweifellos könnte diese Aufgabe eine oder zwei Stellungen an der Ostküste erfüllen. Dabei wäre aber nur die Defensivoption gegeben und die europäischen Verbündeten bleiben ungeschützt. Die Verteidigung der Ostküste ist aber ebenso gut von Europa aus möglich und bietet zudem die Offensivoption (AHW) in Richtung der gefährlichsten Zonen auf der Erde. Zusätzlich ist der Schutz Europas möglich, was einer Argumentation für die Erlangung einer europäischen Zustimmung zum Aufbau einer US-Raketenbasis dienlich ist. Um das strategische Kräftegleichgewicht mit Russland nicht ernsthaft zu gefährden, wird statt des dreistufigen GBI's ein kinematisch etwas schwächerer zweistufiger GBI für den Standort Europa eingeplant. Damit sind russische ICBM's die auf die USA gerichtet sind nicht bekämpfbar, die Abwehr eines Raketenangriffs aus dem Iran auf die Ostküstengebiete aber schon. Weiters ist der zweistufige GBI besser geeignet Angriffe mit Mittelstreckenraketen im oberen Reichweitensegment von Russland, dem Nahen Osten oder Nordafrika abzuwehren.

Die geplante Radarstellung in Brdy erweist sich nach RAAB zwar als passabel positioniert aber zumindest ausgehend von den öffentlich zugänglichen Daten für eine Zielidentifikation als zu leistungsschwach. Eine zweite oder gar dritte Radarstation wäre ohne Zweifel notwendig.

Für Österreich ist daraus ableitbar:

Der geplante US-Raketenschild bringt auf der Basis physikalisch-technischer Aspekte für Österreich definitiv einen Gewinn an Sicherheit ohne dass damit Kosten verbunden wären.

Eine Gefährdung Österreichs durch die nach einem Abfangtreffer entstehenden Trümmer kann als wenig wahrscheinlich eingeschätzt werden.

Aus den Rechenergebnissen mit RAAB ist mit dem Raketenschild in der Art und dem Umfang wie er technisch realisiert werden soll, eine grundlegende Steigerung der Bedrohung Russlands nicht erkennbar. Die in den Medien dargestellten russischen Bedenken dürften daher eher nur einer allgemeinen politischen Rhetorik zuzuordnen sein.

Die politische Bewertung des Themas Raketenabwehr im Hinblick auf Auswirkungen bezüglich Österreichs ist jedoch von anderer Seite durchzuführen.

.

10. LITERATURVERZEICHNIS

- [1] "Raketenabwehr Bedrohung-Verteidigung, Eine physikalisch-technische Annäherung", P. SEQUARD-BASE ; Wien 2003 (Schriftenreihe der Landesverteidigungsakademie-Studien und Berichte zur Sicherheits- und Verteidigungspolitik 01/2003)

- [2] <http://mit.edu/stgs> dann auf „Downloads“; Downloadadresse für „GUI Missile Flyout“-Programm von G. FORDEN, MIT
Stand 15.01.2009, 2008

- [3] H.C. GILS, Inst.f. Friedensforschung und Sicherheitspolitik, Universität Hamburg, „Program Description: Mod5“, Dezember 2008

- [4] "An Assessment of the Intercept Test Program of the Ground-Based Midcourse National Missile Defense System" L. GRONLUND, D. WRIGHT, S. YOUNG; Union of Concerned Scientists, 30. November 2001

- [5] http://de.wikipedia.org/wiki/Homosphäre_und_Heterosphäre
Stand 09.07.2008

- [6] <http://de.wikibooks.org/wiki/Meteorologie> Die Atmosphäre
Stand 09.07.2008

- [7] http://www.lasercomponents.com/de/fileadmin/user_upload/home/Datasheets/judson/mercury.pdf
Stand 09.07.2008

