

**Beiträge zum**  
**„Workshop zur Raketenabwehr“**

**vom 17.02.2010 in Wien**

**Organisation: Österreichisches Bundesheer  
Amt für Rüstung und Wehrtechnik**

Autoren:

**H.C. Gils**

**G. Hofschuster**

**W. Rosmann**

**M. Schiller**

**P. Sequard - Base**

*Der Workshop ist Teil einer Gemeinschaftsveranstaltung mit der „International Security Research Group“ der Universität Innsbruck, die die internationale Konferenz „Ballistic Missile Defense: Global and Regional Dynamics“ vom 18. bis 19.02.2010 in den Räumlichkeiten der Diplomatischen Akademie in Wien veranstaltet hat.*

## Einleitung

Am 17.02.2010 hat im Seminarzentrum&Wohnheim Breitensee des Österreichischen Bundesheeres der „Workshop zur Raketenabwehr“ stattgefunden. Dieser Workshop wurde als nicht öffentliche Veranstaltung vom Österreichischen Bundesheer, Amt für Rüstung und Wehrtechnik, organisiert. Der Workshop war Teil einer gemeinsamen Veranstaltung mit der „International Security Research Group“ der Universität Innsbruck, die in den Räumlichkeiten der Diplomatischen Akademie in Wien von 18. bis 19.02.2010 die internationale Konferenz „**Ballistic Missile Defense: Global and Regional Dynamics**“ abgehalten hat. Weitere Informationen zu dieser Konferenz und ihren Ergebnissen sind auf <http://www.bmd.security-research.at> ersichtlich.

Das Thema Raketenabwehr gewinnt global aber auch regional immer mehr an Bedeutung. Der Plan der ehemaligen US-Administration George W. BUSH hat die Stationierung von 10 zweistufigen Abwehrraketen in Polen und eines entsprechenden X-Band-Feuerleitradars in der Tschechischen Republik vorgesehen. Damit sollten Europa, aber auch die US-Ostküste vor möglichen iranischen Interkontinentalraketen geschützt werden. Präsident OBAMA hat im September 2009 diesen Plan aufgegeben und durch die Absicht ersetzt, mit kleineren Abwehrraketen ausgestattete Schiffe, stationiert in den Gewässern um Europa, der potentiellen iranischen Raketenbedrohung zu begegnen.

Speziell der Iran und Nordkorea stehen im Verdacht Atomwaffen zu entwickeln und diese im Ernstfall mit ballistischen Fernraketen verbringen zu wollen. Daher werden Raketenabwehrpläne für Europa (US-Systeme), den Nahen und Mittleren Osten und für Fernost diskutiert.

Um die physikalisch-technischen Aspekte dieses Themas zu durchleuchten, ist im Vorfeld der internationalen Konferenz „Ballistic Missile Defense: Global and Regional Dynamics“ der „Workshop zur Raketenabwehr“ abgehalten worden. Eine seriöse politische wie auch politikwissenschaftliche Auseinandersetzung mit den Problemfeldern der Raketenabwehr setzt eine ausreichende Kenntnis des technisch Möglichen auf diesem Gebiet voraus. Die vorliegende Publikation umfasst die Beiträge der einzelnen Referate, die im Rahmen des „Workshop zur Raketenabwehr“ vorgetragen worden sind. Im Speziellen werden die Themenkreise Simulation in der Raketenabwehr als Mittel zur Gewinnung von tieferen Einsichten in die Kinematik der Vorgänge ausführlich besprochen. Ferner werden Satellitenkonzepte und eine fundierte Einführung in die für die Raketenabwehr erforderliche Radartechnik diskutiert. Schließlich werden auch der vermutete technische Ist-Stand der iranisch-nordkoreanischen Raketenrüstung sowie Methoden zu ihrer Verifikation dargelegt.

## Inhalt

	Seite
<b>Modellierung von Raketentrajektorien und deren Anwendung für die Untersuchung von Raketenabwehrsystemen (BMD - Systemen)</b>	
Gils H.C.	4
<b>Das Modell RAAB und Anwendungen auf manövrierende Wiedereintrittskörper</b>	
Sequard – Base P.	19
<b>Missile Defence for Europe, Comparison of Defence Concepts computed with the RAAB Model</b>	
Sequard – Base P.	36
<b>Early Warning Concept ATHENE- Small Satellite Constellation for Early Warning and Space Situational Awareness</b>	
Hofschuster G.	65
<b>Radars in der Raketenabwehr, Technische Aspekte zur Analyse und Modellierung</b>	
Rosmann W.	80
<b>Fernraketen in Iran und Nordkorea - Technische Einschätzung der Bedrohungssituation</b>	
Schiller M.	107
<b>Die Autoren</b>	123

# Modellierung von Raketentrajektorien und deren Anwendung für die Untersuchung von Raketenabwehrsystemen (BMD - Systemen)

Hans Christian Gils<sup>1</sup>

Wissenschaftlicher Mitarbeiter  
Institut für Friedensforschung und Sicherheitspolitik an der Universität  
Hamburg  
Beim Schlump 83

[gils@ifsh.de](mailto:gils@ifsh.de)

In diesem Artikel wird das Programm *Mod5* zur Simulation des Fluges ballistischer Raketen und deren Abfangen durch ein Abwehrsystem vorgestellt.<sup>2</sup> Dessen Anwendungsmöglichkeiten werden anhand des Beispiels des zukünftig in Europa stationierten *Aegis*-Raketenabwehrsystems erläutert.<sup>3</sup>

Das Simulationsprogramm *Mod5* wurde im Rahmen einer von Prof. Götz Neuneck betreuten Physik-Diplomarbeit am Institut für Friedensforschung und Sicherheitspolitik an der Universität Hamburg (IFSH) erarbeitet.<sup>4</sup>

## **1. Trajektorienmodellierung mit dem Programm Mod5**

Das Programm *Mod5* wurde entwickelt um die Analyse der Reichweite von Hit-to-Kill-Raketenabwehrsystemen zu unterstützen. Die Hit-to-Kill-Technologie kommt heute bei den meisten der stationierten US-amerikanischen BMD-Systemen zum Einsatz und zielt auf die Zerstörung einer angreifenden Rakete bzw. ihres Gefechtskopfes durch einen direkten Zusammenstoß mit einer Abfangrakete bzw. einem Kill Vehicle ab. Es gilt zu beachten, dass sich mit *Mod5* im Rahmen einer Untersuchung dieser Systeme lediglich Aussagen über die kinematische Erreichbarkeit einer anfliegenden Bedrohung ableiten lassen. Weitere, für den Abfangerfolg unverzichtbare Elemente der Raketenabwehr, gehen nicht in die Analyse ein. Dazu gehören:

---

<sup>1</sup> Institut für Friedensforschung und Sicherheitspolitik an der Universität Hamburg (IFSH), [hcgils@web.de](mailto:hcgils@web.de)

<sup>2</sup> Dieser Artikel ist eine leicht erweiterte und ausformulierte Fassung eines Vortrags, der im Rahmen des am 17. Februar 2010 vom Österreichischen Amt für Rüstung und Wehrtechnik in Wien veranstalteten Workshops zur Raketenabwehr gehalten wurde.

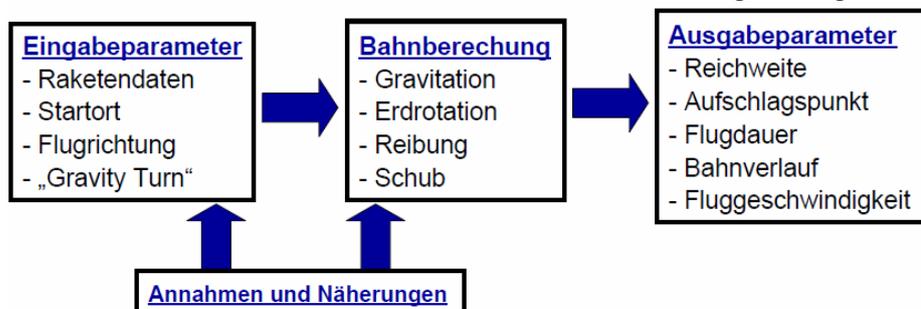
<sup>3</sup> *Aegis*-System und dessen geplante Systeme siehe O'Rourke, R. (2009): *Sea-Based Ballistic Missile Defense – Background and Issues for Congress*, CRS Report for Congress, 22.10.2009.

<sup>4</sup> Für eine ausführliche Beschreibung des Programmes und verschiedene weitere Anwendungsbeispiele siehe: Gils, Hans Christian (2009): *Modelling of Ballistic Missile Trajectories and their Application for the Analysis of Missile Defense Systems*, Diplomarbeit an der Universität Hamburg, Juni 2009. Diese Arbeit kann über den Autor bezogen werden.

- **Entdeckung** des Raketenangriffes (Frühwarnung)
- **Bahnverfolgung** der angreifenden Rakete (Radar, Satelliten)
- **Erkennen** des Sprengkopfes (Radar, Onboard-Sensor)
- **Start** des Interzeptors (Command & Control-Infrastruktur)
- Fähigkeit mit „**Countermeasures**“ umzugehen
- Finale **Kill-Vehicle-Steuerung** (Onboard-Sensor, Steuerung)

Es gilt also zu berücksichtigen, dass die Erreichbarkeit einer angreifenden Rakete nicht mit deren Zerstörung gleichzusetzen ist und die Effektivität eines BMD-Systems auch von einer Reihe weiterer Faktoren abhängt, die hier nicht betrachtet werden. Die Abfangwahrscheinlichkeit ergibt sich aus dem Produkt der Einzelwahrscheinlichkeiten, dass jedes dieser Elemente adäquat funktioniert.<sup>5</sup>

*Mod5* basiert auf einem physikalischen Modell des Fluges einer ballistischen Rakete. Dessen Aufbau ist in Abbildung 1 dargestellt.



**Abbildung 1: Aufbau des Programm *Mod5***

Die Berechnung der Raketenbahn geschieht auf Grundlage einer Vielzahl geographischer und technischer Parameter. Diese schließen neben dem Startort der Rakete (Breitengrad  $\varphi$ , Längengrad  $\lambda$ , Höhe  $h$  über Normalnull) auch die Charakteristika der betrachteten Rakete ein. Dazu gehören die Treibstoffmassen, Leermassen, Brennzeiten, spezifische Impulse und Durchmesser aller Antriebsstufen, sowie die Nutzlast der Rakete. Darüber hinaus lassen sich optional auch eine Schutzhülle über der Nutzlast, die in der Regel während oder kurz nach der Brennzeit der Rakete abgesprengt wird, sowie mögliche Verzögerungen zwischen dem Brennschluss und Abwurf ausgebrannter Antriebsstufen bzw. dem Abwurf einer Stufe und dem Zünden der folgenden Stufe berücksichtigen. Die Trajektorie der Rakete wird weiterhin bestimmt durch die Flugrichtung  $\alpha$  (gemessen im Gegenuhrzeigersinn zur Südrichtung am Startort) und dem Verlauf des Gravity Turn. Dieser ist durch die zeitliche Entwicklung des Winkels  $\beta$  gegeben, der zwischen der Schubausrichtung der Rakete und lokalen Vertikalen gemessen wird. Es wird hier also vereinfacht angenommen, dass das Kippen der Rakete in Richtung ihres Ziels durch

<sup>5</sup> Siehe dazu: Wilkening, Dean A.: *A Simple Model for Calculating Ballistic Missile Defense Effectiveness*, in Science & Global Security Vol. 8:2, 1999, S. 183-215.

eine geringfügige Ausrichtung des Antriebes erreicht wird, was nicht der Umsetzung in realen Raketen entspricht.

Basierend auf diesen Eingabeparametern und unter Berücksichtigung aller wirkenden Kräfte berechnet *Mod5* die Bahn der Rakete. Diese sind im Einzelnen:

- **Gravitation:**
  - Ellipsoidform der Erde berücksichtigt
  - Gravitation wirkt immer entgegen der Erdoberflächennormale
- **Erdrotation**
- **Reibung:**
  - US Standard Atmosphäre zur Dichteberechnung  $\rho(h)$
  - Verallgemeinerte Reibungskoeffizienten  $CD(t, v, h)$
  - Für  $h > 100$  km ist  $CD(t, v, h) = 0$
  - Separater CD-Wert für Wiedereintrittskörper
- **Schub:**
  - Schubreduzierung innerhalb der Atmosphäre

Unter Berücksichtigung all dieser Kräfte wird die Flugbahn der Rakete durch schrittweise numerische Integration und unter Anwendung der Trapezoidregel ermittelt. Die Rakete wird dabei vereinfacht als Massenpunkt mit drei Freiheitsgraden angenommen. Die Länge des bei der Integration verwendeten Zeitintervalls  $dt$  hängt von der aktuellen Beschleunigung der Rakete ab: während der Brennphase und dem atmosphärischen Wiedereintritt wird mit  $dt = 0,1$  s gerechnet, sonst mit  $dt = 1$  s. Als wichtige, in *Mod5* verwendete Näherungen sind die Annahme eines symmetrischen Raketenkörpers und die Vernachlässigung des Auftriebs zu nennen. Nach Berechnung der Trajektorie ermöglicht *Mod5* die Speicherung verschiedener Dateien. So kann für weitere Analysen eine Tabelle ausgegeben werden, die für jeden Rechenschritt die Position und Geschwindigkeit der Rakete, sowie weitere Kenndaten enthält. Darüber hinaus kann zur besseren Visualisierung der Flugbahn eine kml-Datei zur Darstellung zum Beispiel in GoogleEarth gesichert werden.

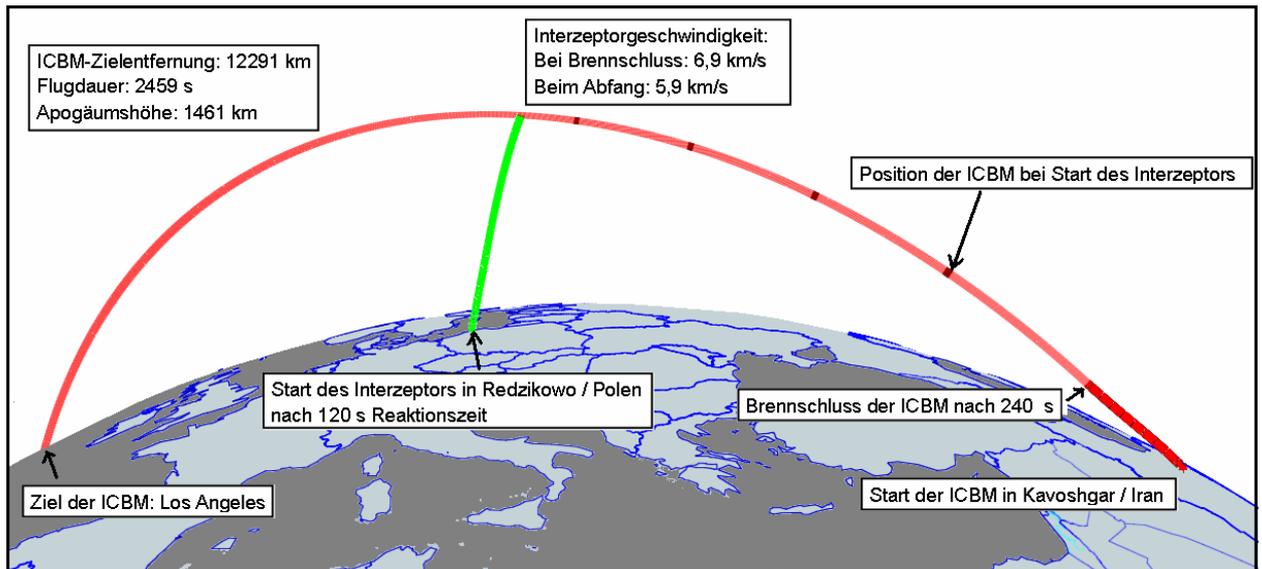
Für die Untersuchung von BMD-Systemen musste dieses grundlegende physikalische Modell zur Berechnung der Flugbahnen ballistischer Raketen weiterentwickelt werden. Es wurden mehrere Rechenalgorithmen zur Ermittlung verschiedener spezifischer Trajektorien umgesetzt:

- Berechnung der **Maximalreichweite** einer bestimmten Rakete und Flugrichtung.
- Berechnung **verschiedener Trajektorien** einer gegebenen Rakete zu einem gegebenen Zielort, für den Fall, dass die Zielentfernung nicht identisch der Maximalreichweite des verwendeten Raketenmodells ist.
  - Lofted (L): Anhebung der Flugbahn im Vergleich zur Maximalbahn

- Depressed (D): Absenkung der Flugbahn im Vergleich zur Maximalbahn
- Minimalenergie (M): Reduzierung der Brennzeit und damit der Maximalreichweite
- Berechnung des **Abfangfensters**, in dem eine angreifende Rakete vom einem gegebenen Interzeptor und Interzeptorstartort erreicht werden kann.
- Zielen auf einen Punkt einer berechneten Trajektorie einer angreifenden Rakete zur **Simulation des Abfangens**.

Mit dem zuletzt aufgeführten Algorithmus kann die Möglichkeit, eine Rakete zu erreichen für jeden Punkt ihrer Trajektorie berechnet werden. Die Winkel  $\alpha$  und  $\beta$ , die die Flugbahn des Interzeptors festlegen, werden dabei variiert, bis die minimale Entfernung zum Ziel realisiert ist. Ist diese minimale Entfernung kleiner als 2 km, so wird angenommen, dass die Rakete erreicht werden kann. Es gilt dabei zu beachten, dass das Kill Vehicle als kinetisches Projektil angenommen wird. Die Steuerung des Kill-Vehicles in der Endphase des Anfluges auf das zu zerstörende Ziel wird also nicht berücksichtigt. Bei der Berechnung der Flugbahn des Interzeptors kann eine Reaktionszeit zwischen Brennschluss der angreifenden Rakete und dem Start des Interzeptors betrachtet werden. Es gilt allgemein, dass durch die Geschwindigkeit und Flugrichtung der Rakete bei Brennschluss der weitere Verlauf ihrer ballistischen Trajektorie festgelegt ist (abgesehen von kleineren Korrekturen, die ein möglicherweise vorhandenes Post-Boost-Vehicle vornehmen kann). Eine erfolgreiche Bahnverfolgung durch ein Radar vorausgesetzt, kann also berechnet werden, wo sich ein Abfangen der Rakete realisieren lässt. Diese Berechnung, wie auch die Verarbeitung der Daten und deren Weitergabe an den Interzeptor könnte möglicherweise einige Sekunden dauern, was in Form der Reaction Time in die Berechnung einfließt. Ob, wann und wo eine angreifende Rakete erreicht werden kann, hängt von einer Vielzahl von Faktoren ab (siehe auch Abbildung 2). Diese sind:

- Geographische Konstellation
- Reaktionszeit
- Brennzeit, Geschwindigkeit und Trajektorie der angreifenden Rakete
- Geschwindigkeit des Interzeptors



**Abbildung 2: Beispiel der Trajektorien einer angreifenden Rakete und eines Interzeptors**

## **2. Anwendung des Programms Mod5**

In der Folge sollen die Möglichkeiten von *Mod5* anhand verschiedener Beispiele dargestellt werden. Grundlage des untersuchten Szenarios ist das am 17. September 2009 von US-Präsident Barack Obama vorgestellte Konzept eines Einsatzes des *Aegis BMD*-Systems in Europa.<sup>6</sup> Längerfristiges Ziel dieses Konzepts ist der „Schutz“ Europas und der USA gegen Angriffe ballistischer Raketen aus dem Iran. Der sogenannte „Phased, Adaptive Approach“ sieht die Stationierung einer unbekannt Anzahl von *Aegis*-Schiffen auf den europäischen Meeren vor, die dann ab 2015 durch Interzeptoren an Land ergänzt werden sollen. Die dabei zum Einsatz kommenden Interzeptoren der Klasse *Standard Missile 3 (SM-3)* sollen angreifende Raketen in deren Freiflugphase und damit außerhalb der Erdatmosphäre abfangen.<sup>7</sup> Durch eine kontinuierliche Weiterentwicklung des *SM-3* wird sich in Zukunft dessen Brennschlussgeschwindigkeit – und damit seine Reichweite – erhöhen, was laut US-Angaben eine Reduzierung der Stationierungsorte erlauben soll. Der aktuell verfügbaren Version *SM-3 Block I* wird eine Brennschlussgeschwindigkeit von etwa 3-4 km/s nachgesagt, beim ab etwa 2018 einsatzbereiten *SM-3 Block II* wird sie geschätzte 5-6 km/s betragen.<sup>8</sup> Unter Verwendung des Programms *Mod5* wird die Funktion und Wirkung dieser Raketenabwehrarchitektur analysiert. Im Fokus stehen dabei drei Aspekte:

<sup>6</sup> The White House Press Office (2009a): *Fact Sheet on U.S. Missile Defense Policy, A „Phased, Adaptive Approach“ for Missile Defense in Europe*, 17. September 2009

<sup>7</sup> Siehe O'Rourke (2009)

<sup>8</sup> Siehe O'Rourke (2009) bzw. Lennox, Duncan (2009): *Jane's Strategic Weapons Systems*, Issue 51, IHS Jane's, Juli 2010

- Können Intermediate Range Ballistic Missiles (IRBMs) aus dem Iran in Richtung Europa mit dem SM-3 erreicht werden? Welche Stationierungsorte würden sich dabei anbieten?
- Ist ein Abfangen von Interkontinentalraketen (ICBMs) aus dem Iran in Richtung der USA prinzipiell möglich?
- Können darüber hinaus auch russische ICBMs in Richtung der USA erreicht werden?

In der Folge werden die im Rahmen der untersuchten Szenarios verwendeten Annahmen eingeführt:

**Angreifende Rakete:**

- **Startort:** Wenn vorhanden Raketensilos, sonst frei gewählt mit Grenzentfernung > 200 km. → Iran: Kavoshgar Launch Pad  
→ Russland: Tatishchevo, Plessezsk
- **Zielort:** Exemplarisch ausgewählte Großstädte
- **Trajektorie:** Lofted, Depressed, Minimalenergie
- **Modellrakete:** Basierend auf Modellen anderer Studien, an existierende Raketen angelehnt (siehe Tabelle 1).

**Interzeptor:**

- **Startorte:** Auf allen Meeren in/um Europa, Redzikowo / Polen, Südromänien
- **Startzeitpunkt:** Reaktionszeit 30 s, 120 s
- **Modellrakete:** Basierend auf Modellen anderer Studien, an existierende Interzeptoren angelehnt (siehe Tabelle 2)

**Tabelle 1: Im Rahmen der Analyse verwendete Modellraketen. Die Maximalreichweite bezieht sich auf eine Äquatorbahn über eine nicht-rotierende Erde.**

Modell	Vorlage	Stufen	Antrieb	t <sub>Boost</sub>	Reichweite	Angelehnt an
<b>L-IRBM</b>	R-14 (OE) (P. Sequard-Base) <sup>9</sup>	1	Flüssig	129 s	5320 km	Russ. R-14
<b>S-IRBM</b>	Sejjil-3 (D. Wilkening) <sup>10</sup>	2	Fest	135 s	5212 km	Fiktiv
<b>L-ICBM</b>	Modell "L" (APS) <sup>11</sup>	2	Flüssig	240 s	12500 km	Russ. R-36 Chin. DF-5
<b>S-ICBM</b>	ICBM180 (D. Wilkening) <sup>12</sup>	3	Fest	180 s	10620 km	Russ. Topol M

<sup>9</sup> Sequard-Base, Peter (2009): *Ausgewählte Simulationsberechnungen zur Raketenabwehr*, Schriftenreihe des Amtes für Rüstung und Wehrtechnik, Ausgabe 1, Dezember 2009

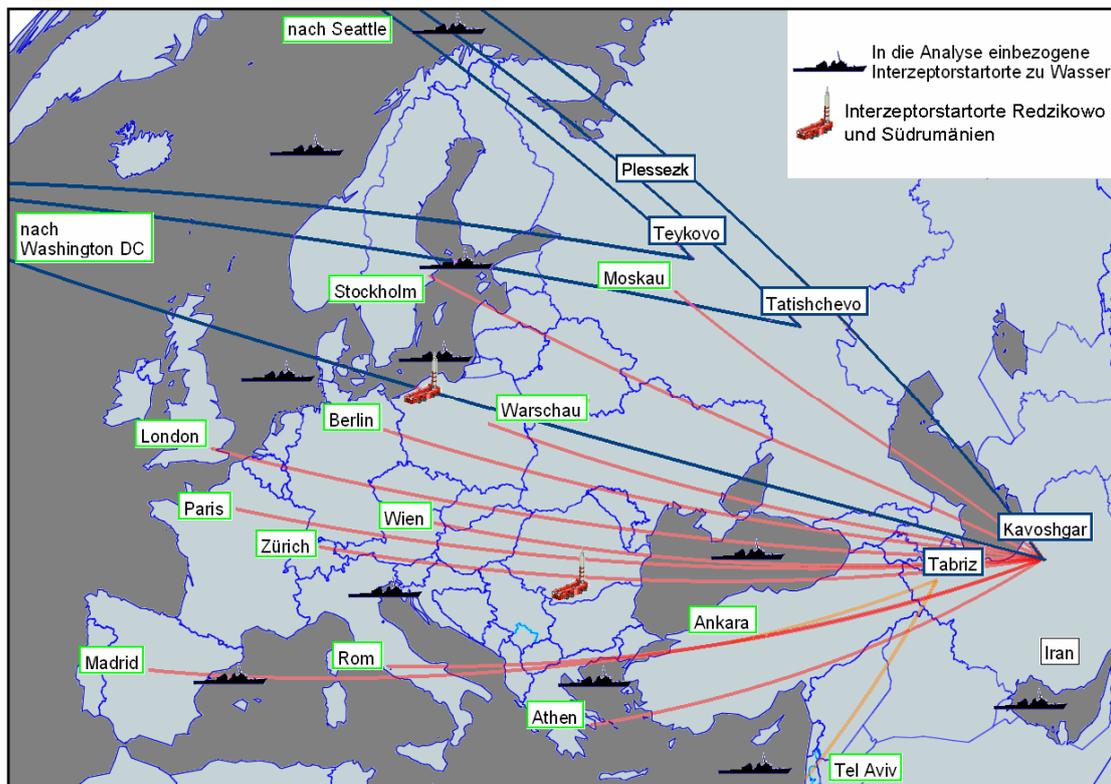
<sup>10</sup> Montague, David et. al. (2009a): *Iran's Ballistic Missile Potential*, 20. August 2009

<sup>11</sup> Barton, David K. et al. (2004): *Report of the American Physical Society Study Group on Boost-Phase Intercept Systems for National Missile Defense: Scientific and Technical Issues*, Rev. Mod. Phys., 76:S1, 2004

**Tabelle 2: Im Rahmen der Analyse verwendete Modellinterzeptoren. Die Geschwindigkeit bezieht sich auf den Brennschluss des Interzeptors**

Modell	Vorlage	Geschwindigkeit	Angelehnt an
MIC-8	SM-3 (P. Sequard-Base) <sup>13</sup>	3.1 – 3.3 km/s	SM-3 Block IA
MIC-6	IC-2 (APS) <sup>14</sup>	4.9 – 5.1 km/s	SM-3 Block IIA
MIC-5	dito	5.6 – 5.8 km/s	SM-3 Block IIB

Die in die Untersuchung eingegangenen Interzeptorstartorte auf *Aegis*-Schiffen und an Land sind in Abbildung 3 dargestellt. Dort lassen sich auch die Position der Start- und Zielorte sowie der Verlauf der Trajektorien nachvollziehen.



**Abbildung 3: Übersicht der Startorte, Zielorte und der Trajektorienverläufe. Es gilt zu beachten, dass die Trajektorien ab Startort Plessezk nicht dargestellt sind.**

Im Rahmen dieses Beitrags wird nur ein Ausschnitt der in Abbildung 3 dargestellten Trajektorien näher betrachtet. Dabei wurden die in Tabelle 3 aufgelisteten Beispiele exemplarisch ausgewählt.

<sup>12</sup> Wilkening, Dean A. (2004): *Airborne Boost-Phase Ballistic Missile Defense*, Science and Global Security, 12:1, Seite 67, 2004.

<sup>13</sup> Siehe Sequard-Base (2009)

<sup>14</sup> Siehe Barton et. al (2003)

**Tabelle 3: Übersicht der in der Folge näher betrachteten Beispiele.**

Start	Ziel	Entfernung	Rakete(n)	Trajektorie(n)
Kavoshgar	Rom	3649 km	L-/S-IRBM	L, D, M
Kavoshgar	London	4612 km	L-/S-IRBM	L, D, M
Kavoshgar	Washington DC	10377 km	L-ICBM	L, D
Tatishchevo	Washington DC	8519 km	S-ICBM	L, D
Plessezsk	Washington DC	7437 km	S-ICBM	L, D

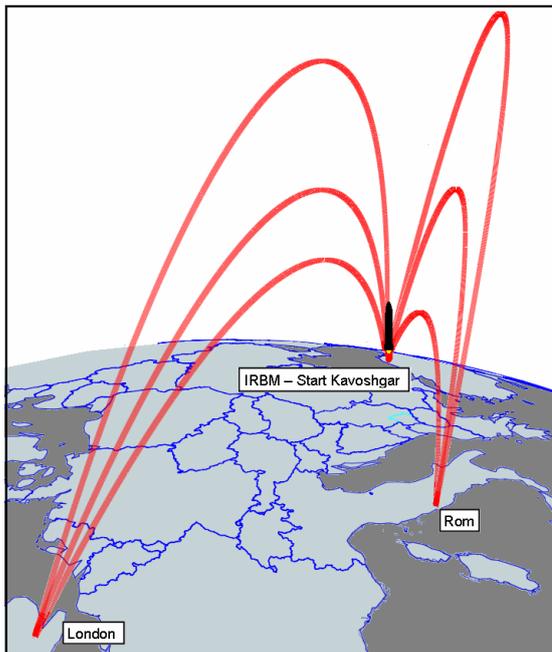
Zunächst soll ein Blick auf den Verlauf der Trajektorien der angreifenden Raketen geworfen werden. Für die Ziele in Europa wurden jeweils drei verschiedene Bahnen berechnet, die sich in ihrer Flugdauer und Maximalhöhe sehr unterscheiden. Dies lässt sich in den Tabellen 4 und 5, sowie Abbildung 5 nachvollziehen. Inwiefern diese Trajektorien für existierende Raketen in der Realität umsetzbar sind, ist nicht bekannt. Es ist an dieser Stelle wichtig zu betonen, dass der Iran nicht über die ihm hier zugeschriebenen Raketen verfügt und es unklar ist, wann und ob er darüber verfügen wird. Das betrachtete Szenario ist somit hochgradig fiktiv.

**Tabelle 4: Charakteristika der IRBM-Trajektorien von Kavoshgar nach Rom**

Trajektorie	Rakete	Flugdauer	Max.Höhe
<b>Depressed</b>	S-IRBM	759 s	280 km
<b>Min.-Energie</b>	L-IRBM	1067 s	811 km
<b>Lofted</b>	S-IRBM	1705 s	1883 km

**Tabelle 5: Charakteristika der IRBM-Trajektorien von Kavoshgar nach London**

Trajektorie	Rakete	Flugdauer	Max.Höhe
<b>Depressed</b>	S-IRBM	1002 s	532 km
<b>Min.-Energie</b>	L-IRBM	1263 s	892 km
<b>Lofted</b>	S-IRBM	1552 s	1494 km



**Abbildung 4: Trajektorien von Kavoshgar nach Rom und London**

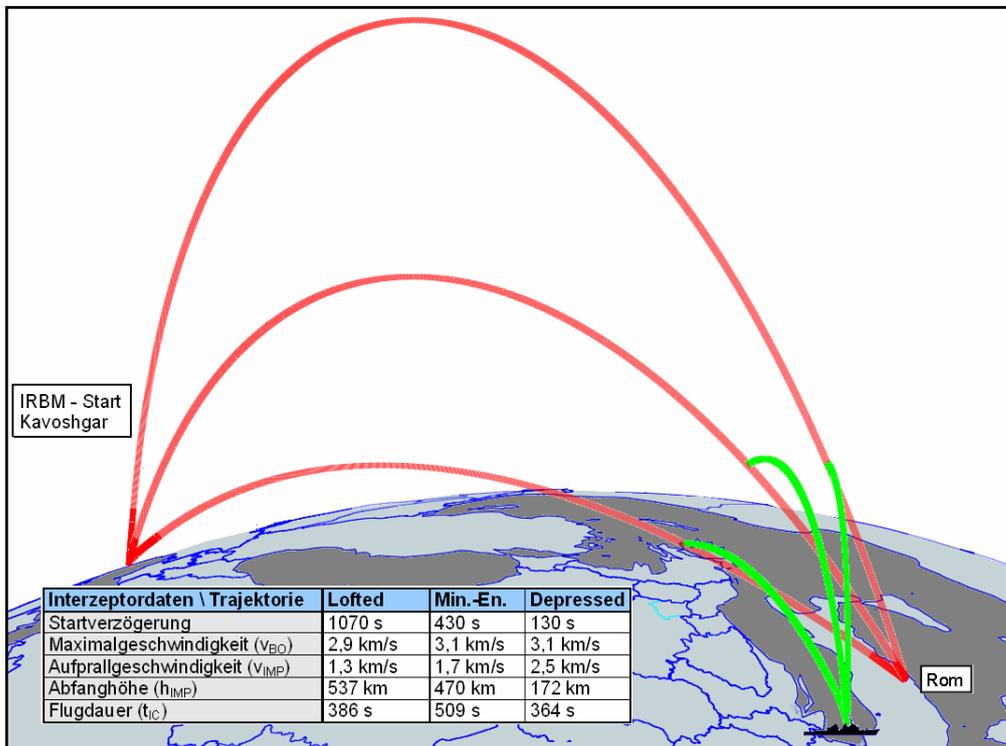
Für die in Abbildung 4 dargestellten Bahnen wurde nun für alle in Abbildung 3 eingetragenen Interzeptorstartorte untersucht, ob ein Erreichen der angreifenden Raketen möglich ist. Dabei wurden die Modellinterzeptoren MIC8 und MIC6 betrachtet, unter Berücksichtigung einer Reaktionszeit von 120 Sekunden. Es zeigt sich, dass die fiktiven Raketen aus dem Iran in Richtung Rom unabhängig von der gewählten Trajektorie mit MIC8 von mindestens drei der betrachteten Interzeptorstartorten erreicht werden können (siehe Tabelle 6). Nimmt man das Modell MIC6 an, so ist die Anzahl der in Frage kommenden Startorte noch größer.

**Tabelle 6: Erreichbarkeit der IRBMs aus dem Iran in Richtung Rom**

Trajektorie	Mit MIC8 erreichbar von	Mit MIC6 erreichbar von
<b>Depressed</b>	Adria, Ägäis, Rumänien	Adria, Ägäis, Schwarzes Meer, Rumänien
<b>Min.-Energie</b>	Adria, Ägäis, Rumänien	Zusätzlich Redzikowo, Balearen
<b>Lofted</b>	Adria, Ägäis, Rumänien	Zusätzlich Östliches Mittelmeer

Aus der in Abbildung 5 integrierten Tabelle geht hervor, dass die Reaktionszeit mit der Höhe der Trajektorie der anfliegenden Rakete zunimmt. Sie entspricht dann vielmehr einer Wartezeit, d.h. dass wenn der Interzeptor früher gestartet wird, ist die Rakete noch nicht in seine Reichweite gelangt. Abbildung 5 zeigt die Trajektorien des Modellinterzeptors MIC8 beim Treffer zum frühesten möglichen Zeitpunkt. Aufgrund der geringen Reichweite von MIC8 können die Raketen erst recht kurz vor ihrem atmosphärischen Wiedereintritt erreicht werden. Dies schränkt die Zeitdauer, in der ein Interzeptor abgefeuert werden kann,

massiv ein. Bei Einsatz des schnelleren Modellinterzeptors MIC6 ist das zur Verfügung stehende Schießfenster wesentlich länger.



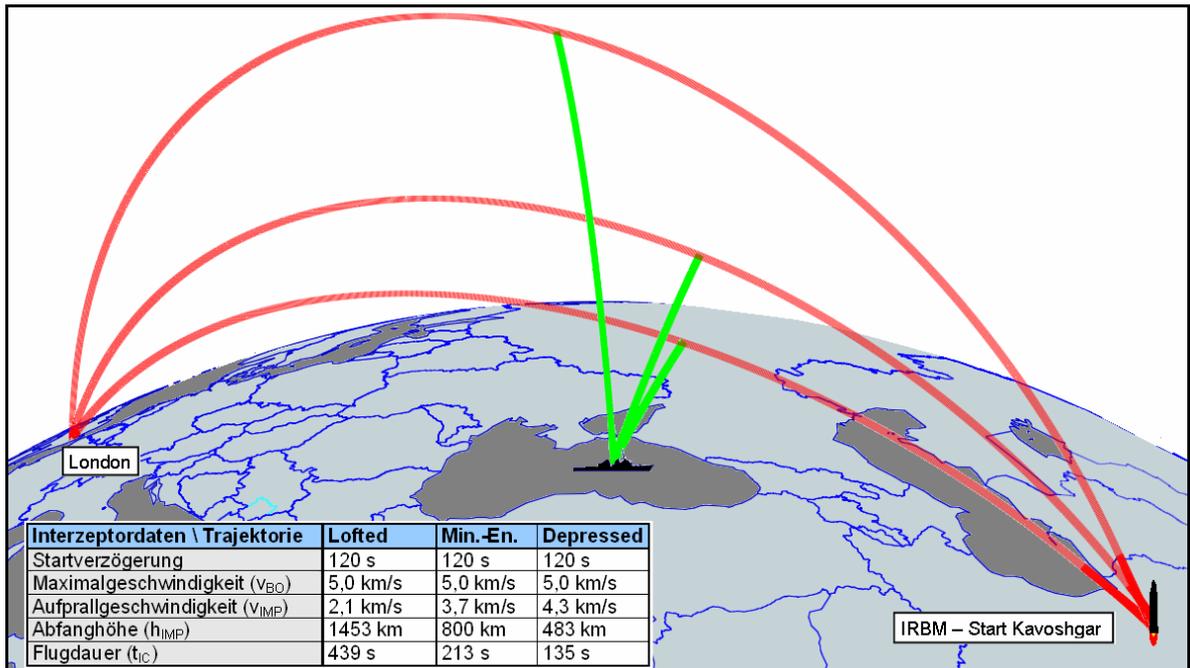
**Abbildung 5: Trajektorien der von Kavoshgar nach Rom anfliegenden IRBMs und des zum frühestmöglichen Zeitpunkt treffenden Modellinterzeptors MIC8 mit Startort in der Adria.**

Bei Betrachtung der Erreichbarkeit der Raketen in Richtung London ergibt sich ein ähnliches Bild. Beim Einsatz des langsameren MIC8 ist eine Stationierung des Interzeptors nahe dem Zielort sehr wichtig. Falls dies nicht gewährleistet ist, könnte ein Überschießen der Abwehr durch Auswahl der angehobenen Trajektorie möglich sein (siehe Tabelle 7).

**Tabelle 7: Erreichbarkeit der IRBMs aus dem Iran in Richtung London**

Trajektorie	Mit MIC8 erreichbar von	Mit MIC6 erreichbar von
<b>Depressed</b>	Nordsee, Adria, Redzikowo, Rumänien	Nordsee, Redzikowo, Adria, Ägäis, Schwarzes Meer, Ostsee, Balearen, Rumänien
<b>Min.-Energie</b>	Nordsee, Adria	
<b>Lofted</b>	Nordsee	

Erwartungsgemäß nimmt die Anzahl der möglichen Interzeptorstandorte unter der Annahme einer höheren Endgeschwindigkeit zu. Im Gegensatz zum obigen Beispiel des Zielortes Rom hat die Flugbahn der angreifenden Rakete bei Einsatz von MIC6 keine Auswirkung auf die Anzahl der möglichen Interzeptorstartorte.



**Abbildung 6: Trajektorien der von Kavoshgar nach London anfliegenden IRBMs und des zum frühestmöglichen Zeitpunkt treffenden Modellinterzeptors MIC6 mit Startort im Schwarzen Meer.**

Auf Grundlage der Simulationen können bezüglich der Erreichbarkeit von IRBMs aus dem Iran in Richtung Europa mit dem SM-3-Interzeptor folgende Schlussfolgerungen getroffen werden:

- Aufgrund seiner geringen Reichweite ist bei Einsatz des Modells MIC8 eine Stationierung nahe am Zielort wichtig.
- MIC6 hat eine größere Reichweite, und bei Stationierung im Schwarzen Meer können fast alle Raketen auf Europa in deren aufsteigender Flugphase erreicht werden. Ausnahmen bilden lediglich die Raketen auf Ankara und Athen, die prinzipiell erst nach dem Passieren des Apogäums ihrer Flugbahn abgefangen werden können.
- Entsprechend der Angaben der MDA könnte also bei Verfügbarkeit schnellerer Interzeptoren die Anzahl der Stationierungen in Europa reduziert werden.
- Mit drei Stationierungen in Ostsee/Nordpolen, der Adria und dem Schwarzen Meer/Rumänien ließe sich jede in das Szenario einbezogene Trajektorie einer angreifenden Rakete von mindestens zwei Standorten erreichen.

