

Studien und Berichte zur Sicherheitspolitik 1/2003

Peter Sequard-Base

Raketenabwehr
Bedrohung – Verteidigung
Eine physikalisch-technische
Annäherung

Impressum:

Schriftenreihe der Landesverteidigungsakademie – Studien und Berichte zur Sicherheitspolitik

Medieninhaber:

Landesverteidigungsakademie Wien/Büro für Sicherheitspolitik

Herausgeber:

Hon.Prof. DDr. Erich Reiter und General Raimund Schittenhelm

Für den Inhalt verantwortlich: Mag. Walter Matyas

Redaktion: Doris Washiedl

Grafik: Dipl.Graph. Franz Stierschneider und Doris Washiedl

Druck: Druck- und Kopierstelle Landesverteidigungsakademie

Alle: 1070 Wien, Amtsgebäude Stiftgasse 2a,

ISBN: 3-902275-06-5

Inhalt

| | |
|--|-----------|
| 1. ALLGEMEINES | 9 |
| 1.1. Administratives | 9 |
| 1.2. Zielsetzungen für diesen Bericht | 9 |
| 1.3. Inhaltliche Schwerpunkte | 9 |
| 1.4. Die simulationstechnischen Rahmenbedingungen | 10 |
| 2. DIE BEDROHUNG | 13 |
| 2.1. Einleitung | 13 |
| 2.2. Prinzipielle Funktion von TBM's | 14 |
| 2.2.1. Startphase | 14 |
| 2.2.2. „Zielen“ mit einer TBM | 15 |
| 2.2.3. Der ballistisch-antriebslose Flug | 17 |
| 2.2.4. Einige Eckdaten für TBM-Systeme kurzer und mittlerer Reichweite | 19 |
| 2.3. Simulationen von TBM's beim AWT | 19 |
| 2.3.1. Grundsätzliches | 19 |
| 2.3.2. SCUD-B (OE) | 20 |
| 2.3.2.1. Allgemeine Flugkörperdaten | 20 |
| 2.3.2.2. Spezielle Schussdaten und Ergebnisse | 21 |
| SCUD-B (OE) | 23 |
| 2.3.3. AL-HUSSEIN (OE) | 31 |
| 2.3.3.1. Allgemeine Flugkörperdaten | 31 |
| 2.3.3.2. Spezielle Schussdaten und Ergebnisse | 32 |
| AL-HUSSEIN (OE) | 35 |
| 2.3.4. NO-DONG (OE) | 45 |
| 2.3.4.1. Allgemeine Flugkörperdaten | 45 |
| 2.3.4.2. Spezielle Schussdaten und Ergebnisse | 46 |
| NO-DONG (OE) A | 49 |
| Version B | 51 |
| 2.4. Anmerkung zur Schussgenauigkeit (CEP-Wert) | 59 |
| 3. RAKETENABWEHRKONZEPT | 61 |
| 3.1. Die Flugphasen der TBM und eine „mehrschichtige“ Abwehr | 61 |
| 3.2. Eine Raketenabwehrarchitektur | 63 |
| 3.2.1. SBIRS-High (Das sind GEO- und HEO-Satelliten-Systeme) | 63 |
| 3.2.2. SBIRS-Low („Brilliant Eyes“) | 64 |
| 3.2.3. Bodenradare/Feuerleitradare | 65 |
| 3.3. Die Kampfführung | 66 |
| 4. ABWEHRRAKETEN | 69 |
| 4.1 Der Flugkörper THAAD | 69 |
| 4.1.1. Allgemeine Systembeschreibung THAAD | 70 |
| 4.1.2. Bisherige THAAD-Testschüsse | 75 |
| 4.1.3. Modellierung mit PRODAS | 76 |

| | |
|---|------------|
| 4.1.4. Weitere Modellannahmen | 83 |
| 4.1.5. Der THAAD-Suchkopf | 85 |
| 4.1.6. THAAD-Schießbereiche | 86 |
| 4.1.6.1. Allgemeines zu den Schießbereichen | 86 |
| 4.1.6.2. Diskussion der THAAD-Schießbereiche | 88 |
| 4.2. Der Flugkörper PATRIOT PAC3 | 93 |
| 4.2.1. Allgemeine Systembeschreibung PATRIOT PAC3 | 93 |
| 4.2.2. Bisherige PAC3 Testschüsse | 95 |
| 4.2.3. Modellierung mit PRODA | 96 |
| 4.2.4. Weitere Modellannahmen | 99 |
| 4.2.5. Diskussion der PATRIOT PAC3-Schießbereiche | 102 |
| 5. AUSGEWÄHLTE ASPEKTE DER RAKETENABWEHR | 107 |
| 5.1. Trefferanalyse | 107 |
| 5.1.1. Trefferkinematik | 107 |
| 5.1.2. Trefferwirkung | 109 |
| 5.1.2.1. Allgemeine Trefferwirkung | 109 |
| 5.1.2.2. Trefferwirkung gegen konventionelle TBM-Gefechtsköpfe | 110 |
| 5.1.2.3. Trefferwirkung gegen TBM-Gefechtsköpfe für chemische Kriegsführung | 112 |
| 5.1.2.4. Trefferwirkung gegen TBM-Gefechtsköpfe für biologische Kriegsführung | 115 |
| 5.2. Gegenmaßnahmen | 116 |
| 5.2.1. Sättigung mit Submunitionen | 116 |
| 5.2.2. Einsatz von Täuschkörpern | 117 |
| 5.2.3. Signaturveränderungen | 117 |
| 5.2.3.1. Radarsignatur | 117 |
| 5.2.3.2. IR-Signatur | 118 |
| 5.2.4. „Rettungszündung“ | 119 |
| 5.3. Abwehrflugkörper-Fehlverhalten | 119 |
| 5.4. Schutz Österreichs; ein Fallbeispiel | 121 |
| 5.4.1. Die Annahmen zum Fallbeispiel | 121 |
| 5.4.1.1. Der Angriff | 121 |
| 5.4.1.2. Die Verteidigung | 122 |
| 5.4.1.3. Einsatztaktik | 123 |
| 5.4.1.4. Schutzwirkung | 123 |
| 5.4.2. Resultate des Fallbeispiels | 124 |
| 5.4.2.1. WIEN | 125 |
| 5.4.2.2. GRAZ | 126 |
| 5.4.2.3. LINZ | 127 |
| 5.4.2.4. SALZBURG | 127 |
| 5.4.2.5. INNSBRUCK | 128 |
| 5.4.3. Diskussion der Resultate | 128 |
| 6. ZUSAMMENFASSUNG | 131 |
| LITERATURVERZEICHNIS | 133 |
| ANHANG A | 135 |
| Aerodynamische Folgsamkeit | 135 |
| 1. Auftriebskraft am Flugkörper | 135 |

| | |
|---|------------|
| 2. Aerodynamische Stabilität | 135 |
| 3. Aerodynamische Folgsamkeit | 136 |
| <u>ANHANG B</u> | <u>139</u> |
| Abschätzungen zu Raketenabwehrsensoren | 139 |
| 1. Satellitenkinematik | 139 |
| 1.1. „Flughöhe“ geostationärer Satelliten | 139 |
| 1.2. Kinematik eines HEO-Satelliten | 140 |
| 1.3. Schätzung der erforderlichen Anzahl von „Brilliant Eye“-Satelliten | 143 |
| 2. Satellitenoptik | 144 |
| 2.1. Auflösungsvermögen der IR-Sensoren bei GEO-Satelliten | 144 |
| 2.2. Abschätzungen zur Optik der „Brilliant Eye“-Satelliten | 145 |
| 3. THAAD-Feuerleitradar: | 148 |
| 3.1. Schätzung der Radarreichweite gegen Wiedereintrittskörper | 148 |
| 3.2. Reichweitenreduktion ohne Voreinweisung: | 150 |
| <u>ANHANG C</u> | <u>153</u> |
| Simulationssystemdaten der Abwehrflugkörper THAAD und PATRIOT PAC3 | 153 |
| 1. Der Flugkörper THAAD | 153 |
| 1.1. Daten aus der PRODAS-Modellierung | 153 |
| 1.1.1. Der Gesamtflugkörper | 153 |
| 1.1.2. Kill Vehicle | 156 |
| 1.2. Sonstige Daten zur Modellierung von THAAD | 156 |
| 1.3. Spezielle Modellierung bei THAAD | 157 |
| 2. Der Flugkörper PATRIOT PAC3 | 158 |
| 2.1. Daten aus der PRODAS-Modellierung | 158 |
| 2.2. Sonstige Daten zur Modellierung von PATRIOT PAC3 | 159 |
| 2.3. Spezielle Modellierung bei PATRIOT PAC3 | 160 |
| <u>ANHANG D</u> | <u>161</u> |
| Die Proportionallenkung | 161 |
| <u>ANHANG E</u> | <u>165</u> |
| Schätzung zum Auffassschwellwert des IR-Suchkopfes von THAAD | 165 |
| <u>ANHANG F</u> | <u>169</u> |
| Schätzungen zum Treffgeschehen | 169 |
| 1. Erläuterungen zur Trefferkinematik | 169 |
| 2. Erwärmung von SARIN; Energiebedarfsschätzung | 170 |
| <u>ANHANG G</u> | <u>173</u> |
| Farbbildteil | 173 |
| <u>PUBLIKATIONSVERZEICHNIS</u> | <u>233</u> |
| Informationen zur Sicherheitspolitik | 233 |
| Studien und Berichte zur Sicherheitspolitik | 240 |

Dieses Buch widme ich meiner Familie, im Speziellen meinem Sohn
Johannes.