- [8] "Infrarottechnik", K. STAHL und G. MIOGA, Verlag Hüthig 1986

- [9] www.designation-systems.net/dusrm/app4/gbi.html
Stand 09.07.2008
- [10] "Soldat und Technik" 10/1995, Seite 632
- [11] "Radargleichung für Überwachungsradar" Herleitung und Diskussion, Vortragsunterlagen von Herrn Oberst Dipl.Ing. W. ROSMANN
- [12] "Schießtafeln zu Kurz- Mittel- und Langstreckenraketen für das Modell RAAB" I. KOPPI, Amt für Rüstung und Wehrtechnik/WFT, Wien 2008
- [13] www.astronautix.com/lvs/.obv.htm
Stand 09.07.2008
- [14] http://space.skyrocket.de/doc_eng/orion-50.htm
Stand 31.01.2008
- [15] http://space.skyrocket.de/doc_eng/orion-38.htm
Stand 31.01.2008
- [16] www.fas.org/spp/starwars/program/gbi.htm
Stand 09.07.2008
- [17] CRS Report for Congress; Long-Range Ballistic Missile Defense in Europe; updated January 9; 2008
- [18] 1st AAAF International Conference on Missile Defence "Challenge in Europe" EXO-ATHMOSPHERIC INTERCEPTION SYSTEMS presented by M. MALASSIGNE, EADS Launch Vehicles, France 2003

- [19] Divert and Attitude Control Systems for Interceptors, P. CAUBET,
SNECMA
- [20] www.astronautix.com/engines/mk72.htm
Stand 13.08.2008
- [21] www.astronautix.com/engines/mk104.htm
Stand 13.08.2008
- [22] www.astronautix.com/engines/sm3tsrm.htm
Stand 13.08.2008
- [23] http://de.wikipedia.org/wiki/Standard_Missile
Stand 14.03.2008
- [24] H. MARK, „A White Paper on the Defense against Ballistic Missiles“
in „The Bridge“, Volume 31, Number 2, Summer 2001
- [25] [http://web.mit.edu/stgs/pdfs/A Preliminary Analysis of the Chinese
ASAT Testhandout.pdf](http://web.mit.edu/stgs/pdfs/A_Preliminary_Analysis_of_the_Chinese_ASAT_Testhandout.pdf)
Stand vom 09.07.2008
- [26] www.fas.org/nuke/guide/china/theater/df-21.htm
Stand 01.04.2008
- [27] www.janes.com/janes.data/binder/jsws
Stand 23.10.2008
- [28] www.army-technology.com/projects/arrow2/
Stand 20.10.2008

- [29] <http://edition.cnn.com/2008/TECH/space/02/21/satellite.shootdown/index.html>
Stand 22.02.2008
- [30] www.armscontrol.org/act/2007_04/Forden.asp
Stand 21.04.2008
- [31] www.noahshachtman.com/archives/003181.html
Stand 29.05.2008
- [32] http://de.wikipedia.org/wiki/USA_193
Stand 09.07.2008
- [33] http://en.wikipedia.org/wiki/USA_193
Stand 09.07.2008
- [34] www.designation-systems.net/dusrm/m-161.html
Stand 09.07.2008
- [35] <http://de-wikipedia.org/wiki/Hydrazin>
Stand 22.01.2008
- [36] "Missile Defense Program update for the 6th Annual Missile Defense Conference", LtGen Trey OBERING, USAF Director Missile Defense Agency,
31. März 2008
- [37] http://news.yahoo.com/s/ap/dead_satellite
Stand 22.02.2008

- [38] <http://edition.cnn.com/2008/TECH/space/02/20/satellite.shootdown/index.html>
Stand 21.02.2008
- [39] www.fas.org/spp/starwars/program/gbr.htm
Stand 09.07.2008
- [40] "Modern Radar System Analysis", D. K. BARTON, 1988
- [41] "Report of the American Physical Society Study Group on Boost-Phase Intercept Systems for National Missile Defense: Scientific and Technical Issues", Version vom 16. Februar 2005
- [42] "The Proposed US Missile Defense in Europe: Technological Issues Relevant to Policy" Th. POSTOL; American Association for the Advancement of Science, Washington D.C., 2007
- [43] "RAF Fylingdales Upgrade to Early Warning Radar" Environmental and Land Use Report, PDF-File, 16. Juni 2003
Stand 07.12.2008
- [44] www.missilethreat.com/missiledefensesystems/id.21,page.1,css.pri nt/system_detail.asp
Stand 05.06.2008
- [45] Berechnungen unter Mitwirkung von Herrn Ing. HAIDER, ÖBH/MSL/LT
- [46] www.globalsecurity.org/space/facility/redzikowo.htm
Stand 14.03.2008