Im nächsten Schritt werden die Einsatzmöglichkeiten von *Aegis* gegen ICBMs untersucht. Dazu lässt sich zunächst anmerken, dass mit dem langsamen MIC8 keine ICBMs in Richtung der USA erreichbar sind, weder aus Iran, noch aus Russland. Im Zentrum der Betrachtung stehen also die schnelleren Modelle MIC6 (Brennschlussgeschwindigkeit  $\sim 5,0$  km/s) und MIC5 ( $\sim 5,7$  km/s). Aufgrund des Verlaufs der Trajektorien und der

längeren Brennzeit der ICBMs kommen vor allem die *Aegis*-Standorte in Nordsee, Ostsee und Europäischem Nordmeer in Frage (siehe dazu Abbildung 3). Andere Startorte, wie zum Beispiel das Schwarze Meer oder das Mittelmeer sind entweder zu nah am Startort, oder zu weit vom Verlauf der Trajektorie entfernt. Wie bereits in Tabelle 3 abgebildet, wird wiederum nur eine Auswahl von Trajektorien angreifender Raketen betrachtet. Die Analyse beschränkt sich auf fünf ICBM-Flugbahnen aus dem Iran und Russland in Richtung der US-Hauptstadt Washington DC. Die mit *Mod5* errechneten Flugdauern und Maximalhöhen der Modellraketen sind in die Tabelle 8 eingetragen, Abbildung 7 zeigt den Verlauf der Bahnen. Da die Entfernung zwischen dem Startort im Iran und Washington DC ähnlich der Maximalreichweite der Rakete in dieser Richtung ist, sind die lofted und depressed trajectory nahezu identisch. Aus diesem Grund wird nur eine Trajektorie berücksichtigt. Wie auch aus Abbildung 7 ersichtlich, gibt es im Falle der russischen Startorte hingegen signifikante Unterschiede zwischen den beiden möglichen Trajektorien, weswegen beide in die Analyse eingeschlossen werden.

**Tabelle 8: Charakteristika der ICBM-Trajektorie von Kavoshgar, Tatishchevo und Plessezk nach Washington DC.**

**Kavoshgar – Washington**

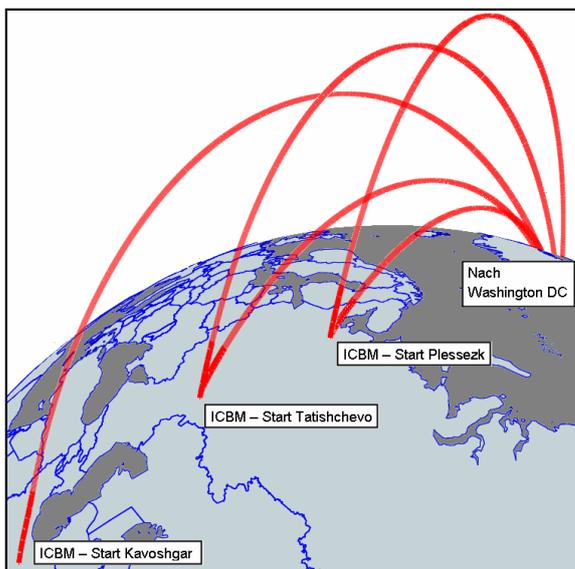
Trajektorie	Rakete	Flugdauer	Max.Höhe
<b>Lofted / Depr.</b>	L-ICBM	2262 s	1656 km

**Tatishchevo – Washington**

Trajektorie	Rakete	Flugdauer	Max.Höhe
<b>Depressed</b>	S-ICBM	1510 s	609 km
<b>Lofted</b>	S-ICBM	2312 s	2234 km

**Plessezk – Washington**

Trajektorie	Rakete	Flugdauer	Max.Höhe
<b>Depressed</b>	S-ICBM	1269 s	343 km
<b>Lofted</b>	S-ICBM	2465 s	2702 km



**Abbildung 7: Vergleich der ICBM-Trajektorien von Iran und Russland in Richtung Washington DC**

Für diese fünf Flugbahnen werden nun unter Verwendung von *Mod5* wiederum die Abfangmöglichkeiten untersucht, diesmal jedoch für die Modellinterzeptoren MIC5 und MIC6. Als Reaktionszeiten werden diesmal 30 Sekunden oder 120 Sekunden in Betracht gezogen. Tabelle 9 zeigt, ob und welchen Interzeptorstartorten ein Erreichen der Raketen bei einer Reaktionszeit von 30 Sekunden möglich ist. Geht man von einer Reaktionszeit von 120 Sekunden aus, so reduziert sich die Anzahl der in Frage kommenden Interzeptorstartorte. Dies zeugt davon, dass die zum Abfangen der ICBMs zur Verfügung stehenden Schießfenster oft nur einige 10 Sekunden lang sind. Dies geht auch aus in der in Abbildung 8 integrierten Tabelle hervor, in der die zu den exemplarisch dargestellten

Interzeptortrajektorien gehörigen Startverzögerungen eingetragen sind. Gezeigt ist dort das Abfangen mit dem Modellinterzeptor MIC6 zum frühesten möglichen Zeitpunkt.

**Tabelle 9: Erreichbarkeit der untersuchten Modell-ICBMs**

**Kavoshgar – Washington**

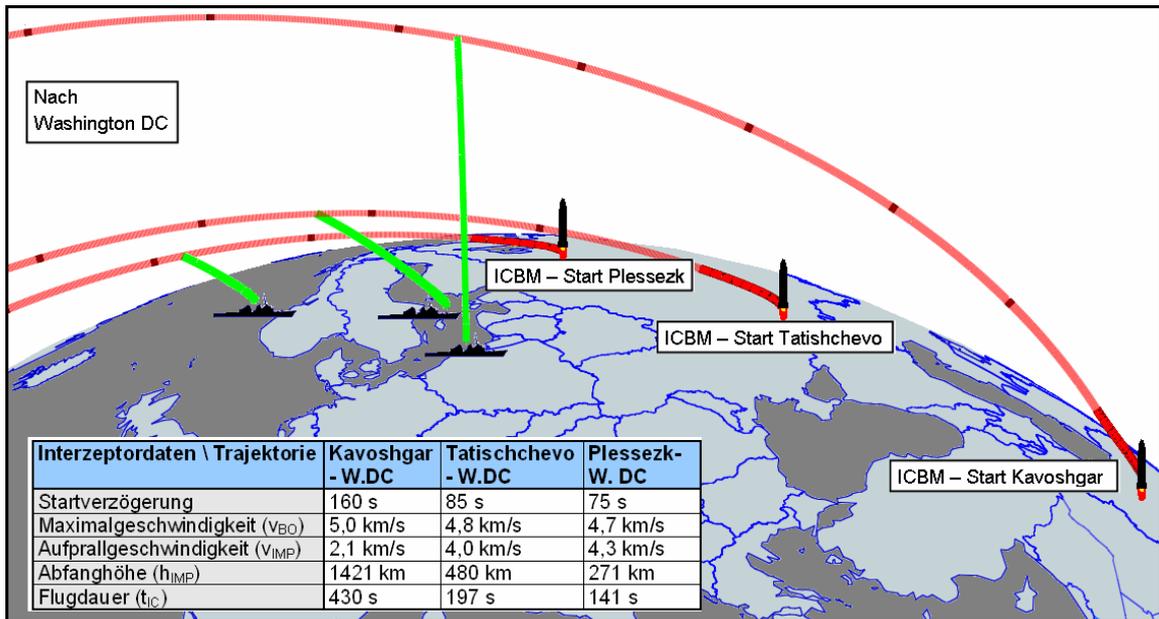
Trajektorie	Mit MIC6 erreichbar von	Mit MIC5 erreichbar von
<b>Lofted / Depressed</b>	Nordsee, Ostsee (Süd), Redzikowo	Europäisches Nordmeer (Süd), Redzikowo, Nordsee, Ostsee (Süd&Nord), Adria, Rumänien

**Tatishchevo – Washington**

Trajektorie	Mit MIC6 erreichbar von	Mit MIC5 erreichbar von
<b>Depressed</b>	Europäisches Nordmeer (Süd), Ostsee (Nord),	Europäisches Nordmeer (Süd), Ostsee (Nord)
<b>Lofted</b>	Keine Erreichbarkeit	Keine Erreichbarkeit

**Plessezk – Washington**

Trajektorie	Mit MIC6 erreichbar von	Mit MIC5 erreichbar von
<b>Depressed</b>	Europäisches Nordmeer (Süd)	Europäisches Nordmeer (Süd)
<b>Lofted</b>	Keine Erreichbarkeit	Keine Erreichbarkeit



**Abbildung 8: Abfangen der ICBMs aus Iran/Russland in Richtung Washington DC.**

Anhand dieser Beispiele kann man bezüglich der Erreichbarkeit von ICBMs zu folgendem Fazit kommen:

- Laut Mod5 ist ein Erreichen iranischer ICBMs in Richtung US-Ostküste mit MIC5 und MIC6 von verschiedenen Standorten in Europa aus möglich.

- Es können jedoch auch russische ICBMs in Richtung der US-Ostküste prinzipiell erreicht werden.
- Ein Überschießen der Abwehr durch die Wahl sehr hoher Trajektorien erscheint möglich.
- Vor allem bei sehr niedrigen Trajektorien ist die Erreichbarkeit von ICBMs in deren aufsteigender Flugphase zeitkritisch.

### **3. Zusammenfassung**

Wie die dargestellten Szenarien zeigen, erlaubt *Mod5* die szenarienbasierte Untersuchung der Reichweite und Leistungsfähigkeit der Interzeptoren von BMD-Systemen. Dabei werden alle wirkenden Kräfte und die relevanten Raketenparameter berücksichtigt. Es gilt jedoch zu beachten, dass fehlendes Wissen über die tatsächlichen Eigenschaften der Interzeptoren, sowie den Verlauf der Trajektorien der angreifenden Raketen die Aussagekraft derartiger Simulationen einschränken können. Es soll hier noch einmal betont werden, dass die Fähigkeiten der Radars und des Kill Vehicles nicht betrachtet werden.

Die Ergebnisse der Simulationen legen nahe, dass *Aegis* im Vergleich zu der von Bush geplanten European Midcourse Defense (EMD) besser geeignet ist, um IRBMs aus dem Iran in Richtung Europa abzufangen, da bei ausreichender Anzahl von Schiffen theoretisch der ganze Kontinent abgedeckt werden kann. Diese Anzahl liegt nach *Mod5* in der aktuellen Konfiguration bei etwa sechs Schiffen, bei Verfügbarkeit des *SM-3 Block II* bei zwei bis drei Schiffen.

Es zeigt sich jedoch auch, dass es schwierig sein könnte, *Aegis*-Positionen zu finden, von denen aus iranische ICBMs erreicht werden können, ohne dass zugleich auch russische ICBMs erreichbar sein könnten. Insofern könnte *Aegis* bezüglich einer von Russland empfundenen Gefährdung der eigenen Abschreckung eine ähnliche Wirkung haben wie die EMD. Unabhängig von den Ergebnissen ist weiterhin unklar, inwiefern eine exoatmosphärische Raketenabwehr im Ernstfall überhaupt funktionieren kann. Dies kann auf Grundlage der Simulationen mit *Mod5* jedoch auch nicht beantwortet werden.

# **Das Modell RAAB und Anwendungen auf manövrierende Wiedereintrittskörper**

Peter Sequard – Base

Österreichisches Bundesheer  
Amt für Rüstung und Wehrtechnik  
Vorgartenstrasse 225  
A-1024 Wien

[arwt.wft@bmlvs.gv.at](mailto:arwt.wft@bmlvs.gv.at)

## **1. Einleitung**

Um die wachsende internationale Bedeutung der Raketenabwehr technisch besser beurteilen zu können, ist im Amt für Rüstung und Wehrtechnik des österreichischen Bundesheeres ein Computersimulationsmodell zur primär kinematischen Durchleuchtung des Themas, erstellt worden. Der vorliegende Bericht skizziert zuerst die Eckparameter des Modells und beschreibt dann eine Anwendung auf die Abwehr manövrierender Wiedereintrittskörper.

## **2. Das Modell RAAB**

### **2.1 Allgemeines**

Die Entwicklung des Modells RAAB (RAketenABwehr) erfolgt aus vorhandenen Strukturen einer Lenkflugkörpersimulation für Boden-Luft und Luft-Luft-Lenkflugkörper. Ein entscheidendes Kennzeichen von RAAB gegenüber anderen Computersimulationsmodellen zur Raketenabwehr ist daher das Vorhandensein einer Lenkung des Abwehrflugkörpers. Eine etwas detailliertere Beschreibung des Modells RAAB, allerdings in Deutsch, findet sich in [1].

Die Erde wird wahlweise als rotierende oder nicht rotierende Kugel abgebildet und die Atmosphäre nur nach ICAO-Standard gerechnet. Es kann angriffsseitig eine mit bis zu 3 Antriebsstufen ausgestattete TBM (Tactical Ballistic Missile) oder ICBM (InterContinental Ballistic Missile) behandelt werden. Die Abwehrarchitektur umfasst die Modellierung von bis zu 5 mit maximal 5 Antriebsstufen versehene Abwehrraketen, die gleichzeitig oder zeitlich gestaffelt von jedem Punkt der Erdkugel aus gestartet werden können. Ferner können maximal 2 verschiedene bodengestützte Radare betrieben werden. Die Informationen, die Satelliten (Frühwarnung und Flugbahnvermessung) verfügbar machen sollen, werden als jeweils zeitgerecht vorhanden bereitgestellt. Eine kinematische Modellierung von Satelliten gibt es in RAAB nicht.

Die Bezeichnungen der in RAAB verfügbaren Flugkörpermodelle setzt sich aus dem Namen der die Beziehung zum in der Realität existierenden Flugkörper, mit allen Einschränkungen die eine Modellbildung mit sich bringt, herstellt und der Endung („OE“). Diese Endung OE, von Österreich abgeleitet, weist auf die unvermeidbaren Unzulänglichkeiten des zur Verfügung stehenden Informationsvolumens bei den Modellannahmen hin. Die Angriffsflugkörper/Wiedereintrittskörper werden nach Brennschluss mit 5 Freiheitsgraden abgebildet. Es sind dies:

Integralflugkörper: SCUD-B, AL-HUSSEIN

Raketen mit Wiedereintrittskörpern: NO-DONG, DF-21, R14, DF-5, DF-5/A, TOPOL-M, SS-18, RS-24/JARS, ISKANDER, SAFIR

Die Abwehrflugkörper werden in der Antriebsphase vom Start weg in 5 Freiheitsgraden modelliert. Es sind verfügbar: PATRIOT PAC3, THAAD, SM3-Block1/A, SM3-Block2, DF21/KV (mit Kill Vehicle), EXOGUARD, GBI3 (dreistufig), GBI2 (zweistufig), und ARROW-2.

Generell arbeitet RAAB als Massenpunktmodell. Die erforderlichen aerodynamischen Koeffizienten werden mit dem zugekauften Modell PRODAS 3.82 der US-Firma Arrow Tech Associates, ermittelt. Dieses Programm ist a priori nicht für Flugkörper ausgelegt, kann aber mit Einschränkungen dennoch verwendet werden. So ist die Aerodynamik nur in linearer Form verfügbar und die Werte im Hyperschall könnten problematisch sein, doch gibt es derzeit hierorts keine besseren Daten. Modellbedingt müssen in RAAB alle abgebildeten Flugkörper im Flug in 5 Freiheitsgraden aerodynamisch stabil sein.

Eine allgemeine Zielsetzung bei den Berechnungen mit RAAB liegt darin, die zeitlichen Schiessfenster zu bestimmen. Unter einem Schiessfenster versteht man jenes Zeitintervall, während dem ein Abwehrflugkörper gestartet werden kann und dann auch die kinematische Möglichkeit für einen Treffer besteht. Würde man vor bzw. nach dem Schiessfenster den Abwehrflugkörper abfeuern, wäre kinematisch kein Treffer erreichbar. Je länger ein Schiessfenster „geöffnet“ ist, desto besser ist der Flugkörper für die Abwehraufgabe geeignet beziehungsweise desto besser ist die Feuerstellungsposition gewählt worden.

## 2.2 Modellierung der Abwehrflugkörper

Die Steuerung während der Antriebsphase erfolgt stets mit Schubvektorsteuerung. Es ist ferner möglich die Zündung, speziell der letzten Antriebsstufe, von anderen Flugparametern abhängig zu machen, z.B. bei ARROW-2 sowie bei den SM3-Flugkörpern.

Um eine möglichst realitätsnahe Modellierung zu erreichen, gibt es Limitierungen durch die maximale Dauer der elektrischen Energieversorgung sowie durch den begrenzten Kraftstoffvorrat für die Querschubsteueranlage des Kill Vehicles.

Eine Besonderheit in RAAB ist die Lenkung. Als Lenkgesetz kommt eine Proportionalnavigation nach

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

mit

$b_q$	Quereschleunigung
$K$	Reduzierte Proportionalkonstante
$V_c$	Annäherungsgeschwindigkeit
$\sigma$	Schielwinkel

zum Einsatz. Das reine Lenkgesetz nach Glg. 1 wäre jedoch zu wenig. Auf Grund der kinematischen Situation vor dem Start des Abwehrflugkörpers wird ein Punkt im Raum ermittelt, der somit eine Richtung von der Feuerstellung aus vorgibt, in die der Flugkörper unmittelbar nach der ersten Startphase fliegt. Ab einem für jeden Flugkörper wählbaren Zeitpunkt, beginnt der Data Link mit der Übermittlung der aktuellen Zielinformation jedoch in größeren Zeitintervallen. Das reine Lenkgesetz würde in der langsamen, anfänglichen Flugphase, einen großen Vorhaltewinkel gegenüber dem Ziel einnehmen. Mit steigender Eigengeschwindigkeit reduziert sich dann der erforderliche Vorhaltewinkel. Das hätte zur Folge, dass der Abwehrflugkörper 2 unnötige Kurven fliegen müsste. Um diesen störenden Einfluss der Lenkung hinten zu halten, wird auf den anfänglichen Fixpunkt gestartet und das Data Link erst bei höherer Geschwindigkeit begonnen. Weiters können 2 Werte für die Reduzierte Proportionalkonstante  $K$  in Glg. 1 eingestellt werden. In der Anfangsphase ist  $K$  eher niedriger, was die Lenkung träger macht. Das dient auch zum Glätten der Flugbahn. Für den Flug des Kill Vehicles wird  $K$  mit einem höheren Wert belegt um die für einen Treffer erforderliche Agilität zu erzielen. Als Zusatzterm in Glg. 1 wird noch eine g-Kompensation (zur aktiven Kompensation des Erdschwerefeldes) eingebaut. Um in den Flugphasen mit 5 Freiheitsgraden ein Pendeln der Rakete zu vermeiden, die aerodynamische Drehdämpfung ist dafür in großen Höhen zu gering, ist ein entsprechend dämpfender Flugregler eingebaut.

Die Kill Vehicle verfügen in RAAB über einen IR-Sensor (HgCdTe im 2µm bis 16.7µm Wellenlängenbereich). Die erforderliche IR-Strahlung eines Zielkörpers wird einerseits über die aerodynamische Aufheizung am Stagnationspunkt der/des Rakete/Wiedereintrittskörpers während des Fluges in der Atmosphäre errechnet bzw. über dem relevanten Atmosphärenteil aus der Strahlungsbilanz zwischen der Sonneneinstrahlung und der Abstrahlung in den Weltraum. Als strahlende

Fläche wird die Hälfte des Flugkörperquerschnittes festgelegt. Eine Unterscheidung zwischen dem Flug auf der Tag- und Nachtseite der Erde ist derzeit in RAAB noch nicht möglich.

Es sei noch besonders darauf hingewiesen, dass RAAB, im Gegensatz zu anderen kinematischen Raketenabwehrmodellen wie z.B. „Mod5“, den Abwehrflugkörper nicht als rein ballistischen Flugkörper betrachtet. Eine dazu ähnliche Verfahrensweise ist zwar mit RAAB auch möglich, zeigt aber teilweise sehr große, derzeit hierorts als technisch eher problematisch beurteilte, Abfangvolumina. Daher wird diese Methode hier nicht weiter verfolgt.

### 2.3 Modellierung der Bodenradare

Die Berechnung der Bodenradare erfolgt über die Reichweitengleichung für Verfolgeradare

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

mit

$P_M$	Mittlere Sendeleistung
$G$	Antennenverstärkung
$A_{eff}$	Effektive Antennenfläche
$\sigma$	Radarquerschnitt des Zieles
$t_B$	Beleuchtungsdauer
$k_B$	Boltzmannkonstante
$T_R$	Rauschäquivalente Temperatur
$D_0(1)$	Detektierbarkeit für einen Einzelimpuls
$R$	Radarreichweite

Für die Handhabung von Gleichung 2 sind in RAAB drei Randbedingungen eingebaut.

- Vor Berechnungsbeginn wird festgelegt, welche statische Aufgabe als gerade noch erfüllbar zu bewältigen sein soll. Dabei wird ein feststehendes Referenzziel in einer Distanz  $R_0$  mit einem Radarquerschnitt  $\sigma_0$  gewählt. Damit erhält man aus Gleichung 2 die maximale Beleuchtungsdauer, das heißt, wie lange ein Radarstrahl in eine Richtung „schaut“.
- Wäre mehr Zeit für die Detektion eines Zieles erforderlich, da entweder  $R$  zu groß oder  $\sigma$  zu klein ist, gibt es keine Detektion. Bewegt sich der Wiedereintrittskörper quer zur sehr engen Radarkeule, kann die verfügbare Zeit des Zieles innerhalb der Keule zu kurz sein für eine Detektion, obwohl  $R < R_0$  und  $\sigma > \sigma_0$  sein kann.

- Es wird in RAAB angenommen, dass die rückgestrahlten Radarpulse weit unterhalb des Rauschniveaus liegen. Daher sind Techniken einer „Post Detection Integration“ erforderlich. In diesem Zusammenhang wird ferner angenommen, dass die Pulse „addierbar“ (Kohärenz) sein müssen. Aus dem gewählten radialen Auflösungsvermögen  $\Delta R$  und der Beobachtungszeit  $t_B$  ergibt sich eine radiale Grenzgeschwindigkeit  $v_G$  für eine erfolgreiche Zieldetektion.

$$v_G = \frac{\Delta R}{t_B} \quad (3)$$

Das heißt, nur wenn  $v_{radial} < v_G$  erfüllt ist, liegt eine Detektion vor.

Der Radarquerschnitt des Zieles wird in RAAB grob näherungsweise über ein Ellipsoid berechnet. Es werden die Werte für  $\sigma_x$ ,  $\sigma_y$  und  $\sigma_z$  eingegeben (für Wiedereintrittskörper ist  $\sigma_y = \sigma_z$ ). Damit sind die Achsen des Ellipsoids festgelegt und der Abstand vom Mittelpunkt des Ellipsoids zur Ellipsoidoberfläche in Richtung zum aktiv beleuchtenden Radar ergibt den in der Rechnung aktuell zu berücksichtigenden Radarquerschnitt.

#### 2.4 Trefferbeurteilung/Trümmerschleppenanalyse

Grundlage dieser extrem vereinfachten Überlegungen ist die Annahme eines unelastischen Stoßes im Trefferfall. Damit erhält man einen Wert für die verfügbare Deformationsenergie. In einem früheren Berechnungslauf von RAAB sind die Abschüsse der Satelliten FENGYUN-1C und USA193 nachgerechnet worden. Unter Einbeziehung der beteiligten Massen und der Information über die als ausreichend klein beurteilte mittlere Trümmergröße wird ein Kennwert definiert. Bei jedem errechneten Treffer in einem Raketenabwehrszenario wird nun dieser Kennwert in Relation zu den aktuellen Werten der Deformationsenergie und der beteiligten Massen gesetzt. Auf diese Weise liefert RAAB einen sehr groben quantitativen Hinweis auf den Zerstörungsgrad des aktuellen Zieles in Bezug auf die Zerstörung der beiden abgeschossenen Satelliten.

Die Stoßkinematik liefert ferner den Geschwindigkeitsvektor der zusammengestoßenen, dann als ein „Teil“ modellbedingt anzunehmend vorliegenden Flugkörper. Um einen sehr groben Anhaltspunkt für die Trümmerschleppe zu erhalten wird angenommen, dass alle Trümmer ballistisch weiterfliegen und auch rein ballistisch die Atmosphäre durchqueren. Für den Weiterflug entscheidend ist daher der ballistische Koeffizient  $BK$

$$BK = \frac{m}{SC_w} \quad (4)$$

mit

$m$  Masse  
 $S$  Querschnitt  
 $C_w$  Luftwiderstandsbeiwert

Nun wird eine Kugel gewählt. Dadurch sind  $S$  und  $C_w$  festgelegt. Die Variation der Kugelmasse bedeutet das Durchlaufen aller möglichen ballistischen Koeffizienten. Auf diese Weise ergibt sich ein Überblick wo welche Teile ( $BK$ ), wenn sie nicht beim Wiedereintritt verglühen, am Erdboden aufschlagen. Die Breite der Trümmerschleppe ist mit RAAB nicht bestimmbar. Die Schleppenrechnung ist auch nur ohne Erdrotation möglich.

### **3. Anwendungsbeispiel von RAAB auf manövrierende Wiedereintrittskörper**

Im folgenden Abschnitt werden mit den russischen Angriffssystemen RS-24/JARS (OE) im mittleren Flugbahnabschnitt, also exoatmosphärisch und mit ISKANDER (OE) in deren Zielendflug, also endoatmosphärisch, Flugmanöver zur Abwehr von Abwehrlenk Waffen (GBI bzw. PATRIOT PAC 3) untersucht. Mit RAAB modellierbar ist eine Auslenkung des jeweiligen manövrierbaren Wiedereintrittskörpers senkrecht zur Schiessebene des Angriffssystems. Diese Auslenkungsmanöver sind entweder reaktiv (Ausweichmanöver) oder präventiv modellierbar.

#### **3.1 Szenario 1: Exoatmosphärisches Ausweichmanöver**

Es wird angenommen, dass eine RS-24 (OE) Rakete von Tatischewo (Russland) nach San Francisco (USA) über die hochgelegte Flugbahn fliegt. Die Abwehr wird mit (dreistufigen) GBI's in Ft. Greely/Alaska und Vandenberg/Kalifornien aufgebaut. Einfachheitshalber wird eine perfekte Satelliteneinweisung (Data Link) vorausgesetzt und keine Radarsimulation unternommen. Untersuchungsziel ist der Einfluss eines Ausweichmanövers auf das zeitliche Schiessfenster der Abwehrflugkörper.

Das Ausweichmanöver des Wiedereintrittskörpers der RS-24 (OE) erfolgt exoatmosphärisch im mittleren Flugbahnabschnitt. Ein solches Manöver ist nur mit Raketenantrieb (z.B. mit einer Querschubanlage) möglich. Der Wiedereintrittskörper muss daher über eine entsprechende Kraftstoffmenge für diese Anlage verfügen. Es wird folgende Auslegung festgelegt:

Gesamtmasse des Wiedereintrittskörpers:  $m_{ges} = 990 \text{ kg}$

Querschubtriebwerk: 50 kN

Kraftstoffmasse für Querschubtriebwerke: 490 kg

Spezifischer Impuls:  $v_G = 3300 \text{ m/s}$

Leermasse (Gefechtskopf und Struktur):  $m_L = 500 \text{ kg}$

Für das Manövrieren des Wiedereintrittskörpers ergibt sich nach der allgemeinen Raketengleichung

$$\Delta v = -v_G \ln \frac{m_L}{m_{ges}} \quad (5)$$

ein „Geschwindigkeitsvolumen“  $\Delta v = 2250 \text{ m/s}$ . Aus diesem beschränkten  $\Delta v$  heraus folgt die Notwendigkeit das Ausweichmanöver zu optimieren. Das heißt, dass das Ausweichmanöver durch ein Flugkörperwarngerät initiiert wird. (Typische Auslösedistanzen: einige 100 km). Die Ausweichrichtung erfolgt auf die Gegenseite zur Seite des Anfluges des Abwehrflugkörpers. Die Rückkehr zur Schiessebene wird unmittelbar nach der Passage des Abwehrflugkörpers, das heißt dem Durchlaufen des geringsten Abstandes zwischen Abwehrflugkörper und Wiedereintrittskörper eingeleitet. Eine Minimierung des  $\Delta v$ -Bedarfs ergibt sich durch den „Sägezahnflug“ mit:

$$\Delta v_{erforderlich} = 2 \left( |v_{weg}| + |v_{retour}| \right) \quad (6)$$

Dabei soll  $|v_{weg}|$  möglichst hoch gewählt werden, um dem Abwehrflugkörper zu entkommen. Für die Rückkehr zur ursprünglichen Schiessebene reicht dann ein niederes  $|v_{retour}|$ . Der Faktor 2 in Gleichung 6 für das erforderliche Geschwindigkeitsvolumen  $\Delta v_{erforderlich}$  ergibt sich dadurch, dass einmal  $|v_{weg}|$  für das eigentliche Ausweichen notwendig ist, aber dann wieder abgebremst werden muss. Gleiches gilt für  $|v_{retour}|$ . Auch hier muss bei Erreichen der Schiessebene wieder abgebremst werden. Abbildung 1 zeigt einen solchen „Sägezahnflug“.

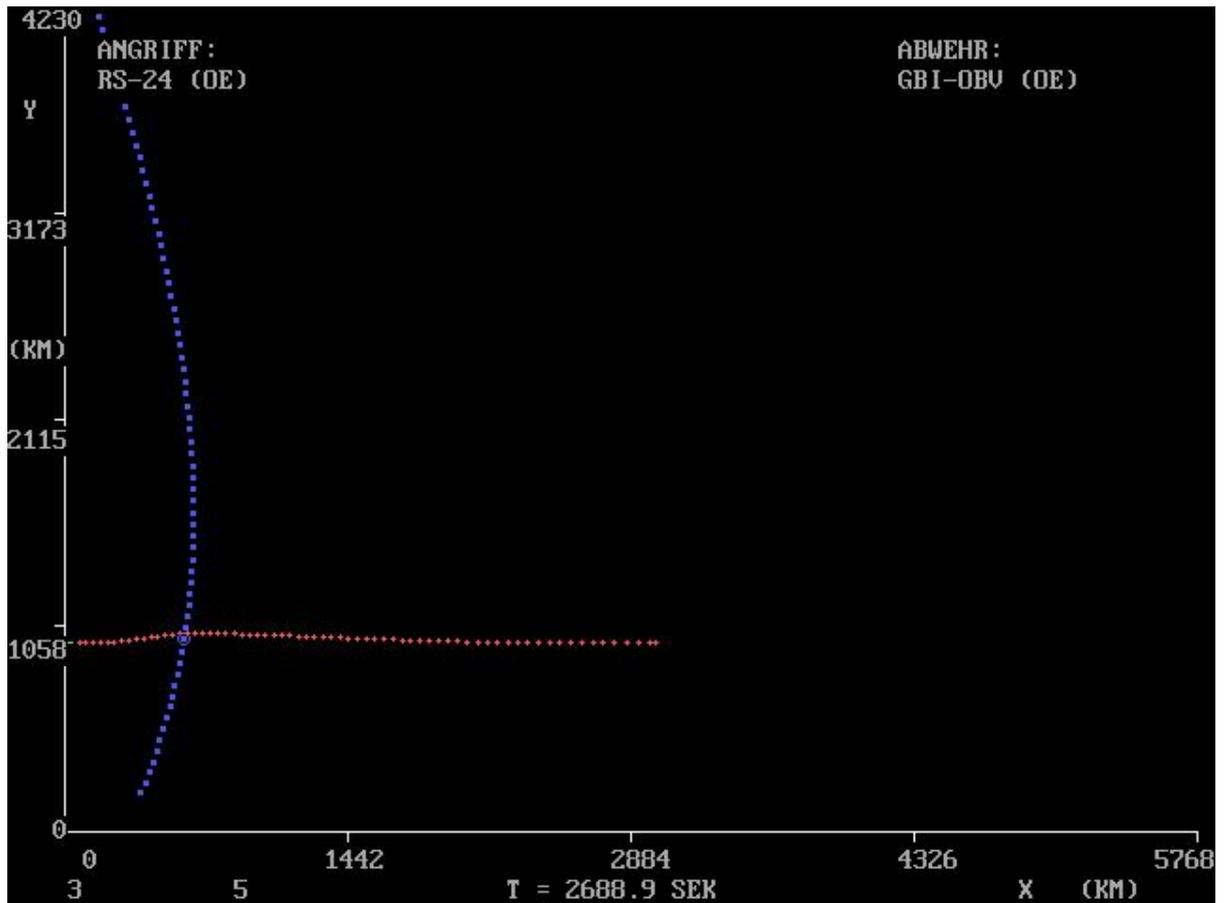


Abb. 1: Sicht von oben. Die „Schiessebene“ der RS-24 (OE) ist daher eine Linie (Rot). Der „Sägezahn“ in der roten Linie ist erkennbar. Die blaue Kurve ist die Bahn des Abwehrflugkörpers.

In Abbildung 2 sind die Ergebnisse über die Länge der Schiessfenster für Ft. Greely zusammengestellt.

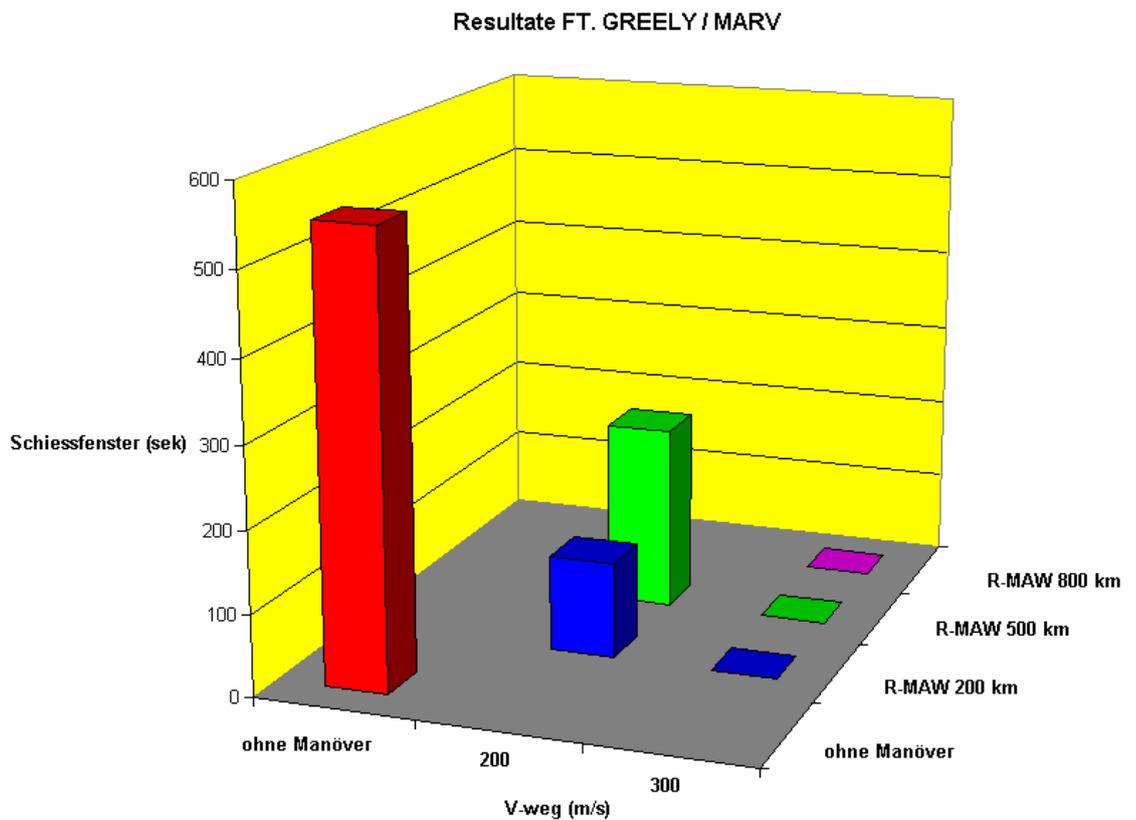


Abb. 2: Schiessfenster für GBI von Ft. Greely/Alaska gegen exoatmosphärisch manövrierenden Wiedereintrittskörper.

In der z-Achse (Säulenhöhe) ist die Schiessfensterdauer ersichtlich. Die x-Achse zeigt die gewählten Werte für  $|v_{weg}|$  und die y-Achse liefert die Distanzen zwischen Abwehrflugkörper und Wiedereintrittskörper bei denen das Ausweichmanöver gestartet wird. Die rote Säule zeigt die Schiessfensterdauer ohne Ausweichmanöver. Bei  $|v_{weg}| = 200$  m/s ist eine deutliche Reduktion der Schiessfensterdauer erkennbar, aber auch dass eher auf kürzere Auslösedistanzen das Manöver zu beginnen ist. Bei größeren Auslösedistanzen steigt die Schiessfensterdauer wieder. Bei  $|v_{weg}| = 300$  m/s kann nach RAAB der Wiedereintrittskörper nicht mehr vom GBI in Ft. Greely abgefangen werden. Aus Abbildung 3 sind die Resultate für eine Abwehr in Vandenberg ersichtlich.

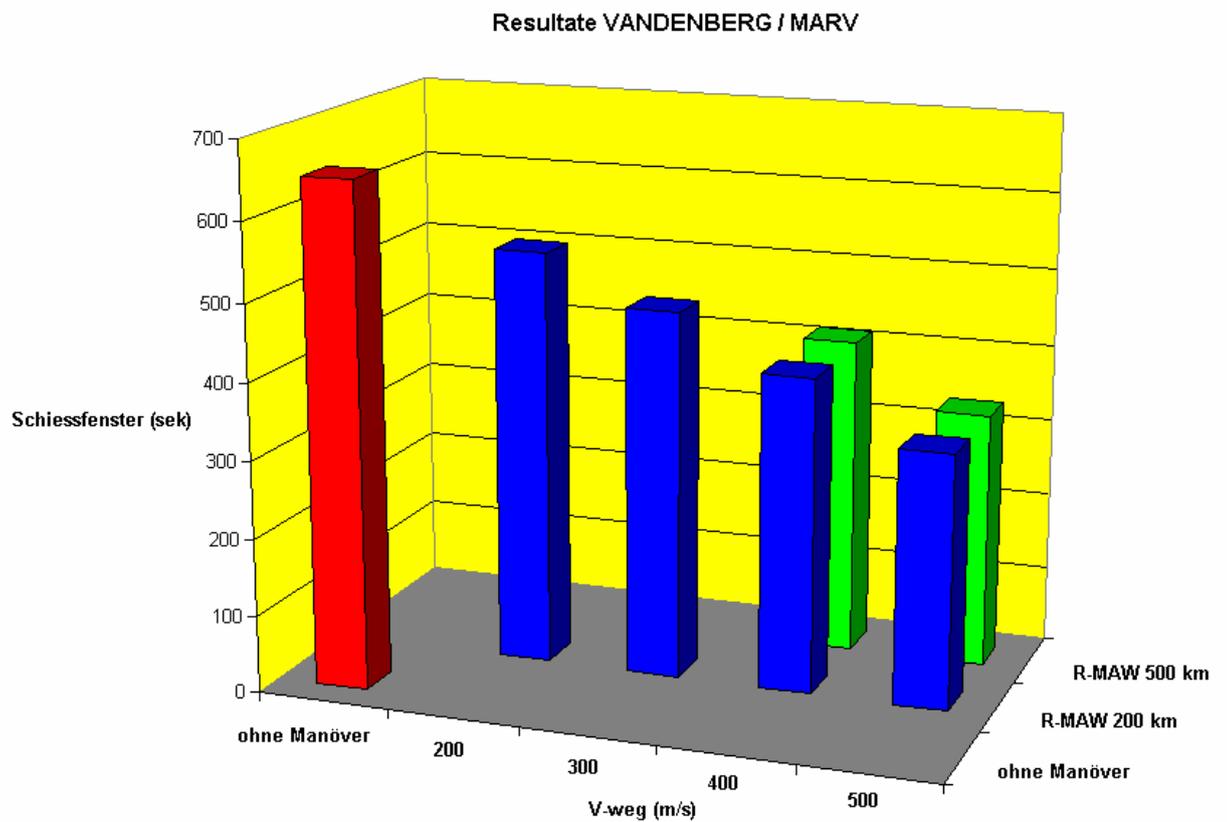


Abb. 3: Schiesfenster für GBI von Vandenberg/Kalifornien gegen exoatmosphärisch manövrierenden Wiedereintrittskörper

Das Säulendiagramm ist analog strukturiert wie in Abbildung 2. Wieder zeigt die rote Säule die Schiesfensterdauer ohne Ausweichmanöver des Wiedereintrittskörpers. Man erkennt schließlich, dass die Schiesfensterdauer mit zunehmenden  $|v_{weg}|$  nahezu linear abnimmt. Eine moderate Änderung der Auslösedistanz ändert daran wenig.