Sehr großer Dank für die unermüdliche Mithilfe bei den umfangreichen
Schussbereichsberechnungen, den Recherchearbeiten sowie der Erstellung der
Reinschrift gebührt Frau Ingrid Koppi.

Mein Dank gebührt auch dem Büro für Sicherheitspolitik/BMLV und den
beteiligten Mitarbeitern für die Bereitschaft, diese Arbeit als Buch erscheinen zu
lassen.

1. Allgemeines

1.1. Administratives

Mit GZ 6010/09-6/2001 Militärwissenschaftliches Büro, MWB (seit November 2001 Büro für Sicherheitspolitik, BfSiPol genannt), wurde das Amt für Wehrtechnik, AWT/Abteilung Waffen- und Munitionswesen, WM, Hauptreferat Entwicklung & Analyse, um Mitarbeit bei den technischen Problemstellungen im Bereich einer zu diskutierenden europäischen Raketenabwehr gebeten. Im speziellen soll die Mitarbeit im Sinne der Veranschaulichung und Erläuterung der technischen Gegebenheiten einer Raketenabwehr im Rahmen der Meinungsbildung und Positionsbestimmung durch das MWB für den Herrn Bundesminister zu diesem Thema, erfolgen.

1.2. Zielsetzungen für diesen Bericht

Dieser Bericht soll einen technisch nicht vorgebildeten Leser in die Lage versetzen, einen ersten allgemeinen aber technisch orientierten Überblick zum Thema einer Raketenabwehr verschaffen. Für ein umfassenderes Einlesen hinsichtlich Historischer Überblick, Raketenprinzip, Gefechtsköpfe (ABC, konventionell), Abwehrszenarien, usw. empfehlen sich etwa [1] und [4], ohne dabei in zu komplexes „Fachchinesisch“ zu gleiten.

1.3. Inhaltliche Schwerpunkte

Da die Problematik der Raketenbedrohung und der Raketenabwehr enorm vielschichtig und komplex ist, werden in dieser Arbeit Schwerpunkte gelegt.

Die Bedrohung in Form von Taktisch Ballistischen Flugkörpern (kurz TBM's) wird nur bis zu Systemen mit einer maximalen Reichweite von etwa 1500 Kilometer analysiert und beschrieben.

Für die Abwehr wird nur ein Konzept, eine so genannte Abwehrarchitektur, vorgestellt und ansatzweise simulationsmäßig nachvollzogen. Dieses Konzept baut auf den Abwehrflugkörpersystemen THAAD und PATRIOT PAC3 auf und gilt als weitest entwickelte Abwehrarchitektur mit dessen operationeller Verfügbarkeit wahrscheinlich noch in diesem Jahrzehnt zu rechnen ist. Es werden auch die Grundeigenschaften der verwendeten Sensorsysteme diskutiert.

Für ausgewählte TBM-Gefechtskopfsysteme werden die Folgen eines Treffers einer Abwehrrakete, meist qualitativ, untersucht. Den Abschluss bildet die Durchrechnung eines Fallbeispiels bei dem Österreich mit einer THAAD- und drei PATRIOT PAC3-Systemen gegen einen einfachen TBM-Angriff geschützt werden soll.

1.4. Die simulationstechnischen Rahmenbedingungen

Mit Beginn der neunziger Jahre wurde anlässlich des Projekts IFAL durch den Autor ein so genanntes 6DOF-Modell (Massenpunktmodell) zur Simulation des Flugwegs von Lenkflugkörpern entwickelt (6DOF = 6 Degree Of Freedom ? 6 Freiheitsgrade der Bewegung, das heißt translatorische Bewegung in x, y, z-Richtung und Rotation des Flugkörpers um die x, y, z-Achse).

Der Flugweg einer TBM wird wie folgt simuliert:

?? Antriebsphase

Mit einem aus dem 6DOF-Modell abgeleiteten 3DOF-Modell, das den Flugkörper nur in der translatorischen Bewegung abbildet. Das heißt, Drehbewegungen des Flugkörpers um seinen Schwerpunkt werden nicht berechnet. Dies wurde im Hinblick auf Schwierigkeiten in der unmittelbaren Startphase mit den verwendeten Koordinatensystemen (Kugelkoordination) des 6DOF-Modells so festgelegt.

?? Gleitphase

Hier wird mit dem 6DOF-Modell gearbeitet. Somit lassen sich nicht nur die Flugbahn, sondern auch allfällige „Torkelbewegungen“ des Flugkörpers, sowie sein genaues Geschwindigkeitsverhalten, simulieren. Einzig exakt vertikale Lagen des Flugkörpers werden unscharf abgebildet. Problem: Die Kugelkoordinaten mit der Eindeutigkeit des Azimutwinkels; siehe Startphase.

Die zur Modellierung erforderlichen TBM-Daten werden erhalten:

?? Allgemeine Daten (z.B. Massen, Geometrie, Treibstoffe, eventuell besondere Flugmanöver, etc.) sind der offenen Literatur entnommen.

?? Mechanische Daten (Schwerpunktlagen, Trägheitsmomente, etc.) sowie die aerodynamischen Koeffizienten werden mit der US-Software PRODAS ermittelt. PRODAS ist eigentlich ein Programm zur Berechnung der linearen Aerodynamik von Geschossen und Granaten, wurde aber bereits mehrfach erfolgreich für die Ermittlung der aerodynamischen Koeffizienten von Lenkflugkörpern bei AWT/WM verwendet. Gewisse Näherungen durch die lineare Aerodynamik müssen aber beachtet werden.

Auf denselben Grundlagen arbeitet die Modellierung der Abwehrflugkörper. Zur Ermittlung von Daten bezüglich der hier diskutierten Abwehrflugkörper THAAD und PATRIOT PAC3 wurde speziell mit [4] gearbeitet. Der Flugweg des Abwehrflugkörpers PATRIOT PAC3 wird vollständig in der 6DOF-Simulation berechnet, der des Flugkörpers THAAD nur in der ersten Flugphase und danach in einer 3DOF-Simulation. Dies hängt mit der speziellen Steuerungstechnik dieses Flugkörpersystems zusammen.

Anmerkung:

Für den simulierten TBM-Flugkörper kann über einen Näherungsansatz die aerodynamische Aufheizung des sogenannten Stagnationspunktes (der Flugkörperspitze), durch die Reibung des Flugkörpers in der Luft, ermittelt werden. Dadurch lassen sich Abschätzungen bezüglich der prinzipiell möglichen maximal zu erwartenden Auffassreichweiten von Abwehrflugkörpern mit IR-Suchkopf (z.B. THAAD) durchführen.

Das Modell RAAB (= Raketenabwehr), bei AWT/WM entwickelt, vereinigt die folgenden Elemente:

- ?? Kinematische Simulation einer TBM (1 Stück)
- ?? Kinematische Simulation von bis zu fünf gleichzeitig/oder zeitlich gestaffelt fliegenden Abwehrflugkörpern
- ?? Vereinfachte Simulation der TBM-Detektion mit einem (1 Stück) Bodenradar (GBR = Ground Based Radar) und/oder Frühwarnsatellitendaten (SBIRS-High) beziehungsweise TBM-Flugbahnvermessungssatellitendaten (SBIRS-Low). Die Satelliten werden nur im Sinne der zeitlichen Verfügbarkeit ihrer über die TBM lieferbaren Daten abgebildet.

Damit lassen sich unter anderem

- ?? die zeitlich-räumlichen Abläufe einer Raketenabwehr berechnen und grafisch darstellen
- ?? die „Torkelbewegungen“ grafisch darstellen
- ?? die bei Treffern erzielbaren Energieumsätze näherungsweise bestimmen
- ?? Schießbereiche für die Abwehrflugkörper errechnen
- ?? der Einfluss des Sonnenstandes auf einen IR-Suchkopf des Abwehrflugkörpers abschätzen
- ?? bei Nicht-Treffern der Aufschlagpunkt der Abwehrraketen beziehungsweise des Kill Vehicles berechnen, sollten deren Selbsterlegungseinrichtungen nicht funktionieren.

2. Die Bedrohung

2.1. Einleitung

Die Entwicklung und der Einsatz der V-2-Rakete im Zweiten Weltkrieg stellen den Beginn einer bis dahin unbekanntes Spezies von Angriffswaffen dar. Die Verwendung von taktisch ballistischen Flugkörpern (TBM = Tactical Ballistic Missile) hat dem Angreifer bis zum letzten Jahrzehnt des vergangenen Jahrhunderts den überragenden Vorteil verschafft, dass es, auch ansatzweise, keine Abwehrmöglichkeit gegen TBM's gab.