- [47] <http://de.wikipedia.org/wiki/slupsk>
Stand 05.06.2008
- [48] "Die Nato und die Raketenabwehr" Implikationen für Deutschland vor dem Gipfel in Bukarest 2008, A. BITTER, SWP-Studie, Berlin Oktober 2007
- [49] www.fas.org/nuke/guide/russia/facility/icbm/index.html
Stand 11.12.2007
- [50] Österreichische Militärische Zeitschrift, 5/2008 P. SEQUARD-BASE
"Physikalisch-technische Aspekte der Raketenabwehr Amerikas drittes Standbein in Europa"
- [51] <http://sciencesecurity.livejournal.com/68280.html>
Stand 09.07.2008
- [52] www.military.com/features/0,15240,121633,00.html
Stand 04.02.2008
- [53] www.nti.org/d_newswire/issues/print.asp
Stand 04.02.2008
- [54] <http://www.defenseindustrydaily.com/Land-Based-SM-3s-Israel-04986>
Stand 22.10.2008
- [55] www.military.com/features/0,15240,100201,00.html
Stand 03.11.2008

Anhang: Szenario Iran gegen Israel

Einleitung

Den Mittelpunkt der Untersuchungen die in diesem Bericht dokumentiert werden bilden primär die technisch physikalischen Auswirkungen der geplanten US-Raketenabwehreinrichtungen in Europa. In Ergänzung zu diesen Überlegungen soll nun im Anhang ein kurzer, selektiver, technisch motivierter Abriss der iranisch- israelischen „Raketenproblematik“ angeschlossen werden. Die dabei mit RAAB berechneten einfachen Szenarien sind wie folgt angelegt:

Als iranische Angriffsrakete wird aus dem Fundus der in RAAB verfügbaren Raketen eine DF-21 (OE) ausgewählt da für RAAB noch keine Shahab3 verfügbar ist.

Der Angriff erfolgt stets von Teheran nach Tel Aviv. Es wird dabei sowohl die hochgelegte wie tiefgelegte Flugbahn betrachtet.

Als Radare werden ein israelisches „Green Pine“ Radar sowie ein amerikanisches „Forward based X-Band“-Radar (FBX) jeweils im Raum Har Keren (nordwestlicher Negev) gerechnet. Eine Voreinweisung der Radare durch Satelliten wird dabei stets vorausgesetzt.

Ein Radarköder (Kugel mit Durchmesser 2,2 m) wird 100 Sekunden nach dem Start der Angriffsrakete separiert.

Als Abwehrflugkörper werden ein ARROW-2 (Stationierung im Raum Palmachim) sowie ein SM3 (Stationierung im Küstenbereich von Tel Aviv) untersucht. Der Grund für die Mitberechnung einer SM3 liegt in der Anfrage Israels in den USA [54] über die Möglichkeiten einer landgestützten Version der SM3. Da über den allfälligen zukünftigen Stationierungsort keine Daten gefunden werden konnten und auch die Möglichkeit des Einbaues der SM3 in ein neues israelisches Kriegsschiff gegeben ist, wird für diese Berechnungen die SM3-Feuerstellung in den Hafen- beziehungsweise Küstenbereich von Tel Aviv gelegt.

Anmerkungen zu den eingesetzten Radaren:

Zum israelischen „Green Pine“ Radar sind in der hierorts zugänglichen Literatur fast keine Informationen zu finden. Daher sind speziell bei den maximalen Detektionsreichweiten (erstmaliges Auffassen des Zieles) größere Fehlertoleranzen angezeigt. Die Winkelauflösungen sind hingegen datenmäßig vermutlich etwas besser abgesichert.