Ein Blick auf den Globus lässt erkennen, dass Vandenberg für den Schutz von San Francisco nahezu optimal geeignet ist, hingegen Ft. Greely bezüglich der Schießebene der RS-24 (OE) eine Wechsellängendistanz von ca. 1830 km aufweist und daher weit weniger günstig liegt. Von Ft. Greely aus ist zwar San Francisco prinzipiell zu schützen, aber man hat deutlich weniger Reserven. Für eine erfolgreiche Raketenabwehr eines manövrierenden Angriffssystems ergibt sich aus physikalischer Sicht folgende notwendige Bedingung:

$$|\Delta v_{KillVehicle}| > |v_{weg}|_{Wiedereintrittskörper} \quad (7)$$

Der Restkraftstoff für die Querschubanlage des Kill Vehicle muss ein  $\Delta v$  ermöglichen, dass höher als die Absetzgeschwindigkeit  $|v_{weg}|$  des Wiedereintrittskörpers ist. Aus Einfachheitsgründen wurde Ausdruck 7 nicht vektoriell angeschrieben. In Tabelle 1 wird der Ausdruck 7 auf die Situation in Ft. Greely und Vandenberg angewendet.

Feuerstellung	Kill Vehicle $\langle m_{pRest} \rangle$ (kg)	Kill Vehicle $\Delta v_{Rest}$ (m/s)	Reentry Vehicle $ v_{weg} $ (m/s)	Abwehrtreffer
FT. Greely	3,25	212	200 300	ja nein
Vandenberg	min. 5,2 max. 14,0	333 829	Je näher zu San Francisco desto eher ein Treffer	

Tabelle 1: Zur Erläuterung der Abwehr manövrierender Wiedereintrittskörper

- $\langle m_{pRest} \rangle$  Mittlere Restkraftstoffmenge des Kill Vehicles zu Beginn des Ausweichmanövers des Wiedereintrittskörpers
- $\Delta v_{Rest}$  Aus  $\langle m_{pRest} \rangle$  erhaltenes „Geschwindigkeitsvolumen“ zum Manövrieren des Kill Vehicles
- $|v_{weg}|$  Absetzgeschwindigkeit des Wiedereintrittskörpers beim Ausweichmanöver

Tabelle 1 illustriert die Ungleichung 7 und macht die Säulendiagramme in den Abbildungen 2 und 3 verständlich. Der Restkraftstoff des Kill Vehicle eines GBI der von Ft. Greely gestartet wird, ist wegen der hohen Wechsellpunktdistanz schon recht gering, sodass ein manövrierender Wiedereintrittskörper gute Chancen hat, die Abwehr unbeschadet zu überwinden. Die geografisch optimale Lage von Vandenberg bezüglich eines Schutzes von San Francisco macht eine Abwehr trotz Ausweichmanöver des Angreifers mit hoher Wahrscheinlichkeit erfolgreich.

Für exoatmosphärische, zu Ausweichzwecken manövrierbare Wiedereintrittskörper ist zu bedenken, dass sehr viel Zusatzmasse (Querschubtriebwerke und deren Kraftstoff) mitgeführt werden muss, die als Gefechtskopfnutzlast ausfällt. Das heißt, präventive „Zick-Zack“-Manöver sind daher nicht vorstellbar. Wenn ein exoatmosphärisches Ausweichmanöver vorgesehen ist, so scheint nur ein reaktives durch ein Flugkörperwarngerät (weitere Masse) initiiertes Ausweichen sinnvoll zu sein.

### 3.2 Szenario 2 Endoatmosphärisches Ausweichmanöver

Die Anlage dieses Szenarios sieht vor, dass mit einer ISKANDER (OE) über eine Distanz von 280 km über die tiefgelegte Flugbahn angegriffen wird. Das wäre etwa die Distanz zwischen Königsberg und Redzikovo und bezieht sich somit auf ein ehemals diskutiertes Szenario, als die Stationierung von 10 GBIs in Redzikovo vorgesehen gewesen ist. Dabei soll während des Zielendfluges im endoatmosphärischen Höhenbereich ein präventives Ausweichmanöver geflogen werden. Die Modellierung der ISKANDER (OE) in RAAB beinhaltet dazu eine aerodynamische Lenkung über angenommene Steuerflügel des Wiedereintrittskörpers/ Gefechtskopfes. Eine Wellenreiteraerodynamik ist mit RAAB nicht realisierbar. Die Lenkmanöver werden über wählbare, vom Flugkörper anzufliegende Punkte im Raum festgelegt, wobei der Wiedereintrittskörper über eine Proportionalnavigation verfügt, mit der die gewählten Punkte angesteuert werden.

Die Abwehr im Gebiet des Aufschlagortes der ISKANDER (OE) wird mit PATRIOT PAC3 modelliert. Eine Auflistung der Parameter zur Modellierung der PATRIOT PAC3 ist in [2] auf Deutsch ersichtlich. Analog zu Szenario 1 wird eine ideale Satelliteneinweisung vorausgesetzt und keine Radarsimulation betrieben. Das Untersuchungsziel ist wieder den Einfluss des Ausweichmanövers auf die zeitlichen Schiessfenster der Abwehrwaffen zu ermitteln. Abbildung 4 zeigt die Lageskizze zum Szenario 2 aus der Sicht von oben.

## Endanflug ISKANDER (OE)

(Sicht von oben)

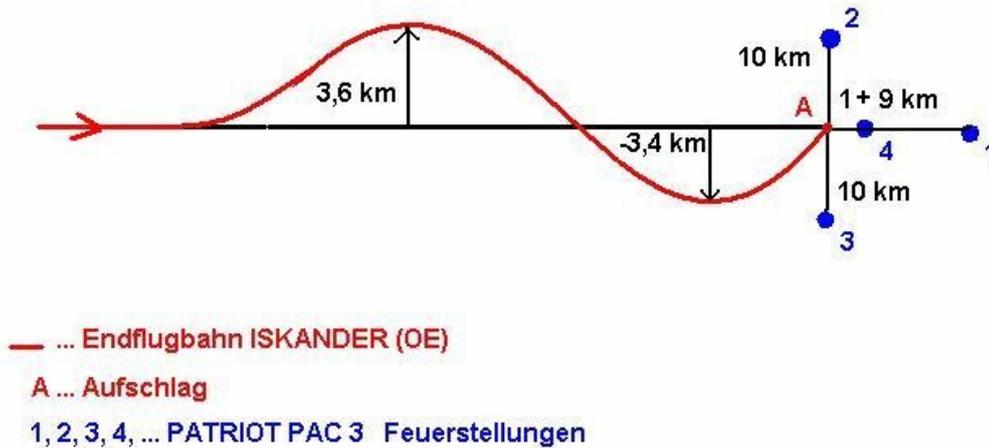


Abb. 4: Lageskizze zum Kurzstreckenszenario

A Aufschlagpunkt der ISKANDER (OE)  
1, 2, 3, 4 PATRIOT PAC3 Feuerstellungen  
rot geplante Endflugbahn der ISKANDER (OE)

Die PAC3 Feuerstellungen 1, 2, 3 befinden sich jeweils 10 km vom Aufschlagpunkt der ISKANDER (OE) entfernt, während Feuerstellung 4 nur 1 km vom Aufschlagpunkt entfernt ist.

Aus den Abbildungen 5 und 6 ist die Flugbahn der ISKANDER (OE) wie sie in RAAB realisiert wird, ersichtlich.

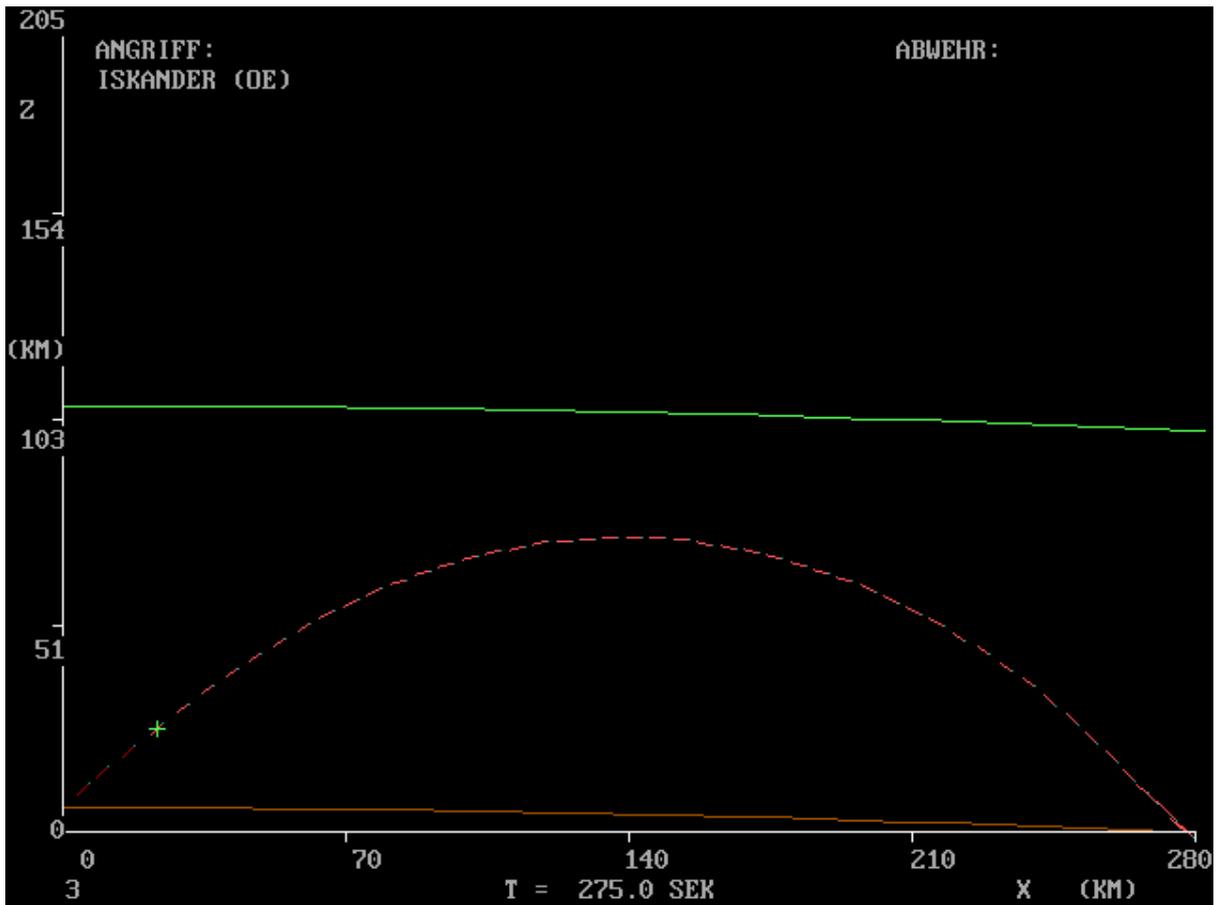


Abb. 5: Flugbahn der ISKANDER (OE) für Szenario 2 von der Seite gesehen

Braun	Erdoberfläche
Grün	100 km Atmosphärengrenze
Grünes Kreuz	Wechsel von der Antriebsphase zur Gleitphase

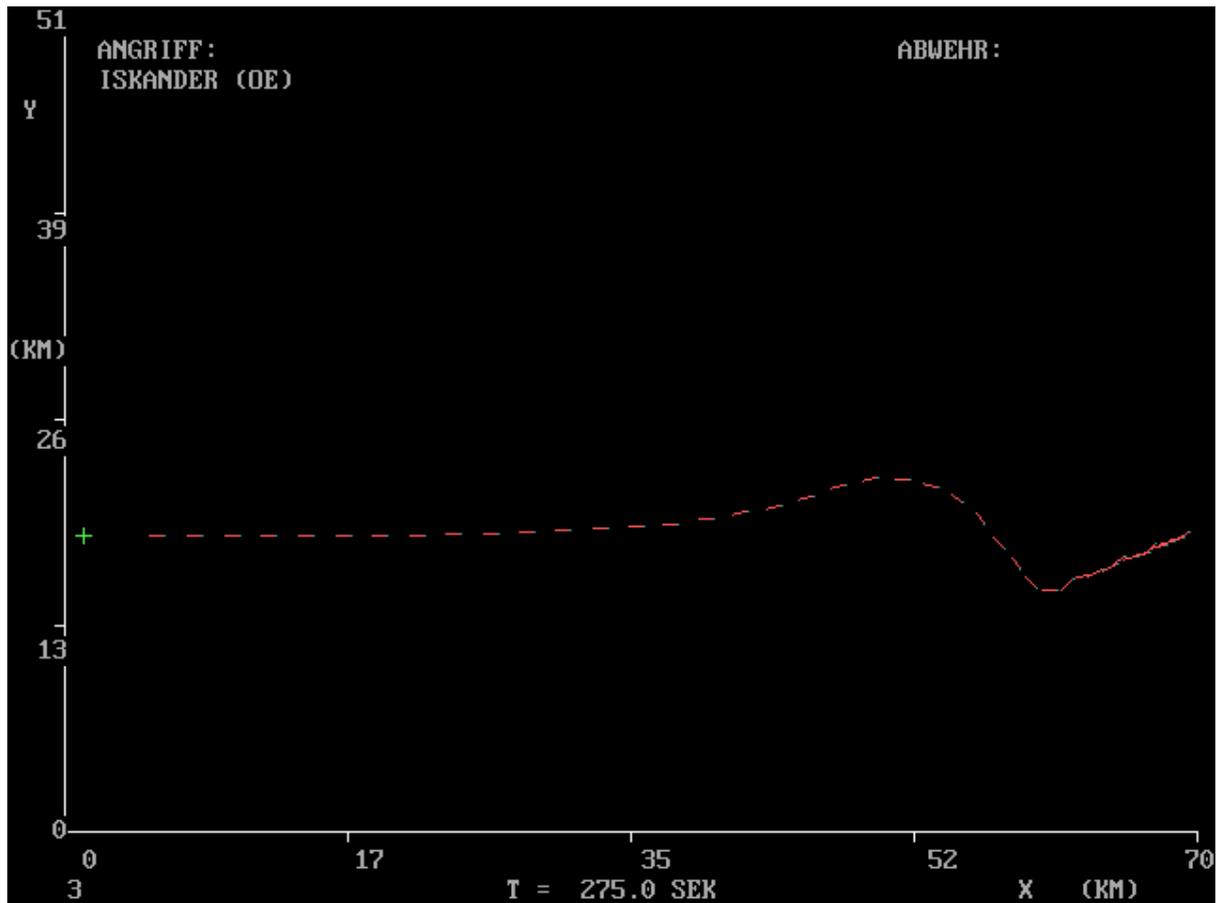


Abb. 6: Endflugbahn der ISKANDER (OE) von oben gesehen mit dem präventiven Ausweichmanövers

Aus Abbildung 6 ist erkennbar, dass die erste Ausweichbewegung (in Flugrichtung gesehen, der erste Schwenk nach links und die folgende Rückkehr nach rechts), sehr verhalten erfolgt. Erst die zweite (letzte) Linkskurve vor dem Zielendflug zeigt ein härteres Kurven. Diese Flugwegausformung spiegelt die aerodynamischen Möglichkeiten in Abhängigkeit der zu großen Höhen hin abnehmenden Luftdichte, wider. Die Resultate sind in Abbildung 7 dargestellt.

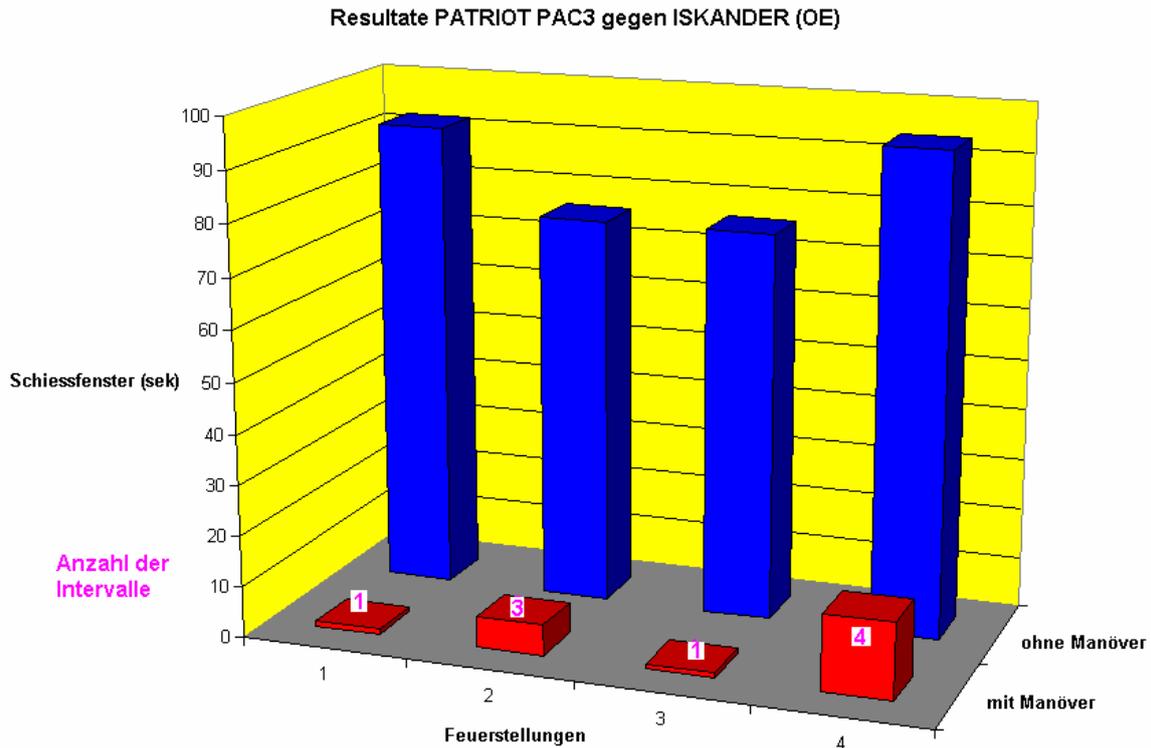


Abb. 7: Resultate zu Szenario 2, präventives endoatmosphärisches Ausweichmanöver einer ISKANDER (OE) gegen PATRIOT PAC3

x-Achse: Feuerstellungsnummer mit Bezug zur Lageskizze in Abb. 4

y-Achse: Mit/ohne Ausweichmanöver.

z-Achse: Zeitliche Schiessfenster

Die Zahlen in der Farbe Magenta geben die Anzahl der Schiessfensterintervalle an, aus denen sich die Schiessfenstersäule im Diagramm zusammensetzt.

Die blauen Säulen in Abbildung 7 lassen passable Schiessfenster für die PAC3 ohne Ausweichmanöver der ISKANDER (OE) erkennen. Die roten Säulen zeigen einen eklatanten Zusammenbruch der Schiessfenster praktisch für alle Feuerstellungen. Erschwerend kommt hinzu, dass die verbleibende Schiessfensterdauer oft nicht in „einem Stück“, sondern in voneinander getrennten Intervallen vorliegt. Diese jeweilige Intervallanzahl ist als Ziffer in der Farbe Magenta in Abbildung 7 an den roten Säulen erkennbar.

Aus diesen Ergebnissen ist abzuleiten, dass nach der Modellierung mit RAAB eine im Endanflug manövrierende ISKANDER (OE) von PATRIOT PAC3 mit hoher Wahrscheinlichkeit nicht abgefangen werden kann. Taktisch erscheint eine Abwehr nicht möglich.

Anmerkungen zu ISKANDER (OE):

- Ein Anflug über die hochgelegte Flugbahn wäre für die ISKANDER (OE) weniger zweckmäßig. Das Apogäum würde in diesem Szenario im exoatmosphärischen Bereich liegen. Der Flugweg und die Flugdauer zwischen dem Eintritt in die für die aerodynamische Steuerung wichtigen dichteren Atmosphärenschichten und dem Aufschlag sind viel kürzer. Daraus resultieren geringere Möglichkeiten zur Ausbildung von Ausweichmanövern. Zusätzlich wirkt sich die stärkere axiale Verzögerung durch die schnellere Konfrontation mit den höheren Luftdichten im unteren Höhenbereich negativ auf die Lenkbarkeit des Gefechtskopfes aus.
  
- Gemäß Literaturangaben [3] sollte eine reale ISKANDER maximal bis zu 30 g Querschleunigung aufbringen können. In der Simulation zu Szenario 2 wird ein Maximalwert von 22 g Querschleunigung erreicht.

**LITERATURVERZEICHNIS**

- [1] P. SEQUARD-BASE, „Ausgewählte Simulationsberechnungen zur Raketenabwehr“, Schriftenreihe des Amtes für Rüstung und Wehrtechnik, Ausgabe 1, 2009
- [2] P. SEQUARD-BASE, „Raketenabwehr Bedrohung – Verteidigung, Eine physikalisch-technische Annäherung“, Schriftenreihe der Landesverteidigungsakademie 1/2003
- [3] <http://search.janes.com>  
Stand vom 04.12.2008

# Missile Defence for Europe, Comparison of Defence Concepts computed with the RAAB Model

Peter Sequard – Base

Austrian Armed Forces  
Armament & Defence Technology Agency  
Vorgartenstrasse 225  
A-1024 VIENNA

[arwt.wft@bmlvs.gv.at](mailto:arwt.wft@bmlvs.gv.at)

## **1. Introduction**

On 17 September 2009, U.S. President Obama announced a change in the American missile defence plans for Europe. The plans, which had been valid until that day, had provided for the stationing of 10 two-stage GBI anti-ballistic missiles (GBI – Ground-based Interceptor) in Redzikovo, Poland, and one X-Band Radar (GBR – Ground-based Radar) in Brdy, Czech Republic. President Obama's new strategy provides for the elimination of the above-mentioned installations. Yet, Europe – or the major part of it – still is to be protected from a possible Iranian missile threat. Therefore, a multi-phase plan was presented, which is based on the U.S. missile defence capabilities provided through Aegis-equipped ships.

The first phase provides for the stationing of several Aegis ships with the missile SM3-Block1/A (SM = standard missile). In the next phase, the performance of the missile, its sensoric system in particular, is to be enhanced (SM3-Block1/B). Together with other nations such as Japan the U.S.A. works on a newly designed SM3 missile which is to be given a significantly higher interception capability due to its considerably increased burn out velocity. That missile, the SM3-Block2, will be the backbone of the missile defence of the 3<sup>rd</sup> and 4<sup>th</sup> phases of the new American scheme.

The present paper intends to compare the assumed effectiveness of the old plan (GBI in Poland, radar in the Czech Republic) with the expectable effectiveness of the new plan on the basis of several selected scenarios computed with the help of the RAAB model. A thorough analysis of the capabilities of the old plan and a brief description of the RAAB computer simulation model, developed by the Austrian Armed Forces' Armament and Defence Technology Agency, Weapons and Missile Technology Division, is to be found in the Agency's publication series [1]. First, the existing missile SM3-Block1/A is to be modelled in RAAB. Then, in analogy to this, an attempt will be made to model the SM3-Block2 in RAAB, according to how the missile might function on the basis of our present state of knowledge. After providing the key features of the

assumed Iranian attack missiles and presenting the attack scenarios and the new defensive arrangement, a diagram of the kinematic performances will be given, showing the fire sector as well as the possible time slots. A time slot is the time period during which an anti-ballistic missile may be fired and then also hits. Thus, the time slot is a *time window* within the overall flight period of the attack missile. In the present computations with RAAB, the anti-ballistic missile is never launched before the burn out of the attacking missile.

Furthermore, it is assumed that satellites provide best-possible support and that the attacker does not resort to jamming on his part. There is no absolute need for modelling the radar systems for the respective computed time slots. On the basis of individual scenario segments, the radar detection phases are compared with the time slots. One FBX radar at Har Keren, Israel and one AN/SPY-1B radar at the location of the SM3 firing position (the place of the launching Aegis ship) were used for the new plan. All the data used in this paper are publicly accessible. Once again, we would like to stress that RAAB is basically a simple model for depicting the kinematic conditions in missile defence. There is no claim that the obtained results exactly reflect the real conditions of missile defence; the paper is intended to give a basic overview of the technical possibilities, to show the limitations, and to add to specialist discussions on this topic.

## **2. Modelling of SM3-Block1/A**

Only little information has been published on the SM3 missiles. The data on the SM3-Block1/A were extracted from an article published in Jane's Strategic Weapon System [2]. This applies to the data on the booster stages and the mass of the Kill Vehicle, here termed as Light Exo-Atmospheric Projectile or LEAP. The information on the control system of Booster Stage 3 has been obtained in part from the manufacturing company [3]. Missing data/information have/s been filled in with probable physical values on the basis of the author's experience in missile simulations. Table 1 provides the data of Booster Stages 1 and 2, as given by [2].

Booster stage	Name	Spec. impulse (s)	Total mass (kg)	Propellant mass (kg)	Empty mass (kg)	Total burning time (s)	Thrust, vac (kN)
1	Mk 72	248	712	468	244	6	190.0
2	Mk 104	275	488	360	128	20	48

Table 1: Booster Stages 1 and 2 of the SM3-Block1/A, with most of the data for the modelling in RAAB taken from a Jane's Strategic Weapon System article [2].

Booster Stage 3 is assumed to be made up of two equally long burning phases.

Propellant mass (kg)	Total burning time (s)	Thrust, vac (kN)
2 x 42,5	2 x 10	2 x 11.5

Table 2: The two phases of Booster Stage 3 of the SM3-Block1/A, as modelled in RAAB.

Phase 1 ignites immediately after the burn out of Booster Stage 2. Phase 2 of Booster Stage 3 is activated as required. This means that it may be ignited immediately afterwards or at a later moment – or not at all. There is no publicly available information (world wide web) on how the activation of Phase 2 is controlled. Therefore, the following assumptions have been made in order to model the missile in RAAB.

As is the case with all long-range anti-ballistic missiles, in some instances the missile may have to be fed with target data per data link over extended distances of the flight. Thus, the ground station has access to radar data also about the estimated remaining flight time until the expected hit (here referred to as  $t_{bis\ Treffer}$  [t until hit]). It is assumed for RAAB that there is an earliest and a latest possible moment regarding  $t_{bis\ Treffer}$  for Phase 2 to be ignited. The idea behind this is that premature ignition (such as immediately after burn out of Phase 1) may well result in a high burn out velocity, but when LEAP lastly approaches its target, the speed will have decreased considerably already. This applies even more, when the flight is conducted in the upper atmosphere or in the lower exoatmosphere because of little aerodynamic drag. In order to score a hit under such circumstances, the required lateral acceleration is to be procured by LEAP alone. The propellant to do so, however, is limited. It also has to be pointed out that every booster stage supports guidance by way of thrust vector control. Therefore, it seems reasonable that the SM3 approaches its target more closely and then builds up speed again by igniting Phase 2, while simulataneously activating the thrust vector control to guide the missile to the point of impact. The latest possible moment, again referring to  $t_{bis\ Treffer}$ , will be given when, by activating Phase 2, the velocity would become too high, so that LEAP would not be able to actually steer in order to score a hit.

RAAB uses the latest data on the distance between the target and the SM3 as well as on the approach velocity to continuously calculate a value for  $t_{bis\ Treffer}$ . On the basis of selected general interception scenarios, the threshold values for  $t_{bis\ Treffer}$  are empirically determined. Phase 2 is ignited when

$$400\text{ s} > t_{\text{until hit}} > 130\text{ s}$$

is given.

RAAB determines another criterion that is essential for the ignition of Phase 2. It is activated when the following applies:

$$\text{approach velocity} < 2,000 \text{ m/s}$$

The approach velocity is positive, when the distance to the target decreases, and it is negative, when the distance increases. This criterion is used, among other things, for persecution situations. When  $t_{bis\ Treffer} < 130\ sek$  is true, Phase 2 of Booster Stage 3 is not ignited. In accordance with the information provided by the manufacturer [3], LEAP is finally released at approximately  $t_{bis\ Treffer} = 30\ sek$ . In this event, the “half-emptied” Booster Stage 3 will be blasted off in reality as well as in RAAB.

Note:

Due to model characteristics, Booster Stage 3 needs to be blasted off in RAAB in any event after the burn out of Phase 2. Taking the burned-out Booster Stage 3 along is not possible in the current configuration of RAAB.

Other key features for modelling the SM3-Block1/A in RAAB are:

Takeoff mass: 1,400 kg

Maximum duration of electric power supply: assumed to be 600 seconds

The guidance in RAAB is effected via proportional navigation. The missile heads toward an auxiliary point in space, which results from the target's velocity vector and the missile's distance to the target at the moment of launching. In order to prevent that in this initial phase, when the speed is still rather low, unnecessary course adaptations have to be made due to the guidance law, the earliest data link-information is possible at 26 seconds. Moreover, the reduced proportional constant has a lower value in the initial phase and a higher value after approx. 26 seconds, in order to model LEAP to be sufficiently agile to score hits.

To examine the booster element of SM3-Block1/A, a test scenario is selected in RAAB, in which Phase 2 of Stage 3 is activated immediately after the burning out of Phase 1 of Stage 3. This allows for maximum values of the burn out velocity. The maximum values achieved with RAAB are 3,780 m/s. According to Jane's Strategic Weapon System [2] the burn out velocity is below 4,000 m/s. Hans Mark [4] describes the burn out velocity to be approx. 3,500 m/s.

#### LEAP in RAAB

According to Jane's Strategic Weapon System [2] the mass is 23 kg. There is no indication as to whether this mass is the empty mass or whether it includes also the propellant for the lateral thruster. Thus, the following assumptions are made:

Empty mass = 23 kg, propellant mass for lateral thruster = 10 kg with specific impulse = 275 seconds. This provides a maximum  $\Delta v = 975 \text{ m/s}$  of manoeuvrability for LEAP in RAAB.

Since there is no indication as to the IR sensor(s), the following sensor is selected:

Detector HgCdTe tuned to a wavelength interval of 2.0 – 16.7  $\mu\text{m}$ . Together with further assumptions, this results in a Noise Equivalent Irradiance of 0,13  $\text{pW/cm}^2$ . This results in the lock-on distances for the scenarios calculated in this report:

Against SAFIR (OE): approx. 150 km  
 Against R14 (OE): up to approx. 480 km

### **3. Modelling of SM3-Block2**

Almost no data have been published on this missile. The basic design of the SM3-Block1/A was adopted for the SM3-Block2. According to Hans Mark [4] the burn out velocity is approx. 5,500 m/s. Tables 3 and 4 show the data of the booster element.

Booster stage	Spec. impulse (s)	Total mass (kg)	Propellant mass (kg)	Empty mass (kg)	Total burning time (s)	Thrust, vac (kN)
1	285	700	457	243	8	160.0
2	285	500	372	128	20	52.08

Table 3: Booster Stages 1 and 2 of the SM3-Block2 for modelling with RAAB

Propellant mass (kg)	Total burning time (s)	Thrust, vac (kN)
2 x 37.5	2 x 15	2 x 7.0

Table 4: The modelling in RAAB of Phases 1 and 2 of Booster Stage 3 of the SM3-Block2.

The maximum burn out velocity to be attained according to RAAB is 5,740 m/s for the SM3-Block2, which is also in line with the data provided by Hans Mark [4]. The criteria for controlling the ignition of Phase 2 of Booster Stage 3 are taken from the SM3-Block1/A, with the only change being the earliest possible moment of ignition, so that ignition will be effected when

$$700 \text{ s} > t_{\text{bis Treffer}} > 130 \text{ s} .$$

According to Hans Mark [4] the Kill Vehicle for Block2 is very light, so that the following assumptions have been made:

Empty mass = 3.5 kg, propellant mass for lateral thrusters = 1.5 kg with specific impulse = 330 m/s. This gives LEAP a manoeuvrability of  $\Delta v = 1159 \text{ m/s}$ .

#### **4. Attack missiles**

The calculations shown in this paper are based on two types of Iranian attack missiles. Both types are hypothetical missiles, to which, or similar models thereof, Iran does not have access according to our present understanding, but to which Iran might well have access in the future. The denominations given to the missiles are made up of two elements, a “real” name and the ending “(OE)”. This is to indicate that the hypothetical missiles are very similar to missiles which exist in reality and after which they are named, but that, however, simplifications are required for modelling them in Austria (hence the “OE” ending).

##### **SAFIR (OE)**

Supposed Iranian missile with two stages, liquid propellants and missile technology of the 1950s/60s (e.g. SCUD). It is supposed that Stage 1 here actually corresponds to Stage 1 of that real Iranian missile known as SAFIR, which was used to send the satellite Omid into Earth orbit in February 2009. Since the transportation of the satellite required a relatively high burn out velocity, a technologically more sophisticated Phase 2 had to be used on that occasion. Due to stability considerations (structure), this Phase 2 is not suitable for transporting a warhead or a reentry vehicle of 500 kg. The mass of Omid is only 27 kg. Thus, it is supposed that the Phase 2 required for this relies on the mechanically more stable old missile technology (SCUD). The data of the propulsive system, as shown in Table 5, are taken from the “Technical Addendum to the Joint Threat Assessment on the Iran’s Nuclear and Missile Potential” [5]. The mass of the reentry vehicle is set as 500 kg.

Booster stage	Spec. impulse (s)	Take-off mass (T)	Propellant mass (T)	Empty mass (T)	Total burning time (s)	Thrust, vac (kN)
1	247	27.65	19.68	7.97	152	313.33
2	247	4.85	3.61	1.24	62	140.9

Table 5: Data of the booster element of the two-stage SAFIR (OE), as modelled with RAAB.

SAFIR (OE) has a range of 3250 km.

##### **R14 (OE)**

The SAFIR (OE) system is not capable of attacking all of Europe from Iran. Yet, in order to be able to attack objectives all over Europe, i.e. to reach London, deliberately the former Russian single-stage liquid propellant missile R14 is modelled. Its maximum operating range is over 5000 km.

This system constitutes missile technology of the 1960s and might effectively be usable for a technologically emerging country. Table 6 provides the data of its booster element. The mass of the reentry vehicle used in the calculation is 1590 kg.

Booster stage	Spec. impulse (s)	Take-off mass (T)	Propellant mass (T)	Empty mass (T)	Total burning time (s)	Thrust, vac (kN)
1	276	86.3	79.2	7.1	131	1638

Table 6: Data of the propulsive element of the single-stage R14 (OE) as modelled with RAAB.

Table 7 below shows some kinematic values for the respective maximum operating ranges.

	SAFIR (OE)	R14 (OE)
Operating range (km)	3250	5320
Apogee (km)	677	1006
Burn out velocity (km/s)	4.74	5.84
Duration of flight (s)	1140	1395

Table 7: Trajectory characteristics of SAFIR (OE) and R14 (OE) at maximum operating range, as modelled with RAAB.

##### **5. Simulation of trajectories and examples for illustration**

The following graphics with their individual detailed results are to give an impression of the possibilities of the kinematic trajectory simulations as computed with the RAAB model.

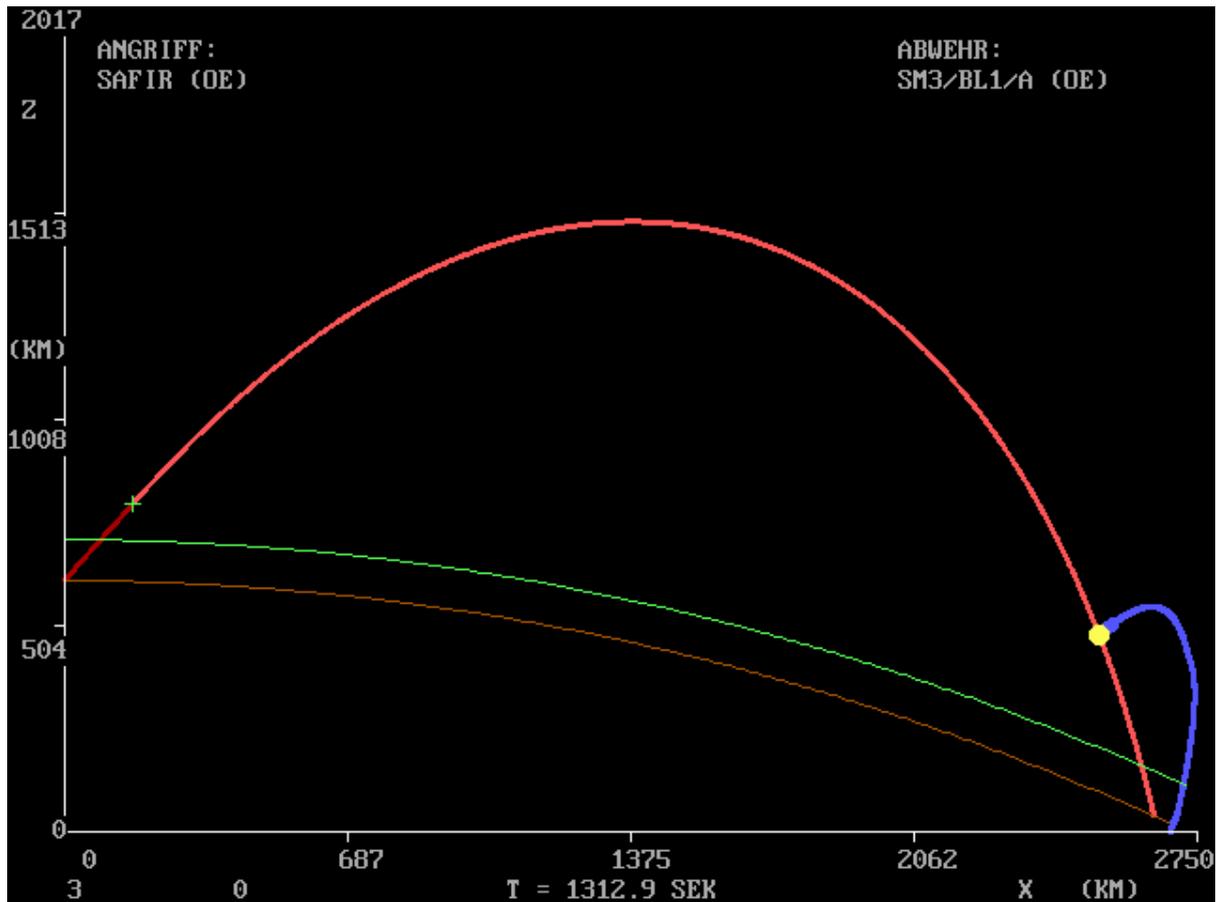


Figure 1: SAFIR (OE) attack from Tabriz, Iran, on Vienna via the high trajectory. Interception with SM3-Block1/A from an Aegis ship located in the northern Adriatic Sea. Colour code:

Dark red	Trajectory of the attacking missile in its boost phase.
Light red	Trajectory of the attacking missile in its gliding phase
Green cross	Burn out of the attacking missile
Blue	Trajectory of the intercepting missile
Broad blue line	Is located close to the site of the hit, marks the trajectory when the homing head of LEAP has locked on the target
Yellow circle	Hit
Brown	Earth's surface
Green	100 km outer limit of the atmosphere

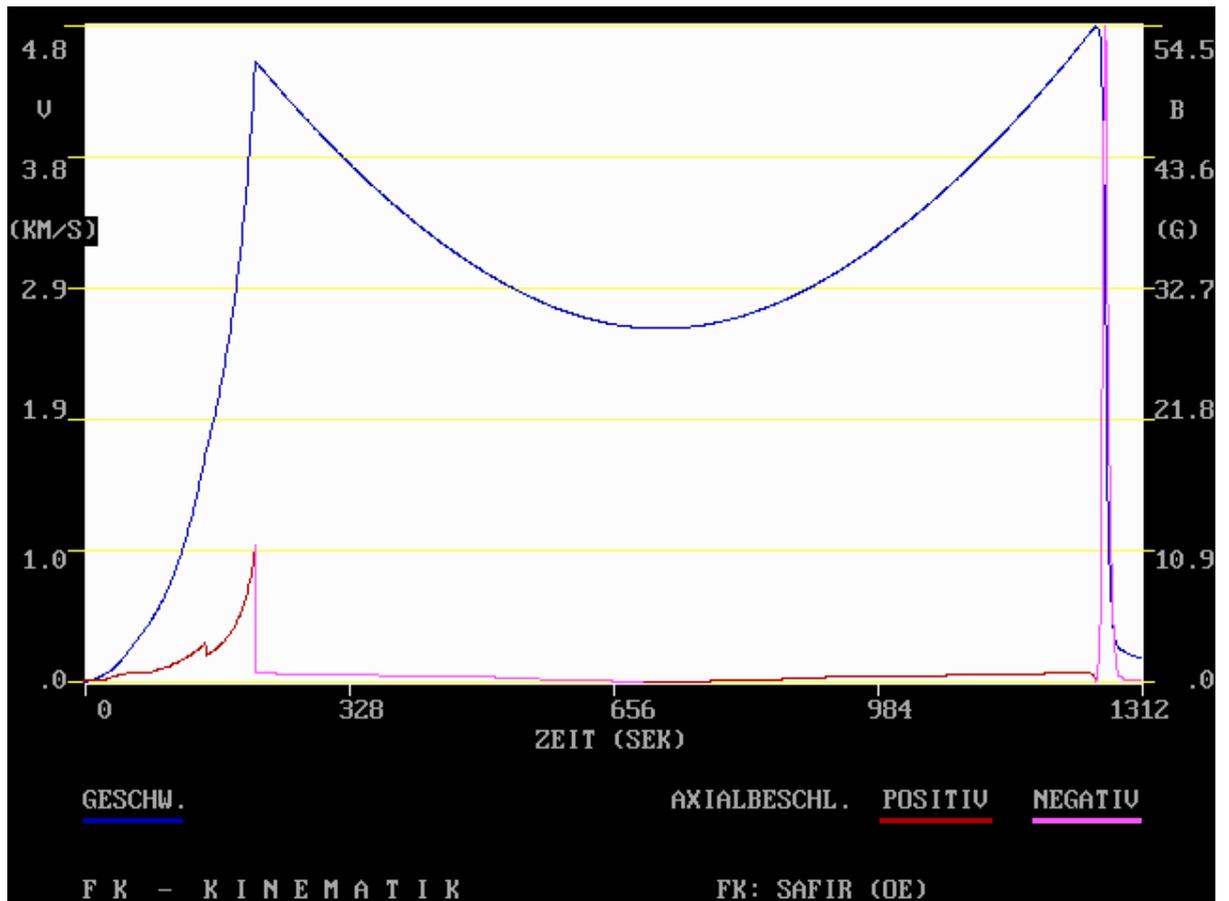


Figure 2: SAFIR (OE) attack from Tabriz, Iran, on Vienna via the high trajectory; kinematic parameters as a function of time.  
Legend:

- Blue Velocity progression
- Red Positive axial acceleration, i.e. actual velocity increase
- Magenta Negative axial acceleration, i.e. slowdown, velocity decrease

In Figure 2 the positive axial acceleration (red) indicates the change of the booster stage, while a strong deceleration (magenta) can be clearly seen when the reentry vehicle reenters into more dense atmospheric layers.