Die folgende Tabelle nach [1] gibt eine Übersicht hinsichtlich der Konflikte in denen TBM's zum Einsatz gekommen sind.

| Konflikte | Jahr | Raketentypen | Ziele |
|----------------|---------|---------------------|---------------------|
| 2. Weltkrieg | 1944/45 | V 2 | Städte, Häfen |
| Jom Kippur | 1973 | SCUD, FROG | Mil. Ziele |
| Golfkrieg 1 | 1980/88 | SCUD, AL-HUSSEIN | Städte, Industrie |
| Libyen/Italien | 1986 | SCUD-Variante | US-Mil. Einrichtung |
| Afghanistan | 1988/91 | SCUD | Dörfer, Truppen |
| Golfkrieg 2 | 1991 | SCUD, AL-HUSSEIN | Städte, Mil. Ziele |

Tabelle 1: Konflikte mit TBM-Einsätzen

Erst im Golfkrieg 1991 konnte mit dem System PATRIOT eine Raketenabwehr mit mäßigem Erfolg aufgebaut werden.

Anmerkung:

Insgesamt hat der Irak 86 Raketen eingesetzt (40 gegen Israel und 46 gegen Saudi-Arabien). 53 davon lagen innerhalb der PATRIOT-Schießbereiche. 51 TBM's wurden mit insgesamt 158 PATRIOT-Lenkflugkörpern bekämpft. Hinsichtlich der dabei erzielten Treffer beziehungsweise der Wirkung der PATRIOT-Lenkflugkörper gab es nach dem Krieg eine sehr kontroversiell geführte Diskussion (Zahlenwerte gemäß [1]).

Die nach Tab. 1 zum Einsatz gekommenen TBM's liegen reichweitenmäßig bei etwa 600 Kilometer (AL-HUSSEIN). Eine mögliche Klassifizierung der TBM's nach ihren Reichweiten kann grob wie folgt aussehen (in Anlehnung an [2]).

| Klassifikation | max. Reichweite (km) | Beispiele |
|---------------------|----------------------|--------------------------------|
| Kurze Reichweite | 1000 | SCUD-B, AL-HUSSEIN, PRITHVI |
| Mittlere Reichweite | 2500 | NO-DONG, SHEHAB-3, TAEPODONG-1 |
| Größere Reichweite | >2500 | TAEPODONG-2 |

Tabelle 2: Mögliche Reichweitenklassifikation von TBM's

Es sei aber angemerkt, dass obige Einteilung in Tabelle 2 im Grunde willkürlich ist und auch andere Reichweitenkriterien in der Literatur zu finden sind!

2.2. Prinzipielle Funktion von TBM's

Wie bereits erwähnt, geht das Grundkonzept hinsichtlich Aufbau und Funktion von ballistischen Raketen auf das System A-4, besser bekannt unter der Bezeichnung V-2, zurück. Ein nahezu direkter Nachfolger der V-2 im technischen Aufbau ist die russische „SCUD-Familie“ (SCUD-A, SCUD-B, SCUD-C und Derivate wie etwa die AL-HUSSEIN). Eine kurze Darstellung der Lenkung ballistischer Raketen klassischer Bauart (mit Kreiselgeräten) findet sich etwa bei [3].

2.2.1. Startphase

Ballistische Raketen kurzer und mittlerer Reichweite arbeiten in der Regel unabhängig von Leitstationen. Der Flug der Raketen erfolgt nach einem unmittelbar vor dem Start eingegebenen Flugprogramm, das auf der Grundlage der Koordinaten von Startstellung und Ziel (Entfernung und Richtung zum Ziel, Höhenunterschied, Krümmung der Erdoberfläche, Drehung der Erde während der Raketenflugzeit, usw.) und der Abweichungen der ballistischen und meteorologischen Werte von den Schusstafelwerten errechnet wird. Da die Flugbahn einer TBM nur für kurze Zeit (Startphase und Zielendflug) in der Troposphäre (Zone in der sich das „Wetter“ abspielt) verläuft, sind meteorologische Einflüsse aber eher gering.

Abbildung 2.1 zeigt die prinzipielle Flugbahn.

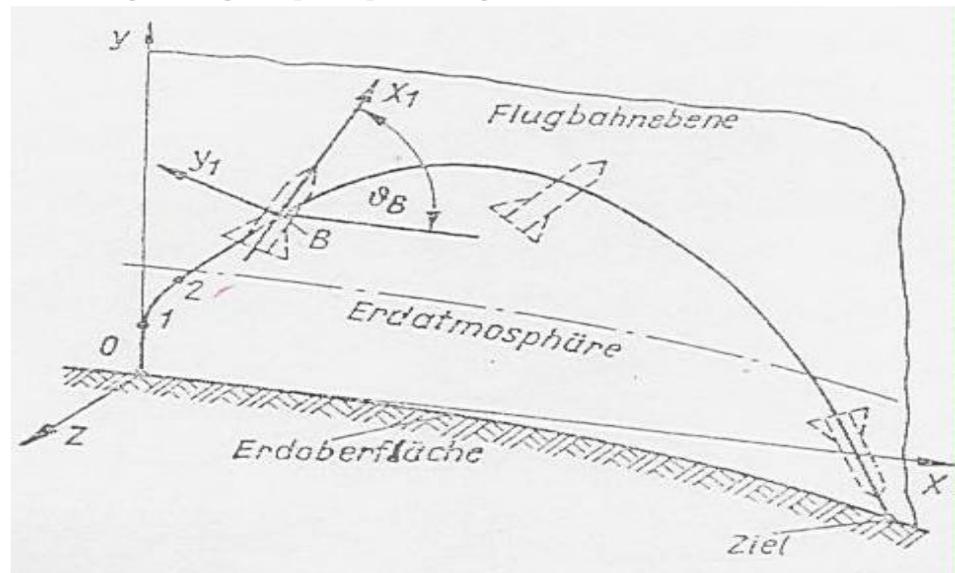


Abb. 2.1: Flugbahnabschnitte einer TBM, speziell in der Startphase

Die TBM startet bei 0 und steigt zunächst vertikal nach oben, bis zu Punkt 1 (einige Sekunden). Zwischen den Punkten 1 und 2 neigt sich die Rakete Richtung Zielpunkt bis auf den Winkel φ_B . φ_B wird Längs- oder Programmwinkel genannt und vor dem Start festgelegt. Die Größenordnung des Programmwinkels liegt je nach Reichweite der Rakete um, beziehungsweise unter 45° (Rakete A-4 z.B. 41°). Unter diesem Winkel fliegt die Rakete bis zum Brennschluss B . Die Lenkung der Rakete in der Antriebsphase, das heißt die Schwenkung von 90° auf φ_B zwischen 1 und 2 sowie das Halten des Winkels φ_B bis Brennschluss wird zum Beispiel bei SCUD mit einer Strahlrudersteuerung vorgenommen. Dabei werden in den Abgasstrahl des Triebwerkes hitzefeste Ruder eingeschoben, die den Abgangswinkel des Gasstrahls etwas auslenken. Dadurch ergibt sich ein Drehmoment auf die Rakete und ihre Ausrichtung im Raum verändert sich. Nach Brennschluss fliegt die Rakete rein ballistisch, also ohne jegliche Steuerung, zum Ziel beziehungsweise dem Punkt wo die Flugbahn die Erde berührt.

2.2.2. „Zielen“ mit einer TBM

Vom Startpunkt aus wird das Ziel durch die Parameter Richtung und Entfernung beschrieben. Höhendifferenzen werden jetzt einfachheitshalber nicht berücksichtigt. Die Richtung (Lage der Flugbahnebene) wird durch das Einschwenken zwischen 1 und 2 (nach Abb. 2.1) realisiert. Für die Steuerung der Reichweite gibt es zwei Einflussmöglichkeiten:

- a) Der Programmwinkel; damit lässt sich eine höhere oder niedrigere Flugbahn festlegen.
- b) Die Triebwerksbrenndauer; damit wird wesentlich die Reichweite bestimmt.

Alle gängigen ballistischen Flugkörper arbeiten mit Flüssigkeitstriebwerken. Der Hauptgrund liegt darin, dass die Zufuhr von flüssigem Treibmittel zur Brennkammer mit relativ einfachen und zuverlässigen Ventilen gesteuert, das heißt unterbunden werden kann. Dadurch ist der Brennschluss des Triebwerkes sehr genau festlegbar.

Anmerkung:

Ein Feststofftriebwerk – einmal gezündet – kann nicht zu einem beliebigen Zeitpunkt gestoppt werden; das Treibmittel muss zur Gänze ausbrennen. Ein weiterer Grund für Flüssigkeitstriebwerke ist der mit flüssigen Treibmitteln erzielbare, etwas höhere spezifische Impuls. Dies ist jene treibmittelspezifische Größe, die die maximale Schubausbeute pro Kilogramm Treibstoff beschreibt.