Als FBX-Radar wird entsprechend der Literatur [42] ein THAAD-Radar verwendet. Aus einem Internetbericht [55] über das in Shariki, Japan, installierte FBX geht hervor, dass das FBX gegenüber einem THAAD-Radar über eine wesentlich größere Antenne verfügt. Das erscheint plausibel weil dadurch eine deutlich engere Radarkeule (ca. 2.3 *mrad* Halbwertsbreite) möglich wird als sie das „normale“ für den Lufttransport rascher verfügbare THAAD-Radar (mittlere Keulenöffnung ca. 8.3 *mrad*) oder auch das „Green Pine“ Radar mit ca. 25 *mrad* aufweist. Mit diesen Öffnungswinkeln wird in RAAB gerechnet.

Resultate: Schiessfenster

In Tabelle 27 sind die Resultate der kinematischen Abfangprozesse dargestellt. Alle Zeitangaben beziehen sich stets auf den Start der Angriffsrakete.

		Schießfenster ARROW-2		Schießfenster SM3	
Flugbahn	Flugzeit (s)	Anfang (s)	Ende (s)	Anfang (s)	Ende (s)
tief	620	459	500	36	380
hoch	999	912	921	36	846

Tabelle 27: Die zeitlichen Schiessfenster nach RAAB für ARROW-2 und SM3 gegen einen Angriff des Irans auf Tel Aviv.

Diskussion der Resultate Schiessfenster:

Da für den Abwehrflugkörper SM3 in RAAB keine „energiekonsumierenden“ Flugmanöver abgebildet werden ist in der Realität

vielleicht mit einem etwas längerem Schiessfenster gegenüber der tiefgelegten Flugbahn zu rechnen. Die Bekämpfung der hochgelegten Flugbahn wird in großem Ausmaß abgedeckt.

Wegen der beschränkten Datenlage zur ARROW-2 sind die Resultate mit entsprechenden Toleranzen zu interpretieren. Auffällig ist das außerordentlich kurze Schiessfenster von 9 Sekunden gegen die hochgelegte Flugbahn. Allerdings würde dieses Resultat zwei Schlussfolgerungen nahe legen:

- Die bisherige israelische Raketenabwehr scheint speziell im Lichte einer Bedrohung durch Kurzstreckenraketen (SCUD-B Klasse), wie sie etwa im zweiten Golfkrieg (Kuwait 1991) gegeben war, konzipiert worden zu sein. Diese Kurzstreckenraketen sind Integralflugkörper die, wenn überhaupt, nicht sehr weit in den exoatmosphärischen Raum vordringen. Die tiefgelegte Flugbahn kommt dieser Bedingung noch am nächsten (Apogäum 303 km) und das Schiessfenster der ARROW-2 ist mit 41 Sekunden passabel. Die hochgelegte und damit im Zielendanflug steilere Flugbahn reduziert hingegen die Möglichkeiten eines Abwehrsystems dessen maximale Trefferhöhen um die 60 km liegen.
- Vor diesem Hintergrund und der von Israel aus gesehen steigenden Bedrohung durch den Iran ist die Anfrage um das System SM3 verständlich. Mit ARROW-2 allein scheint, nach RAAB, keine gestaffelte Abwehr möglich zu sein, das heißt auch keine „shoot-look-shoot“-Taktik. Bestenfalls könnte noch mit PATRIOT PAC3 eine zweite Linie aufgebaut werden. Um eine wirksame vorgeschobene Abwehr zu realisieren ist somit eine möglicherweise geplante Anschaffung von SM3 sinnvoll zumal das System SM3

technologisch das bisher bestausgereifte amerikanische Abwehrsystem dieser Reichweitenklasse darstellen dürfte.