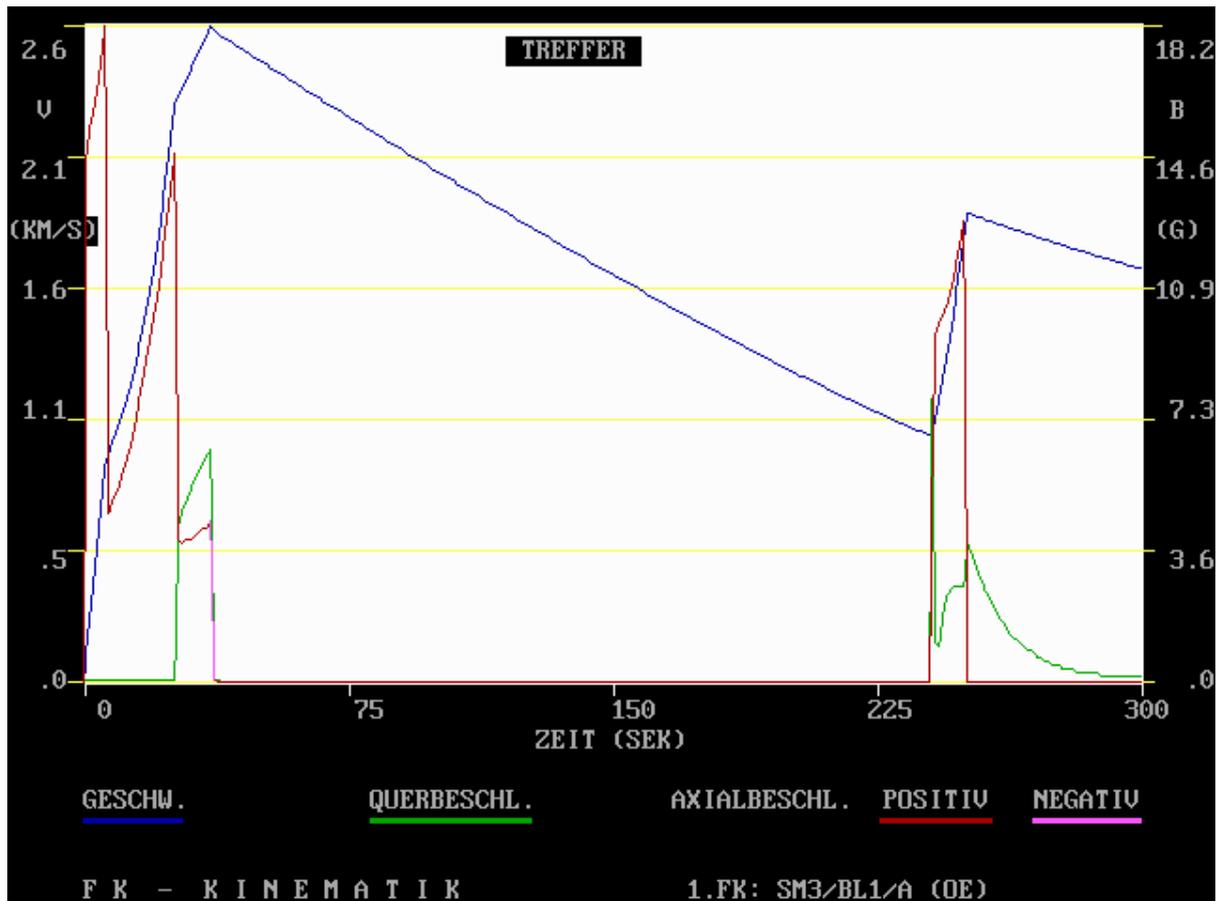


Figure 3: Kinematic parameters of the SM3-Block1/A as a function of time for the interception of a SAFIR (OE) attack from Tabriz, Iran, on Vienna. The SM3 firing position is situated in the northern Adriatic Sea. The same colour codes as in Figure 2 apply. Moreover, there is:  
 Green Lateral acceleration of the SM3

In Figure 3 the velocity progression shows the transitions from Booster Stage 1 to 2 and from Stage 2 to Stage 3 Phase 1 as tiny sharp bends in the first climb of the graph. Only after over 225 seconds of flight, the SM3 ignites Phase 2 of Stage 3. The green curve/curve segments show the lateral acceleration during both operating phases of Stage 3 (thrust vector control). Lateral acceleration is provided by LEAP (lateral thruster) after the final burn out of Stage 3, showing a progression that is typical for proportional navigation (continuous decrease), when the objective does not make evasive manoeuvres.

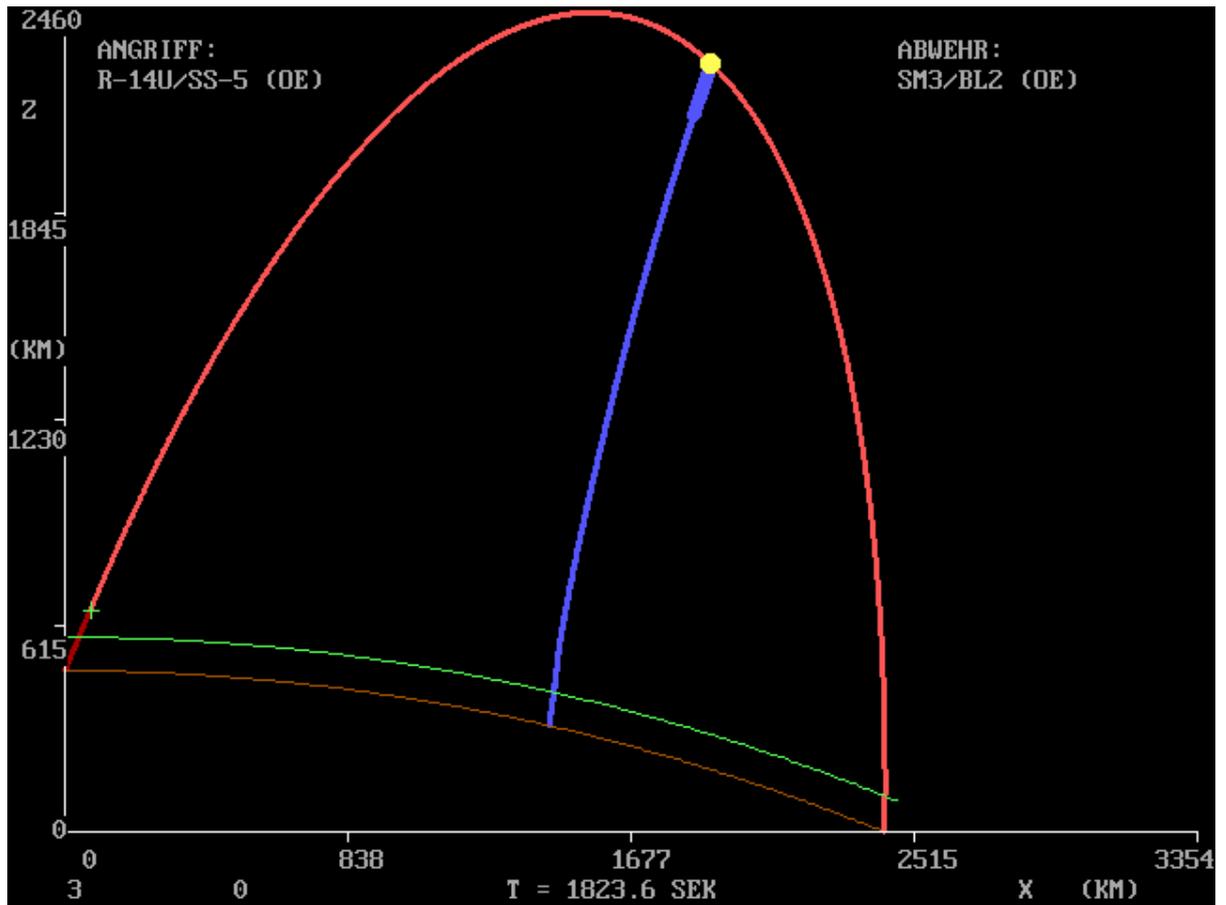


Figure 4: R14 (OE) attack from Tehran, Iran, on Athens, Greece, via the high trajectory. The interception is carried out with an SM3-Block2 launched from a supposed land-based firing position in Incirlik, Turkey.



Figure 5: Kinematic parameters of the SM3-Block2 as a function of time for the interception of an R14 (OE) attack from Tehran, Iran, on Athens, Greece. The SM3 firing position is situated at Incirlik, Turkey. In this launch scenario, Phase 2 of Booster Stage 3 is ignited immediately after the burn out of Phase 1. The three axial acceleration phases of the 3 booster stages are clearly visible.

## **6. Kinematic interception performance – area-oriented comparison**

In this section, the kinematic performance of the two versions of SM3 anti-ballistic missiles, as described above, is compared with the performance of a two-stage ground-based interceptor (GBI2), as it was planned for stationing in Poland, with regard to area considerations. More detailed analyses of the GBI2 with RAAB can be found in German in the Schriftenreihe des Amtes für Wehrtechnik [Defence Technology Agency publication series], Ausgabe 1 [1]. The following key features for the GBI2 are used in RAAB. Table 8 provides the data of the GBI2's two booster stages (see also [1]).

Booster stage	Name	Spec. impulse (s)	Total mass (kg)	Propellant mass (kg)	Empty mass (kg)	Total burning time (s)	Thrust <sub>VAC</sub> (kN)
1	ORION 50SXLG	285	17157	14275	2882	64.3	620.5
2	ORION 50XL	285	4314	4015	299	70.1	160.1

Table 8: Booster Stages 1 and 2 of the GBI2 as modelled with RAAB

The mass of the Kill Vehicle is 63 kg, of which 14 kg are used up by the propellant for the lateral thrusters with a specific impulse = 331 s. The lateral acceleration performance of the Kill Vehicle is, therefore,  $\Delta v = 817 \text{ m/s}$ . The takeoff mass of the GBI2 in RAAB is 21,607 kg. Since sufficient information as to the IR sensor is currently not available, it is supposed that Kill Vehicle of GBI2 uses the same sensor that is used in the SM3 missile.

The simulations with RAAB resulted in burn out velocities of approx. 7.0 to 7.8 km/s for the GBI2.

The comparison of the kinematic performances of the SM3 interceptor and the GBI2 was achieved by way of computing what is termed as fire sectors. The attack is conducted with a SAFIR (OE) missile from Tabriz, Iran, on Vienna. Both the high and the low trajectories have been examined. Figure 6 shows the comparison.

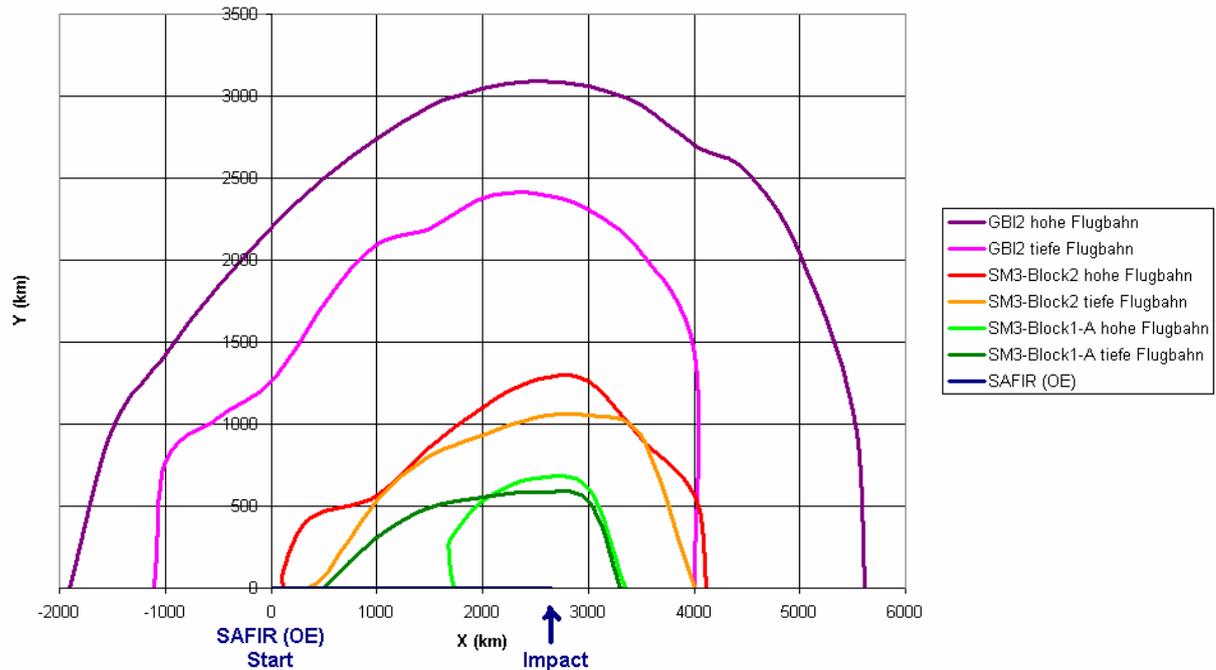


Figure 6: Comparison of the kinematic performances of the SM3-Block1/A, SM3-Block2 and the GBI2, intercepting an approach of a SAFIR (OE) from Tabriz, Iran, to Vienna via both the high and the low trajectories.  
 “hohe Flugbahn” – high trajectory;  
 “tiefe Flugbahn” – low trajectory

Explanations for Figure 6:

This is a top view perspective. The trajectory of the attack missile is presented as a line from the point of origin (starting point Tabriz) along the x-axis up to the point of impact after 2650 km (Vienna). If only one interceptor is taken into consideration, such as the SM3-Block1/A, and if the high trajectory is selected, the area between the light green curve and the x-axis shows the locations of possible firing positions, from which a hit may be scored. In other words: When the SM3-Block1/A firing position is located roughly on the latitude of the impact site (x = 2650 km) some 600 km to the side into the direction of the y-axis, there is a moment, however brief it may be, when a launched SM3-Block1/A missile hits the SAFIR (OE). This means that the larger the area between a curve attributed to an interceptor and to an attack trajectory and to the x-axis, the more efficient is the anti-ballistic defence system.

The calculation of the curves in Figure 6 is done without taking into consideration the Earth’s rotation. This means that the entire area from which an interceptor hits may be mirrored around the x-axis. Thus, Figure 6 only shows the “upper half” of the fire sector. Moreover, it has to be said that, from the viewpoint of calculating with RAAB, the x-axis and the y-axis are to be understood as curved lines on the terrestrial globe.

### Conclusions of Figure 6

- The kinematic superiority of the GBI2 (violet curve) vis-à-vis the SM3-Block1/A (green curve), the currently used interceptor of the new U.S. defence concept, is evident and also physically convincing. (Note: The takeoff mass of the GBI2 = 21,607 kg, whereas the takeoff mass of the SM3-Block1/A = 1,400 kg!)
- Figure 6 also makes it clear that the performance reserves of the GBI2 are so high that, even into the direction in which the interceptor is headed, an attack via the low trajectory might be intercepted up to 1,000 km behind the firing position.
- In practice, a firing position is predetermined and the relevant point of interest is to see how far the protected area extends. Such a presentation is analogous to Figure 6, resulting from it by way of two reflections and positioning the firing position on the x-axis at the point of impact of the attacking missile. The diagram obtained in this way indicates the impact sites of the attacking missile, given as the area below the respective curves. This is very complicated to calculate and not suitable for the practical purpose of comparisons. Note: The starting point of the attack missile would have to be moved for every point of the diagram, which cannot be done in practice. Thus, the approach of Figure 6 is preferred for comparisons.
- Since a defender does not know in advance which course (high or low trajectory) the enemy will choose, the area of intersection below the two curves (high/low), here presented in the light green/dark green colours, is to be taken for the tactical calculation of the protected area of a firing position, e.g. for the SM3-Block1/A. Into the direction of the attack along the x-axis there is the possible fire sector of the SM3-Block1/A between approx. 1750 km and approx. 3300 km with  $\Delta x \approx 1550 \text{ km}$ , and across the fire direction the maximum width (including a reflection about the x-axis) of  $\Delta y \approx 1180 \text{ km}$  is obtained. For the GBI2 the area of intersection would be equal to the area in the event of a low trajectory (i.e.  $\Delta x \approx 5100 \text{ km}$ ,  $\Delta y \approx 4820 \text{ km}$ ). Since from the purely technical viewpoint the approach direction is not necessarily required to be given, the minimum value from the  $\Delta x$ ,  $\Delta y$  values would have to be taken to determine the "circle of protection". Table 9 provides the applicable diameters of the circles of protection and the protected areas, thereby also considering the curvature of the Earth's surface (area given as a curved two-dimensional space).

System	Circle of protection	
	Diameter (km)	Area (10 <sup>6</sup> km <sup>2</sup> )
SM3-Block1/A	1180	1.1
SM3-Block2	2080	3.4
GBI2	4820	18.0

Table 9: Comparison of the circles of protection around a firing position against an attack conducted with a SAFIR (OE) missile from Tabriz, Iran, on Vienna.

- Without doubt, the introduction of the SM3-Block2 definitely improves the kinematic performance capability of the planned U.S. missile defence in Europe; yet, as an isolated system this version can in no way be compared with the GBI2 version.

**7. Kinematic interception performance – time-oriented comparison**

Selected scenarios show the time slots of the GBI2 variant and the planned SM3 version. An article published in Defense News [6] contains a graphic showing the possible disposition of Aegis ships (here Figure 7).

The U.S. Navy will be tasked with deploying at least three ballistic missile defense-capable warships to protect Europe by 2011. The minimum three ships are shown in blue. The Navy also could be asked to surge additional ships, shown in red. The notional positions for these ships were included in a presentation by the Missile Defense Agency.

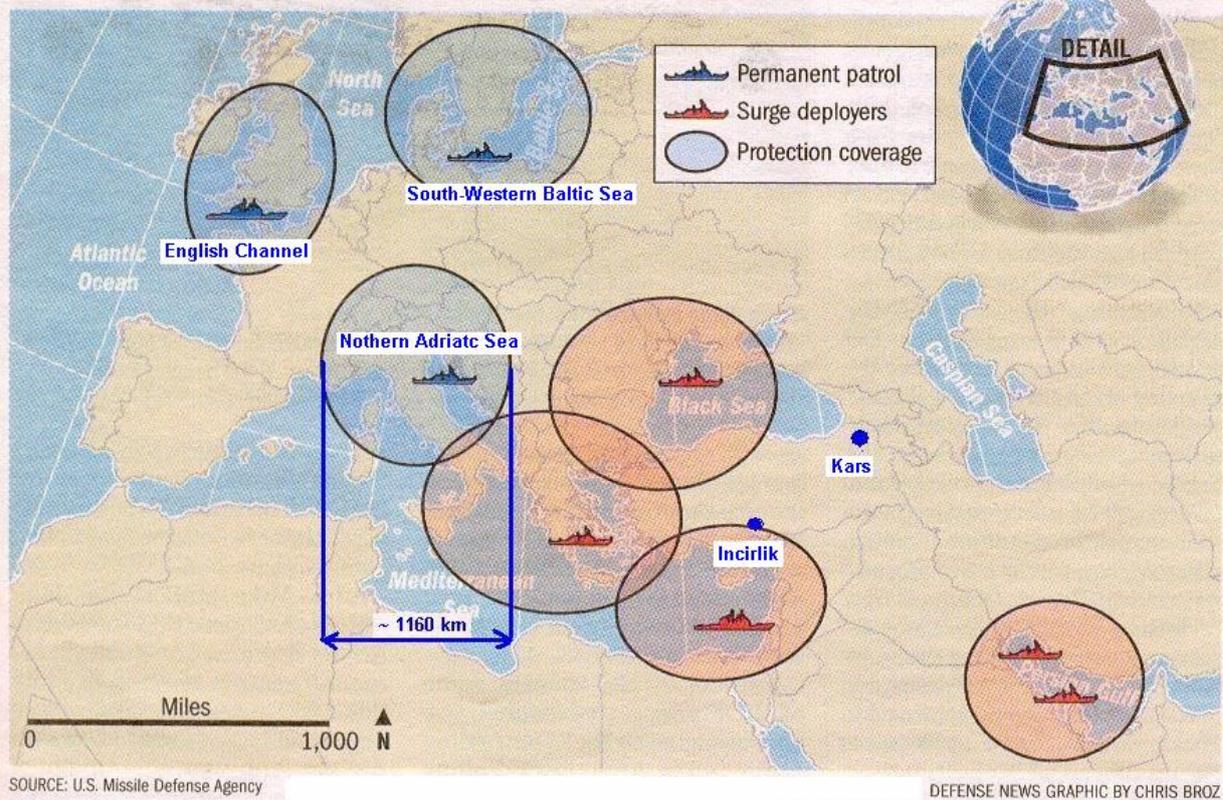


Figure 7: Possible disposition of SM3 missiles; graphic from Defense News, 28 Sept 2009. New addition to the graphic: The denominations/names of the firing position locations as well as the diameter of the protective circle termed Northern Adriatic Sea.

For the purpose of comparative calculations, the three “blue” ship locations are taken as permanent deployment areas. The explanatory text of the graphic in Defense News describes them as such. In addition, for the sake of completeness, two more firing positions are examined, anticipating a possible land-based SM3 launch facility in Turkey. The firing positions are:

Northern Adriatic Sea, South-Western Baltic Sea, English Channel, Incirlik (Turkey) and Kars (Turkey).

From the graphic in Figure 7 the diameter of the protective circle measuring some 1160 km at position Northern Adriatic Sea can be obtained. This is almost identical to that of the SM3-Block1/A, as calculated with RAAB, for the event of a SAFIR (OE) attack from Tabriz on Vienna with 1180 km distance (Table 9).

The capitals Vienna, London and Athens are selected as objectives of the attacks. Tabriz is defined as the launch position (silos) of the SAFIR (OE) and Tehran of the R14 (OE) attack missiles (see entries of Figure 8).

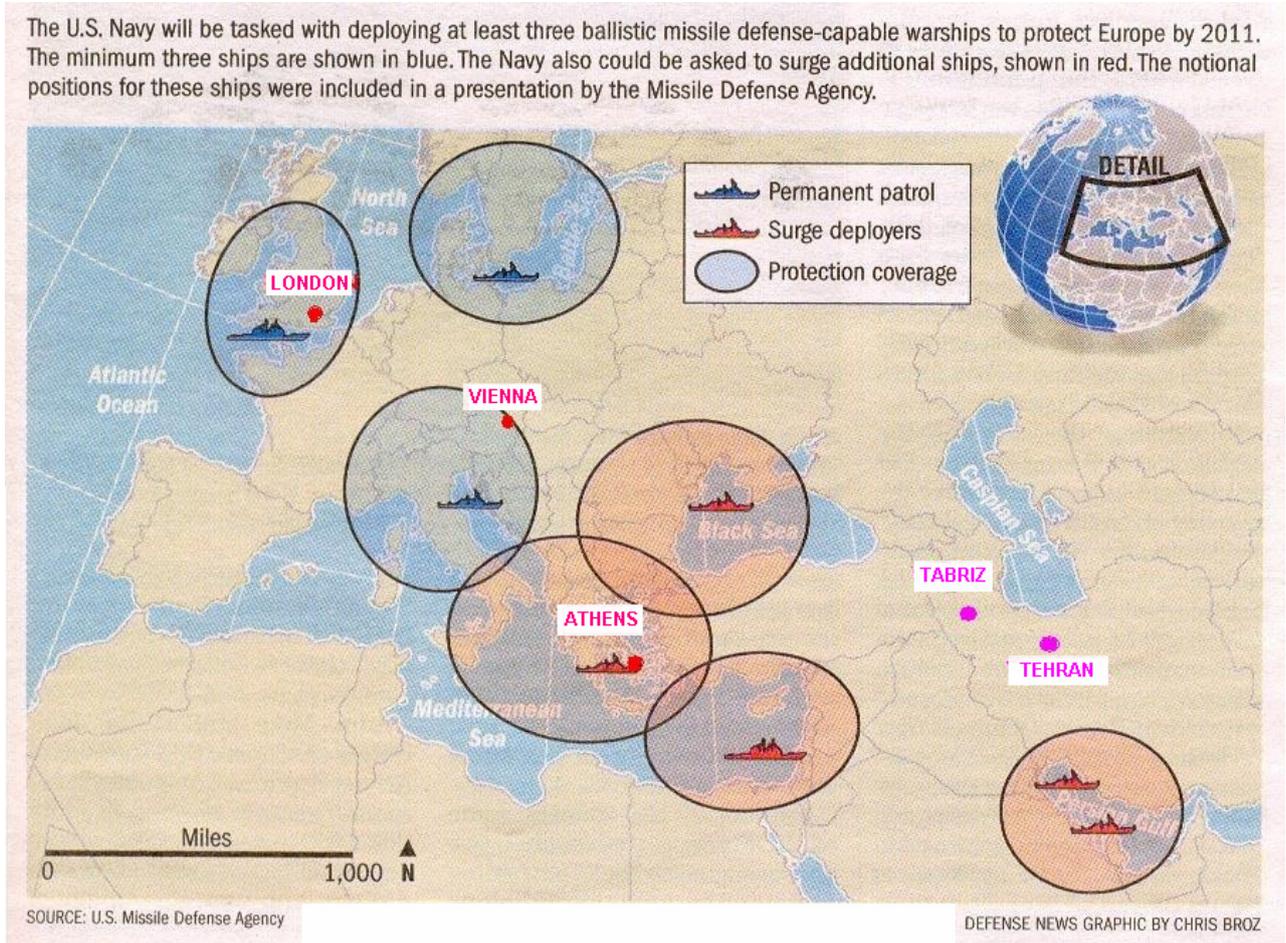


Figure 8: Target cities and launch positions for the comparative calculations with RAAB, as given in the Defence News [6] graphic

Tables 10 to 13 below show the respective time slots of the selected scenarios.

Interception position	Interception system	Trajectory	
		Low	High
Ustka	GBI2	381	815
Northern Adriatic Sea	SM3-Block1/A	239	358
Northern Adriatic Sea	SM3-Block2	311	720
South-Western Baltic Sea	SM3-Block1/A	0	0
South-Western Baltic Sea	SM3-Block2	236	528
English Channel	SM3-Block1/A	0	0
English Channel	SM3-Block2	0	47
Incirlik	SM3-Block1/A	0	0
Incirlik	SM3-Block2	0	0
Kars	SM3-Block1/A	0	0
Kars	SM3-Block2	0	26

Table 10: Time slots (in seconds) against SAFIR (OE) missiles from Tabriz headed for Vienna.

Interception position	Interception system	Trajectory	
		Low	High
Ustka	GBI2	340	906
Northern Adriatic Sea	SM3-Block1/A	202	380
Northern Adriatic Sea	SM3-Block2	267	764
South-Western Baltic Sea	SM3-Block1/A	0	0
South-Western Baltic Sea	SM3-Block2	187	566
English Channel	SM3-Block1/A	0	0
English Channel	SM3-Block2	0	0
Incirlik	SM3-Block1/A	0	0
Incirlik	SM3-Block2	0	0
Kars	SM3-Block1/A	41	0
Kars	SM3-Block2	34	0

Table 11: Time slots (in seconds) against R14 (OE) missiles from Tehran headed for Vienna.

Interception position	Interception system	Trajectory
		High
Ustka	GBI2	220
Northern Adriatic Sea	SM3-Block1/A	0
Northern Adriatic Sea	SM3-Block2	285
South-Western Baltic Sea	SM3-Block1/A	-
South-Western Baltic Sea	SM3-Block2	-
English Channel	SM3-Block1/A	-
English Channel	SM3-Block2	-
Incirlik	SM3-Block1/A	0
Incirlik	SM3-Block2	834
Kars	SM3-Block1/A	0
Kars	SM3-Block2	0

Table 12: Time slots (in seconds) against R14 (OE) missiles from Tehran headed for Athens. Due to technical causes of RAAB, the low trajectory cannot be computed.

Interception position	Interception system	Trajectory	
		Low	High
Ustka	GBI2	571	1,142
Northern Adriatic Sea	SM3-Block1/A	0	0
Northern Adriatic Sea	SM3-Block2	304	491
South-Western Baltic Sea	SM3-Block1/A	136	0
South-Western Baltic Sea	SM3-Block2	432	730
English Channel	SM3-Block1/A	333	426
English Channel	SM3-Block2	517	682
Incirlik	SM3-Block1/A	0	0
Incirlik	SM3-Block2	0	0
Kars	SM3-Block1/A	0	0
Kars	SM3-Block2	44	21

Table 13: The time slots (in seconds) against R14 (OE) missiles from Tehran headed for London

There is a “preferred maritime SM3 position” for every one of the selected target cities. This is position Northern Adriatic Sea for Vienna and Athens and English Channel for London. Position Ustka near Redzikovo, Poland, is the one for the GBI2. In order to be able to compare the results conveniently, they are presented as a bar chart. Note that “preferred maritime position” always applies to the SM3.

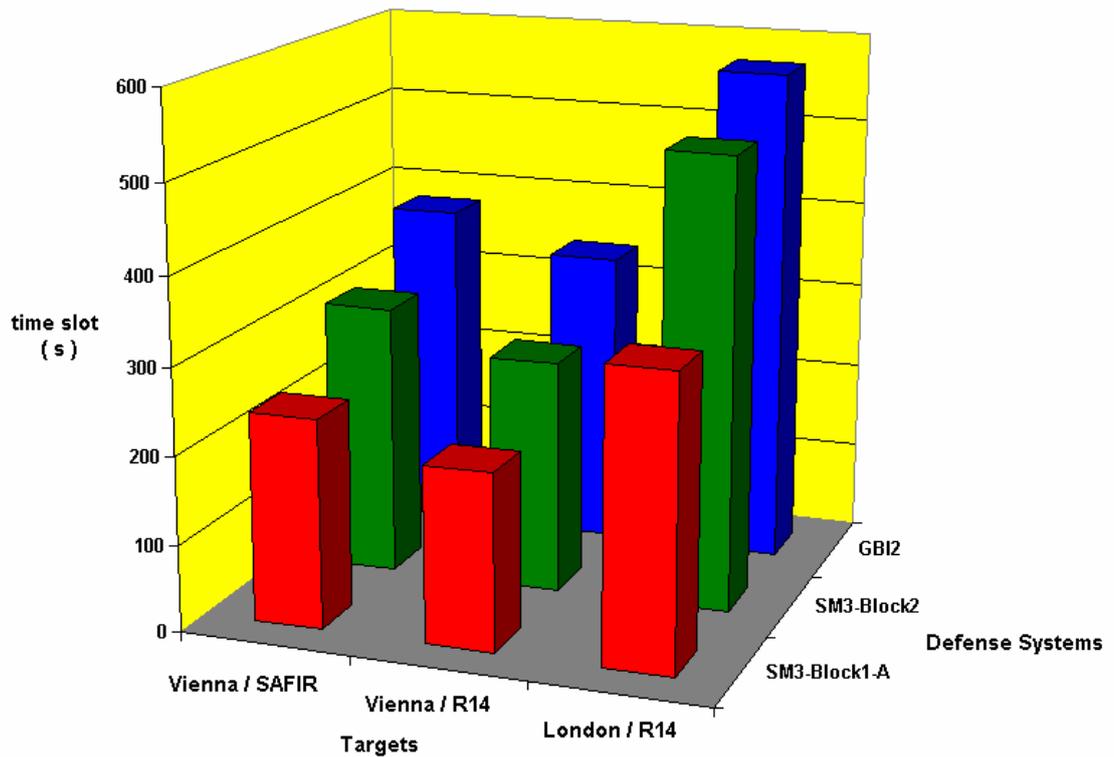


Figure 9: Comparison of time slot periods for low trajectory attacks

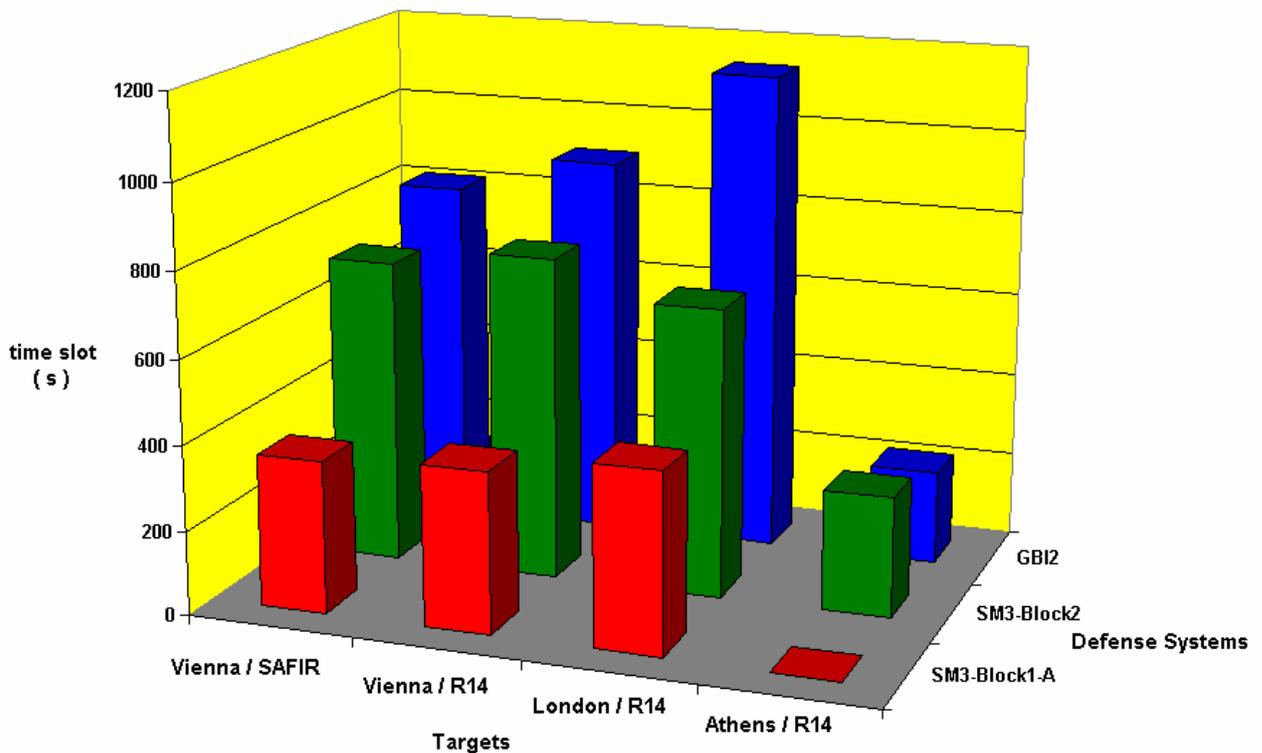


Figure 10: Comparison of time slot periods for high trajectory attacks

Conclusion of the obtained findings:

- The GBI2 system is, with one exception (Athens, high trajectory), always superior to the SM3 systems. It can be seen, however, that the dramatic differences in the diameters/areas of the protective circles in Table 9 are not so distinct when it comes to the time slot intervals, at least in the examined scenarios. The cause for this is that Vienna and London are not located directly at the external border of the protective areas, as Figure 6 shows. Bigger time slots are to be expected within the protective circles.
- The SM3-Block2 variant is a significant improvement vis-à-vis the SM3-Block1/A, the performance of which is frequently only slightly below that of the GBI2. There is the exception of high attack trajectories, in which the SM3-Block2 is distinctly inferior to the GBI2 when it comes to the target of London. By contrast, Athens can be protected better with the SM3-Block2 than with the GBI2 from the position Northern Adriatic Sea. Yet, one must not overlook in this regard that both systems (GBI2 and SM3-Block2) have a poor performance when it comes to Athens and that Athens cannot be protected at all with SM3-Block1/A from the Northern Adriatic Sea.
- With the exception of Athens, the SM3-Block1/A provides missile defence in the examined scenarios. Vienna and London can be protected in any event.
- According to the calculations with RAAB, Turkey is not suited for stationing SM3 missiles, which are intended to intercept Iranian missile attacks on Europe.

**8. Kinematic interception performance – radar sensorics**

With the help of selected scenarios, the detection periods of the attacking system by various ground radar stations are to be compared to the time slots. For the modelling of the radar systems in RAAB see [1]. It is presupposed that the radars receive initial instruction by satellites. Table 14 shows which radar systems are implemented.

System	Stationing location
GBR	Brdy, Czech Republic
FBX	Har Keren, Israel
AN/SPY-1B	Always at the site of the SM3 firing position

Table 14: Radar systems and their locations as calculated with RAAB  
 GBR Ground Based Radar  
 FBX Forward Based X-Band Radar  
 AN/SPY-1B Radar system on board of Aegis ships

In order to be able to compare the performance of the computed radar systems, their key features, detection ranges and detectable limit speeds are given in Table 15.

Radar	Total average power (kW)	Frequency (GHz)	Antenna diameter (m)	Radar beam (mrad)	Detection range A (km)	Detection range B (km)
					Max. target radial velocity (m/s)	Max. target radial velocity (m/s)
GBR	170	9,5	15,5	1,8	2430	3010
					2980	1270
FBX	53	9,5	12,1	2,3	960	1150
					2360	1140
SPY-1B	58	3,3	3,81	20,6	1300	1580
					2440	1120

Table 15: The radar systems as simulated with RAAB  
 - Detection range A Detection range at 50 ms illumination time (red)  
 - Detection range B Detection range at 100 ms illumination time (red)  
 - Maximum target radial velocity (m/s):  
 Limit speed with regard to the respective maximum detection ranges (A, B) (blue)  
 - The radar cross-section is always 0.03 m<sup>2</sup> in terms of the X-band.  
 - The radar resolution is set here as 100 m.