Für das Flugverhalten günstiger ist ein leerer Treibstofftank, das heißt eine Steuerung der Reichweite über den Programmwinkel. Der Resttreibstoff bewegt sich unter dem Einfluss der Schwerkraft sowie vor allem wegen seiner eigenen Trägheit unkontrollierbar in den Tanks. Dies führt zu unerwünschten wechselnden Masseverteilungen im Flugkörper während des ballistischen Fluges.

Um auf kürzere Distanzen zu schießen, gibt es somit die Fälle:

- a) Sehr hoher Programmwinkel, ausgebranntes Triebwerk und damit eine sehr hochreichende Flugbahn mit entsprechend längeren Flugzeiten.

Vorteil: Aerodynamisch stabiles Flugverhalten in den dichteren Atmosphärenzonen durch optimale und stabile Massenverteilung im Flugkörper (siehe auch Anhang A).

Nachteil: Durch längeren Flugweg und längere Flugdauer leichtere Entdeckbarkeit und damit leichtere Bekämpfbarkeit.

Dadurch dass die Flugbahn weit in den exoatmosphärischen Bereich vorstößt, wird die aerodynamische Folgsamkeit verloren, was beim Wiedereintritt in die dichteren Atmosphärenzonen zu sehr hohen mechanischen Belastungen des Flugkörpers führen kann (siehe später am Beispiel AL-HUSSEIN, beziehungsweise Anhang A).

- b) Niederer Programmwinkel, kurze Triebwerksbrennzeit.

Vorteil: Überraschungsmoment (siehe Flugweg und Flugdauer).

Eventuell bessere aerodynamische Folgsamkeit der Rakete (siehe später), da das Apogäum (= erdfernster Punkt der Flugbahn) in dichteren Atmosphärenbereichen liegt (siehe auch Anhang A).

Nachteil: Durch den Resttreibstoff wechselnde Masseverteilungen können letztlich die Zielgenauigkeit negativ beeinflussen.

In jedem Fall kann bei der Reichweitensteuerung mittels Regelung der Triebwerksbrenndauer eine minimale Reichweite nicht unterschritten werden. Es gibt eine innere „tote Zone“, wie dies auch in Abbildung 2.2 gezeigt wird.

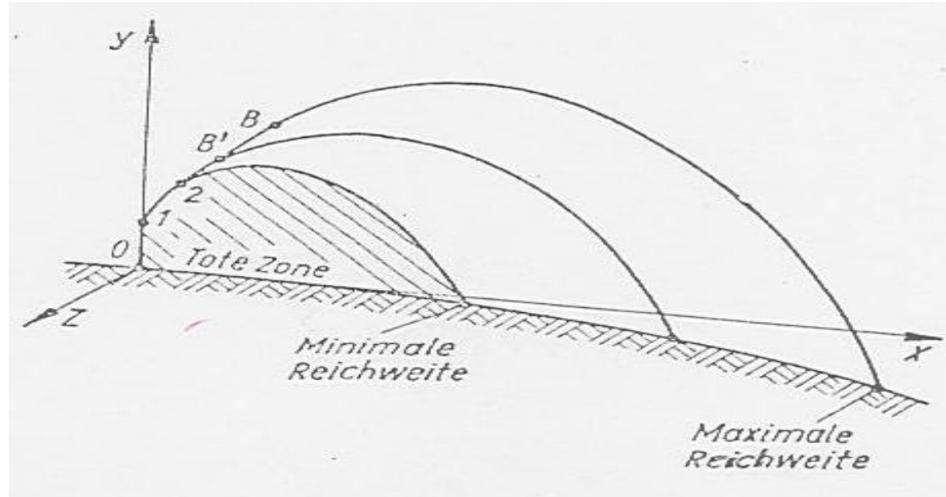


Abb. 2.2: Der Einsatzbereich einer ballistischen Rakete (schematisch nach [3])

2.2.3. Der ballistisch-antriebslose Flug

Der rein ballistische Flug beginnt nach dem Triebwerksbrennschluss im aufsteigenden Flugbahnteil unter dem Bahnwinkel = Programmwinkel. Der Bahnwinkel ist der Winkel zwischen der Tangente an die Flugbahn und der Horizontalen (bezogen auf den Startpunkt der Rakete). Die Flugkörperachse nimmt im wesentlichen zu Beginn des antriebslosen Fluges ebenfalls den gleichen Winkel (= Bahnwinkel) ein. Die auf die Rakete wirkenden äußeren Kräfte sind nur mehr die Schwerkraft und die aerodynamischen Kräfte.

Anmerkung zur Dichte der Atmosphäre:

Der Druck und damit die Dichte der Atmosphäre nehmen mit zunehmender Höhe im wesentlichen exponentiell ab (barometrische Höhenformel). Der Übergang von dem was gemeinhin als Atmosphäre bezeichnet wird, zum „luftleeren“ Weltall ist fließend. Um dennoch von einer „Grenze“ der Atmosphäre sprechen zu können, wurde die Höhe von 100 Kilometer gewählt. Der Bezug von Höhenangaben zur Atmosphäre wird daher in

| | | | |
|-------------------|------|---|--------|
| endoatmosphärisch | Höhe | ≤ | 100 km |
| exoatmosphärisch | Höhe | > | 100 km |

eingeteilt.

Gemäß ICAO-Atmosphäre (= Standardatmosphäre) gilt:

| Höhe (km) | Dichte (kg/m ³) |
|-----------|-----------------------------|
| 0 | 1,225 |
| 100 | 0.5522 · 10 ⁻⁶ |

Tabelle 3: Dichtewerte nach ICAO-Atmosphäre

Beim weiteren Aufsteigen der Rakete im Gleitflug werden die aerodynamischen Kräfte infolge der abnehmenden Atmosphärendichte immer geringer. Die aerodynamische Folgsamkeit, also die Ausrichtung der Flugkörperachse am aktuellen Bahnwinkel erfolgt sehr langsam bis fast gar nicht, wenn höhere endoatmosphärische oder gar exoatmosphärische Bereiche beflogen werden. In Abbildung 2.1 gibt die Lage der skizzierten Rakete im Apogäumbereich diesen Sachverhalt schematisch wieder. Die Rakete kann wegen der fehlenden Aerodynamik bezüglich ihrer Lage im Raum zu „torkeln“ beginnen. Dabei können sich große Anstellwinkel ergeben. Der Anstellwinkel ist der Winkel zwischen der Flugkörperachse und der Flugbahn. Je höher der Anstellwinkel, desto größer werden bei dichterem Atmosphäre die aerodynamischen Kräfte. Kommt nun die Rakete auf einer relativ steilen Flugbahn wieder in die unteren Atmosphärenbereiche und fliegt dabei mit einem – zufällig – großen Anstellwinkel, ergeben sich relativ hohe aerodynamische Kraftwirkungen. Diese Kräfte führen zu Flugbahnänderungen (? Absinken der Treffwahrscheinlichkeit der TBM gegenüber ihrem Angriffsziel) und gegebenenfalls zum mechanischen Zerschlagen der Rakete (siehe später beim System AL-HUSSEIN).

Diesen Problemen kann abgeholfen werden. Bisher wurde stillschweigend davon ausgegangen, dass die gesamte Rakete, das heißt der Gefechtskopf und der „Antriebsteil“ mit den Treibstofftanks und dem Triebwerk gemeinsam den ballistischen Flug vollführen. Diese Bauart einer TBM wird Integralflugkörper bezeichnet. Das Triebwerk und die mehr oder weniger leeren Tanks vergrößern die Masse und speziell die Trägheitsmomente, was die ohnehin schon geringe Folgsamkeit weiter behindert.

Für TBM's mit endoatmosphärischen Apogäumwerten zeigen Integralflugkörper noch ein ausgezeichnetes Flugverhalten. In exoatmosphärische Höhen aufsteigende TBM's werden jedoch mit separierbarem Gefechtskopfteil – dem Wiedereintrittskörper (reentry vehicle – RV) – gebaut. Der Wiedereintrittskörper – meist der konische Vorderteil der Rakete – hat auch geringere Trägheitsmomente und daher eine bessere aerodynamische Folgsamkeit. Ein glatterer Flug, speziell in der Endflugphase und damit eine höhere Zieltreffwahrscheinlichkeit sind die Folge.

Der Zeitpunkt der Separation ist mitunter ein Spiegel der technologischen Fertigkeiten des TBM-Entwicklers. Eine Separation nach Brennschluss ist meist anzustreben, da der Wiedereintrittskörper allein kleiner und weniger leicht entdeckbar ist. Außerdem können im Rahmen der Separation Täuschkörper und eventuelle Thermoschutzhüllen freigesetzt, beziehungsweise abgesprengt werden.

Anmerkung:

Durch den raschen Flug der aufsteigenden Rakete in den unteren dichteren Atmosphärenschichten, kommt es zu einer aerodynamischen Aufheizung, speziell der Raketenspitze. Damit wird die TBM zu einem „leuchtenden“ IR-Ziel für Abwehrraketen mit IR-Suchkopf (z.B. THAAD). Die „warmen“ Thermoschutzhüllen können abgesprengt werden und der „kühle“ Wiedereintrittskörper setzt seinen Flug fort.