Nach den vorliegenden Ergebnissen mit RAAB würden sich ARROW-2 und SM3 gut ergänzen. Die ARROW-2 zeigt gewisse Stärken in der Bekämpfung der tiefgelegten Flugbahn und die SM3 deckt den hochgelegten Angriffsflugweg sehr gut ab.

Resultate Radaruntersuchung:

Für die Radaruntersuchung wird hier nur die tiefgelegte Flugbahn herangezogen. Von der Position Har Keren werden sowohl ein „Green Pine“ Radar als auch eine FBX Anlage gerechnet. Auf Grund der Distanzen zwischen dem Iran und Israel, hier speziell zwischen Teheran und Tel Aviv von ca. 1570 km, ist der Einsatz eines Integralflugkörpers als Angriffsflugkörper sehr unwahrscheinlich. Die iranischen Shahab3 Raketen besitzen einen von der einstufigen mit Flüssigtreibstoff getriebenen Antriebsstufe separierbaren Wiedereintrittskörper. Damit bilden zumindest zwei Objekte (Wiedereintrittskörper und leere Antriebsstufe) den Zielcluster am exoatmosphärischen Flugweg. Für die Abwehr ist es daher notwendig möglichst frühzeitig die verschiedenen Objekte anzahlmäßig zu erfassen, räumlich zu lokalisieren und ebenso ihre Identität zu ermitteln.

Für die vorliegenden Untersuchungen wird eine Kugel mit dem Durchmesser 2.2 m und einer Masse von 5 kg zum Zeitpunkt 100 Sekunden nach Raketenstart mit 5 m/s vom Wiedereintrittskörper getrennt. Die Separation erfolgt jeweils einmal senkrecht nach oben, unten, rechts und links sowie nach hinten. Tabelle 28 liefert die Mittelwerte über diese 5 Separationsvarianten. Die in Tabelle 28 angegebenen Distanzen sind die Abstände zwischen den Flugpositionen der Angriffsrakete und den jeweiligen Radaren am Har Keren. Die radiale

Auflösung wird für beide Radare mit 100 m gewählt und entspricht der Aufgabe Ortung.

Radar	Detektion Kugel		Detektion Reentry Vehicle		2 Teile in einer Keule		Getrennte Detektion	
	R (km)	T (s)	R (km)	T (s)	R (km)	T (s)	R (km)	T (s)
Green Pine	1564	46	1564	46	1154	205	192	544
FBX	1564	46	964	281	964	281	586	417

Tabelle 28: Resultate der Radaruntersuchungen

Anmerkung:

Die Mittelung über die Distanzwerte und die Zeitdaten erfolgt getrennt. Die beiden Mittelwerte korrespondieren daher wegen der Raketenbeschleunigungen nicht über einen gemeinsamen Punkt auf der Flugbahn.

Diskussion der Resultate Radaruntersuchung:

Die Radaruntersuchung zeigt, dass die Kugel wegen des relativ großen Radarquerschnittes von beiden Radaren gleichermaßen ab ihrem Auftauchen über dem Horizont entdeckt wird.

Die Detektion des Wiedereintrittskörpers und die radiale Auflösung in zwei Objekte erfolgt mit „Green Pine“ deutlich früher als mit dem FBX Radar. Damit steht die Anzahl der im Zielcluster vorhandenen Objekte fest wenngleich sie noch nicht als vollständig räumlich getrennt erkennbar sind.

Der entscheidende Vorteil des X-Band Radars zeigt sich bei der Wahrnehmung als zwei getrennte Objekte. Hier liefert das FBX die Information um ca. 2 Minuten früher als das „Green Pine“ Radar. Das sendeleistungsschwächere FBX ist zwar in der maximalen Zielentdeckungsdistanz dem „Green Pine“, nach RAAB, unterlegen kann

aber durch die engere Radarkeule früher die entscheidenden Daten für eine Erfolg versprechende Zielzuweisung und Zieleinweisung via Data Link an den Abwehrflugkörper liefern.

Diese Resultate gelten für die Aufgabe Ortung. Eine Identifikation im Sinne einer Analyse der reflektierten Radarsignale (siehe Abb.5 im Hauptbericht) ist von der Wellenlänge des „Green Pine“ Radars (ca. 0.25 m) nicht sehr sinnvoll weshalb diese Betriebsart nicht untersucht wurde.