In Figures 11 to 13 below, the duration of the flight phases of the attack missile (dark red: boost phase, light red: gliding phase), the radar detection periods (blue) and the time slots of the intercepting missiles (green) are compared with bar charts. Note: Yellow = no action

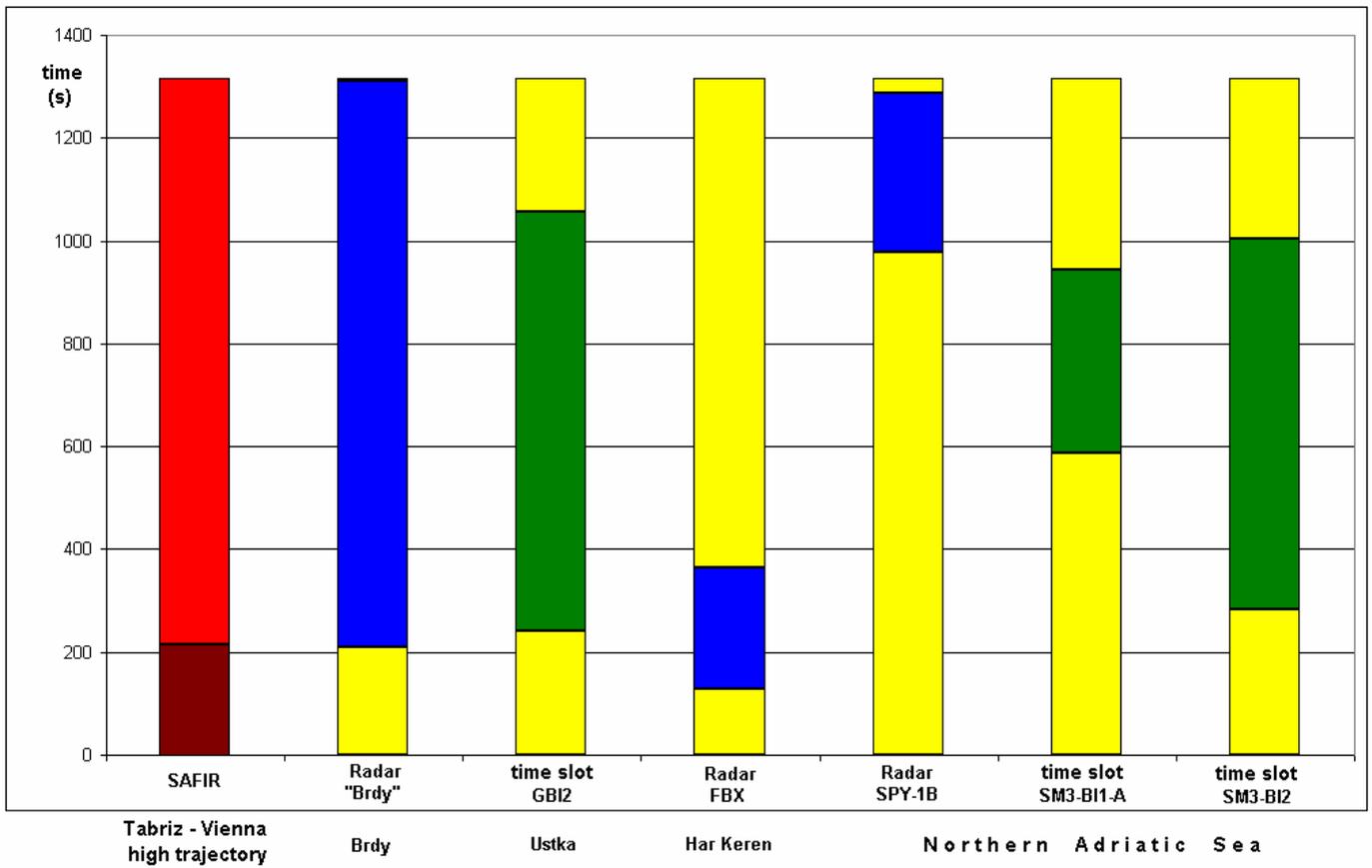


Figure 11: Engagement periods for an incoming SAFIR (OE) missile from Tabriz to Vienna via the high trajectory

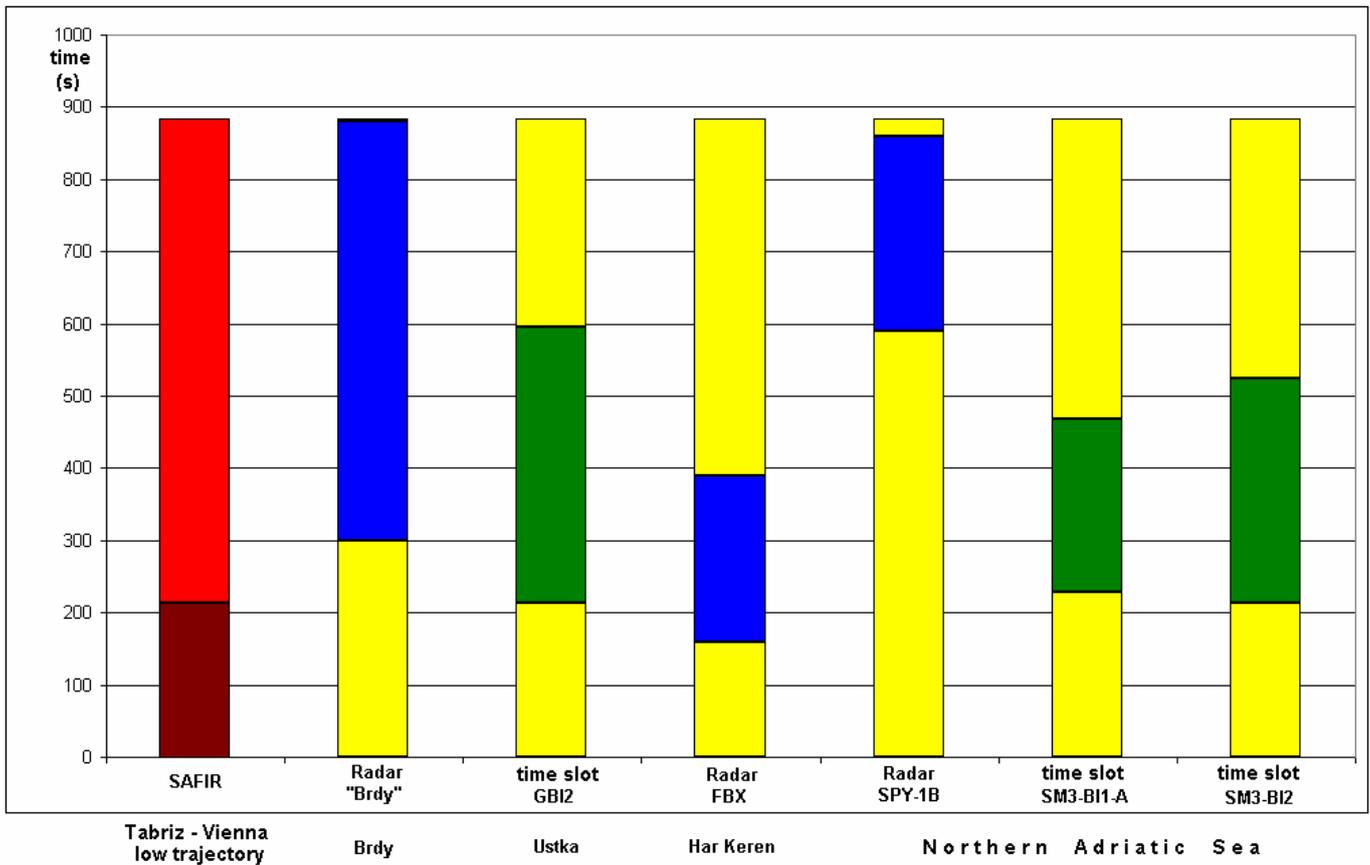


Figure 12: Engagement periods for an incoming SAFIR (OE) missile from Tabriz to Vienna via the low trajectory

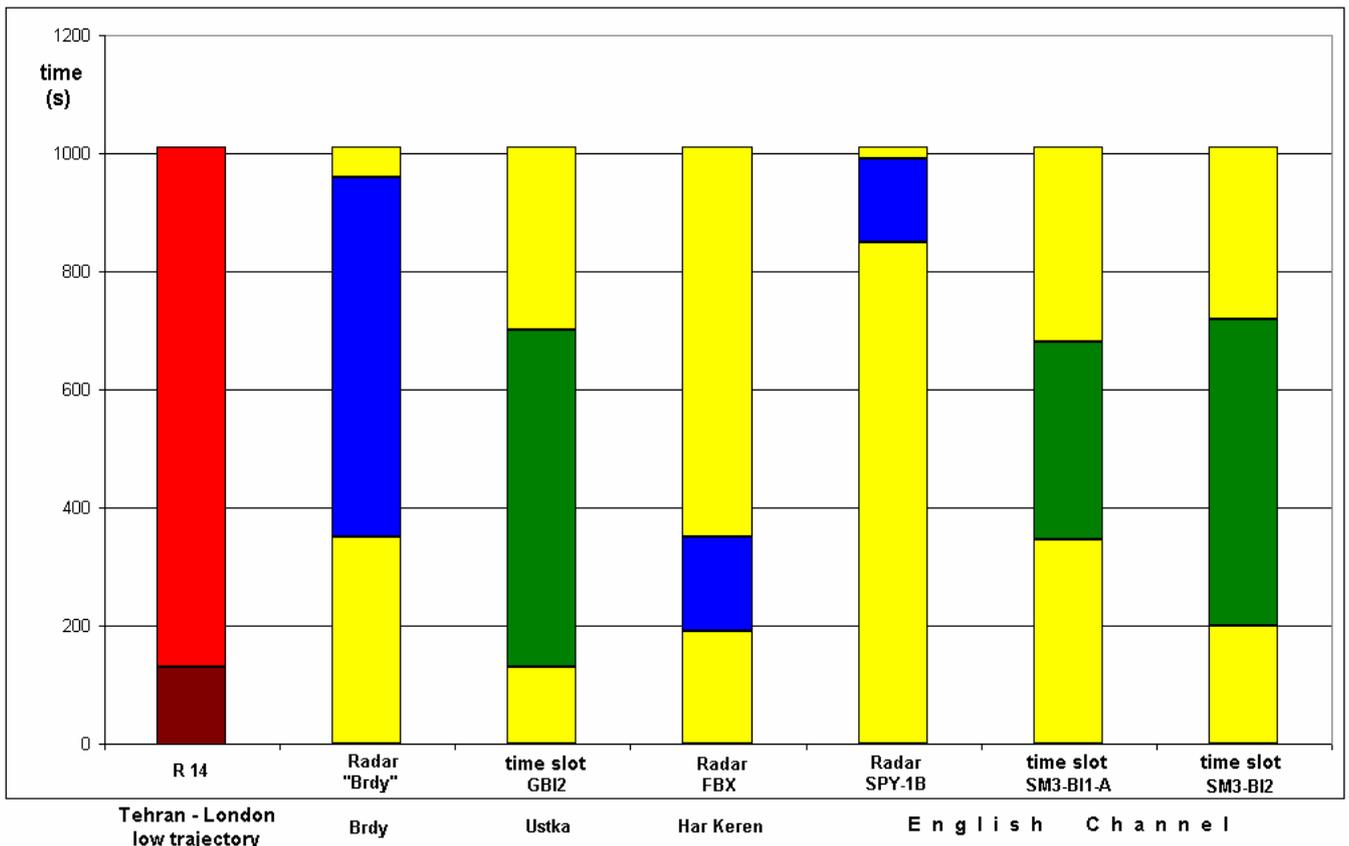


Figure 13: Engagement periods for an incoming R14 (OE) missile from Tehran to London via the low trajectory

Conclusions of the scenarios:

- There is sufficient overlapping of the GBR radar detection with the GB12 time slots in all three examined scenarios. A certain leadtime, the launch and the first flight phase of the GB12 can be covered by GBR at all times.
- Radar detection by FBX/Israel and AN/SPY-1B is, at least according to our present state of knowledge on the hardware, to be considered as insufficient in order for a fire control radar to provide the required data links for the intercepting missile. The following observations, however, need to be made on the subject.
  - \* The location of the FBX on Har Keren, Israel, is quite out of the way for the examined scenarios.
  - \* In this simulation, the AN/SPY-1B radar systems are always on the site of the SM3 firing positions (Aegis ship). It can be taken as granted that in reality either another FBX radar will be built in south-eastern Europe and / or that additional Aegis ships will be deployed to tighten radar coverage in the Eastern Mediterranean Sea.

**9. Aspect of Russia – U.S.A.**

Due to Russia’s critical attitude toward the formerly planned GBI2 base in Poland and the GBR in the Czech Republic, which would be able to intercept Russian intercontinental ballistic missiles heading for the east coast of the U.S., a test scenario with the new planned missile defence system is being calculated with RAAB. Only the future SM3-Block2 missile is to be considered for examination in this alternate system. The Russian attack scenario is calculated on the basis of a TOPOL (OE) missile flying from Plesetsk, Russia, to Washington via the high trajectory. New, possibly better suited maritime positions are selected for the SM3. See Table 16.

Position	Coordinates	Result
Norwegian Sea	65° N / 5° O North-west of Trondheim	no hit
Arctic Sea	71.8° N / 25° O North of North Cape	no hit

Table 16: SM3-Block2 maritime positions in the scenario Russia-U.S.A

In accordance with RAAB, the TOPOL (OE) missile cannot be reached by the SM3-Block2 from both positions. It has to be noted that in this scenario the burn out velocity of the TOPOL (OE) is 6.8 km/s and that of the SM3-Block2 approximately 5.5 km/s. As the earliest possible launch was set at the moment of burn out of the last stage of the TOPOL (OE) missile, there is no chance of kinematically reaching it with RAAB.

## **10. Summary**

Both variants, the GBI2 and GBR (old version), are principally suited to protect most of Europe from a hypothetical missile attack by Iran, exactly as, however in a limited way, the new version featuring the SM3 missiles. The limitations are mainly attributable to the existing SM3-Block1/A missile.

- The radar coverage of the possible area of effect by the GBR/Brdy is significantly superior to that of the FBX/Israel and an AN/SPY-1B on the respective launching Aegis ship. Yet, additional radar systems are called for for both variants (GBR as well as FBX and AN/SPY-1B). A tightening of the radar net with additional Aegis ships, i.e. in the Eastern Mediterranean, should well be possible.
- The area protected by the formerly planned GBI2 would have been distinctly larger than the areas protected by single SM3-Block1/A or SM3-Block2 could ever be.
- From the time slots point of view, in the scenarios examined for this paper as a rule the GBI2 was superior to the SM3-Block2 and significantly so to the SM3-Block1/A. The difference in the time slots between the GBI2 and the SM3-Block2 is not that pronounced as the difference in the protected areas (protective circles) would make believe.
- The three permanent deployment areas (Northern Adriatic Sea, South-Western Baltic Sea and English Channel) proposed by the Missile Defense Agency (MDA) in accordance with [6] obviously are a good choice for protecting Central and Western Europe with SM3-Block1/A and, subsequently, with SM3-Block2.
- The interception of potential Iranian ICBMs on their way to the U.S.A. is, according to [1], improbable even with the SM3-Block2. This might become a big problem for the U.S.A. as the GBI2 variant in Poland would have protected the American east coast from ICBMs from the Iran. This causes the defence of the U.S. east coast to be more porous.
- Turkey is rather unsuitable as a deployment site of future land-based SM3-Block1/A and also SM3-Block2 if Iranian missiles with Europe as the target are to be intercepted.
- The interception of Russian ICBMs seems to be highly unlikely also with SM3-Block2, even if positions in favourable locations (e.g. Norwegian Sea or Arctic Sea) were to be established.

From the present technical viewpoint it seems to be unclear why the plan of President Obama should be better than the one of former President Bush. In order to reach the time slots of the GBI2 variant to some degree, the SM3-Block2 missile is called for. It does not exist yet, and many of its components need to be built from scratch. The development risk of constructing largely from scratch is, however, much higher than the risk of eliminating Stage 3 of a three-stage missile. Moreover, the operation of a GBI2 ground position appears to be more cost-effective than the upkeep

of a minimum of three ships with the exclusive purpose of missile defence in Europe. The operating costs and the technical performance clearly support the plan of former President Bush. It is evident that the procurement of a GB12 (approx. 70 million USD) is significantly more expensive than that of an SM3 (approx. 15 million USD according to [7]). It must be stated, however, that, no matter whether the potential Iranian attack were directed against London, Stockholm, Vienna or Athens, the GB12 would be able to intercept it from Redzikovo, Poland. If SM3 missiles were to be used for interception, at least three times as many missiles would have to be procured, since every ship only has a limited area of effectiveness. Thus, this makes for approximately 70 million USD for GB12 as opposed to some 45 million USD for SM3 per effective, that is deployable, missile.

### Bibliography

- [1] P. SEQUARD-BASE, Ausgewählte Simulationsberechnungen zur Raketenabwehr [Calculations of selected missile defence simulations], Schriftenreihe des Amtes für Rüstung und Wehrtechnik [Armament and Defence Technology Agency publication series], Ausgabe 1 [no 1], 2009.
- [2] RIM-66/-67/-156 Standard SM-1/-2, RIM-161 Standard SM-3, and RIM-174 Standard SM-6, from Jane's Strategic Weapon System, 27 Jan 2009, <http://search.janes.com>, accessed in Jan 2010.
- [3] . Accessed on 27 Jan 2010.
- [4] H. MARK, "A White Paper on the Defense Against Ballistic Missiles", The Bridge Volume 31, Number 2, Summer 2001.
- [5] "Technical Addendum to the Joint Threat Assessment on the Iran's Nuclear and Missile Potential", "A Technical Assessment of Iran's Ballistic Missile Program", by T. POSTOL, p. 14, EastWest Institute, 2009.
- [6] P. EWING, "U.S. Navy's BMD Fleet Plans Europe Defense", Defense News, 28 Sept 2009, p. 25.
- [7] F. KORKISCH, Neue Schwerpunkte bei der Raketenabwehr [New focuses in missile defence], ÖMZ [ÖMZ Journal] 1/2010, p. 137.

# **Early Warning Concept ATHENE- Small Satellite Constellation for Early Warning and Space Situational Awareness**

**Dr.-Ing. Gerd Hofschuster,**

OHB-System AG  
Universitätsallee 27 - 29  
D-28359 Bremen

[hofschuster@ohb-system.de](mailto:hofschuster@ohb-system.de)

## **1. Introduction**

Already the end of the cold war, there was and still is an ongoing discussion about the armament programs of different countries regarding weapons of mass destruction and ballistic missiles. Luckily these developing countries need much more time for their armament programs as predicted earlier. But if we only look at the situation of the last 5 years there were several events, which cannot be ignored: satellite launches and big subsurface detonations.

Even if these events are serious, it does not mean, that they are automatically related to a threat. A detailed threat analysis has to be made and has to be permanently updated. The basis of such a threat analysis must be technical science, not newspaper articles.

It is also obvious, that the focus of Western armament programs, missile defence – and early warning architectures has not changed through decades. Only in the last month there have been efforts for a serious update.

The third aspect, which has to be kept in mind, is the fact, that in several NATO countries the necessity to defend the home country was just non-existent. From this point of view, only scenarios of deployed forces outside the own territory were relevant for armament activities. Regarding the events mentioned above, this opinion has to be challenged.

## **2. Threat and threat analysis**

The word threat is in daily life linked with feelings and psychology. The public opinion is very perceptive for this aspect of threats and therefore generating a political influence.

To deal with “threats” in a rational way, it is useful to start from the basic definition of a threat, which is common sense in political and armament science.

A threat consists of two basic aspects, which both has to be existent:

- Hostile intentions
- Capability

The analysis of intentions is hard to perform. Normally important aspects like culture, religion, interests, etc. are included in such approaches. Therefore, political analysts often claim that because of all these included aspects the result of their analysis creates an overview of the situation. However, it has to be kept in mind that intentions are closely linked with opinions, and these are not reproducible for individuals and societies. Different and contrary opinions are common within societies, regions and also in families.

The situation is absolutely different in the field of capability. Basics of every capability are natural science, physics, engineering and programmatic. But the quality of the capability analysis is closely linked to the quality and completeness of the data available.

But there is an aspect in the capability analysis, which makes it in dangerous cases also a strong tool for the intention analysis. Real (military) capabilities can only be achieved with severe efforts. And severe efforts are always linked to an intention, even if the exact content of the intention is still open.

Thus, capability analysis is the most powerful tool for dangerous situations. For non-dangerous situations on the other hand, the picture is not so clear, but at least the waste of own armament efforts can be avoided.

Finally, also a capability analysis has to include different aspects which ensure a satisfying quality. In the case of ballistic missiles, these are:

- Country resources
- Missile technology (liquid, solid, trajectories),
- Warhead technology (e.g. decoys)
- Quantities,
- Industrial capacities,
- Sea launches (incl. Submarines)
- Programmatic aspects (number of available engineers, workers, materials, time aspects, financial resources)
- Prognosis for the next decades (as a result of the above mentioned aspects)

For the development of the ATHENE concept this work has been done, also based on NATO documents. ([1] and [2]).

### **3. Relevance of IR early warning**

Armament programs regarding ballistic missiles, and here especially 3<sup>rd</sup> world countries, vary over a wide spectrum of activities, starting with the presentation of models on parades to rocket engine tests, test flights, and operational troop training. It should be kept in mind, that for these countries not only the operational capability is an interesting goal. But already the demonstration of power has its own value for them, very often because of regional tensions and conflicts.

On the other hand, the Western answer focused for a very long time on operational countermeasures, which means missile defence. Especially in the last years it turned out that reconnaissance, verification and diplomacy are important countermeasures.

As a consequence, an IR early warning system should not only fulfil the “classic” task within missile defence, which is related mainly to radar cueing. The perhaps more important tasks is the detection of test flights and exact measurement of the flight trajectory. With this information it is possible to reconstruct all relevant aspects of the weapon program as e.g. the used engine technology. With such a system, proliferation cannot be hidden any longer. Essential for such an application is the capability of mid-course tracking, which means the measurement of the flight trajectory after the burnout of the engine.

So the military capabilities, which are directly to mention for IR early warning are:

- Early alert: old fashioned, but an important and effective capability for attack scenarios with chemical, biological and radiological warheads (compare [3])
- Improvements of missile defense architectures (radar cueing)
- Assistance of technical intelligence / reconnaissance / verification (Boost-Phase-Detection, combustion duration, trajectories, launch and impact point prediction, CEP) also in combination with global reconnaissance capabilities (e.g. SAR-Lupe)

### **4. Conventional approaches**

Some basic concepts of satellite based early warning have not changed since the end of the cold war. At that time, it was undisputed, that an early warning capability should cover the earth.

Regarding the military capabilities related to those systems, there are two main categories:

- Boost phase detection systems
- Mid course tracking systems (these approaches are normally also able to perform boost phase detection)

#### 4.1 Boost phase detection systems

The most famous system in this category is the US-system DSP (Defense Support Program). It has been operational for decades.



**Figure 1: Illustration of a DSP satellite**

DSP satellites use an infrared sensor to detect heat from missile and booster plumes against the earth's background. They are using a line scanner, while the satellite is rotating with 6 rpm. Defense Support Program satellites orbit the earth approximately 35780 kilometres above the equator. The advantage of such an orbit is, that very wide areas can be covered with one satellite. A good global coverage can be achieved with only four satellites. The disadvantage is, that the distance between satellite and the ballistic missile is very long. Together with the problem of the background clutter, it is only possible to detect a ballistic missile during its boost phase when there is a hot rocket plume.

The successor of the DSP system will be the SBIRS-High system. It will use 3-axis stabilized satellites and will be augmented with two satellites on

a HEO orbit to improve the coverage over the Northern polar region. The development costs of SBIRS-High took out to be quite high. They exceed USD 10 billion. The big challenge in such a system is the detection from a long distance and the ability to distinguish between background clutter and a real signal in real time. Together with the wide field of view, also other requirements like a broadband communication data link become critical.

#### 4.2 Boost phase – and mid course tracking systems

If satellites in a LEO orbit are applied, the distance between the IR sensor and the missile is much smaller. Then it is also possible to detect ballistic missiles in front of a cold space background. This reduces the signal-to-clutter-ratio significantly. Thus, it is also possible to track the missile after the shutdown of the engines. The disadvantage is, that due to orbital mechanical reasons it is not possible to install a satellite over a certain area. So conventional approaches like SBIRS-Low need approximately 24 satellites for an operational capability.

Not only the background clutter problem is reduced in space, also the potential sources for false alarms are very limited. Signals can only come from:

1. Astronomical objects: they are well known and do not move
2. Satellites and big space debris particles: the number is limited and these objects move on well defined orbits. The measurement of these trajectories or the detection of any maneuvers are a valuable reconnaissance mission by itself.
3. Ballistic missiles: the detection of this objects is the early warning mission

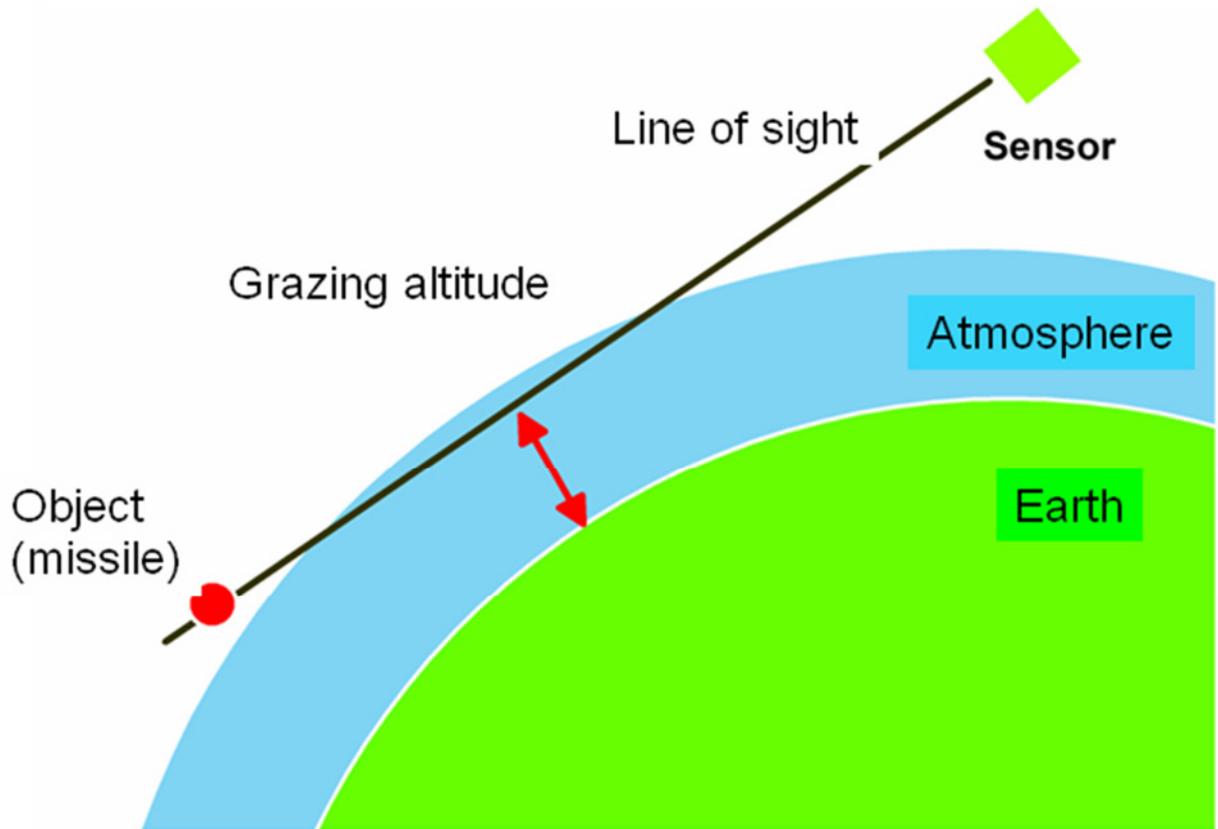


Figure 1: Tangential line of sight to the earth atmosphere with space background

## **5. The ATHENE Concept**

As it was discussed in the previous chapters, there are two main cost drivers for space based early warning:

1. The number of necessary satellites
2. The complexity of the mission

The basic question, which led to the ATHENE concept was, which of these parameters were justified under the threat of the cold war and could be redesigned and simplified in the present situation.

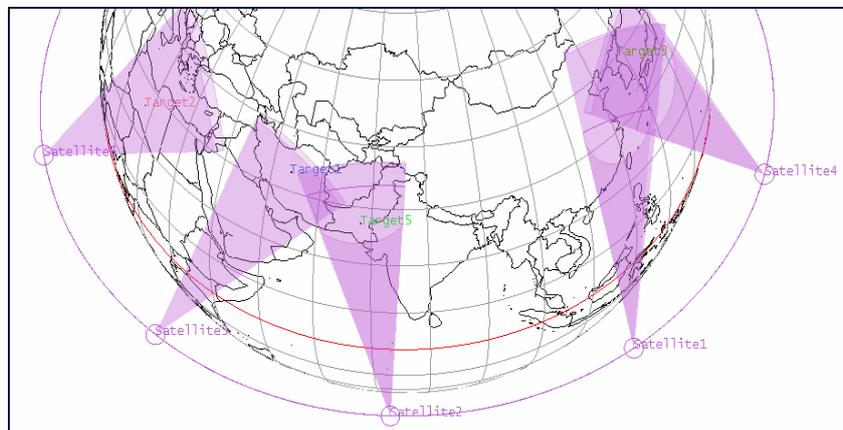
### **5.1 Approach of the ATHENE concept**

For the development of the ATHENE concept a full threat analysis has been performed. It turned out that for the threat of the next decades the implicit requirement of a global coverage is not necessary. The second approach was to keep in mind, that missile defence (and therefore also IR early warning) is a topic of international collaboration. As a consequence, me-too-products to operational US-systems are of no additional use for the alliance. The capability of global boost phase detection can be seen as

available in the USA. So complementary systems are in the focus of additional approaches.

In the further discussion the ATHENE concept is discussed as a stand alone system. However for every realization, it is very likely that there is collaboration between NATO partners and the capabilities of the different systems have to be combined.

ATHENE uses the fact, that all “countries of concern” now and in the next decades have their territory at almost the same latitude on earth. ATHENE is limiting the number of applied satellites (only six to nine), using only an equatorial low earth orbit ring. The surveillance of “countries of concern” can then be achieved with a tangential line-of-sight geometry to the earth with space as background.

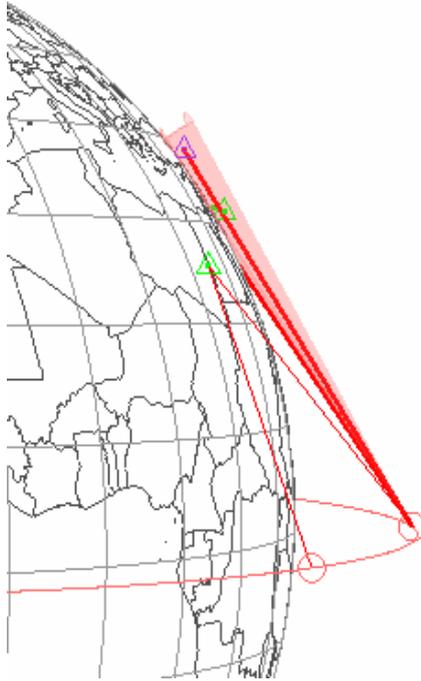


**Figure 2: Equatorial LEO ring of satellites**

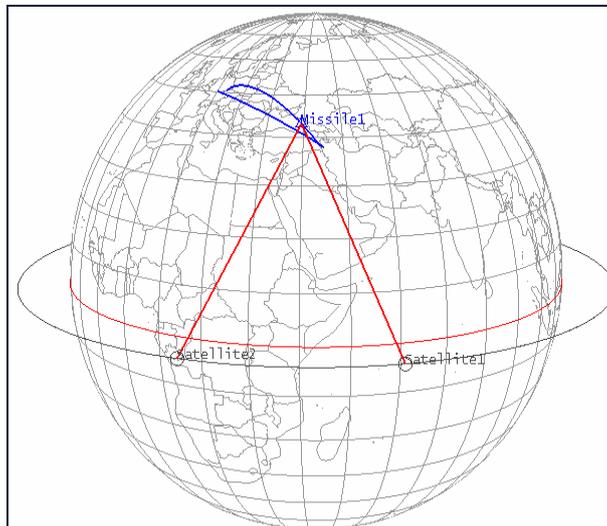
Figure 2 shows an equatorial LEO ring. The satellites are moving fast from West to East. So a permanent surveillance of the area of interests can be achieved.

Figure 3 shows the tangential line of sight of an equatorial ring with an orbit altitude of 1300 km. The surveillance of an area of interest is achieved even if the satellite is not flying over the area of interest itself. In the moment a ballistic missile is launched and therefore is leaving the atmosphere, it can be seen from the ring.

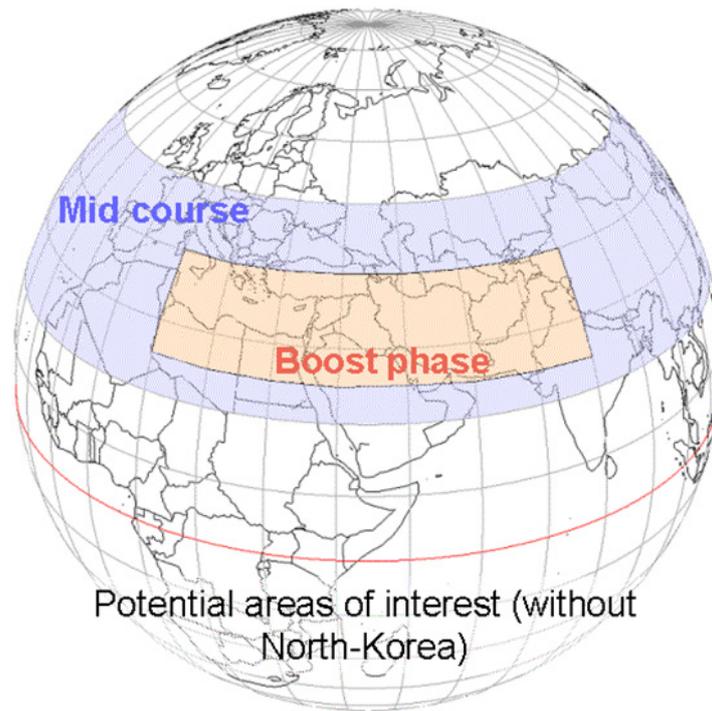
Figure 4 shows, that during the flight of a ballistic missile (in this case with a range of 3000 km) it is possible to perform a triangulation, which means, it is possible to detect the missile from two satellites at the same time. This enables a very precise determination of the trajectory. So ground base radars must not scan for the incoming missile. They can directly be cued by the satellites.



**Figure 3: Tangential surveillance geometry (with space background) of an equatorial LEO ring**



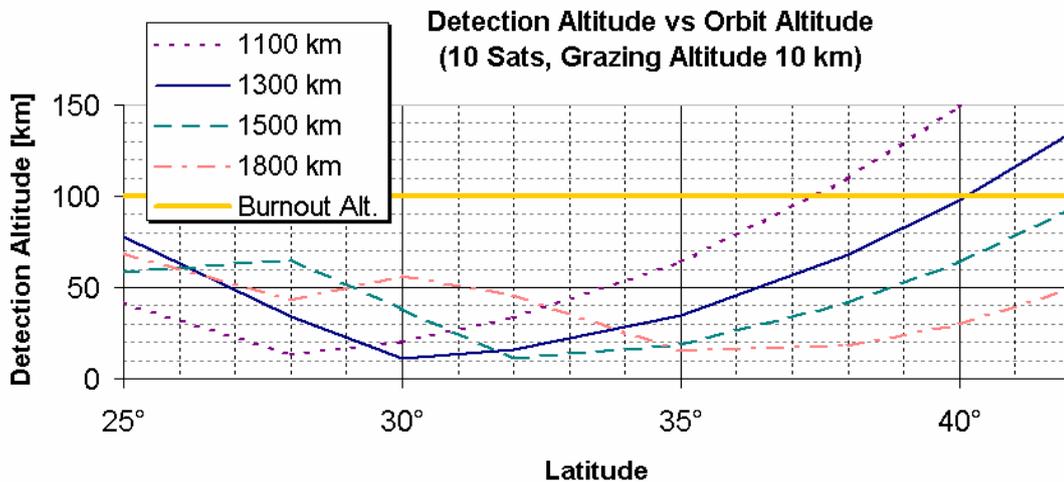
**Figure 4: Possibility of triangulation of a missile with two satellites at the same time**



**Figure 5: Coverage of the ATHENE concept for boost phase and mid course tracking, the surveillance area is radial symmetric around the earth**

In Figure 5 the coverage to an equatorial LEO ring (with an orbit altitude of 1300 km) is shown for the relevant territories on earth. It is obvious that for example the territory of Russia is not included. Therefore no disturbance in the political relation to Russia has to be considered.

## 5.2 Boost phase detection capability

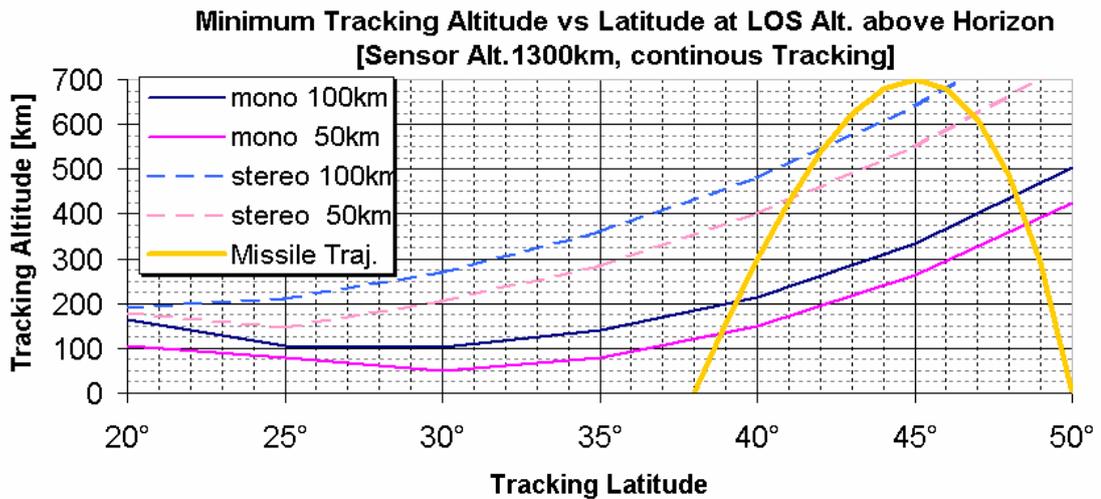


**Figure 6: Orbit design for boost phase detection**

In Figure 6 the orbit design for boost phase detection is illustrated. It is applied for different orbit altitudes of the satellite and for a missile with a burnout altitude of 100 km. It is also assumed, that the rocket plume is basically visible in an altitude of higher than 10 km (which means above clouds). It shows, that an orbit altitude of 1300 km is good for the coverage of areas of interest. Thus, 1300 km is chosen as a baseline, even if from the point of geometry a higher altitude would be also interesting. The reason for this orbital area is the radiation due to the van Allen belts, which is becoming stronger with a higher altitude and has a negative influence to the lifetime of the satellites.

## 5.3 Mid course tracking capability

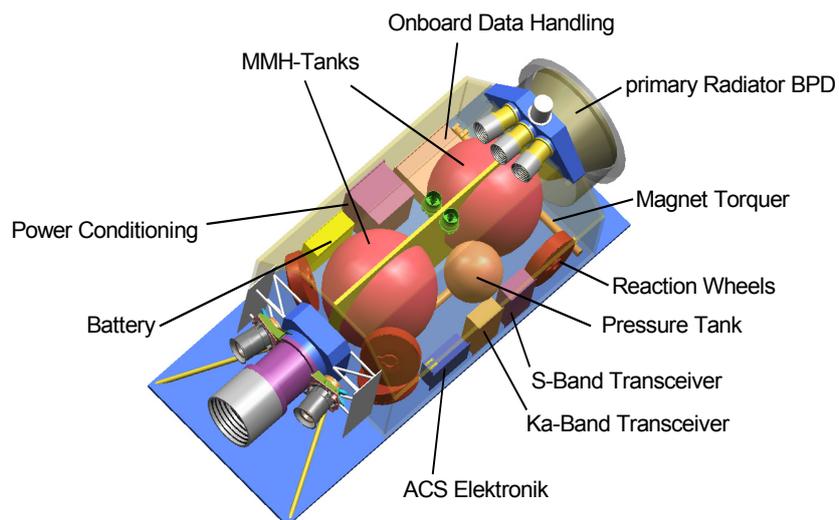
In Figure 7 the yellow line shows the trajectory of a 3000 km ballistic missile, which is approaching a target in Germany over the latitude. It can be assumed that after the burnout of the missile it will be visible in front of the cold background of space with a grazing altitude of 50 km to 100 km. The last one would be a real worst case scenario. It shows that during the flight a triangulation by two satellites is possible.



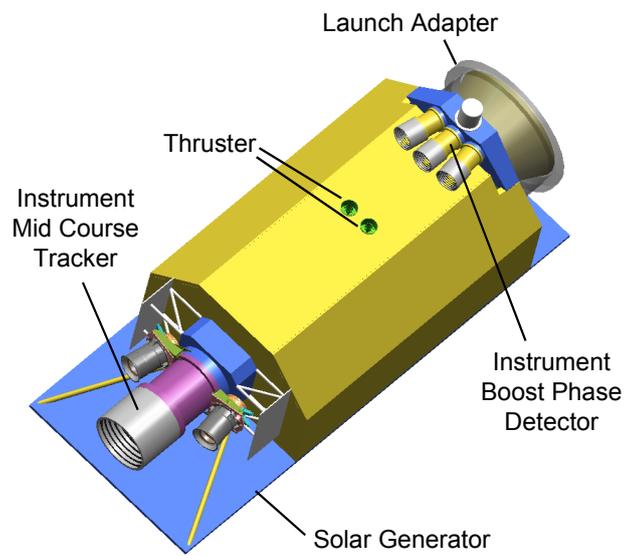
**Figure 7: Mid course tracking capability in an orbit altitude of 1300 km**

5.4 Satellite technology

To keep the program costs low, it is necessary to apply satellite technology, which is today available on the market. In Figure 8 and Figure 9 the application of the well known and operational SAR-Lupe satellite bus for the ATHENE concept is shown. So it is possible to launch four satellites at the same time with a small LEO launcher, for example the European Vega launcher.