Ein geringfügiger Fehler bei der Separation nach Brennschluss (z.B. mit flugbahnrelevanten Impulsen) bedeutet eine gravierende Auswirkung auf den Treffpunkt. Die Zielablagen können sehr groß werden, sodass es bei technologisch weniger ausgereiften Systemen günstiger ist die Separation erst vor dem unmittelbaren Wiedereintritt in die dichteren Atmosphärenschichten auszuführen (z.B. angeblich bei NO-DONG 1). Störungen in dieser Flugphase beeinflussen den Treffpunkt nicht sehr wesentlich.

2.2.4. Einige Eckdaten für TBM-Systeme kurzer und mittlerer Reichweite

| | | | |
|-------------------------------------|-------|---|--------|
| Radarquerschnitt (m ²)* | 0,1 | - | 0,001 |
| Reichweiten (km) | 80,0 | - | 2500,0 |
| Apogäum (km) | 20,0 | - | 600,0 |
| Endgeschwindigkeit (km/s)** | 0,5 | - | 4,0 |
| Flugzeit (min) | 5,0 | - | 15,0 |
| Nutzlast/Gefechtskopf (kg) | 100,0 | - | 1000,0 |

* Zum Vergleich: Ein Non-Stealth-Flugzeug von vorne gesehen hat einen mittleren Radarquerschnitt von etwa 3 m².

** Die Endgeschwindigkeiten können sehr stark variieren. „Torkelbewegungen,“ also mehr oder weniger große Pendelbewegungen des Flugkörpers, bewirken hohe Luftwiderstände und damit Geschwindigkeitsreduktionen. Weiters ist zu beachten, dass die leichteren Wiedereintrittskörper (Gefechtsköpfe) stärker aerodynamisch gebremst werden als schwere Integralflugkörper. Bei annähernd gleichen Luftwiderstandskräften werden leichte Körper bekanntlich stärker gebremst.

2.3. Simulationen von TBM's beim AWT

Mitte der neunziger Jahre wurden bei AWT/WM für 3 verschiedene TBM-Typen Flugbahnsimulationsmodelle erstellt. Der Grund hierfür war das Interesse an der Kinematik im Zielendflug von TBM's, um die Leistungsfähigkeit des mFAL-Systems BAMSE (Firma BOFORS, Schweden) in der Abwehr von TBM's am Computer zu testen. Von der Herstellerfirma für BAMSE wurde eine gewisse Anti-TBM-Fähigkeit angegeben. Das Ergebnis waren sehr schwache Abfangleistungen dieses FIA-Systems gegen eine kurzreichweitige TBM.

2.3.1. Grundsätzliches

Die drei TBM's wurden nur auf Initiative des Autors ohne auswärtigen Auftrag modelliert. Das damals zur Verfügung stehende Datenmaterial sowie die sonstigen Ressourcen haben es nicht erlaubt, Modelle im Sinne größtmöglicher Übereinstimmung aller Leistungen mit den realen Flugkörpern zu erstellen. Auch eine Anfrage beim Heeres-Nachrichtenamt brachte zwar eine wichtige Information zu einem System, jedoch sonst keine Hilfe. Intern war Mitte der neunziger Jahre bei AWT noch nicht verfügbar.

Die 3 Modelle entsprechen SCUD-B (OE), AL-HUSSEIN (OE), NO-DONG (OE). Im vorliegenden Bericht werden die simulierten TBM's mit diesen Namen benannt. Die Indizierung mit (OE) deutet die Besonderheit der 3 Modelle an. Die wesentlichen Leistungen und Eigenschaften werden auch nach heutigem Informationsstand korrekt wiedergegeben. Da es nicht das Ziel dieser Arbeit ist, die Beschaffung und den Betrieb von TBM's für Österreich zu untersuchen (Schießtafeln, etc...), sondern deren Abwehr, wurde jetzt keine nachträgliche Überarbeitung der Datensätze vorgenommen.

Schließlich darf die Abwehr von TBM's nicht auf die Abwehr einzelner bestimmter Typen ausgerichtet sein, sondern muss ein breites Spektrum eventuell angreifender TBM's beherrschen können. Die 3 Modelle stellen daher das typische Verhalten von TBM's in 3 Reichweitenkategorien dar.

| Simulierter Typ | Reichweite (km) |
|-----------------|-----------------|
| SCUD-B (OE) | ~300 |
| AL-HUSSEIN (OE) | ~600 |
| NO-DONG (OE) | ~1500 |

Tabelle 4: Typische Reichweiten der AWT-simulierten TBM's

Detaillierte technische Daten und Leistungsschätzungen realer TBM's findet man zum Beispiel in [4]. Im folgenden werden die drei „AWT-Flugkörper“ mit deren Ergebnissen in der Simulation vorgestellt.

2.3.2. SCUD-B (OE)

2.3.2.1. Allgemeine Flugkörperdaten

Die SCUD-B (OE) wird als klassischer Integralflugkörper, das heißt ohne separierbaren Wiedereintrittskörper modelliert. Die Eckdaten der SCUD-B (OE) sind:

| | | |
|--------------------|---|---|
| Durchmesser: | 0,85 m | |
| Länge: | 11,25 m | |
| Gefechtskopfmasse: | 1015,8 kg | (konventionell) |
| Startmasse: | 6323,0 kg | |
| Leermasse: | 2527,0 kg | (inkl. Gefechtskopf) |
| Treibstoffmasse: | 3796,0 kg | |
| Treibstoff: | Gewählt: Brennstoff Hydrazin Oxidationsmittel: Salpetersäure mit spezifischem Impuls 2500 m/s | |
| Max. Brennzeit: | 73,0 s | |
| Min. Brennzeit: | 47,0 s | |
| Schub: | 130,0 kN | |
| Schwenkbeginn: | 5,0 s | (Beginn des Überganges vom rein vertikalen Flug zum durch den Programmwinkel geforderten Bahnwinkel). |
| Max. Biegemoment: | 188,8 kNm | |

Anmerkung:

Mit Hilfe der Flugkörpersimulation ist es möglich den Ort (Lage auf der Flugkörperachse) und die Stärke der auf die Flugkörperzelle wirkenden aerodynamisch verursachten Biegekräfte zu berechnen. Diese quer zur Flugkörperachse wirkenden Kräfte (genauer: Drehmomente) können bei heftigen „Torkelbewegungen“ des Flugkörpers die Flugkörperstruktur zerbrechen lassen. Auf der Basis elementarer maschinenbautechnischer Ansätze wird für eine Rohrstruktur (= Raketenkörper) ein maximal zulässiges Biegemoment ermittelt. Wird dies in einer Flugphase überschritten, zerbricht der Flugkörper

und man kann anschließend den Flug des Vorderteils oder des Hinterteils (Festlegung vor Berechnungsbeginn) bestimmen.

In Abbildung 2.3 ist die Rakete schematisch in der Form dargestellt, wie sie für PRODAS zur Bestimmung der aerodynamischen Koeffizienten und einiger mechanischer Größen verwendet wird.

2.3.2.2. Spezielle Schussdaten und Ergebnisse

Mit folgenden Schussdaten wurde gerechnet:

| | |
|----------------------|---------|
| Brennzeit: | 73,0 s |
| Programmwinkel: | 40,0 ° |
| Lufttemperatur-Start | 300,0 K |

Unmittelbare Schussresultate:

| | |
|--|-----------------|
| Apogäum: | 85,6 km |
| Seitenablage: | 0,00 km |
| Schussweite: | 323,2 km |
| Flugzeit: | 319,1 s |
| Auftreffwinkel: | -47,4 ° |
| Endgeschwindigkeit: | 1236,3 m/s |
| Max. err. Biegemoment: | 0,1 kNm |
| Temperatur am Stagnationspunkt (= Flugkörperspitze) bei Flugende: | ~340K (= ~67°C) |

In Abbildung 2.4 (vgl. Anhang G), ist die Flugbahn unter Berücksichtigung der Erdkrümmung (braune Kurve = Erdoberfläche) dargestellt.

Der dunkelrote Flugbahnabschnitt (Startbereich links) markiert die Antriebsphase, der hellrote Abschnitt die Gleitphase. Der zeitliche Abstand zwischen den sichtbaren „Bahnpunkten“ beträgt eine Sekunde, das heißt Bahnabschnitte mit dicht liegenden „Bahnpunkten“ bedeuten geringere Geschwindigkeit, solche Abschnitte mit auseinandergezogen liegenden Punkten markieren hohe TBM-Geschwindigkeiten.

Die Abbildung 2.5 (vgl. Anhang G) liefert die gleiche Flugbahn, jedoch wird im Abstand von fünf Sekunden ein „Raketensymbol“, das heißt ein roter Strich mit hellblauer Spitze, dargestellt. Das „Raketensymbol“ gibt die räumliche Lage der Flugkörperachse in der Schussebene (x-z-Diagramm) an. Erkennbar ist eine hervorragende aerodynamische Folgsamkeit der Rakete. Die Skalierung der x- und z-Achse in Abbildung 2.5 (vgl. Anhang G) ist gleich, sodass die Flugbahn verzerrungsfrei wiedergegeben wird. Die grüne Kurve parallel zur „Erdoberfläche“ markiert die 100 Kilometer Höhe. Somit ist die endoatmosphärisch-exoatmosphärische Grenze angedeutet.