Eine Einweisung von SM3 mittels FBX bei der tiefgelegten Flugbahn ist, nach RAAB, nicht möglich jedoch in der Realität vielleicht zu erwarten. Es sei hier nochmals auf eventuelle energiekonsumierende Flugmanöver der SM3 hingewiesen die nicht in RAAB abgebildet sind.

Die Aussage, dass mit dem FBX Radar eine frühere Alarmierung der israelischen Raketenabwehr möglich wäre als mit dem „Green Pine“ Radar scheint nicht realistisch zu sein. Das FBX Radar muss, um effizient zu arbeiten, zum Beispiel von Satelliten, eingewiesen werden. Dadurch ist die Alarmierung bereits gegeben. Alternativ könnte die Alarmierung vielleicht sogar über das „Green Pine“ Radar selbst erfolgen da es eine größere Radarkeule besitzt (25 *mrad* gegen 2.3 *mrad* beim FBX).

Zweifellos bringt das FBX Radar der israelischen Raketenabwehr neben psychologischen und politischen Aspekten wertvolle Minuten bezüglich einer genauen Zielzuweisung.

1.1. Über den Autor:

Mag. rer.nat. Dr. techn. Peter Sequard-Base

Geb. 1958; Studium der Physik an der Universität Wien von 1978 - 1984;

Dissertation am Forschungszentrum Seibersdorf von 1984 - 1987;

Promotion an der Technischen Universität Wien 1987; seit 1988 im Amt

für Rüstung & Wehrtechnik im Bereich Systemanalyse tätig. Publikationen:

“Physikalisch - technische Betrachtungen zur Raketenabwehr“, Artikel

erschienen im Buch „Perspektiven einer europäischen Raketenabwehr“,

aus dem Jahr 2002, „Raketenabwehr Bedrohung – Verteidigung Eine

physikalisch -technische Annäherung“ aus der Schriftenreihe Studien und

Berichte zur Sicherheitspolitik, ebenfalls aus dem Jahr 2002.

Bei eventuellen Rückfragen wenden Sie sich bitte an:

Mag. Dr. SEQUARD-BASE Peter

ARWT/WFT

AG Vorgartenstrasse

Vorgartenstrasse 225

1024 Wien

TelNr.: 050201-10-30310

Fax: 050201-10-17138

IFMIN: 10-1272380

E-Mail: arwt.wft@bmlvs.gv.at

DANKSAGUNG

Es ist für mich eine große Ehre den ersten Beitrag zur neuen Schriftenreihe des Amtes für Rüstung und Wehrtechnik liefern zu dürfen.

Somit gilt mein erster Dank unserem Amtsleiter, Herrn Bgdr. Dipl.-Ing. APOLONER, der mit seiner Idee zur Initiierung dieser Schriftenreihe mir die Möglichkeit zur Publikation eröffnet hat. Ferner gebührt großer Dank meinem Abteilungsleiter Hofrat Dipl.-Ing. DORNINGER sowie Bereichsleiter Bgdr. Dr. PFANNHAUSER für Ihr förderndes Interesse.

Obst TRENNER, ObstdhmtD DI ROSMANN und DI Dr. WINDHOLZ danke ich für besonders unterstützende und befruchtende Diskussionen.

Amtsdirektor GORITSCHNIG danke ich für seine umfangreichen Bemühungen und seine Geduld, um die vorliegende Veröffentlichung auch administrativ zu Wege zu bringen.

Für die unzähligen Stunden die meine Kollegin Frau Ingrid KOPPI mit den Schießfensterberechnungen sowie mit der Erstellung der Reinschrift zugebracht hat, möchte ich mich ebenfalls sehr herzlich bei Ihr bedanken.

Weiters gehört auch Frau Bianca KLEPPIG gedankt, die bei der letzten Durchsicht des Verteilers viel Mühe hatte.