**Figure 8: ATHENE satellite based on the operational SAR-Lupe satellite bus**



**Figure 9: Instruments on the ATHENE satellite for boost phase and mid course tracking**

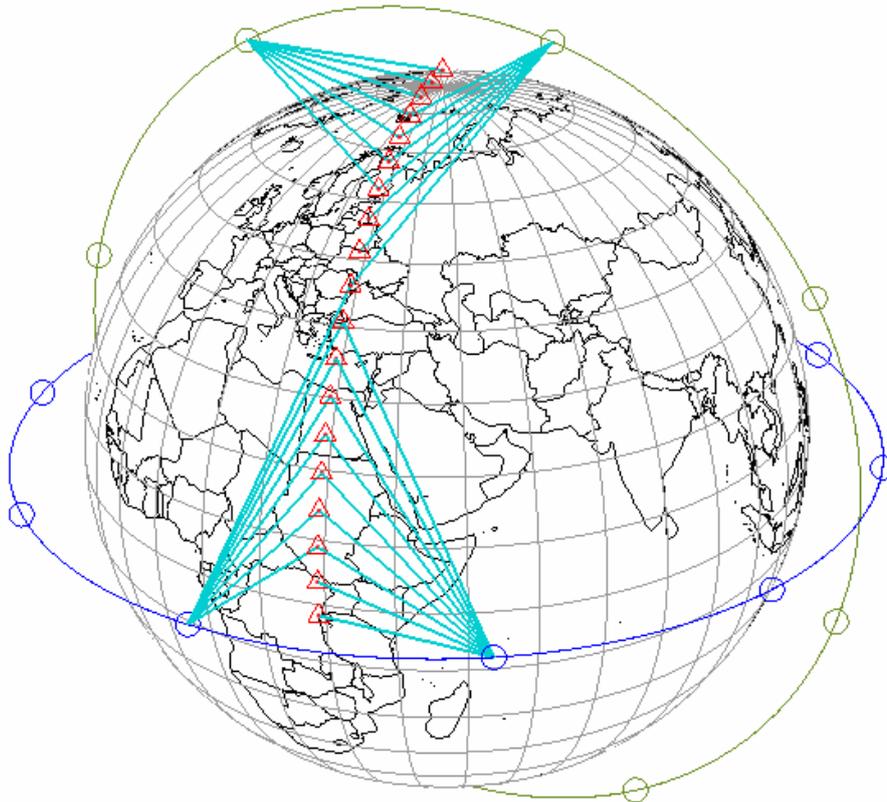


**Figure 10: Four ATHENE satellites in the fairing of the VEGA launcher**

This approach allows to realize such a military capability (with a ten year life time) with a budget of only approximately EUR 500 million. This amount of money is not very high related to other armament programs, including operational early warning programs. But compared with other satellite contracts, e.g. the European navigation satellite system, the numbers are quite plausible.

### 5.5 Augmentation of the ATHENE constellation for missile trajectories close to the Northern polar area

If trajectories over the Northern polar region are in the main focus, it is also very cost efficient to apply the ATHENE satellites. Then a boost phase detector is not needed and the satellite can be used for a polar ring with eight satellites. For such an approach one has to assume that there is a boost phase detection. Such a capability can be delivered by any early warning system, e.g. SBIRS-High. Such an additional polar ring can be realized with about additional EUR 300 million.



**Figure 11: Augmentation of the ATHENE concept by a polar ring**

### 5.6 Comparison of ATHENE to GEO/MEO early warning systems

As ATHENE would be a new approach in the area of satellite based early warning systems, its complementarity to other system from a system point

of view should be illustrated. Despite political / strategic aspects, the technical parameters show why this approach is so cost efficient.

	<b>Athene</b>	<b>GEO / MEO - System</b>
Distance satellite - missile	several 1000 km	multiple
Signal to noise ratio for sensors	very good	difficult, earth background
Satellite bus	state of the art	tbd
communication	state of the art	challenging
Launch-concept	small launcher	big launcher
Boost-Phase detector	simple	challenging (earth background)
Mid-Course-detector	tbd.	impossible
Enhancement of the alliance capabilities	new, complementary, significant improvement	No improvement
Post-Boost-Activities / warhead	possible, to be studied	impossible
costs	< 500 Mio. €	10 Mrd. US-\$ (development costs SBIRS-High)
Impact on foreign policy (great powers)	uncritical	open

**Table 1: Comparison of ATHENE and GEO/ MEO systems**

## **6. Space Situational Awareness**

Despite the application of IR early warning, ATHENE can detect satellites in LEO. As all LEO satellites have orbits with an inclination, it is evitable, that every object in the LEO region is passing the LEO ring in about 20 minutes. This allows to create and to update an orbital catalogue for this region for all (potential) operational objects with a change detection capability in almost real time. Such a capability is not available in the Western world today.

With additional sensors a surveillance of other orbital regions, like MEO and GEO is possible.

## **7. Conclusion**

In this paper the application of an equatorial LEO ring for early warning and space situational awareness is discussed. The approach allows the realization of a very cost efficient solution. It could be realized with approximately EUR 500 million. Compared with other space-based early warning systems, like SBIRS-High (development cost USD 10 billion), the amount is quite low.

The performed analyses are based mainly on worst-case scenarios. The system however, is very flexible and scalable. Potential single point of failures does not endanger the military capability.

For a realization only state of the art satellite technologies can be used. The necessary number of satellites is about six to nine. A good coverage of areas of interest can be achieved. However, the system can be augmented with operational other early warning systems, like SBIRS-High. The capability of mid-course tracking is not existent in the Western world today.

The ATHENE concept only needs small space launchers and only state of the art technologies. This includes the data link architecture, because of the field of view. A data link for a satellite with a capacity of about one Mbps is enough.

#### Literature:

- [1] Schmucker Technologie: Schmucker, R.: Theatre Ballistic Missile Data Collection (2004 Edition) – Final report for NATO NC3A
- [2] Schmucker Technologie: Schmucker, R.: Analysis of Worldwide Missile Situation over the next 20 Years - Final report for NATO NC3A (2005)
- [3] Schmucker Technologie: Hofschuster, G., Schmucker, R.: TBM data collection – analyses of WMD equipped TBMs - Final report for NATO NC3A (2003)

# Radars in der Raketenabwehr

## Technische Aspekte zur Analyse und Modellierung

Dipl.-Ing. Wolfgang ROSMANN

Österreichisches Bundesheer  
Kommando Luftraumüberwachung  
Postfach 440, A-5071 WALS  
Tel. +43 50201 8053020, +43 664 6227676

E-Mail [wolfgang.rosmann@bmlvs.gv.at](mailto:wolfgang.rosmann@bmlvs.gv.at)

### **1. Einleitung**

In dieser Arbeit sollen wesentliche technische Aspekte für die Analyse der Leistungsfähigkeit und der Grenzen eines Radars dargestellt werden. Insbesondere sollen die Zusammenhänge zwischen den Systemparametern verständlich gemacht werden. Das Ziel der Arbeit ist, die Analyse und Modellbildung von Radaren, wie sie zur Erfassung und Verfolgung ballistischer Raketen eingesetzt werden, zu unterstützen.

Die Arbeit richtet sich an interessierte Laien ohne Vorkenntnisse in der Radartechnik, allerdings werden mathematische und physikalische Kenntnisse auf dem Niveau eines höheren Schulabschlusses vorausgesetzt.

Die Arbeit gliedert sich in ein Kapitel über die Grundlagen des Radars<sup>15</sup>, dieses behandelt das Radarprinzip, typische Systemkonzepte für Radars in der Raketenabwehr, wesentliche Grundlagen von Phased-Array-Antennen und einige Gleichungen für die Analyse von Antennen. Ein weiteres Kapitel behandelt die Leistungsparameter eines Radars zur Raketenabwehr: das Erfassungsvolumen, insbesondere die Reichweite, sowie die Auflösung und die Genauigkeit in den relevanten Zieldimensionen (Entfernung, Azimut, Elevation, Dopplerfrequenz). Zuletzt werden die erarbeiteten Konzepte und Zusammenhänge am Beispiel des AN/TPY-2 (THAAD) angewendet und die Ergebnisse dargelegt.

---

<sup>15</sup> Diese Grundlagen sind in jedem guten Lehrbuch zur Radartechnik enthalten, daher werden Quellenangaben nur in Ausnahmefällen erwähnt. Zur Vertiefung empfehlen sich [Bart05], [Ludl98] und [Skol08].

## 2. Grundlagen des Radars

### 2.1 Radarprinzip

#### *Begriff*

Der Begriff Radar ist ein Kunstwort aus **Radio Detection and Ranging**. Damit sind Mittel und Zweck prägnant beschrieben:

- Radio – Funk: Radar nutzt elektromagnetische Wellen, konkret den Bereich von Kurzwelle bis zu mm-Wellen
- Detection – Erfassung: Erkennen, dass ein Ziel vorhanden ist
- Ranging – Vermessung: Feststellen der Zielkoordinaten des Ziels in der Entfernung, aber auch in Azimut, Elevation und Doppler

#### *Echoprinzip*

Radar ist Rückstrahlortung, basiert also auf dem Echoprinzip: Elektromagnetische Energie wird abgestrahlt und breitet sich im Raum aus. Trifft diese Energie auf ein Ziel, so streut dieses die ankommende Energie (mehr oder weniger) in alle Richtungen und wird damit seinerseits zu einer Quelle. Diese Energie breitet sich wiederum im Raum aus und kann vom Radar als Echo empfangen werden.

Die hier behandelten Radare haben zudem folgende Eigenschaften:

- Monostatische Konfiguration: Zum Senden und Empfangen wird dieselbe Antenne verwendet<sup>16</sup>
- Impulsradar: Das Radar sendet einzelne Impulse aus und empfängt mögliche Echos in der Zeit zwischen den Sendeimpulsen
- Richtantenne: Die Abstrahlung der Sendeimpulse erfolgt gerichtet, die Sendeenergie wird also in einen relativ kleinen Raumwinkel gebündelt

#### *Zielparameter*

Damit kann die Entfernung (Range  $R$ ) aus der Laufzeit, also der Differenz zwischen Empfangszeitpunkt  $t$  und Sendezeitpunkt  $t_0$  über die Lichtgeschwindigkeit  $c$  ermittelt werden:

$$R = c \cdot \frac{t - t_0}{2} \quad (2 - 1)$$

Die Richtung zum Ziel ergibt sich grob aus der Ausrichtung der Antenne zum Zeitpunkt der Messung, eine genauere Messung ist nach dem Monopulsverfahren oder mittels Sequential Lobing möglich.

---

<sup>16</sup> Im Fall getrennter Antennen kann die Konfiguration als monostatisch betrachtet werden, wenn der Ort der beiden Antennen hinreichend genau übereinstimmt

Zusätzlich kann auch die Dopplerfrequenz  $f_d$  als Maß für die Relativgeschwindigkeit  $v_r$  zwischen Radar und Ziel ermittelt werden. Diese ist proportional zur Sendefrequenz  $f$  und damit umgekehrt proportional zur Wellenlänge  $\lambda$ :

$$f_d = \frac{2 \cdot v_r}{\lambda} = \frac{2 \cdot v_r \cdot f}{c} \quad (2 - 2)$$

## 2.2 Radare in der Raketenabwehr

### *Aufgaben*

Zur Abwehr von Raketen ist es notwendig, diese zuerst zu suchen und zu erfassen und anschließend zu verfolgen.

Die Suche kann als Volumensuche, also in einem definierten dreidimensionalen Volumen erfolgen. Sind die Startpositionen der zu erfassenden Raketen innerhalb der Reichweite des Radars, kann die Suche auf eine Ebenensuche in Form der Horizontsuche reduziert werden. Dies ist zulässig, weil die Flugbahn einer Rakete bei hinreichender Reichweite jedenfalls durch die Horizontebene führt und andererseits ein Radar Ziele ohnehin nicht (wesentlich) unterhalb der Horizontebene erfassen kann. Damit ist auch bei der Einschränkung des Suchvolumens auf die Horizontebene die vollständige und frühest mögliche Erfassung von Raketen sicher gestellt.

Zweck der Verfolgung ist es, Zielkoordinaten und Bewegungsvektoren als Grundlage für die Bekämpfung zu messen. Dabei ist die Fähigkeit wesentlich, gleichzeitig hinreichend viele Ziele zu verfolgen, so dass ein Sättigungsangriff bewältigt werden kann.

### *Typisches Systemkonzept*

Radare zur Raketenabwehr sind – wie schon im vorigen Abschnitt vorausgesetzt – monostatische Impulsradars mit Richtantennen. Darüber hinaus sind folgende Systemkonzepte typisch für diese Aufgabenstellung:

- Impulskompression
- Kohärente Integration von Impulsfolgen (Puls-Doppler-Verarbeitung)
- Multifunktionsradar (Track while Scan)
- Frequenzen im UHF bis X-Band (quasioptische Ausbreitung)
- Fest ausgerichtete aktive Phased-Array-Antenne mit elektronischer Strahlschwenkung<sup>17</sup>
- Winkelmessung in Azimut und Elevation mittels Monopulsverfahren

Als Voraussetzung für die folgende Darstellung der obigen Konzepte soll kurz die zeitliche Dimension eines Impulsradars betrachtet werden:

---

<sup>17</sup> Eine Ausnahme bildet das amerikanische XBR (X-Band Radar), dessen Antenne – obwohl das Scanning mittels elektronischer Strahlschwenkung erfolgt – auch mechanisch ausgerichtet werden kann.

Die Basis der zeitlichen Abläufe in einem Impulsradar bildet der Sweep (Abtastung): Er umfasst das Aussenden und Empfangen eines einzelnen Impulses. Die Impulsdauer und die Empfangszeit bilden die PRT (Pulse Repetition Time, Impulsperiode). Der Kehrwert der PRT ist die PRF (Pulse Repetition Frequency, Impulsfolgefrequenz).

Eine Folge von Impulsen, die kohärent verarbeitet werden, bildet einen Burst (Impulsfolge). Ein oder mehrere Bursts in die gleiche Richtung, die nicht-kohärent und damit verlustbehaftet verarbeitet werden, werden als Beam Pointing (Strahlausrichtung) bezeichnet.

Ein Scan (Suchdurchlauf) schließlich ist die Folge von Strahlausrichtungen, die bei einem Suchradar das Suchvolumen lückenlos abdecken.

#### *Impulskompression*

Bei einer geeigneten Modulation des Sendeimpulses ist es durch Impulskompression beim Empfang möglich, die Vorteile langer Impulse (hohe Energie bei begrenzter Spitzenleistung) mit den Vorteilen kurzer Impulse (hohe Entfernungsauflösung) zu verbinden.

#### *Kohärente Verarbeitung*

Voraussetzung für kohärente Verarbeitung ist ein fester (und bekannter) Phasenbezug zwischen dem Sende- und dem Empfangssignal über einen Burst hinweg. Dadurch wird im Empfangsweg die Verarbeitung nicht nur der Amplitude, sondern auch der Phasenlage des Empfangssignals ermöglicht.

Dadurch wird einerseits die kohärente Summierung der Echosignale eines Bursts möglich, also die ideal verlustfreie Integration der gesamten in einem Burst enthaltenen reflektierten Energie.

Andererseits ermöglicht dies die Erfassung und Nutzung der Dopplerinformation, in der einfacheren Variante mittels MTI (Moving Target Indicator) zur Unterdrückung von Festzeichen<sup>18</sup>. Ein moderneres Konzept ist die Messung des Dopplerspektrums in einer Dopplerfilterbank (Moving Target Detection – MTD oder Puls-Doppler-Verarbeitung). Dies erlaubt neben der Unterdrückung von Festzeichen (auch trotz Eigengeschwindigkeit) die Abschätzung der Zielgeschwindigkeit und die Identifizierung von Zielen (Non-cooperative Identification – NCI).

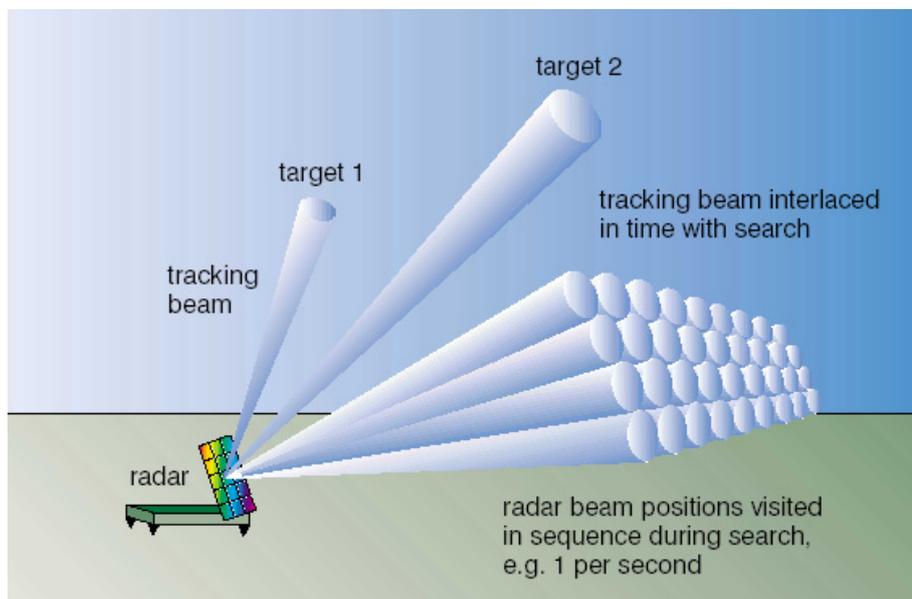
---

<sup>18</sup> Als Festzeichen (Clutter) bezeichnet man in der Radartechnik unerwünschte Echos, z.B. von der Erd- oder Wasseroberfläche oder auch von Wolken und Niederschlägen.

### *Multifunktionsradar*

Bei einem Radar mit der Fähigkeit, die Antennenkeule hinreichend schnell in unterschiedliche Richtungen auszurichten, können mehrere Betriebsarten quasi gleichzeitig genutzt werden. Typischerweise wird dazu eine Phased-Array-Antenne mit elektronischer Strahlschwenkung verwendet<sup>19</sup>. In einem solchen Multifunktionsradar können folgende Betriebsarten realisiert werden:

- Suche (Search) in einem Sektor
- Zielverfolgung (Tracking) von mehreren Zielen und/oder Lenkwaffen
- Zielbeleuchtung (Illumination) für halbaktive Radarlenkwaffen
- Übertragung von Zieldaten (Mid-course Guidance)
- Elektronische Kampfführung (EloKa): Stören oder Täuschen



**Abbildung 2.1: Track-while-Scan (schematisch)**

Die Fähigkeit zu gleichzeitiger Suche und Verfolgung wird als Track while Scan (TWS) bezeichnet.

<sup>19</sup> Mit genügend leichter Antenne und hinreichend leistungsfähigem Antennenantrieb ist dies auch durch mechanische Bewegung der Antenne möglich und nach wie vor Stand der Technik z.B. für Bordradars.

## Frequenzen und Wellenlängen

Die folgende Abbildung zeigt die Radar-Frequenzbänder im elektromagnetischen Spektrum:

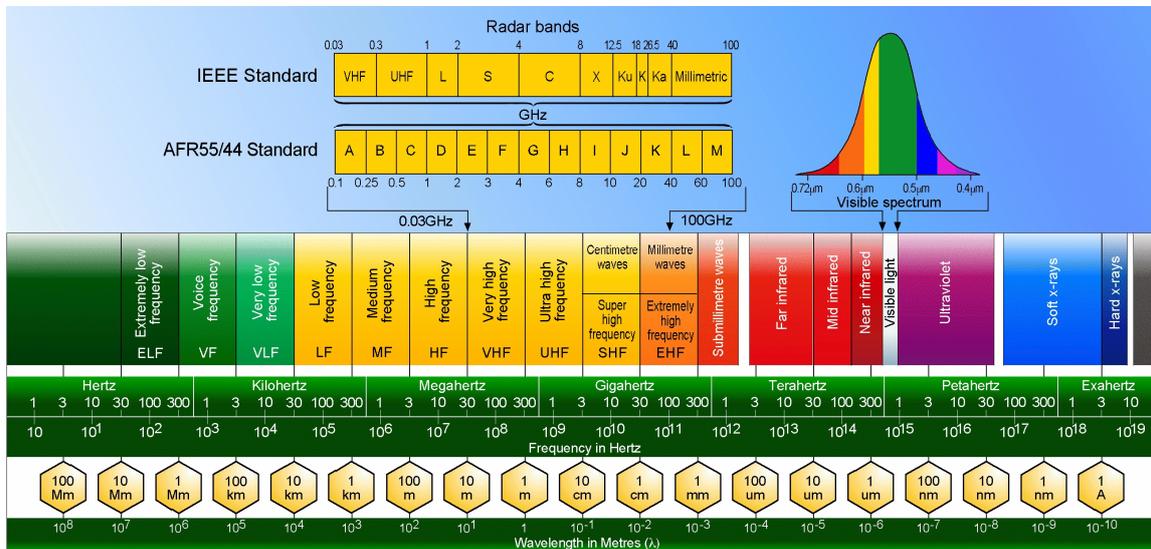


Abbildung 2-2: Radar-Frequenzbänder im elektromagnetischen Spektrum

Für die Raketenabwehr werden einerseits zur Frühwarnung vor allem Frequenzen im UHF-Bereich genutzt, andererseits zur präzisen Vermessung hauptsächlich Frequenzen im X-Band.

### 2.3 Antennen (Phased Array)

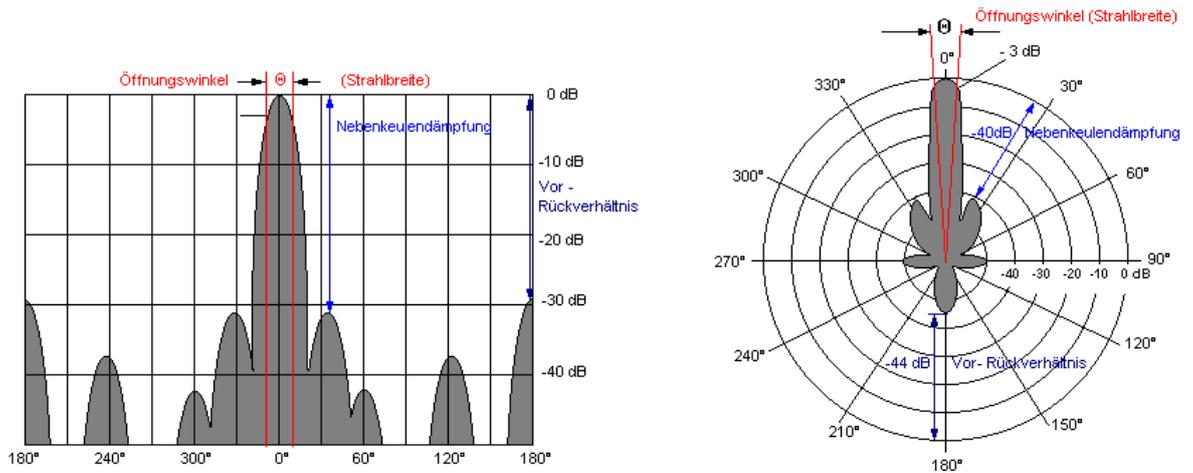
#### Kenngrößen

Eine Antenne kann durch folgende Kenngrößen charakterisiert werden:

- **Antennengewinn:** Leistungsdichte in der Hauptkeule in Relation zu einem isotropen Kugelstrahler
- **Öffnungswinkel (Keulenbreite):** Breite der Antennenkeule, innerhalb der die Leistungsdichte mehr als 50% des Maximums beträgt
- **Nebenkeulendämpfung:** Verhältnis zwischen Hauptkeule und stärkster Nebenkeule

Dabei bedingt ein hoher Antennengewinn einen kleinen Öffnungswinkel und umgekehrt. Die erwünschte hohe Nebenkeulendämpfung dient weniger der Konzentration der abgestrahlten Energie in der Hauptkeule, sondern ist vor allem für die elektronische Kampfführung (EloKa) bedeutsam: Geringe Nebenkeulen reduzieren sowohl die Entdeckbarkeit, als auch die Störbarkeit eines Radars.

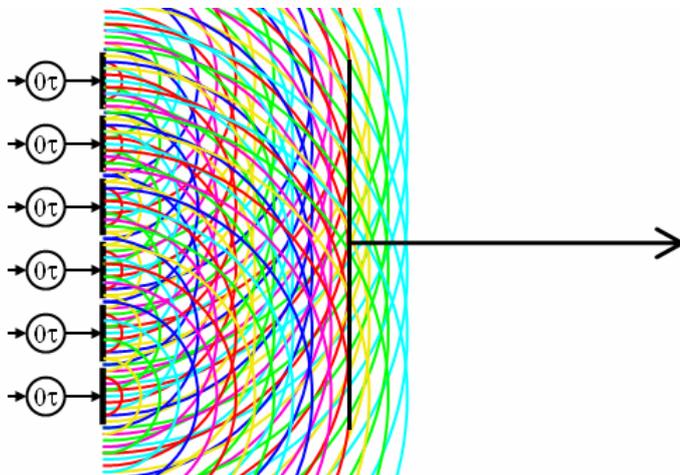
Die genauen Abstrahleigenschaften einer Antenne werden in Antennendiagrammen in kartesischen oder polaren Koordinaten dargestellt:



**Abbildung 2-3: Antennendiagramm in kartesischer und polarer Darstellung (Grafik aus [www.radartutorial.eu](http://www.radartutorial.eu))**

### Phased Array

Ein Phased Array ist eine phasengesteuerte Gruppenantenne<sup>20</sup>, also eine regelmäßige Anordnung (ein- oder zweidimensional) von einzelnen Elementarantennen, die das Sendesignal mit einer jeweils festgelegten Phasenlage aussenden. Durch gleichphasige Ansteuerung ergibt sich eine Wellenfront parallel zur Antennenfläche und damit eine Bündelung der Sendeenergie in Richtung der Antennennormale:



**Abbildung 2-4: Phased Array – Bündelung**

<sup>20</sup> Der deutsche Begriff ist – zumindest im österreichischen Bundesheer – nicht üblich, vielmehr wird ausschließlich der englische Begriff verwendet. Dem folgt auch dieser Text.

Werden nun die einzelnen Elementarantennen mit konstanter Phasendifferenz angesteuert, ergibt sich eine „schiefe“ Wellenfront und damit geänderte Richtung der Abstrahlung. Dabei ist die Ablenkung proportional der Phasendifferenz zwischen jeweils benachbarten Elementarantennen.

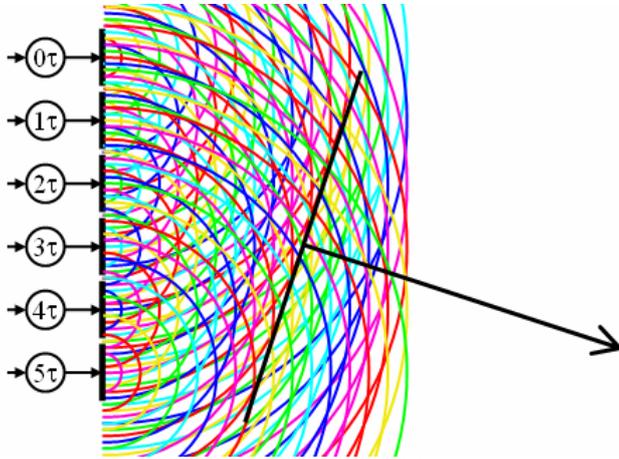


Abbildung 2-5: Phased Array – Strahlschwenkung

#### *Monopulsverfahren*

Mit dem Monopulsverfahren ist die Winkelvermessung eines Ziels innerhalb des Beams in Azimut und/oder Elevation möglich. Es wird die Ablage von der Beammittle (Off Boresight Angle – OBA) aus der Relation mehrerer Antennendiagramme ermittelt. Der Name Monopulsverfahren bedeutet, dass die Winkelmessung schon mit einem einzigen Impuls<sup>21</sup>, erfolgen kann.

Für die Winkelmessung im Azimut wird die Antenne horizontal zweigeteilt und aus den beiden Empfangssignalen die Summe und die Differenz gebildet. Aus dem Verhältnis des Differenzsignals zum Summensignal kann der OBA für den Azimut ermittelt werden. Gleichzeitig oder alternativ kann die Winkelmessung in der Elevation durch vertikale Teilung der Antenne und entsprechende Verarbeitung des entstehenden Differenzsignals erfolgen.

## 2.4 Analyse von Antennen

### *Abmessungen, Antennengewinn und Öffnungswinkel*

Die verfügbaren Quellen enthalten nur selten die Parameter, die für die Analyse und Simulation relevant sind. Deren Abschätzung ermöglichen die folgenden Formeln:

<sup>21</sup> Dies war früher deshalb bemerkenswert, weil die älteren Winkelmessverfahren auf der Auswertung mehrerer aufeinander folgender Sweeps basierte (Sequential Lobing). Heutige – und auch ältere – Radars zur Raketenabwehr nutzen ausschließlich das Monopulsverfahren.

Antennenfläche  $A \rightarrow$  Antennengewinn  $G$ :

$$G = \frac{4 \cdot \pi \cdot A}{\lambda^2} \cdot \eta_i \quad (2 - 3)$$

Lineare Abmessung (Durchmesser, Breite, Höhe)  $D \rightarrow$  Öffnungswinkel  $\Theta$ :

$$\Theta = \frac{\lambda}{D} K_\Theta \quad (2 - 4)$$

Öffnungswinkel  $\Theta_{Az}$  und  $\Theta_{El} \rightarrow$  Antennengewinn  $G$ :

$$G = \frac{4 \cdot \pi}{\Theta_{Az} \cdot \Theta_{El} \cdot L_n} \quad (2 - 5)$$

Effektive Antennenfläche (Apertur)  $A_{eff}$ :

$$A_{eff} = A \cdot \eta_i \quad (2 - 6)$$

Folgende Faktoren sind für die obigen Formeln bedeutsam:

- $\eta_i$  Beleuchtungseffizienz
- $K_\Theta$  Beambreitenfaktor
- $L_n$  Bündelungseffizienz
- $1/L_n$  Anteil der Energie in der Hauptkeule

Werte für typische Auslegungen rechteckiger und elliptischer Antennen mit unterschiedlicher Nebenkeulendämpfung zeigt die folgende Tabelle:

Array	Nebenkeulen	$\eta_i$	$\eta_i$ [dB]	$K_\Theta$	$L_n$	$L_n$ [dB]
Ideal	0	0		0	1	
Rechteck	-13dB	1	0	0,89	1,28	-1,1
Rechteck	-25dB	0,81	-0,9	1,05	1,12	-0,5
Rechteck	-40dB	0,58	-2,4	1,25	1,10	-0,4
Ellipse	-25dB	0,91	-0,4	1,12	1,11	-0,5
Ellipse	-40dB	0,71	-1,5	1,29	1,08	-0,3

Tabelle 2-1: Faktoren für die Analyse von Antennen (nach [Bart05] S. 145, Werte teilweise interpoliert)

### *Phased Array – Elementanzahl*

Aus dem Abstand zwischen den einzelnen Elementarantennen und damit der Fläche je Elementarantenne lässt sich der Bezug zwischen Antennengröße und Elementanzahl herstellen. Der Abstand der Einzelelemente  $d_e$  hängt vor allem vom maximalen Schwenkwinkel ab. Für einen maximalen Schwenkwinkel von  $60^\circ$  ist ein Abstand von etwa dem 0,63-fachen der Wellenlänge  $\lambda$  notwendig:

$$d_e = k \cdot \lambda, k \approx 0,63 \quad (2 - 7)$$

Damit ergibt sich die Fläche pro Elementarantenne  $A_e$  bei rechtwinkliger Anordnung:

$$A_e = k^2 \cdot \lambda^2 \approx 0,40 \cdot \lambda^2 \quad (2 - 8)$$

Bei hexagonaler Anordnung erhöht sich die Packungsdichte:

$$A_e = \sin 60^\circ \cdot k^2 \cdot \lambda^2 \approx 0,34 \cdot \lambda^2 \quad (2 - 9)$$

## **3. Leistungsparameter**

### **3.1 Erfassungsvolumen, speziell Reichweite**

Ein wesentlicher Faktor für die Leistungsfähigkeit eines Radars in einer bestimmten Anwendung ist das Erfassungsvolumen, also der Raum, in dem definierte Ziele unter definierten Nebenbedingungen erfasst werden können. Dieses wird durch folgende Grenzen bestimmt:

- Azimutsektor: Die hier betrachteten Radars scannen typischerweise einen Azimutsektor von  $90^\circ$  bis  $120^\circ$  mittels elektronischer Strahlschwenkung
- Minimale Elevation bzw. Radarhorizont: Nach unten wird das Erfassungsvolumen in der Regel durch die Erdoberfläche begrenzt. Die dabei auftretenden Ausbreitungseffekte werden in der Folge näher betrachtet.
- Maximale Elevation: Für die Raketenabwehr sind Elevationssektoren von  $60^\circ$  und mehr üblich
- Minimalentfernung: Da während der Dauer des Sendeimpulses nicht empfangen werden kann, ist das Radar im Nahbereich „blind“. Dies stellt in der Raketenabwehr keine wesentliche Einschränkung dar.
- Reichweite: Diese ist der wichtigste Aspekt für die Leistungsfähigkeit, wird aber zugleich nur selten publiziert. Daher wird die Analyse der Reichweite in der Folge detaillierter behandelt.

### 3.1.1 Radarhorizont

Die Erdkrümmung bewirkt, dass Ziele ab einer bestimmten Entfernung erst bei einer gewissen Mindesthöhe erfasst werden können. Allerdings führt die Druck-, Temperatur- und Feuchtigkeitsabnahme der Luft mit zunehmender Höhe zu einer mit der Höhe abnehmenden Dichte, was eine Brechung der Strahlung bewirkt. Diese Refraktion bewirkt eine Erweiterung des Radarhorizonts gegenüber dem geometrischen Horizont:

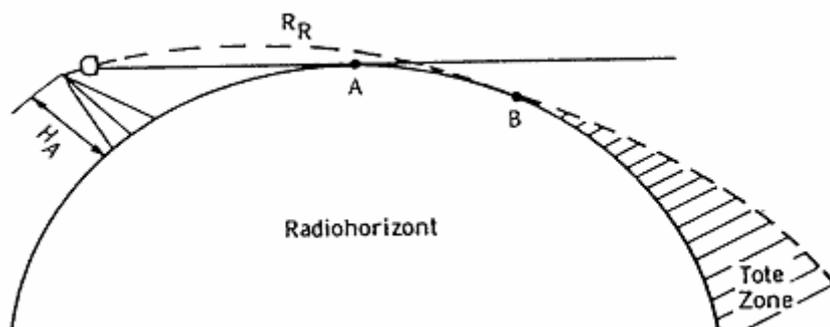


Abbildung 3-1: Geometrischer Horizont (A) und Radarhorizont (B)

Dies wird vereinfacht modelliert, indem mit geradliniger Ausbreitung, aber einem um den Faktor  $k=4/3$  vergrößerten Erdradius  $a$  gerechnet wird. Damit ergibt sich der Radarhorizont  $R_R$  bei gegebener Antennenhöhe  $H_A$ :

$$R_R = \sqrt{2ka \cdot H_A} \quad (3-1)$$

Darüber hinaus kann ein Ziel in der Entfernung  $R_Z$  erst ab einer Zielhöhe  $H_Z$  erfasst werden:

$$R_Z = \sqrt{2ka} \cdot \left( \sqrt{H_A} + \sqrt{H_Z} \right) \quad (3-2)$$

Dieses vereinfachte Modell („4/3-Erdradius“) ist allerdings nur in der unteren Troposphäre relativ genau. Für größere Höhen sind Verfahren wie Raytracing notwendig, wobei die Berücksichtigung der aktuellen Wetterlage (Druck-, Temperatur- und Feuchtigkeitsverlauf über die Höhe) Voraussetzung für eine hohe Genauigkeit ist.

#### *Instrumentierte Reichweite*

Die instrumentierte Reichweite ist die maximale Entfernung, bis zu der ein Radar empfangene Signale verarbeiten und Ziele erfassen kann. Bei typischen Systemauslegungen können in dieser Entfernung allerdings nur mehr „große“ Ziele erfasst werden, während ein aus der Aufgabenstellung des Radars abgeleitetes – in der Regel anspruchsvolleres – Standardziel erst in deutlich geringerer Entfernung erfasst werden kann. Diese Reichweite für ein Standardziel wird in der Folge betrachtet.

### 3.1.2. Reichweite für Suchradar

Die Reichweite eines Such- oder Überwachungsradars für ein definiertes Ziel beschreibt die so genannte Radargleichung<sup>22</sup>:

$$R_{\max}^4 = \frac{1}{4\pi \cdot k} \cdot \frac{\sigma \cdot t_S}{\Psi_S \cdot D_0(1)} \cdot \frac{P_{av} \cdot A_{eff}}{T_S} \cdot \frac{1}{L_{ges}} \quad (3-3)$$

Die Parameter der Radargleichung für Suchradar sind so in vier Gruppen zusammengefasst, wie sie in der Folge erläutert werden sollen.

Die eigentlich wichtigste Aussage der Radargleichung ist indes die vierte Potenz: Das bedeutet, dass sich alle Veränderungen der in der Folge diskutierten Parameter nur mit der vierten Wurzel auswirken!

#### *Naturkonstanten*

Die erste Gruppe von Parametern enthält Naturkonstanten: Pi und die Boltzmann-Konstante  $k=1,38 \cdot 10^{-23}$  J/K, die den Zusammenhang zwischen Temperatur und Rauschleistung herstellt.

#### *Aufgabenstellung des Radars*

Die zweite Gruppe fasst die Parameter zusammen, die die Aufgabenstellung des Radars charakterisieren:

- $\sigma$  Radarrückstreuquerschnitt (Radar Cross Section – RCS) der Ziele, für die das Radar ausgelegt ist. Während für die Luftraumüberwachung zumeist ein Ziel mit  $\sigma=1\text{m}^2$  herangezogen wird, muss die Raketenabwehr von viel kleineren Werten ausgehen, in dieser Arbeit etwa von  $\sigma=10^{-3}\text{m}^2$ .
- $\Psi_S$  Suchvolumen: Raumwinkel (annähernd Azimut mal Elevation), der vom Suchradar bzw. im Suchbetrieb eines Multifunktionsradars abgetastet wird
- $t_S$  Suchintervall: Zeitraum, in dem das Suchvolumen abgetastet wird. Dies ist zugleich die Datenerneuerungsrate.
- $D_0(1)$  Detektierbarkeitsfaktor für einen Einzelimpuls

#### *Detektion eines Ziels*

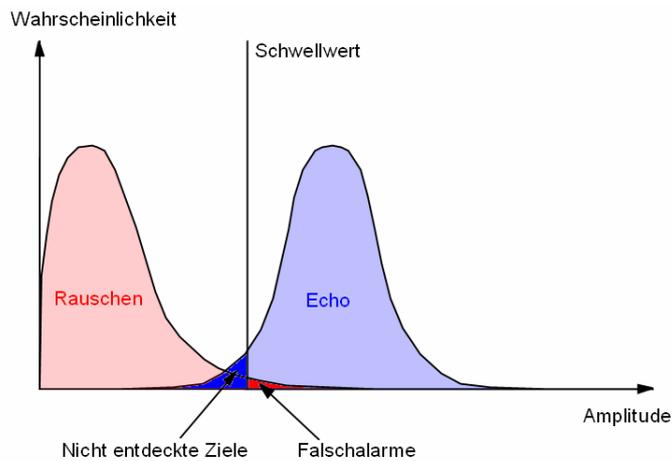
Die Entscheidung, ob ein Ziel vorliegt, erfolgt durch Vergleich des Echosignals mit einem Schwellwert in einem Neyman-Pearson-Detektor. Ein Ziel wird detektiert, wenn das Signal-/Rauschverhältnis einen bestimmten Wert, den Detektierbarkeitsfaktor (Detectability Factor)  $D_0(1)$  erreicht oder übersteigt.

---

<sup>22</sup> Diese Gleichung, die die Reichweite in Abhängigkeit von verschiedenen Parametern angibt, wird wegen ihrer grundlegenden Bedeutung als Radargleichung bezeichnet. Allerdings existiert *die Radargleichung* als solche nicht, vielmehr gibt es verschiedene Varianten, die jeweils unter bestimmten Annahmen gültig sind und daher für unterschiedliche (Betriebs-)Arten von Radars gelten. Hier wird die Radargleichung für Suchradar und für Verfolgungsradar behandelt.

Der notwendige Schwellwert (normalisiert mit der Rauschleistung) hängt dabei ausschließlich von der zulässigen Falschalarmwahrscheinlichkeit  $P_{fa}$  (rote Fläche links vom Schwellwert in Abbildung 3-2) ab. Bei gegebenem Schwellwert ergibt sich dann das notwendige Signal-Rauschverhältnis, also der Detektierbarkeitsfaktor für einen Einzelimpuls direkt aus der spezifizierten Entdeckungswahrscheinlichkeit  $P_D$  (hellblaue Fläche rechts vom Schwellwert in Abbildung 3-2).

Der Detektierbarkeitsfaktor gibt also an, wie hoch das Signal-/Rauschverhältnis sein muss, um bei gegebenen Nebenbedingungen (Falschalarmwahrscheinlichkeit, Impulszahl) eine Detektion mit definierter Entdeckungswahrscheinlichkeit zu erzielen.