Aus Abbildung 2.6 ist der Geschwindigkeitsverlauf ersichtlich. Der erste Teil zeigt die Beschleunigung bis zum Brennschluss. Danach folgt die Geschwindigkeitsabnahme bis zum Apogäum (Sattelpunkt in Abb. 2.6). Nun beginnt der fallende Flugbahnast, das heißt der Flugkörper beschleunigt durch die Erdan-

ziehung, um dann bei Erreichen der dichteren Atmosphärenschichten wieder gebremst zu werden.

Die Abbildung 2.7 zeigt die Flughöhe (jeweils über dem Erdboden) in Abhängigkeit von der Flugzeit.

Um die aerodynamische Folgsamkeit der SCUD-B (OE) nochmals aufzuzeigen, wird in Abbildung 2.8 der Zeitverlauf des polaren Anstellwinkels gezeigt. Der „polare“ Anstellwinkel ist der gesamte Anstellwinkel (sozusagen Azimut und Elevation gemeinsam), also der Winkel zwischen der Flugkörperachse und der Geschwindigkeitsrichtung. Dabei fällt auf, dass dieser Winkel maximal $0,9^\circ$ beträgt. Das ist extrem gering. Weiters ist das „schwingende“ Verhalten des Flugkörpers um seine Geschwindigkeitsrichtung ersichtlich, wobei die Periodendauer in den dichteren Luftschichten wesentlich geringer ist als im Bereich des Apogäums, der höchsten Flugbahnabschnitte. Die Werte bis Brennschluss (73 s) sind unerheblich, da für diesen Flugabschnitt nur mit einer 3-DOF-Simulation (siehe Kapitel 1.4) gerechnet wird und diese Berechnungen keine konkreten Anstellwinkel liefern.

SCUD-B (OE)

- 1 ... Pumpen, Triebwerke
- 2 ... Treibstofftanks (Treibstoffmasse = 3796kg)
- 3 ... Lenk- und Steuerteil sowie Zündersteuerung
- 4 ... Gefechtskopf (Sprengstoffmasse = 1016kg)

Schwerpunktlagen von der Spitze weg:

Am Start: 5,55m
Ohne Treibstoff: 3,75m

Trägheitsmomente (kgm²)

Am Start: $I_{xx} = 453$

$I_{yy} = 49123$

Ohne Treibstoff: $I_{xx} = 253$

$I_{yy} = 19115$

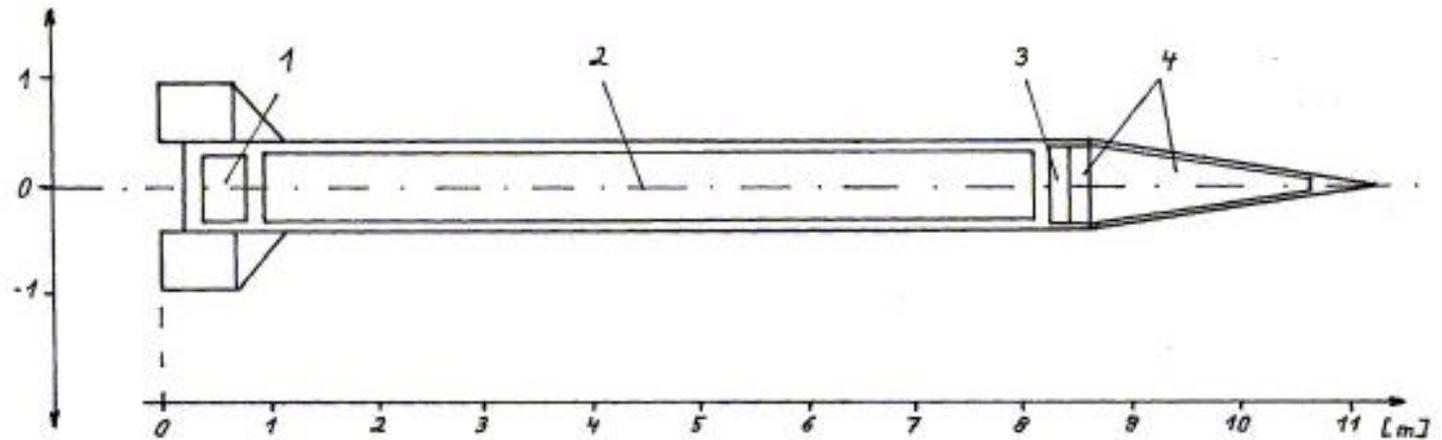


Abb. 2.3: SCUD-B (OE) für PRODAS-Modellierung

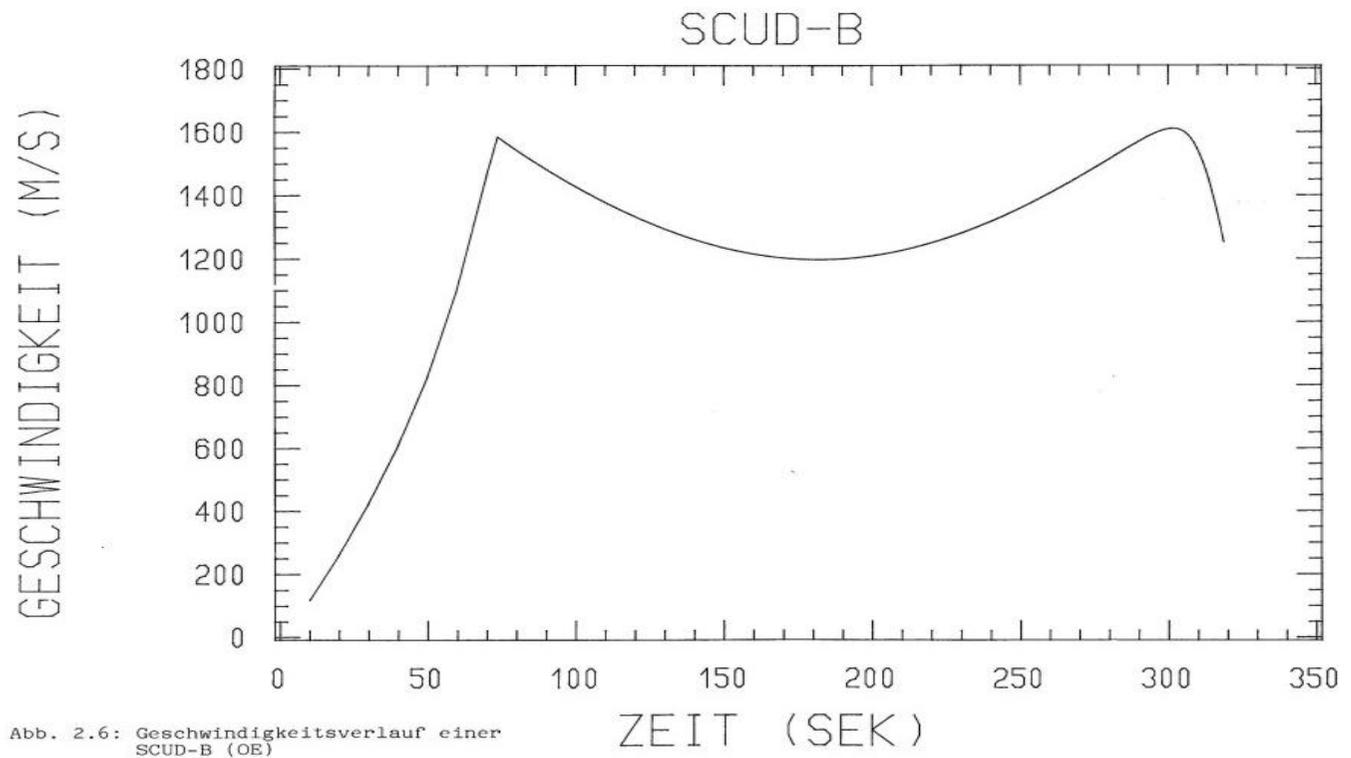


Abb. 2.6: Geschwindigkeitsverlauf einer SCUD-B (OE)

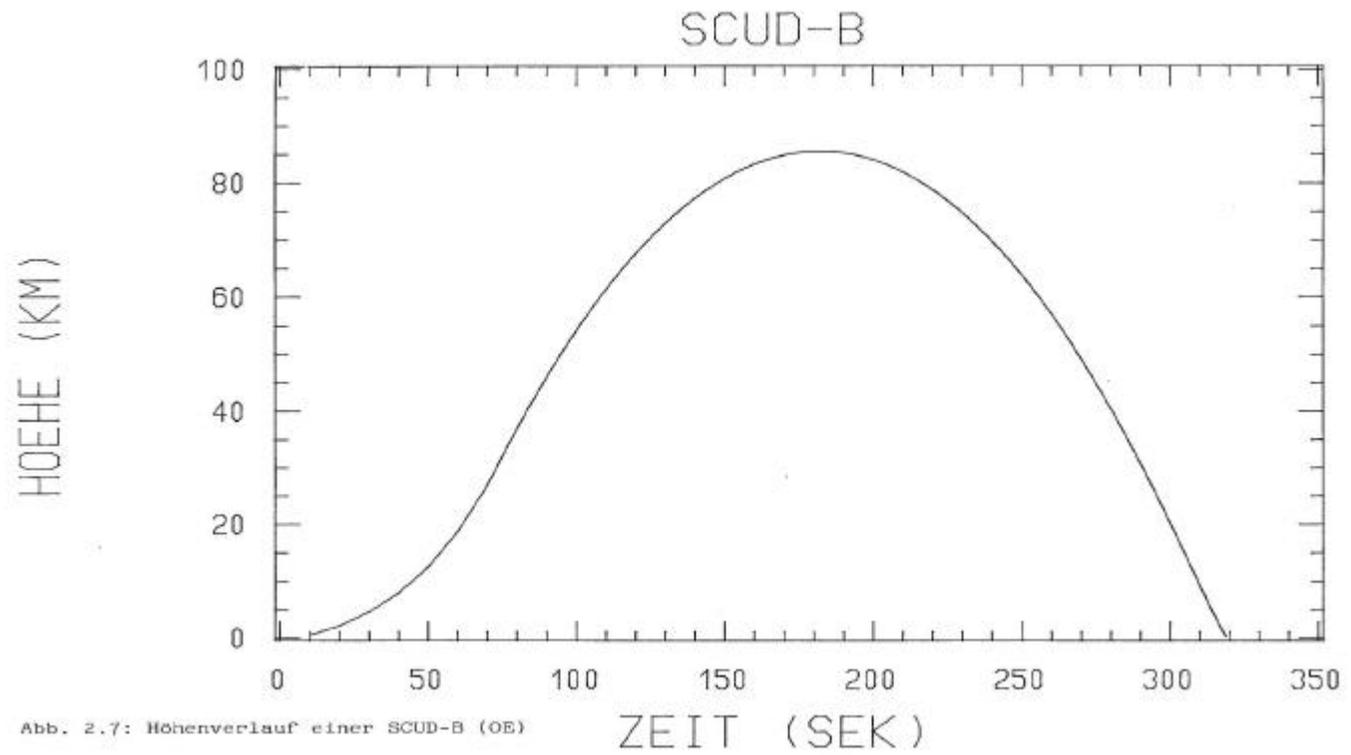


Abb. 2.7: Höhenverlauf einer SCUD-B (OE)

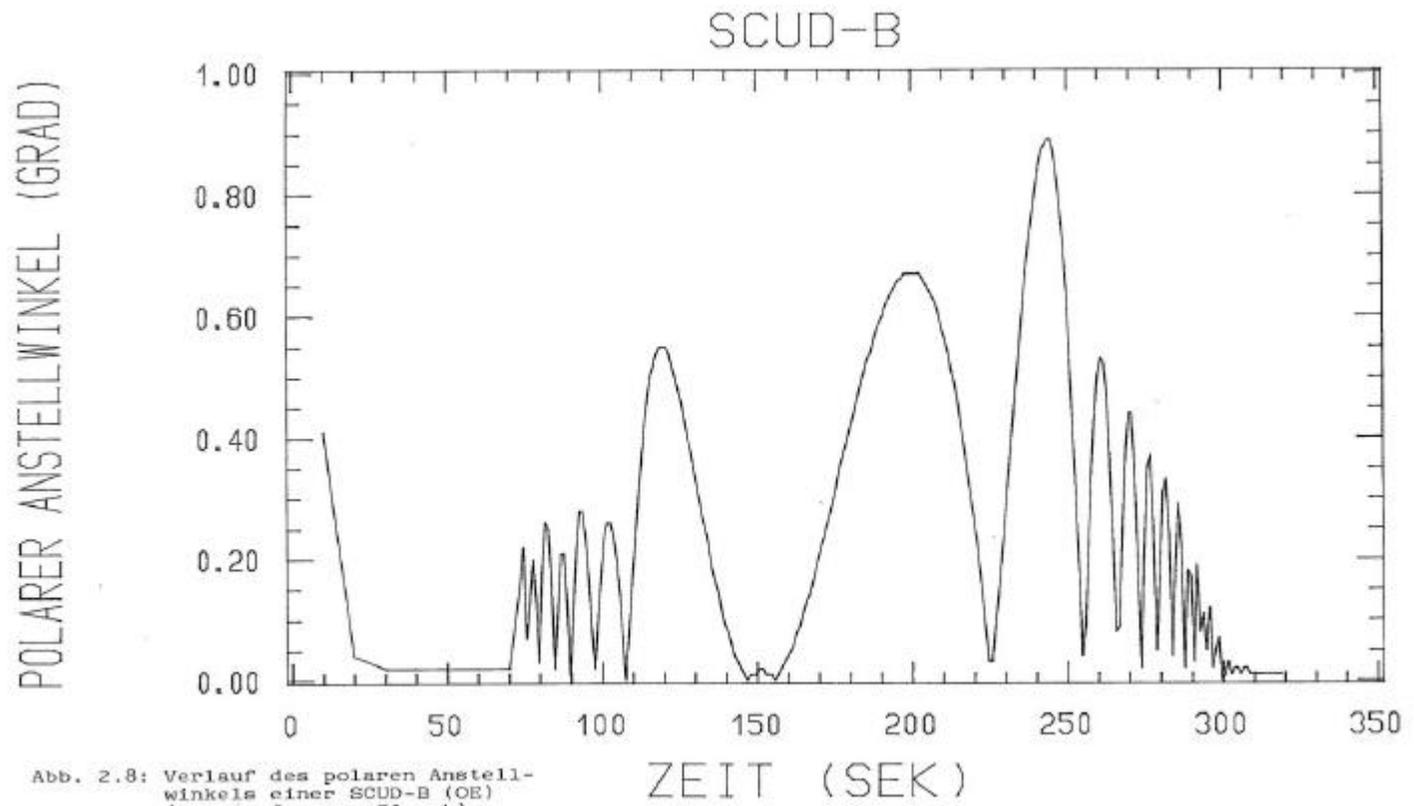


Abb. 2.8: Verlauf des polaren Anstellwinkels einer SCUD-B (OE) (gültig für $t > 70$ sek)

2.3.3. AL-HUSSEIN (OE)

2.3.3.1. Allgemeine Flugkörperdaten

Im Prinzip handelt es sich um eine Modifikation der SCUD-B (OE), also ebenfalls um einen Integralflugkörper. Bau und Betrieb dieser TBM erfolgte beziehungsweise erfolgt durch den IRAK. Dieser Raketentyp wurde nicht nur im Zweiten Golfkrieg gegen SAUDI-ARABIEN und ISRAEL eingesetzt, sondern auch im Ersten Golfkrieg gegen den IRAN. Bereits damals wurde das in diesem Abschnitt später diskutierte besondere Verhalten in der Endflugphase (Zerbrechen) erkannt, jedoch von den Amerikanern vor dem Zweiten Golfkrieg nicht zur Kenntnis genommen. Schließlich war der IRAN die Informationsquelle (Geiselauffäre US-Botschaft Teheran!).

Nach [5] ist die AL-HUSSEIN dadurch entstanden, dass

- ?? die Treibstofftanks einer SCUD-B verlängert,
- ?? der Gefechtskopf, die Gefechtskopfmasse etwa halbiert (bei konventioneller Ausführung) und
- ?? die gleichen Triebwerke wie SCUD-B (gleicher Schub) verwendet wurden.

Die Eckdaten sind:

| | | |
|--------------------|---|---|
| Durchmesser: | 0,85 m | |
| Länge: | 12,59 m | |
| Gefechtskopfmasse: | 497,8 kg | (konventionell) |
| Startmasse: | 6645,0 kg | |
| Leermasse: | 2000,0 kg | (inkl. Gefechtskopf) |
| Treibstoffmasse: | 4645,0 kg | |
| Treibstoff: | Gewählt: Brennstoff Hydrazin Oxidationsmittel: Salpetersäure mit spezifischem Impuls 2500 m/s | |
| Max. Brennzeit: | 89,3 s | |
| Min. Brennzeit: | 47,0 s | |
| Schub: | 130,0 kN | |
| Schwenkbeginn: | 5,0 s | |
| Max. Biegemoment: | 188,8 kNm | (wie bei SCUD-B (OE), da der gleiche Rumpfquerschnitt vorliegt) |

Die Abbildung 2.9 liefert die schematische Darstellung der AL-HUSSEIN-Rakete für die Modellierung mit PRODAS.