**Abbildung 3-2: Neyman-Pearson-Detektor**

Das folgende Diagramm zeigt  $D_0(1)$ , also den Detektierbarkeitsfaktor für einen Einzelimpuls bei konstanter Radarrückstrahlfläche (Swerling Case 0) in Abhängigkeit von der Entdeckungswahrscheinlichkeit und der Falschalarmwahrscheinlichkeit:

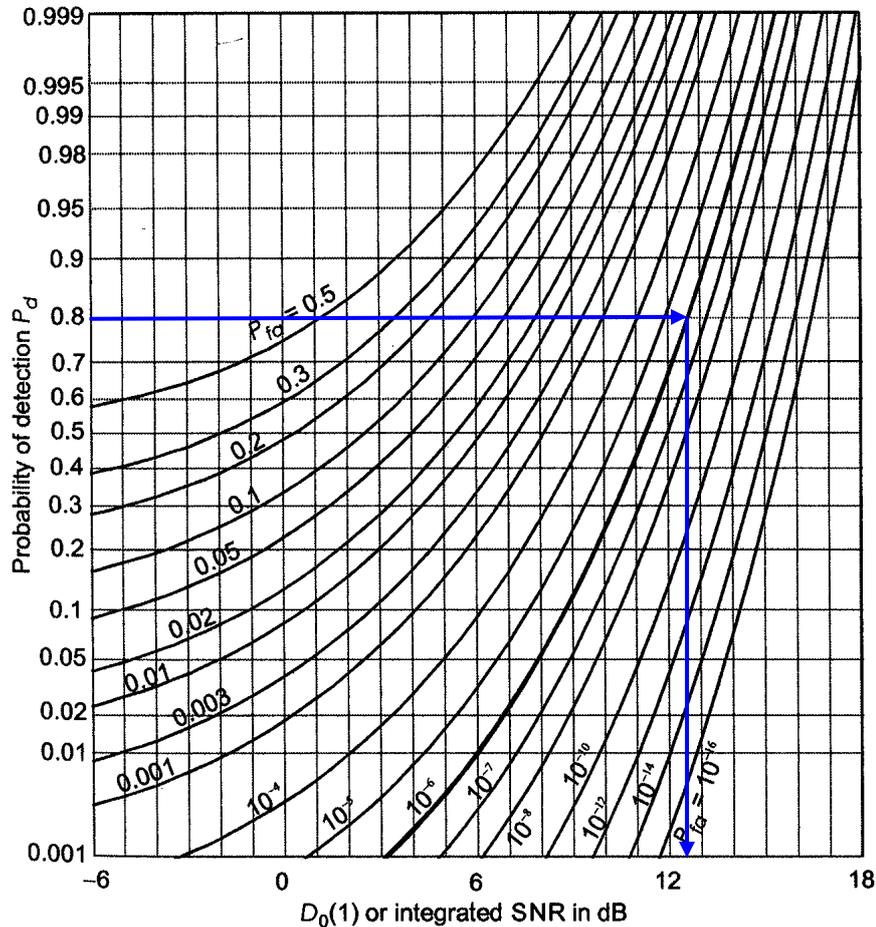


Abbildung 3-3: Detectability factor  $D_0(1)$  (aus [Bart05], S.45)

*Fallbeispiel:*

Unter den üblichen Nebenbedingungen, also Entdeckungswahrscheinlichkeit  $P_d = 80\%$  und Falschalarmwahrscheinlichkeit  $P_{fa} = 10^{-6}$  ergibt Abbildung 3-3:

$$D_0(1) = 12,6 \text{ dB}$$

Um also ein Ziel bei  $P_{fa} = 10^{-6}$  mit  $P_d = 80\%$  zu entdecken, ist ein S/N von 12,6 dB nötig, die Echoleistung des Ziels muss also um den Faktor 18,2 über der Rauschleistung liegen.

*Eigenschaften des Radars*

Die dritte Gruppe von Parametern enthält die Eigenschaften des Radars, somit also die Aktionsparameter für die Auslegung des Radars:

- $P_{av}$  Durchschnittliche Sendeleistung (Spitzenleistung  $\times$  Tastverhältnis)
- $A_{eff}$  Effektive Antennenfläche (Apertur)

- $T_S$  Rauschtemperatur des Systems

Die wesentliche Kenngröße für die Leistungsfähigkeit eines Überwachungsradars ist das Produkt aus durchschnittlicher Sendeleistung und Apertur, also wirksamer Antennenfläche. Leistungsfähigere Radars sind nur um den Preis höherer Sendeleistung und/oder größerer Apertur realisierbar.

Das Rauschen setzt sich einerseits aus empfangenem Rauschen (Atmosphäre, kosmisches Hintergrundrauschen, ...), andererseits aus Eigenrauschen (Rauschzahl – Noise Figure) von Antenne und Empfänger zusammen. In modernen Radarsystemen werden Empfänger mit sehr niedrigen Rauschzahlen<sup>23</sup> von 2-3 dB eingesetzt. Damit sind bei Radars Rauschtemperaturen von 500 K oder weniger erreichbar.

### *Verluste*

Der Gesamtverlust kann – je nach Art und Auslegung des Radars – durchaus 20 dB erreichen oder übersteigen! Wesentliche Verluste sollen hier kurz aufgeführt werden:

- Dämpfung des Signals im Sende- und Empfangsweg
- Atmosphärische Dämpfung: diese ist bei den großen Reichweiten und teilweise hohen Frequenzen von Radars zur Raketenabwehr bedeutend und wird daher in der Folge näher behandelt
- Statistische Verluste, z.B. Zielfluktuation und Scanning-Verlust
- Verluste durch nicht-ideale Implementierung von Empfänger, Signalprozessor und Detektion

---

<sup>23</sup> Durch die Verbesserung der Rauschtemperatur des Systems bzw. der Rauschzahl des Empfängers lässt sich mit vergleichsweise geringem Aufwand die Leistungsfähigkeit des Radars verbessern. Deshalb ist hier auch ein hoher Aufwand mit entsprechenden Kosten gerechtfertigt.

Die atmosphärische Dämpfung hängt stark von der Frequenz ab: Bei höheren Frequenzen steigt die Dämpfung durch die Luft stark an. Die folgende Abbildung stellt die Dämpfung durch die klare Atmosphäre für unterschiedliche Elevationswinkel  $\theta$  dar:

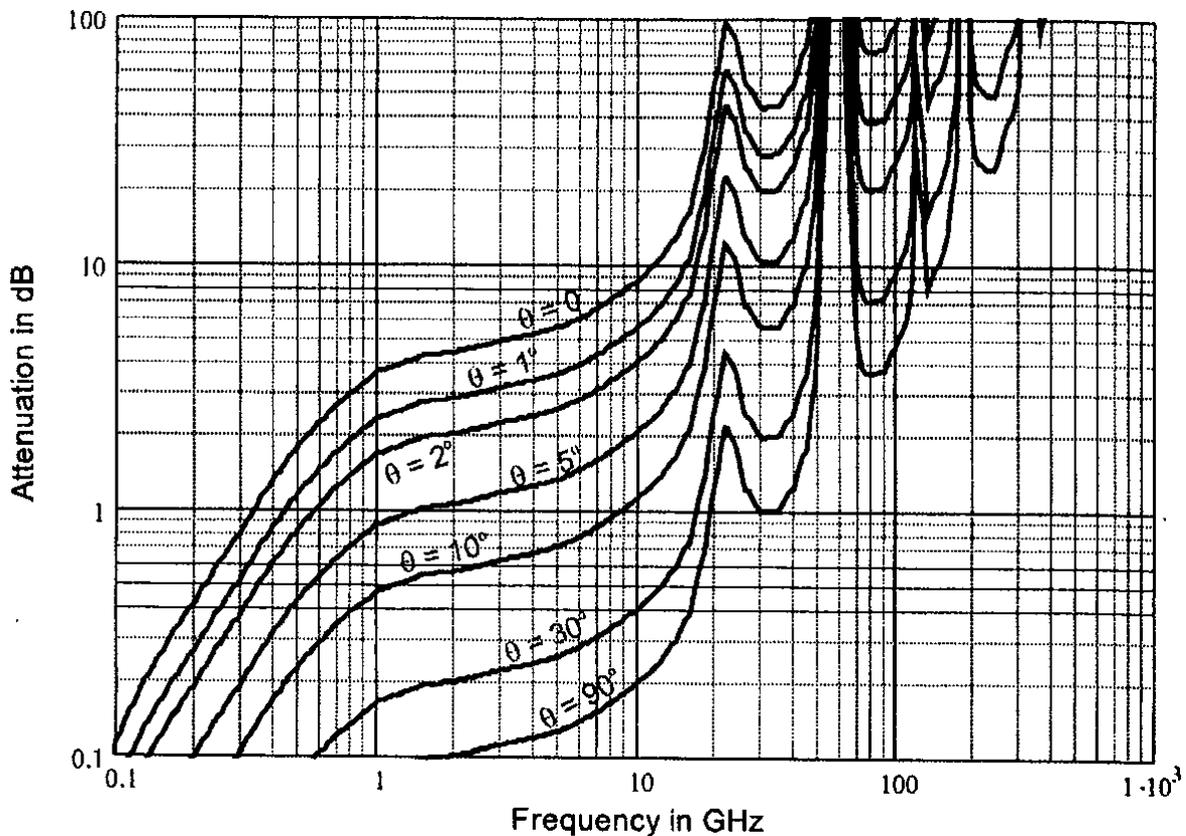


Abbildung 3-4: Atmosphärische Dämpfung (Zweiweg) für den Durchgang durch die gesamte Atmosphäre unter verschiedenen Elevationswinkeln (aus [Bart05], S. 272)

Zusätzlich erfolgt eine noch stärkere Dämpfung durch Wasser in der Atmosphäre, also Wolken oder Niederschläge (Hydrometeore):

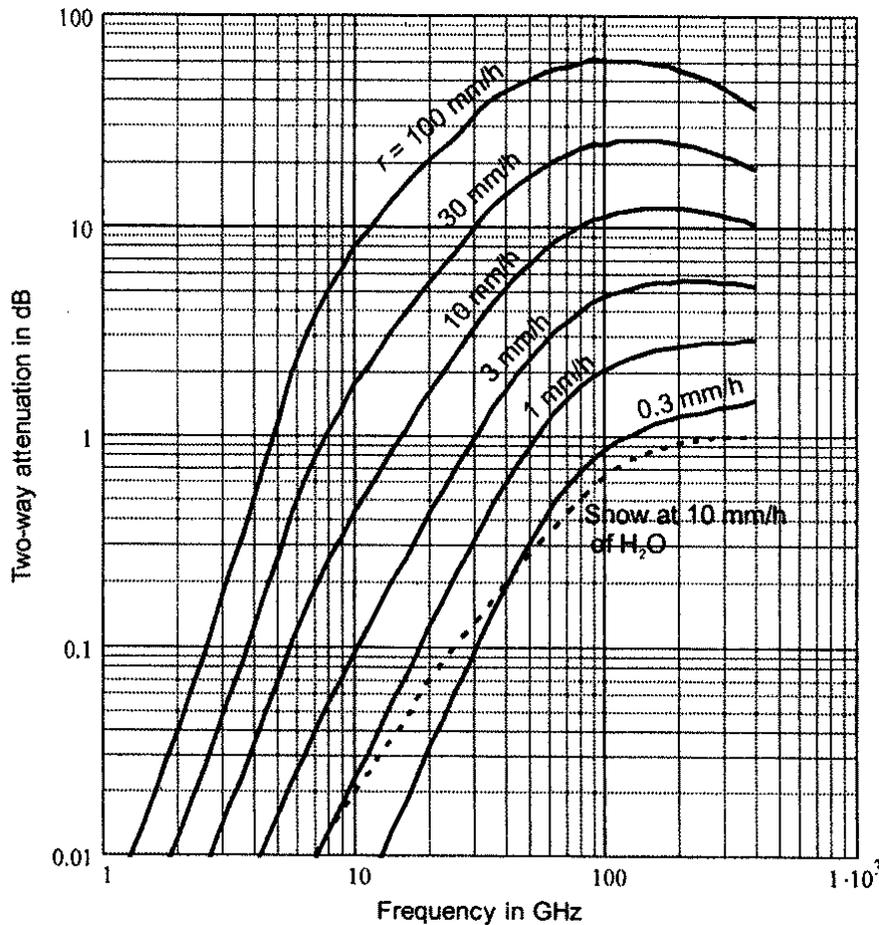


Abbildung 3-5: Atmosphärische Dämpfung in Abhängigkeit von Frequenz und Niederschlag (aus [Bart05], S. 273)

### 3.1.3 Reichweite für Verfolgeradar

Die Reichweite eines Radars ohne weitere Einschränkungen und damit auch eines Verfolgeradars beschreibt die folgende Radargleichung<sup>24</sup>:

$$R_{\max}^4 = \frac{1}{(4\pi)^2 \cdot k} \cdot \frac{\sigma \cdot t_o}{D_0(1)} \cdot \frac{P_{av} \cdot G \cdot A_{eff}}{T_s} \cdot \frac{1}{L_{ges}} \quad (3-4)$$

Gegenüber der Radargleichung für Suchradar (Gleichung 3 - 2) sind folgende Parameter neu:

- $t_o$  Beobachtungsdauer für eine Vermessung (observation time): diese ergibt sich aus der Zielkinematik und den Anforderungen des Trackers
- $G$  Antennengewinn (siehe Abschnitt 2.4)

<sup>24</sup> Diese allgemeine Radargleichung gilt nicht nur für Verfolgeradars, sondern auch für Suchradars. Allerdings ist für deren Analyse die Radargleichung für Suchradar (Gleichung 3-2) nützlicher.

Zusätzlich entfallen einige Verlustfaktoren, die bei einem Suchradar auftreten. Dadurch sind die Verluste eines Multifunktionsradars im Verfolgungsmodus geringer als im Suchmodus.

### 3.2. Auflösung und Messgenauigkeit

#### *Auflösungszelle<sup>25</sup>*

Die Auflösung, also die Fähigkeit eines Radars, Ziele mit geringem Abstand in den verschiedenen Dimensionen getrennt zu erfassen, beruht auf der sogenannten Auflösungszelle.

Die Entfernungsauflösung  $\Delta_{Rng}$  hängt nur von der Bandbreite  $B$  des Sendesignals ab, wobei für unmodulierte Impulse die Bandbreite dem Kehrwert der Impulsdauer entspricht:

$$\Delta_{Rng} \cong \frac{c}{2 \cdot B} \quad (3 - 5)$$

Die Winkelauflösung, also die Azimutauflösung  $\Delta_{Az}$  und die Elevationsauflösung  $\Delta_{El}$  entspricht dem Öffnungswinkel  $\Theta$  der Antennenkeule in der jeweiligen Dimension:

$$\Delta_{Az} = \Theta_{Az} \quad (3 - 6)$$

$$\Delta_{El} = \Theta_{El} \quad (3 - 7)$$

Zuletzt ist auch die Auflösung in der Dopplerfrequenz  $\Delta_D$  relevant, die sich aus der Impulsfolgefrequenz  $f_{PRF}$  und der in einem Burst verarbeiteten Impulszahl  $n$  ergibt:

$$\Delta_D = \frac{f_{PRF}}{n} \quad (3 - 8)$$

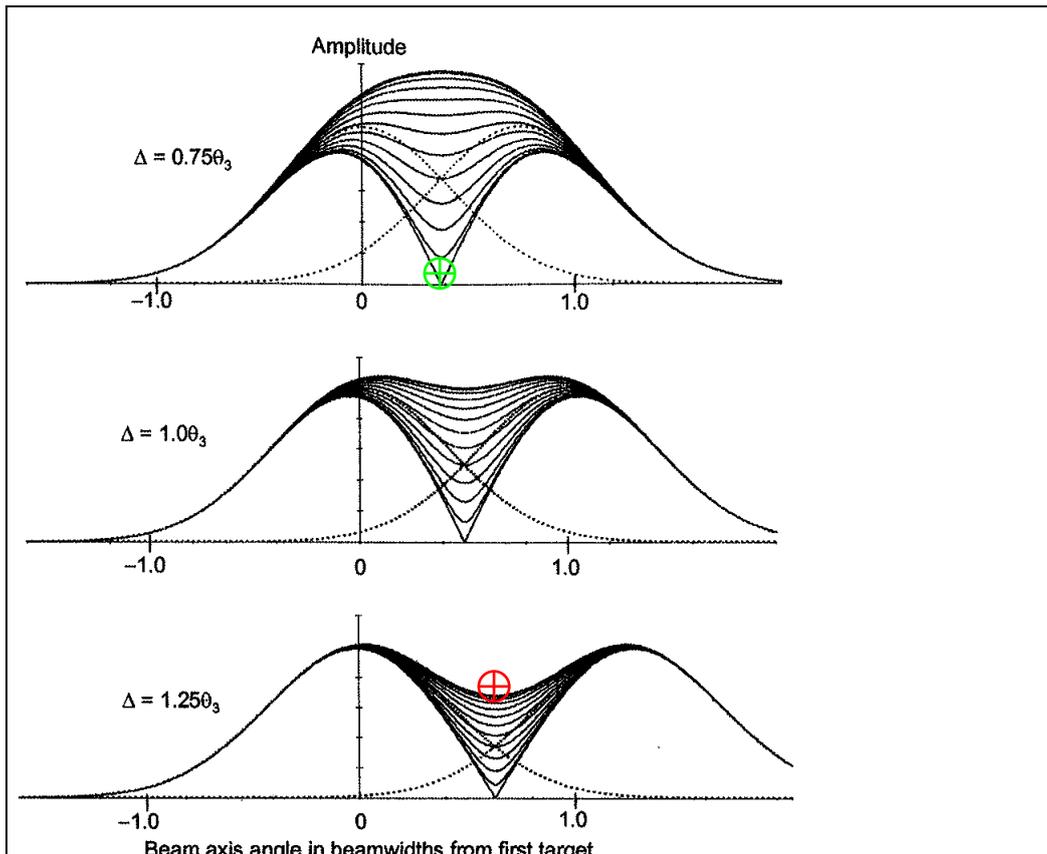
#### *Auflösungsprozess*

Anders als das Konzept der Auflösungszelle suggeriert, erfolgt die Auflösung nicht als deterministischer, sondern als stochastischer Prozess. Dies soll an Hand eines Fallbeispiels für die Winkeldimensionen dargestellt werden:

#### *Fallbeispiel:*

*Die folgenden Abbildungen zeigen das Echosignal von zwei Signalen mit unterschiedlichem Winkelabstand  $\Delta$  ( $0,75 \theta - 1,00 \theta - 1,25 \theta$ ). Die Kurvenscharen zeigen das zur Detektion heranstehende Summensignal für verschiedene Phasendifferenzen zwischen den beiden Zielen ( $0^\circ$  bis  $180^\circ$  in  $15^\circ$ -Schritten):*

<sup>25</sup> Vgl. [Bart05], S. 135f und 201ff; [BLMH97], S. 401ff



**Abbildung 3-6: Winkelauflösung abhängig von Zielabstand und Phasendifferenz der Ziele (aus [Bart05], S.136)**

Man erkennt, dass bei geeigneter Phasendifferenz ( $180^\circ$ ) schon bei einem Zielabstand  $\Delta=0,75 \theta$  eine Nullstelle entsteht (grünes Symbol) und damit die beiden Ziele aufgelöst werden. Dagegen ist bei ungünstiger Phasendifferenz ( $0^\circ$ ) auch bei einem Zielabstand  $\Delta=1,25 \theta$  nur eine kleine Einsattelung erkennbar (rotes Symbol), so dass eine Auflösung der Ziele nur bei einer zufällig passenden Zielamplitude möglich ist.

Da die Phasenlage eines Ziels von seiner Entfernung abhängt, ist die entstehende Phasendifferenz zwischen zwei Zielen ein quasi-zufälliger Wert und die Auflösung erhält dadurch eine stark stochastische Komponente.

### Messgenauigkeit<sup>26</sup>

Die Messgenauigkeit eines Radars in der Entfernung hängt in recht engen Grenzen von dessen Entfernungsauflösung und damit der Bandbreite des Sendesignals ab (vgl. Gleichung 3-5). Die Standardabweichung des Messfehlers ist bei einer typischen Systemauslegung um den Faktor 3 bis 5 kleiner als die Entfernungsauflösung (siehe Gleichung 3-5). Allerdings

<sup>26</sup> Vgl. [Bart05], S. 351f und S. 424ff; [Ludl98], S. 10-1ff

wird die erreichbare Genauigkeit bei höheren Auflösungen durch Ausbreitungsphänomene (Refraktion<sup>27</sup>, Mehrwegausbreitung) begrenzt.

Die Winkelmessgenauigkeit des Monopulsverfahrens hängt neben dem Öffnungswinkel  $\theta$  vor allem vom Signal-Rausch-Verhältnis  $S/N$  und von der Anzahl  $n$  der Einzelmessungen ab. Die Standardabweichung  $\sigma_\theta$  beträgt:

$$\sigma_\theta = \frac{\theta}{k_m \sqrt{2 \cdot (S/N) \cdot n}} \quad (3 - 9)$$

Der Faktor  $k_m$  stellt die Steilheit der Monopulscharakteristik dar und beträgt etwa 1,5 bis 2,0. Damit wird schon an der Grenze der Detektierbarkeit<sup>28</sup> eine Standardabweichung erreicht, die etwa um den Faktor 10 besser ist als die Winkelauflösung.

Für die Dopplerfrequenz ergibt sich die Messgenauigkeit recht direkt aus der Auflösung. Durch die übliche Realisierung mit einer Dopplerfilterbank wird die Genauigkeit durch Quantisierungsfehler dominiert, die Standardabweichung beträgt fast unabhängig vom Signal-Rausch-Verhältnis etwa ein Drittel der Auflösung (siehe Gleichung 3-8).

### 3.3. Fallbeispiel AN/TPY2 (THAAD)

#### *Charakteristik<sup>29</sup>*

Das AN/TPY-2 ist das Radar für das US-System Terminal High Altitude Area Defense (THAAD). Es ist ein verlegefähiges und luftverlastbares X-Band-Radar mit einer aktiven Phased-Array-Antenne für die Erfassung, Verfolgung und Identifizierung ballistischer Raketen. Der Hersteller des AN/TPY-2 ist Raytheon, Systemkontraktor für das Gesamtsystem THAAD ist Lockheed-Martin.

Im Mai 2008 und im Oktober 2009 wurden die ersten beiden THAAD-Batterien mit jeweils einem AN/TPY-2 in Fort Bliss (Texas) aktiviert, sind aber offenbar noch nicht operationell einsatzfähig<sup>30</sup>. Zusätzliche 6 Stück wurden bereits produziert und ein Letztes ist in Produktion, so dass im vorläufigen Endausbau 9 Stück zur Verfügung stehen werden.

---

<sup>27</sup> Dieser Fehler ist bei Kenntnis des Zustands der Atmosphäre mittels Raytracing korrigierbar (vgl. Abschnitt 3.1.1).

<sup>28</sup> Vgl. Abschnitt 3.1.2, im Fallbeispiel etwa  $S/N=12,6$  dB

<sup>29</sup> Fact sheets THAAD und AN/TPY-2: [FS1], [FS2]

<sup>30</sup> Nachdem im Factsheet der Ausdruck „activated“ für den Status der beiden Batterien verwendet wird und weiters von „continued ... certification“ die Rede ist, wurde der Status IOC (Initial Operational Capability) offenbar noch nicht erreicht. Umso weiter dürfte der Status FOC (Full Operational Capability) entfernt sein.

### *Verfügbare Daten*

Die offiziellen Stellen der USA sind bei der Publikation von konkreten Angaben zu technischen Daten und Leistungsparametern des AN/TPY-2 ebenso zurückhaltend wie der Hersteller. Umso überraschender ist es, dass eine Studiengruppe der American Physical Society detaillierte Daten publizieren kann<sup>31</sup>, die die Grundlage für die folgende Analyse darstellen.

### *Analyse der Antenne*

Das Radar arbeitet im X-Band, wobei verschiedene Quellen einen Frequenzbereich von 8,55 – 10,0 GHz angeben. Dies ist konsistent mit den international verbindlichen Vorgaben der World Radio Conference für die Frequenznutzung. Für die folgende Berechnung ist die obere Grenzfrequenz  $f = 10,0$  GHz relevant, die ergibt die Wellenlänge  $\lambda = 3$  cm.

Aus Gleichung 2-8 folgt bei einer angenommenen rechteckigen Anordnung für die Fläche des Einzelements:

$$A_e \approx 0,40 \cdot \lambda^2 = 0,40 \cdot 3^2 = 3,6 \text{ cm}^2$$

Die in [APS04] angegebene Antennenfläche von 9,2 m<sup>2</sup> ergibt damit eine Anzahl von 25555 Einzelementen, was mit dem in [APS04] genannten Wert von 25344 gut übereinstimmt.

Mit der effektiven Antennenfläche von 6 m<sup>2</sup> ([APS04]) ergibt Gleichung 2-6 eine Beleuchtungseffizienz  $\eta_i = 0,65$ . Damit können nach Tabelle 2-1 Nebenkeulen von -35 dB abgeschätzt werden, dies entspricht einem Beambreitenfaktor  $K_\theta = 1,20$ . Aus Gleichung 2-3 mit einer der Mittenfrequenz entsprechenden Wellenlänge  $\lambda = 3,2$  cm kann nun der Antennengewinn abgeschätzt werden:

$$G = \frac{4 \cdot \pi \cdot A}{\lambda^2} \cdot \eta_i = \frac{4 \cdot \pi \cdot 9,2}{0,032^2} \cdot 0,65 = 73630$$

Dies entspricht 48,7 dB und stimmt mit dem Wert von 73.600 aus [APS04] fast exakt überein.

Aus der geometrischen Antennenfläche von 9,2 m<sup>2</sup> können unter Berücksichtigung des auf Fotos erkennbaren Seitenverhältnisses der Antenne die Antennenabmessungen mit 2,0 m x 4,6 m abgeschätzt werden.

Damit ergeben sich aus Gleichung 2-4 die Öffnungswinkel in Azimut und Elevation:

$$\Theta_{Az} = \frac{\lambda}{b} K_\theta = \frac{0,032}{4,6} \cdot 1,20 = 8,3 \text{ mrad} = 0,48^\circ$$

---

<sup>31</sup> [APS04] S. S175

$$\Theta_{El} = \frac{\lambda}{h} K_{\Theta} = \frac{0,032}{2,0} \cdot 1,20 = 19,2 \text{ mrad} = 1,10^{\circ}$$

### Reichweite für die Horizonsuche

Zur Abschätzung der Reichweite in der Betriebsart Horizonsuche werden folgende Daten herangezogen:

- Radarrückstreuläche (RCS) des Ziels:  $\sigma = 0,001 \text{ m}^2$  (Annahme<sup>32</sup>)
- Suchintervall:  $t_S = 5 \text{ s}$  (Grobe Abschätzung aus der Zielkinematik und dem Öffnungswinkel in der Elevation)
- Suchvolumen:  $\Psi_S = 0,03 \text{ sr}$  (Azimutsektor  $90^{\circ}$ , Elevationssektor gleich Öffnungswinkel in der Elevation)
- Gesamtverluste Suche:  $L_{ges} = 15,5 \text{ dB}$  (Atmospheric Loss aus Abbildung 3-4, Equipment Loss und Additional Search Loss aus [APS04])
- Rauschtemperatur:  $T_s = 500 \text{ K}$  ([APS04], siehe auch die Diskussion von  $T_s$  in Abschnitt 3.1.2)
- Gesamte Durchschnittsleistung:  $P_{av} = 54 \text{ kW}$  ([APS04])

Damit ergibt die Radargleichung 3-3:

$$R_{\max}^4 = \frac{1}{4\pi \cdot k} \cdot \frac{\sigma \cdot t_S}{\Psi_S \cdot D_0(1)} \cdot \frac{P_{av} \cdot A_{eff}}{T_s} \cdot \frac{1}{L_{ges}}$$

$$R_{\max}^4 = \frac{1}{4\pi \cdot k} \cdot \frac{0,001 \cdot 5}{0,03 \cdot 18,2} \cdot \frac{54000 \cdot 6,0}{500} \cdot \frac{1}{35}$$

$$R_{\max} = 176 \text{ km}$$

### Reichweite für die Verfolgung

Zur Abschätzung der Reichweite in der Betriebsart Verfolgung werden folgende weitere Daten herangezogen:

- Beobachtungszeit:  $t_O = 1 \text{ s}$  (Grobe Abschätzung aus der Zielkinematik und dem Öffnungswinkel in der Elevation)
- Gesamtverluste Verfolgung:  $L_{ges} = 8,3 \text{ dB}$  (Atmospheric Loss aus Abbildung 3-4, Equipment Loss aus [APS04])

---

<sup>32</sup> Dies ist die für einen Wiedereintrittskörper im Anflug im X-Band plausible RCS

Damit ergibt die Radargleichung 3-4:

$$R_{\max}^4 = \frac{1}{(4\pi)^2 \cdot k} \cdot \frac{\sigma \cdot t_O}{D_0(1)} \cdot \frac{P_{av} \cdot G \cdot A_{eff}}{T_S} \cdot \frac{1}{L_{ges}}$$

$$R_{\max}^4 = \frac{1}{(4\pi)^2 \cdot k} \cdot \frac{0,001 \cdot 1}{18,2} \cdot \frac{54000 \cdot 73600 \cdot 6,0}{500} \cdot \frac{1}{6,76}$$

$$R_{\max} = 649 \text{ km}$$

### *Folgerungen*

Die Reichweite im Suchmodus mit Horizontsuche, bezogen auf ein Ziel mit  $\sigma = 0,001 \text{ m}^2$  beträgt kaum 180 km. Dies ist überraschend gering<sup>33</sup> und erscheint für die Erfassung von Wiedereintrittskörpern in einer konkreten Gefechtssituation ungenügend, das AN/TPY-2 benötigt deshalb wohl die Voreinweisung durch andere Systeme. Für einen Integralflugkörper mit etwa  $0,1 \text{ m}^2$  RCS hingegen beträgt die Reichweite bei Horizontsuche etwa 560 km und ist damit ausreichend für viele taktisch relevante Szenarien.

Die Reichweite für die Verfolgung desselben Ziels beträgt etwa 650 km und entspricht damit etwa den in den Quellen genannten Einsatzszenarien. Geringfügig höhere Werte sind denkbar, etwa bei einem niedrigeren Beambreitenfaktor  $K_\theta$  und einer längeren Beobachtungszeit  $t_O$ . Die Grenze von 1000 km dürfte jedoch nicht zu erreichen sein.

Interessant ist auch, welche Nachteile für die Luftverlastbarkeit in Kauf genommen werden. Die dadurch auf etwa 2 m begrenzte Antennenhöhe stellt eine schwerwiegende Einschränkung dar, da bei einer Vergrößerung der Antennenhöhe nicht nur die Antennenfläche, sondern auch die Sendeleistung und der Antennengewinn proportional steigen würden. Zudem würden der Öffnungswinkel in der Elevation und damit das notwendige Suchvolumen für die Horizontsuche umgekehrt proportional sinken. Damit würde die Vergrößerung der Antennenhöhe um einen Faktor  $k$  die Reichweite sowohl für die Suche (Gleichung 3-3), als auch für die Verfolgung (Gleichung 3-4) um den Faktor  $k^{0,75}$  verbessern<sup>34</sup>. Durch den Verzicht auf Luftverlastbarkeit könnte also die Reichweite deutlich gesteigert werden!

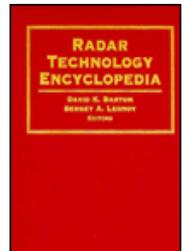
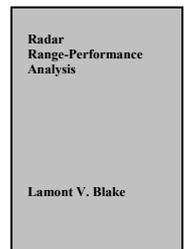
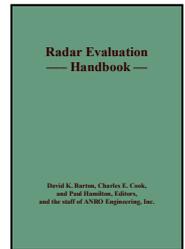
<sup>33</sup> Dabei ist das Ergebnis für die Horizontsuche noch vergleichsweise günstig. Bei der Volumensuche in einem Azimuthsektor von  $90^\circ$  und einem Elevationssektor von  $60^\circ$  erzielt das AN/TPY-2 eine Reichweite von gerade einmal 68 km– mehr ist bei einem Ziel mit nur  $0,001 \text{ m}^2$  RCS nicht möglich!

<sup>34</sup> Im Gegensatz dazu wirken sich „normale“ Parameter der Radargleichung nur mit dem Faktor  $k^{0,25}$  aus. Dies soll an einem Beispiel veranschaulicht werden: Eine Steigerung der Reichweite um 19% kann entweder durch eine Verdoppelung der Sendeleistung je Antennenelement oder aber durch eine Vergrößerung der Antennenhöhe um lediglich 26% erreicht werden!

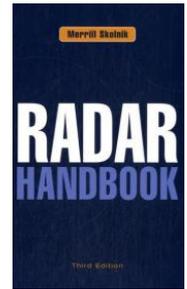
## Anhang A: Literatur

### Monografien

- [Bart05] D. K. Barton: Radar System Analysis and Modeling, ISBN 1-58053-681-6  
Alles zum Thema Radargleichung, Detektion und Verluste. Viele Formeln, aber die kann man auch überlesen, ohne den Zusammenhang zu verlieren.
- [BCH91] D. K. Barton, C. E. Cook, P. Hamilton (Eds.): Radar Evaluation Handbook, ISBN 0-89006-488-1  
Die Bewertung von Radarsystemen – die Radargleichung wird natürlich ausführlich behandelt.
- [Blak86] L. V. Blake: Radar Range-Performance Analysis, ISBN 0-89006-224-2  
Das grundlegendste Werk zur Radargleichung überhaupt. Weiters vieles über Rauschen, Störungen und Ausbreitungseffekte. Viel zitiert, aber viel zu wenig gelesen.
- [BLMH97] D. K. Barton, A. I. Leonov, I. A. Morozov, P. C. Hamilton: Radar Technology Encyclopedia, ISBN 0-89006-893-3  
Das große Radarlexikon, entstanden in Zusammenarbeit der führenden Radartechniker der USA und Russlands. Ein wertvolles Werk, auch wenn einige Einträge und Abbildungen nicht mehr dem Stand der Technik entsprechen.
- [Ludl98] A. Ludloff: Praxiswissen Radar und Radarsignalverarbeitung (2. verb. Aufl.), ISBN 3-528-16568-5  
Das beste deutschsprachige Buch über Radarsignalverarbeitung. Pflichtlektüre für alle, die mehr über Radars wissen wollen, sich aber englische Bücher nicht antun wollen. Hat mittlerweile die 5. Auflage erreicht.



- [Skol08] M. I. Skolnik: Radar Handbook (3<sup>rd</sup> Ed.), ISBN 978-0-07-148547-0  
Der Skolnik. Punkt. Die lang erwartete 3. Auflage des Klassikers der Radarliteratur.



### Studien

- [APS04] D. K. Barton et al.: Report of the American Physical Society Study Group on Boost-Phase Intercept Systems for National Missile Defense: Scientific and Technical Issues, Reviews of Modern Physics 76, S1-S424 (2004)
- [UCS00] A. M. Sessler et al.: Countermeasures – A Technical Evaluation of the Operational Effectiveness of the Planned US Missile Defence System, Union fo Concerned Scientists, 2000, im Internet verfügbar: [www.ucsusa.org/assets/documents/nwgs/cm\\_all.pdf](http://www.ucsusa.org/assets/documents/nwgs/cm_all.pdf) (abgerufen 24 06 2010)

### Offizielle Quellen

- [FS1] Factsheets THAAD der Missile Defense Agency (abgerufen 24 06 2010): [www.mda.mil/global/documents/pdf/thaad.pdf](http://www.mda.mil/global/documents/pdf/thaad.pdf)
- [FS2] Factsheets AN/TPY-2 der Missile Defense Agency (abgerufen 24 06 2010): [www.mda.mil/global/documents/pdf/an\\_tpy2.pdf](http://www.mda.mil/global/documents/pdf/an_tpy2.pdf)

## **Anhang B: Formelzeichen**

a	Erdradius
A	Antennenfläche (physisch)
$A_e$	Fläche pro Elementarantenne (eines Phased Array)
$A_{\text{eff}}$	Effektive Antennenfläche (Apertur)
B	Bandbreite
c	Lichtgeschwindigkeit
D	Lineare Abmessung
$D_0(1)$	Detektierbarkeitsfaktor (Einzelimpuls, Swerling Case 0)
$d_e$	Abstand der Elementarantennen (eines Phased Array)
$\Delta_{\text{AZ}}$	Azimutauflösung
$\Delta_{\text{EI}}$	Elevationsauflösung
$\Delta_{\text{D}}$	Dopplerauflösung
$\Delta_{\text{Rng}}$	Entfernungsauflösung
$\eta_i$	Beleuchtungseffizienz
$f_d$	Dopplerfrequenz
$f_{\text{PRF}}$	Impulsfolgefrequenz
G	Antennengewinn
$H_A$	Antennenhöhe
$H_Z$	Zielhöhe
k	Boltzmann-Konstante ( $1,38 \cdot 10^{-23}$ J/K)
k	Konstante allgemein
$k_m$	Steilheit der Monopulscharakteristik
$K_\theta$	Beambreitenfaktor
$L_{\text{ges}}$	Gesamtverluste
$L_n$	Bündelungseffizienz
$\lambda$	Wellenlänge
n	Trefferzahl (Abtastungen während der Zielbeobachtungszeit)
n	Impulszahl (eines Bursts)
$P_d$	Entdeckungswahrscheinlichkeit
$P_{\text{fa}}$	Falschalarmwahrscheinlichkeit
$P_{\text{av}}$	Sendeleistung (Durchschnittsleistung)
$\Psi_S$	Suchvolumen (Raumwinkel, der überwacht wird)
R	Entfernung
$R_{\text{max}}$	Reichweite
$R_R$	Radarhorizont
$R_Z$	Zielentfernung
S	Nutzsignal im Empfänger (Empfangsleistung)
S/N	Signal-Rausch-Verhältnis
$\sigma$	Rückstreuquerschnitt (RCS – Radar Cross Section)
$\sigma_\theta$	Winkelmessgenauigkeit (Standardabweichung)

$t$	Empfangszeitpunkt
$t_0$	Sendezeitpunkt
$t_O$	Beobachtungsdauer für eine Vermessung (observation time)
$t_S$	Suchintervall (Zeit für die Erfassung des gesamten Suchvolumens)
$T_S$	Rauschtemperatur des Systems
$\Theta$	Öffnungswinkel
$\Theta_{Az}$	Öffnungswinkel im Azimut
$\Theta_{El}$	Öffnungswinkel in der Elevation
$v_r$	Relativgeschwindigkeit

# Fernraketen in Iran und Nordkorea – Technische Einschätzung der Bedrohungssituation

Markus Schiller  
Robert H. Schmucker

*SCHMUCKER TECHNOLOGIE*  
Klenzestr. 14  
D-80469 München

[info@schmucker.de](mailto:info@schmucker.de)

Ballistische Fernraketen stellen einen bedeutenden Beitrag zur strategischen Bedrohungsanalyse eines Landes dar. Zu oft wird nicht nach technischen Maßstäben geurteilt, man orientiert sich vielmehr an vagen Vermutungen und Äußerungen. Im folgenden soll daher rein aus konkreten Betrachtungen und technisch-physikalischen Zusammenhängen eine konkrete Bedrohungssituation durch Nordkorea und Iran herausgearbeitet werden.

## **1. Allgemeine Überlegungen**

Jegliche Bedrohung durch einen Konkurrenten ist das Produkt aus dessen „Absicht“ und „Fähigkeit“. Ist einer der Faktoren null, so ist das Ergebnis und damit die Bedrohung null.

Im betrachteten Fall unterteilt sich die Fähigkeit in das Transportsystem (die Rakete) sowie die eigentliche Waffe (den Sprengkopf).

Nuklear bewaffnete Fernraketen eröffnen zweifellos enorme Fähigkeiten, die eine entsprechende Bedrohungssituation schaffen können. Zu deren Entwicklung gehören vier teils eigenständige Programmteile, von denen drei nicht zu verschleiern sind: Zivile und militärische Programme zu Trägerraketen sowie ein ziviles Atomprogramm. Ein militärischer Teil des Atomprogramms ist hingegen leicht zu verdecken. Die drei sichtbaren gilt es zu identifizieren.

Ein technischer Ansatz zur Bedrohungsanalyse zeichnet sich nun dadurch aus, dass man die „Absicht“ eines Landes weitgehend außen vorlässt, da sie kaum ernsthaft zu bewerten ist. Da die „Bedrohung“ ein Produkt aus „Absicht“ und „Fähigkeit“ ist, konzentriert man sich voll auf die „Fähigkeit“ um eine Aussage zur potentiellen Bedrohungslage zu treffen. Diese Fähigkeit lässt sich mit technisch-physikalischen Analysen recht gut eingrenzen. Geht sie gegen null, so kann demnach keine Bedrohung vorhanden sein.

## **2. Übliche Ansätze und resultierende Probleme**

Üblicherweise konzentriert man sich bei der Analyse aber auf technische Details, die anhand äußerst spärlicher Informationen herbeispekuliert werden. Einen Blick auf das gesamte Bild bleibt man schuldig. Außerdem geht man zu gerne von den eigenen westlichen Fähigkeiten und Herangehensweisen aus, die in einem Drittweltland jedoch deutlich anders gelagert sind. Erschwerend kommt noch die Stützung auf andere Quellen durch Ringzitierung hinzu: Einmal in die Welt gesetzt, festigt sich eine Behauptung schnell zur Wahrheit, wenn sie nur oft genug wiederholt wurde. Diese Scheinwahrheiten zu widerlegen ist kaum mehr möglich.

Außerdem arbeiten die einschlägigen Länder mit gezielter Desinformation über die eigenen Raketenprogramme. Dazu gibt es zahlreiche Beispiele, besonders hinsichtlich des Iran, unter anderem die Veröffentlichung retuschierter Fotos und Videos.

Zur Ringzitierung ist ein Beispiel besonders wichtig: Sämtliche Behauptungen der einschlägigen Literatur, dass Nordkorea in den 80er Jahren schnell und einfach die sowjetische R-17/Scud B nachgebaut habe, lassen sich auf eine einzige Quelle aus dem Jahr 1989 zurückführen. Inzwischen bestätigt sich, dass diese Aussage lediglich auf reiner Spekulation beruhte, als anerkannte „Wahrheit“ heute aber nur schwer auszumerzen ist.

Durch solche „Fehlerquellen“ kommt man schnell zu den abenteuerlichsten Schlüssen, was die Fähigkeiten der Drittweltländer angeht – die zugesprochenen Arsenale an Raketenwaffen übertreffen die der westlichen Welt teils deutlich.

Dass bisherige Prognosen, die auf dieser Basis gemacht wurden, meist falsch lagen, stört dabei nicht weiter. Als Beispiele seien die Reichweitenprognosen der nordkoreanischen Taepodong 2-Rakete (Abbildung 1) sowie die Situation im Irak vor 2003 angeführt. Allgemein gilt: Je weniger man weiß, desto mehr muss die andere Seite wohl können.

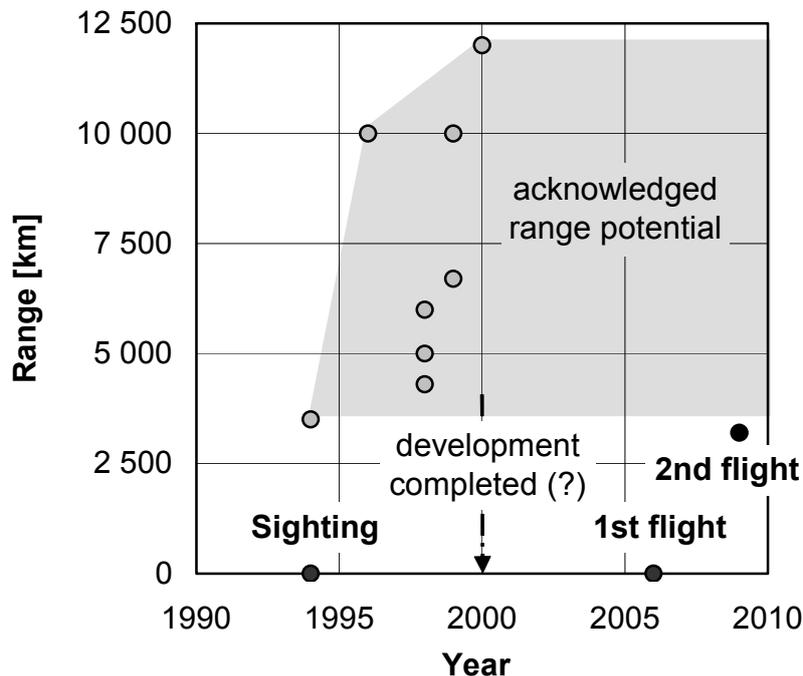


Abb. 1: Zugesprochene (grau) und erfolgene (schwarz) Reichweite der nordkoreanischen Taepodong 2

Die Situation wird daher meist übertrieben dargestellt, sowohl was die technische als auch die operationelle Seite der Raketen angeht. Um das zu vermeiden ist eine sachliche und nüchterne Analyse unabdingbar.

Als grundlegendes Prinzip ist darauf zu achten, dass das sichtbare Ergebnis nie größer als das vorhandene Potenzial sein kann – ansonsten befindet man sich im Märchenland. Das gilt für alle Aspekte der Analyse: Kleine Raketen können nicht weit fliegen – große können weit fliegen, müssen aber nicht. Kleine Länder können keine Mondlandung durchführen – große schon, aber nicht zwangsweise. Wer viel kann, kann viel, muss es aber nicht.

Entscheidend ist dabei, alle Aspekte zu betrachten, die auch nur entfernt zusammenhängen, so dass ein konsistentes Gesamtbild entsteht.

Für Fernraketen bedeutet das, dass drei Gebiete intensiv betrachtet werden sollten:

- Die Waffe (technische Details der Rakete einschließlich Sprengkopf),
- das Programm (Tests, Infrastruktur, Status, ...)
- und das Land (Fähigkeiten auf anderen Gebieten, Ausbildung, Verbindungen zu anderen Ländern, ...).

Ergeben die beobachteten drei Aspekte ein einheitliches und konsistentes Bild, so ist die Analyse vermutlich richtig. Fällt ein Element heraus, so ist oftmals von fremder Hilfe durch Proliferation auszugehen.

Neben einer Aussage zur Leistungsfähigkeit der Fernwaffe bietet dieser Ansatz auch Aussagen zur Herkunft der Rakete sowie zu deren Status und Einsatzfähigkeit – Punkte, die normalerweise ignoriert werden.

Statt nur die Ergebnisse dieser Vorgehensweise zu präsentieren soll nun anhand einiger Beispiele verdeutlicht werden, wie man zu den Ergebnissen gelangt. Schließlich scheinen die Raketenarsenale Nordkoreas (Abbildung 2) und Irans (Abbildung 3) auf den ersten Blick recht bedrohlich.

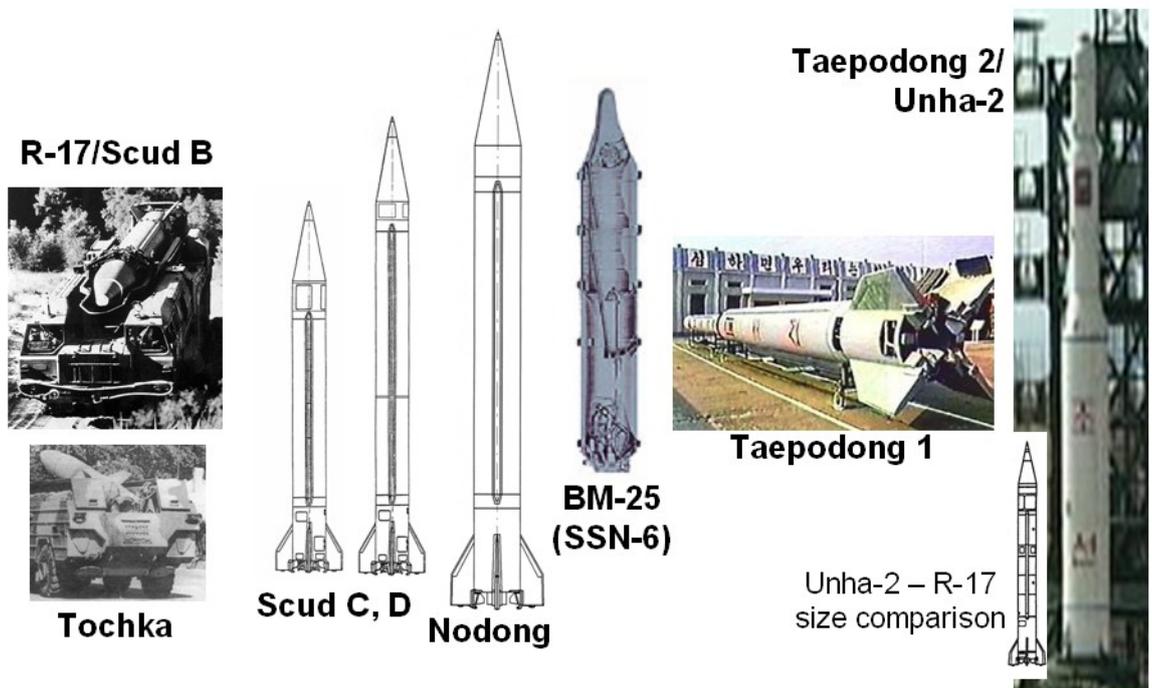


Abb. 2: Nordkoreas Arsenal an weitreichenden Raketen

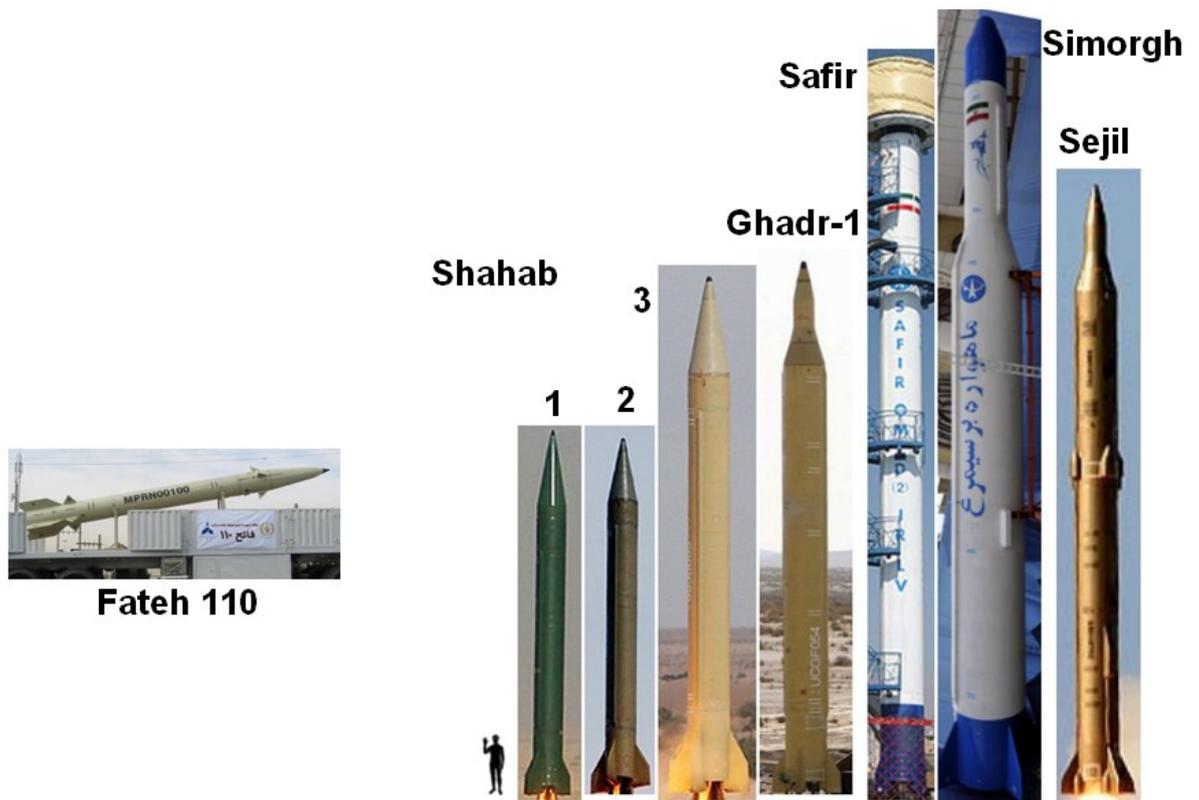


Abb. 3: Irans Arsenal an weitreichenden Raketen

### **3. Die Rakete – Analyse von Videoaufnahmen**

Aus veröffentlichtem Videomaterial lassen sich zahlreiche Schlüsse ziehen. Dies soll anhand eines Videos von Irans Manöver „Großer Prophet 2“ aus dem Jahr 2006 dargestellt werden.

Bei diesem Manöver wurde unter anderem eine gelblich lackierte Rakete von einem Fahrzeug aus gestartet, dessen Charakteristik darauf schließen ließ, dass es sich dabei um eine Shahab 3 handelte. Kurz zuvor wurde eine grün bemalte Shahab 1, die „iranische Version“ der R-17/Scud B, gestartet. Wertet man diese Starts aus, so zeigt sich ein eindeutiges Ergebnis (Abbildung 4).

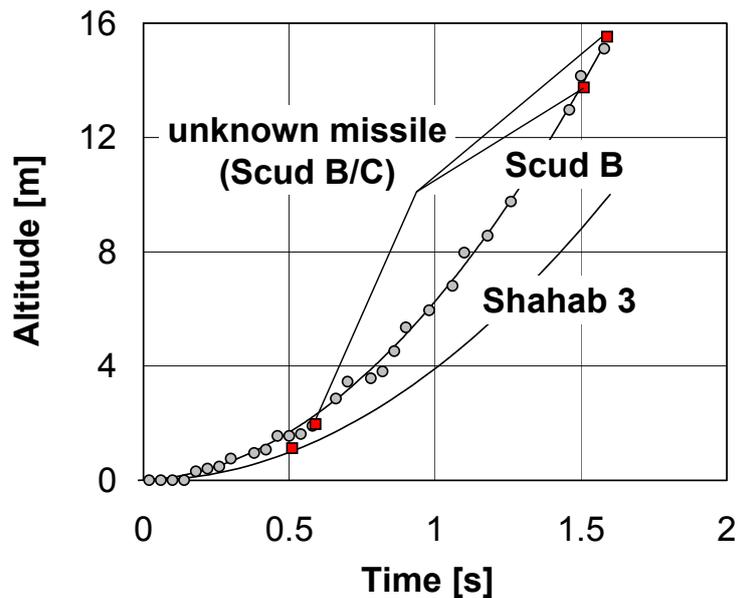


Abb. 4: Beschleunigungsprofil der grünen Rakete (grau) und der gelben Rakete (rot)

Das Beschleunigungsprofil der grünen Rakete stimmt perfekt mit den Nominaldaten sowjetischer R-17 überein – ein Nachbau könnte diese Perfektion nie erreichen. Es handelt sich also um eine Rakete aus russisch-sowjetischer Produktion.

Auch die gelbe Rakete weist ein entsprechendes Beschleunigungsprofil auf – es handelt sich also keinesfalls wie dargestellt um eine Shahab 3, sondern um eine Scud.

Viele weitere Details lassen sich aus dem Video herauslesen, so zum Beispiel der Zustand der Unterstützungskräfte oder Probleme beim Abschuss un gelenkter Feststoffraketen, die außerdem Rauchspuren unterschiedlicher Farbe aufweisen, was Schlüsse auf die Qualität der Treibsätze zulässt.

#### **4. Das Programm – Flugtests**

Der experimentelle Nachweis von Funktion, Zuverlässigkeit und Genauigkeit einer Rakete im Flug ist unabdingbar. Dies kann unmöglich ernsthaft theoretisch abgehandelt werden. Flugtests werden auch für weitere Aspekte wie etwa Ausbildung benötigt.

Die notwendige Zahl der Entwicklungsschüsse sinkt mit der vorhandenen Erfahrung der bearbeitenden Institution von vielen Dutzend bis auf ein Minimum von etwa zehn. Unabhängig davon sind weitere Schüsse zu

Qualifikation, Losabnahme, Schusstafelerstellung und Übung zwingend notwendig.

Historische Zahlen aus USA und Sowjetunion/Russland bestätigen dies ganz deutlich. Alleine die Entwicklungstests sanken von über 100 auf heute immer noch etwa ein bis zwei Dutzend pro Raketentyp – weniger geht für ein ernsthaftes Programm nicht (Abbildung 5).

Die bisher beobachteten Tests in Nordkorea beschränken sich jedoch auf einige vereinzelte Starts. Nodong flog – wenn überhaupt – keine fünf mal, Taepodong 1 nur einmal und BM-25 noch nie. Selbst die diversen Scud-Versionen flogen nur äußerst selten.

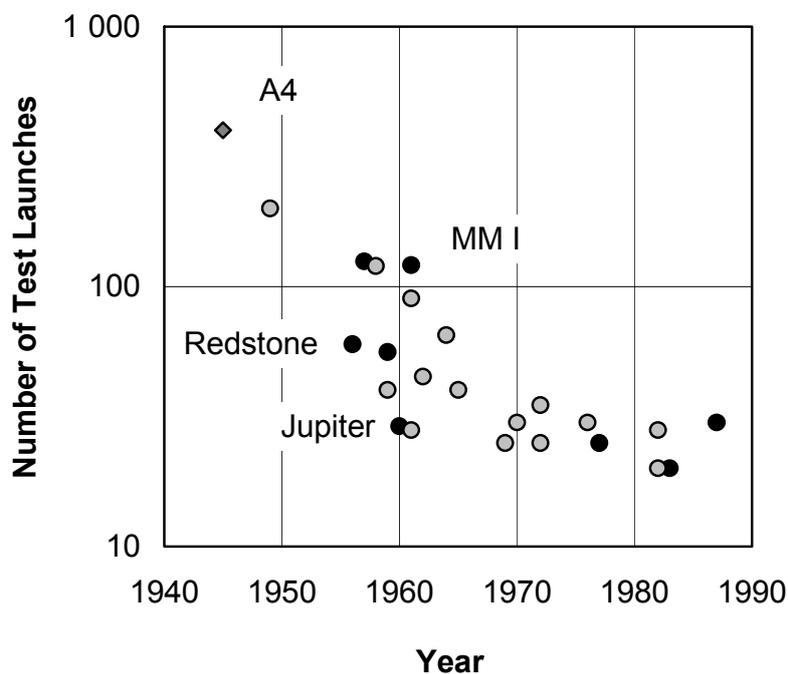


Abb. 5: Entwicklungs-Flugtests sowjetischer (grau) und US-amerikanischer (schwarz) Fernraketen

Zusätzlich benötigt man zur Einführung der Geräte bei der Truppe diverse Flugtests. Gibt es diese nicht, so ist die Waffe nicht operationell eingeführt. Dazu Schüsse zur Entwicklung von Prozeduren und Handbüchern, zur Verifikation der gestellten Anforderungen sowie zur Schulung von Personal.

Im Iran lassen sich zwar wesentlich mehr Testflüge beobachten, für ein ernsthaftes Entwicklungs- und Aufstellungsprogramm sind es aber noch immer deutlich zu wenig.

Gern wird die Sachlage so interpretiert, dass diese Länder eben so hervorragende Arbeit leisten würden, dass sie von einzelnen Schüssen direkt in die Serienfertigung gehen könnten. Das ist jedoch völlig

unmöglich. Im Iran steigt die Zahl der Schüsse langsam aber stetig an, zur Beschreibung der Situation in Nordkorea reicht jedoch ein Wort: Chaos.

Allein von der Anzahl der Testflüge lässt sich also schließen, dass Irans Flüssigkeitsraketen auf keinen Fall eigenständig entwickelt wurden. Man scheint jedoch an deren Modifikation zu arbeiten. Die Feststoffraketen werden mit fremder Unterstützung entwickelt, die Zeitspannen bis zur Einsatzfähigkeit sind jedoch sehr lang. Nordkorea hingegen verfügt nur über eingekaufte Raketen.

### **5. Programm und Rakete – Shahab 3**

Bis in die 90er Jahre verfügte Iran nur über eingekaufte Scud-Raketen sowjetischen Ursprungs. 1998 wurde plötzlich die Shahab 3 gestartet, ein Flugkörper, der zeitgleich in Pakistan unter dem Namen Ghauri auftauchte. Für Nordkorea wird die Bezeichnung Nodong verwendet.

Bis dahin war Iran mit der Shahab 2 auf bis zu 500 km Reichweite beschränkt. Größere Reichweiten erforderten auch größere Raketen, die der Iran bis dahin nicht besaß.

Ein vernünftiger und üblicher Ansatz zur Erlangung größerer Reichweiten wäre die Bündelung von vier Scud-Triebwerken gewesen. Mit vergleichsweise einfachen Mitteln wäre so eine Reichweite von bis zu 2000 km durchaus möglich gewesen.

Daher ging man anfangs auch von dieser Lösung für die Shahab 3 aus. Wie sich aber herausstellte war die Shahab 3 eine völlig neue Rakete mit einem völlig neuen Triebwerk, das mit seinem relativ niedrigen Schubniveau keinesfalls mit vier Scud-Motoren konkurrieren konnte. Zwar erinnerten Auslegung und Technologie stark an eine Scud, dennoch wäre der Aufwand zur Entwicklung sehr hoch gewesen.

Auf dieser Rakete fanden sich bei einer Ausstellung 1998 zahlreiche Markierungen mit kyrillischen Schriftzeichen (Abbildung 6). Die Details des Triebwerks stimmen mit der typischen Handschrift des sowjetischen Konstruktionsbüros Isaev überein. Auch findet sich in einem Buch, das russische Ingenieure begleitend zu Schulungen im Iran erstellten, die Beschreibung einer Vorrichtung zur Herstellung eines Shahab 3-Motors.



Abb. 6: Shahab 3 auf einer iranischen Militärausstellung 1998

Zahlreiche Indizien weisen darauf hin, dass es sich um einen sowjetisch/russischen Flugkörper handelt, der vor bzw. um 1960 herum entwickelt worden sein muss. Dazu zählen die gewählte Treibstoffkombination, die altertümliche Konfiguration mit großer Instrumentenabteilung und großem Leitwerk, die genannten kyrillischen Markierungen sowie die Technologie des Triebwerks.

Bald konnte man jedoch eine modifizierte Version der Shahab 3 im Iran beobachten – die Ghadr-1. Scheinbar versuchte man, die unzureichende Reichweite der Shahab 3 durch Aluminiumbauweise und Tankvergrößerung deutlich auf etwa 1400 km zu erhöhen. Auch ein neues Design des Gefechtskopfs wurde eingeführt.

Bis 2010 sind von dieser Rakete nur etwa 3 Flugtests bekannt. Es gibt keinerlei Indikationen zur Erstellung einer Schusstafel, zur Produktionsabnahme oder zur Übergabe an die Truppe. Ghadr-1 befindet sich also noch immer als Technologieprogramm in der Vorbereitungsphase.

Dafür sprechen auch die völlig unterschiedlichen Ausführungen der verschiedenen beobachteten Startfahrzeuge. Von Serienfertigung kann hier keine Rede sein – es scheint nur ein paar Unikate zu geben (Abbildung 7).



Abb. 7: Diverse Startfahrzeuge für Shahab 3

Shahab 3 ist also eine eingekaufte, ursprünglich sowjetische Rakete. Iran verfügt nur über eine geringe Anzahl, die in erster Linie der Abschreckung dienen soll. Man arbeitet an einer Erhöhung der Reichweite und an einem neuen Gefechtskopf, jedoch nicht wirklich ernsthaft und intensiv.

## **6. Rakete und Programm – Irans Langstreckenraketen**

Grundsätzlich sollte man wissen, dass die zwei „Schulen“ der Raketentechnik – Flüssigkeitsraketen und Feststoffraketen – sich relativ unversöhnlich gegenüberstehen. Auch im Iran lassen sich diese zwei Linien deutlich beobachten. Auf dem Feststoffsektor ist die Sejil das neueste und größte System, auf dem Flüssigsektor gibt es Weiterentwicklungen auf Basis der Shahab 3-Rakete, nämlich die bereits genannte Ghadr-1, die Safir, sowie die neu vorgestellte Simorgh.

Dass an beiden Richtungen – fest und flüssig – gearbeitet wird, bestätigt sich auch durch Satellitenaufnahmen, die charakteristische Prüfstände für Triebwerke mit flüssigen und festen Treibstoffen zeigen.

Auf dem Feststoffsektor konnte Iran seit 1981 nur Erfahrungen mit relativ kleinen, bestenfalls teilgelenkten Flugkörpern mit 0,6 m Durchmesser und 200 km Reichweite vorweisen.

Dies änderte sich schlagartig mit der Sejil: Plötzlich ist Iran im Besitz einer zweistufigen, gelenkten Feststoffrakete mit 1,25 m Durchmesser und über 2.000 km Reichweite – eine Steigerung um eine ganze Größenordnung.

Diese Rakete wurde zwar schon mehrfach angekündigt, dennoch lässt sich ihr Auftauchen kaum ohne fremde Unterstützung erklären. Man vermutet einen ersten, erfolglosen Test bereits im Herbst 2007, gesichert ist sie jedoch das erste Mal im November 2008 geflogen, und seitdem zwei weitere Male im Abstand von etwa einem halben Jahr.

Von den bisherigen Testflügen waren vermutlich zwei erfolglos, über den Erfolg der beiden anderen lässt sich nur spekulieren, da nur wenig über den Flugablauf bekannt ist. Von einer gesicherten Serienproduktion und einem Einsatz unter allen Bedingungen (Sommer, Winter, Hochland, Küste, ...) durch die Truppe ist das Gerät jedoch noch sehr weit entfernt – mehrere Dutzend Schüsse sind für eine ernsthafte Verwendung noch notwendig.

Auf dem Flüssigkeitssektor ist die Safir hervorzuheben, mit der Iran im Februar 2009 erfolgreich einen Kleinstsatelliten in eine niedrige Umlaufbahn brachte. Die Rakete wurde raumfahrtmäßig gestartet, also mit langem Vorlauf und intensiven Vorbereitungen. Mit dem Satellitenstart wurde ein Funktionsnachweis erbracht, jedoch nicht mehr.

Die erste Stufe basiert auf der Shahab 3/Ghadr-1 und ist relativ lang. Die kleine Zweitstufe wird mit UDMH betrieben und weist deutliche Merkmale russischer Bauart auf. Turbopumpe und Triebwerke scheinen baugleich mit Komponenten der sowjetischen R-27 (Abbildung 8).

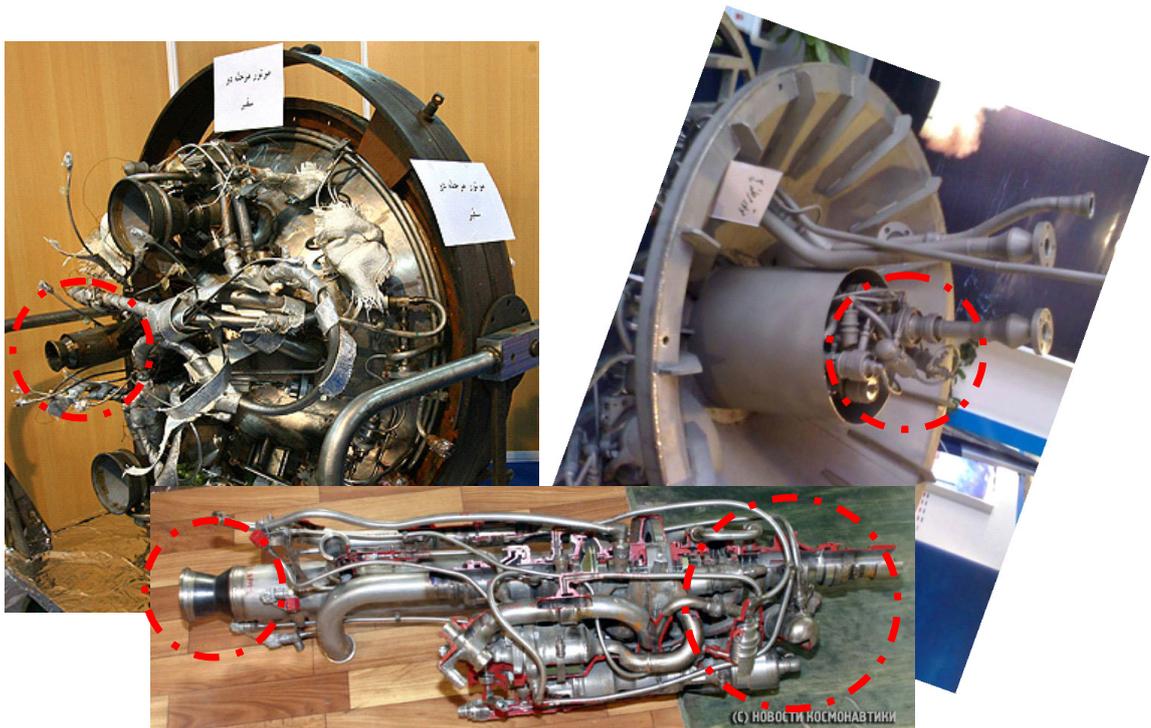


Abb. 8: Oberstufenantrieb der Safir (links und rechts) und sowjetische R-27-Turbopumpe (Mitte)

Auch hier werden also keine eigenständig entwickelten Triebwerke verwendet, man ist noch immer abhängig von russischer Unterstützung. Die Struktur der Rakete wird vermutlich selbst hergestellt, über die Lenkung lässt sich keine Aussage treffen.

Im Gegensatz zu Sejil, die eindeutig Merkmale einer Waffenrakete aufweist, scheint Safir jedoch als Raumfahrtträger konzipiert worden zu sein. Darauf weisen Länge, Startvorbereitungen, Stufenaufteilung und andere Indikationen hin. Für eine ernsthafte Waffenanwendung müsste das Gerät deutlich modifiziert werden.

Im Februar 2010 stellte Iran schließlich die Simorgh vor, eine zweistufige Flüssigkeitsrakete, die nach iranischen Angaben mit Hilfe von vier Shahab 3-Triebwerken in der ersten Stufe einen Satelliten von 60 bis 700 kg Masse in eine niedrige Umlaufbahn transportieren kann. Zu diesem Gerät lässt sich noch nicht viel mehr sagen, da die Analysen noch nicht abgeschlossen sind.

Es scheint also, dass die Flüssigkeitsraketen für Raumfahrtanwendungen vorgebracht werden, während die Feststoffraketen im militärischen Sektor Verwendung finden. Noch immer stützt man sich auf Proliferation ab. Die Arbeiten im Iran sollten jedoch sorgfältig beobachtet werden, um Überraschungen zu vermeiden.

## **7. Rakete, Programm und Land – Reverse Engineering**

Wie bereits mehrfach erwähnt wird allgemein angenommen, dass diverse Länder problemlos komplexe Raketen anhand einiger Muster nachbauen können: Zum Beispiel Nordkorea die Scud B oder R-27, Iran die Scud B oder Nodong. Allgemein wird gerne davon ausgegangen, dass Nachbau anhand von Mustern kaum Probleme bereitet: Man befürchtet auch einen Nachbau der Magnetschwebbahn Transrapid in China, Japan hat westliche Kameras nachgebaut usw.

Diese Sicht bröckelt bei genauem Hinsehen. Dazu drei Beispiele:

A: China brachte 2005 den Nachbau eines Opel-Geländewagens von 1990 auf den europäischen Markt. Die Motoren stammten von Isuzu und Mitsubishi, wurden also eingekauft. Das Fahrzeug selbst zeigte ein katastrophales Crashverhalten und schwere Qualitätsmängel. Der Nachbau war also nur rein äußerlich gelungen, und auch das nicht hundertprozentig.

B: Die Sowjetunion versuchte mit massiven Anstrengungen, nach dem 2. Weltkrieg die amerikanische B-29 nachzubauen. Auch das misslang kläglich – die Reichweite war nur halb so groß.

C: Ein ähnliches Ergebnis erzielten die Sowjets beim Nachbau der deutschen A4/V2-Rakete. Auch hier war die Reichweite deutlich geringer und die technischen Daten wichen signifikant von der Ursprungsversion ab, obwohl man sogar über ehemalige Mitarbeiter des A4-Projektes sowie originale Fertigungsanlagen verfügte.

Auch in der heutigen Zeit sind Beispiele des Nachbaus auf dem Gebiet der Raketentechnik bekannt, alle erfolglos: Irak scheiterte trotz großer Anstrengungen sowohl beim Nachbau der Scud als auch des SA-2-Motors, und die USA müssen die RD-180 Triebwerke ihrer Atlas 5-Trägerrakete trotz langer Bemühungen um eine Lizenzfertigung noch immer in Russland kaufen.

Außerdem ist es seltsam, dass beispielsweise der Iran trotz „erfolgreicher Produktion“ von diversen Raketenwaffen bisher keine Ersatzteile für seine alternde Flotte an Militärflugzeugen herstellen kann, oder auch Schwierigkeiten hat, ausreichend Raffineriekapazitäten für die heimische Ölindustrie zur Verfügung zu stellen.

Auch Nordkorea glänzt bisher nicht mit ingenieurstechnischen Leistungen auf anderen Gebieten als Raketentechnik: Obwohl etwa 8 ballistische Raketen „in Serie“ produziert werden (übrigens einschließlich der Start- und Unterstützungsfahrzeuge, die selbstverständlich auch nicht importiert wurden), kann das Land nicht eigenständig Fahrzeuge oder Flugzeuge, ja nicht einmal Flugabwehrraketen herstellen – oder „nachbauen“.

Erschwert werden die Bemühungen um Nachbau noch durch den desolaten wirtschaftlichen Zustand der beiden Länder. Nominal erreichte Iran 2008 nur ein Zehntel der Wirtschaftsleistung Deutschlands und rangierte damit noch hinter Österreich. Nordkorea erreichte nicht einmal ein Prozent.

Bereinigt man diese Angaben nach Kaufkraft in den jeweiligen Ländern, so kommt Iran zwar auf knapp 30 % der deutschen Wirtschaftsleistung – Nordkorea jedoch verbessert sich nur auf knapp 1,5 %. Das bedeutet, dass Nordkoreas Wirtschaft kaufkraftbereinigt noch immer weniger leistet als das Bundesland Wien – das sich im Umkehrschluss also ganz alleine ein Atomwaffenprogramm und 8 ballistische Raketenprogramme leisten können müsste.

Ein zusätzlicher Aspekt wird bei der Reverse Engineering-Problematik völlig ignoriert: Wenn man nicht weiß, wie man Raketen baut, kann man sie auch nicht nachbauen – und wenn man weiß, wie man Raketen baut, wird man sie nicht nachbauen (sondern selbst entwickeln!).

Es gibt also nicht ein Beispiel für eine exakte Kopie eines technischen Gerätes. Kopien unterscheiden sich immer hinsichtlich Details und Leistung. Daher kann es sich in Iran und Nordkorea nicht um nachgebaute Geräte handeln.

### **8. Waffe und Land – Shahab 3-Gefechtskopf und Atomprogramm**

Die charakteristische Form des Gefechtskopfs der Ghadr-1, die ebenfalls auf der Sejil zu sehen ist, lässt einige Spekulationen zu.

Das Volumen ist deutlich kleiner als das eines vergleichbaren Kegels und mit einer konventionellen Ladung kaum zu vereinbaren. B- und C-Ladungen scheiden sowohl aus volumenspezifischen Gründen als auch wegen der Schwierigkeit der Ausbringung und der Degradation bei Wiedereintritt und Aufschlag aus. Übrig bleibt also nur die Auslegung für eine Nuklearwaffe. Dies wäre mit Volumen, Masse und Schwerpunktslage des Gefechtskopfes durchaus vereinbar – auch wären Sejil und Ghadr-1 nur mit einer Atomwaffe strategisch sinnvoll.

Man weiß, dass Iran sich in der Vergangenheit um Komponenten einer Atomwaffe, wie etwa hochpräzise Zünder, bemüht hat. Iran verfügt über Atomreaktoren bzw. zivile Atomprogramme, Urananreicherungsanlagen und ein ziviles sowie militärisches Raketenprogramm.

Damit sind alle sichtbaren Bedingungen zur Erlangung einer nuklear bestückten Fernwaffe erfüllt. Einzig das militärische Atomprogramm, das von außen kaum zu sehen ist, ist angeblich seit 2003 inaktiv.

Alles deutet also darauf hin, dass Iran sich zumindest die Option einer Nuklearbewaffnung offen hält. Dies lässt sich durch externe Maßnahmen höchstens hinauszögern, aber wohl kaum verhindern. Iran scheint damit aber defensive Absichten zu verfolgen – das deutet zumindest die Reichweitenbeschränkung und Charakteristik seiner Raketen-Entwicklungen an.

## **9. Ergebnisse und Aussichten**

Iran und Nordkorea hängen beide noch immer stark von äußerer Unterstützung und Proliferation ab. Beide verfügen derzeit über keine offensiven Fähigkeiten. Im Iran ist ein langsamer, aber stetiger Fortschritt zu beobachten. In Nordkorea gibt es dagegen mit Ausnahme von singulären Ereignissen keinerlei Veränderung des Bildes.

In beiden Ländern sind einzig die sowjetischen Flugkörper bis 500 km Reichweite ernsthaft einsatzfähig. Weiterreichende Raketen befinden sich bestenfalls im Prototypenstadium.

An den Hauptproliferationswegen hat sich in den letzten Jahren nichts geändert. Die zwei Sicherheitsratsmitglieder Russland und China teilen sich das Geschäft: Russland bestimmt den Flüssigkeitssektor, während China auf dem Gebiet der Feststoffraketen dominiert. Nordkorea dient lediglich als Zwischenhändler.

Die Bedrohungssituation stellt sich demnach wie folgt dar:

Durch Nordkorea sind durch ihre Nähe in gewissem Rahmen natürlich Südkorea sowie Japan bedroht. Ähnliches gilt für Israel hinsichtlich des Iran.

Europa liegt für beide Länder derzeit außer Reichweite. Die Motivation eines Angriffs auf Europa ist außerdem äußerst zweifelhaft.

Ein Angriff auf die USA ist für beide Länder noch um Größenordnungen weiter entfernt als auf Europa. Außerdem würde jeglicher feindliche Akt einem sicheren Selbstmord gleichkommen.

Was ist also zu tun?

Der Aufbau einer Fähigkeit zur Raketenabwehr erscheint sinnvoll. Nicht aus aktueller Gefährdung heraus, sondern um zu zeigen, dass man dem Anderen stets einen Schritt voraus ist und sich die Entwicklung eines ernsthaften Drohpotentials gar nicht erst lohnt. Für die direkt bedrohten Länder (Südkorea, Israel) ist dagegen die Aufstellung eines ernsthaft operationellen Systems sinnvoll und notwendig.

Zusätzlich empfiehlt sich die dauerhafte und ungestörte Überwachung der Aktivitäten Irans und Nordkoreas, am besten durch ein Satellitensystem. Der Beobachtung von Flugtests kommt hier eine besonders wichtige Rolle zu. Die gewonnenen Erkenntnisse müssen anschließend sorgfältig geprüft und ernsthaft ausgewertet werden. Dazu ist fundierte Kenntnis über Raketentechnik jenseits der Theorie notwendig, aber auch die Berücksichtigung der besonderen Situation von Entwicklungsländern. Das gesamte Bild ist entscheidend!

Man sollte also stets vorsichtig und wachsam sein, dabei jedoch der Realität verhaftet bleiben. Denn:

„Man macht sich immer übertriebene Vorstellungen von dem, was man nicht kennt.“ (Albert Camus)

## **Die Autoren**

### **Dipl.-Phys. Hans Christian Gils**

Jahrgang 1983, Studium der Physik an den Universitäten Konstanz und Hamburg, Auslandsstudium an der Università degli Studi di Padova 2007/2008.

Wissenschaftlicher Mitarbeiter am Institut für Friedensforschung und Sicherheitspolitik der Universität Hamburg mit Schwerpunkten Atomtestsperrvertrag und Raketenabwehr.

2008 bis 2010 Diplomarbeit zum Thema Flugkörpermodellierung und Anwendung auf Raketenabwehr

Seit 2010 Doktorand für Systemanalyse und Technologiebewertung am Deutschen Raumfahrtzentrum (DLR)

### **Dr.-Ing Dipl.-Phys. Gerd Hofschuster**

Jahrgang 1970, Studium der Technischen Physik an der TU München mit Promotion in Maschinenwesen/Raumfahrttechnik

Seit 2004 bei der Firma OHB Orbitale Hochtechnologie Bremen-System AG,

Funktion: Head Security, Studies Military Satellite Systems

### **ObstdhmtD Dipl.Ing. Wolfgang Rosmann**

Jahrgang 1963. Bis 1987 HTBL Salzburg (Fachrichtung Elektrotechnik) und Ausmusterung an der Theresianischen Militärakademie als Technischer Offizier zur Luftraumüberwachung.

Studium der Informatik an der Fernuniversität Hagen und nach Nostrifizierung 1999 stellvertretender Leitender Ingenieur.

Seit 2003 Leitender Ingenieur der Luftraumüberwachung des Österreichischen Bundesheeres

### **Dr.-Ing. Markus Schiller**

Jahrgang 1979, Bis 2005 Studium Maschinenbau/Luft- und Raumfahrt an der TU München.

2003 Parabelflug ESA - Bordeaux (Erprobung Duoflex- Trainingsgerät für Astronauten).

2004/05 Technischer Berater Lunar Base Workshop der TU München und TU Darmstadt.

2005 Aufträge für Schmucker Technologie und TU München.

Seit 2006 Mitarbeiter bei Schmucker Technologie, München.

2008 Promotion über Raumfahrtnutzen.

Ab September 2010 Stanton Nuclear Security Fellow bei der RAND Corporation, USA.

**Mag. Dr. techn. Peter Sequard-Base**

Jahrgang 1958; Studium der Physik an der Universität Wien von 1978 - 1984; Promotion an der Technischen Universität Wien 1987;

Seit 1988 im Amt für Rüstung und Wehrtechnik des Österreichischen Bundesheeres im Bereich Systemanalyse tätig.

Arbeitsschwerpunkte: Boden- und luftgestützte Luftverteidigung, Raketenabwehr

## Danksagung

Es ist eine liebe Gewohnheit sich bei all jenen zu bedanken, die mitgeholfen haben, dass die zweite Ausgabe der Schriftenreihe des Amtes für Rüstung und Wehrtechnik zustande gekommen ist.

Bei Brigadier Dipl.-Ing. Erich Apoloner für seine Unterstützung und die wunderbaren einleitenden Worte am 17. Februar 2010, mit denen der Workshop eröffnet wurde.

Für die Diskussion die zur Idee der Veranstaltung des „Workshops zur Raketenabwehr“ geführt hat geht ein großes Danke schön an Herrn Dr. Martin Senn. Des Weiteren möchte ich mich bei Frau Ingrid Koppi für die Organisation und umfassende Betreuung während des Workshops bedanken. Mein Dank geht ebenfalls an das Referat Öffentlichkeitsarbeit im ARWT und sein besonderes Engagement an diesem Projekt.

Schließlich und endlich will ich meinen Dank auch bei der Heeresdruckerei für die gute Zusammenarbeit anbringen.

Zuletzt möchte ich mich an die Autoren der Beiträge wenden und Ihnen meinen überaus herzlichen Dank aussprechen. Ohne Sie wäre das vorliegende Heft nicht zustande gekommen. Auch für die Bereitschaft zum Workshop nach Wien zu kommen danke ich Ihnen vielmals. Es war ein großes Vergnügen, Sie hier gehabt zu haben. Danke!