2.3.3.2 Spezielle Schussdaten und Ergebnisse

Mit folgenden Schussdaten wurde gerechnet:

| | |
|----------------------|---------|
| Brennzeit: | 89,3 s |
| Programmwinkel: | 40,0 ° |
| Lufttemperatur-Start | 300,0 K |

Unmittelbare Schussresultate:

Ein wesentliches Ergebnis bildet die Tatsache, dass der Flugkörper im Endanflug bricht. Für die hier vorliegenden Ergebnisse wurde für die Berechnung der Flugbahn nach dem Bruch ein eigener Datensatz zur Beschreibung des Raketenvorderteils (mit dem Gefechtskopf) verwendet. Die Flugbahn des Hinterteils wurde nicht untersucht.

| | |
|---|------------------|
| Apogäum: | 158,10 km |
| Seitenablage: | 2,6 km |
| Schussweite: | 611,4 km |
| Flugzeit: | 456,1 s |
| Auftreffwinkel: | -55,2 ° |
| Endgeschwindigkeit: | 654,3 m/s |
| Temperatur an der Flugkörperspitze bei Flugende: | ~340 K (= ~94°C) |

Der Flugkörperbruch ereignet sich bei:

| | |
|------------------------|-----------|
| Höhe: | 17,8 km |
| Seitenablage: | 0,6 km |
| Schussweite: | 595,8 km |
| Zeitpunkt: | 427,8 s |
| Geschwindigkeit: | 995,2 m/s |
| Länge des Vorderteils: | ~6,04 m |
| Länge des Hinterteils: | ~6,55 m |

Dem Flugkörperbruch geht eine Flugphase mit heftigen Torkelbewegungen voraus. Diese bewirken unter anderem:

- ?? Eine Reduktion der Geschwindigkeit durch den erhöhten Luftwiderstand des, fallweise, „querliegenden“ Flugkörpers. Die Geschwindigkeit zum Zeitpunkt des Bruches liegt niedriger als etwa die Endgeschwindigkeit der viel kurzreichweitigeren SCUD-B (OE).
- ?? Luftkräfte die den Flugkörper auch seitlich von der gewollten Flugbahn abbringen; 0.6 Kilometer zum Zeitpunkt des Bruches.

Der weitere Flug des Vorderteiles zeigt:

- ?? Durch die kleinere Masse eine stärkere aerodynamisch bedingte Abbremsung. Die Aufschlaggeschwindigkeit liegt etwa bei der Hälfte des Wertes der SCUD-B (OE).
- ?? Letztlich auch eine steilere Flugbahn, wie es aus dem Auftreffwinkel ersichtlich ist.

In der Abbildung 2.10 (vgl. Anhang G) ist die Flugbahn (Punktabstand = 1 Sekunde) dargestellt. Weiter gilt: dunkelrot = Antriebsphase und hellrot = Gleitphase. Die Abbildung ist verzerrungsfrei (gleicher Maßstab der x- und z-Achse). Der Großteil der Flugbahn liegt im exoatmosphärischen Bereich. Im absteigenden Flugbahnteil ist eine Markierung (weißes Kreuz) eingetragen, die den Ort des Flugkörperbruches anzeigt. Durch den leichteren Vorderteil und die damit stärkere Abbremsung erkennt man einen leichten Knick hin zu einer steileren Endflugphase.

Die Abbildung 2.11 (vgl. Anhang G) zeigt die Flugkörperlage in der (x-z)-Ebene (im wesentlichen = Schussebene) mit dem „Punktabstand“ = fünf Sekunden.

Das Symbol (roter Strich mit blauer Spitze) hat stets die gleiche Länge und entspricht nicht der Projektion der Flugkörperlänge auf die Vertikalebene. Der Flugkörper „torkelt“ nicht nur in der Elevation, sondern auch azimuthal. Das Symbol zeigt daher nur die Richtung der Flugkörperachse in der Projektion auf die (x-z)-Ebene an.

Das weitgehende Fehlen der Luftkräfte lässt keine, beziehungsweise eine nur sehr geringe aerodynamische Folgsamkeit (siehe Anhang A) zu. Beim Wiedereintritt in die dichteren Atmosphärenschichten sind heftige Torkelbewegungen bis zum Raketenbruch sichtbar. Nach dem Bruch fliegt der Vorderteil relativ stabil bis zum Aufschlag.

Analog ist Abbildung 2.12 (vgl. Anhang G) zu interpretieren, wobei jetzt die (x-y)-Ebene (also der „Grundriss“ der Flugbahn) dargestellt wird. Die azimuthalen Drehbewegungen beginnen etwa ab dem Apogäum. Deutlich ist auch die Seitenablage am Aufschlagpunkt erkennbar.

Um das Verhalten in der Endflugphase zu studieren, werden in der Abbildung 2.13 (Elevation; vgl. Anhang G) und der Abbildung 2.14 (Azimut; vgl. Anhang G) diese Bahnabschnitte mit einem „Punktabstand“ von drei Sekunden ab dem Zeitpunkt der Flugzeit von 350 Sekunden bis zum Flugende gezeigt. Dabei ist folgendes zu beachten: Kurz vor dem xSkalenwert 97 Kilometer gewinnt man aus Abbildung 2.14 (vgl. Anhang G) den Eindruck, der Flugkörper vollführt eine heftige Drehbewegung im Uhrzeigersinn (blaue Spitze wechselt in der Darstellung plötzlich von „oben“ nach „unten“). Dies ist aber nur scheinbar, da aus Abbildung 2.13 (vgl. Anhang G) für diesen Flugbahnbereich ersichtlich ist, dass der Flugkörper relativ vertikal steht. In dieser Situation können kleinere elevatorische Lageänderungen mit großen azimuthalen Winkeländerungen verknüpft sein. Dieses Verhalten ist physikalisch-qualitativ

vollkommen korrekt. Bedingt durch die verwendeten Koordinatensysteme (siehe Kap. 1.4) kann in diesem Fall jedoch eine Rechenungenauigkeit von einigen Grad in den Lagewinkeln möglich sein. Für die Analyse des Gesamtverhaltens ist dies aber unerheblich.

Die Höhe des Flugkörpers als Funktion der Flugzeit ist in Abbildung 2.15 ersichtlich. Der Knick im unteren abfallenden Kurvenast korrespondiert mit dem Bruch des Flugkörpers.

Aus Abbildung 2.16 folgt der Geschwindigkeitsverlauf.

Im Vergleich mit dem Geschwindigkeitsverlauf der SCUD-B (OE) (Abb. 2.6) fällt auf:

- ?? Die höheren Maximalgeschwindigkeiten,
- ?? die stärkere Bremsung durch die Torkelbewegung vor dem Bruch
- ?? und das deutlich veränderte Verhalten des Flugkörpervorderteils.

Eine Darstellung des Biegemomentes in Abhängigkeit von der Flugzeit liefert Abbildung 2.17. Für diese Berechnung wurde das maximal zulässige Biegemoment auf einen beliebig hohen Wert gesetzt um einen Bruch zu vermeiden. Da für diesen Flug das maximale Biegemoment bei etwa 310 kNm liegt, bedeutet dies logischerweise für die tatsächliche Flugkörperkonstruktion den Bruch. (max. zulässiges Biegemoment = 188,8 kNm)

Aus [5] sind für einen tatsächlichen Flug einer AL-HUSSEIN während des Zweiten Golfkrieges einige wenige Daten (3 Flugbahnpunkte in Abhängigkeit von der Flugzeit sowie die „Höhenzone“ des Flugkörperbruches) verfügbar. In Abbildung 2.18 sind diese Daten zu einer simulierten Flugbahn eingezeichnet. Die Schussdaten für die Simulation sind:

| | |
|-----------------|--------|
| Brennzeit: | 88,0 s |
| Programmwinkel: | 40,0 ° |

Dies führt zu einem Schuss mit der Reichweite von 564 Kilometer und einem Flugkörperbruch in 16,8 Kilometer Höhe. Diese Bruchhöhe liegt in der „Höhenzone“ nach [5] für den tatsächlich beobachteten Bruch einer AL-HUSSEIN-Rakete im Zweiten Golfkrieg.

Dieses Beispiel stellt die „experimentelle“ Verifikation der TBM-Simulation im allgemeinen (Algorithmen) und der AL-HUSSEIN im besonderen (Datensatz) dar. Damit ist auch ersichtlich, dass einfache Flugbahnrechnungen (oft nur auf der Basis der Schwerkraft) für TBM's als „Zieldarstellung“ bei der Simulation von Abwehrraketen nicht ausreichen. Die Kinematik von TBM's in der Endflugphase ist nicht trivial.

AL-HUSSEIN (OE)

- 1 ... Pumpen, Triebwerke
- 2 ... Treibstofftanks (Treibstoffmasse = 4646kg)
- 3 ... Lenk- und Steuerteil sowie Zündersteuerung
- 4 ... Gefechtskopf (Sprengstoffmasse = 498kg)

Schwerpunktlagen von der Spitze weg:

Am Start: 6.45m

Ohne Treibstoff 4.55m

Trägheitsmomente (kgm²)

Am Start: $I_{xx} = 470$

$I_{yy} = 64558$

Ohne Treibstoff: $I_{xx} = 225$

$I_{yy} = 24203$

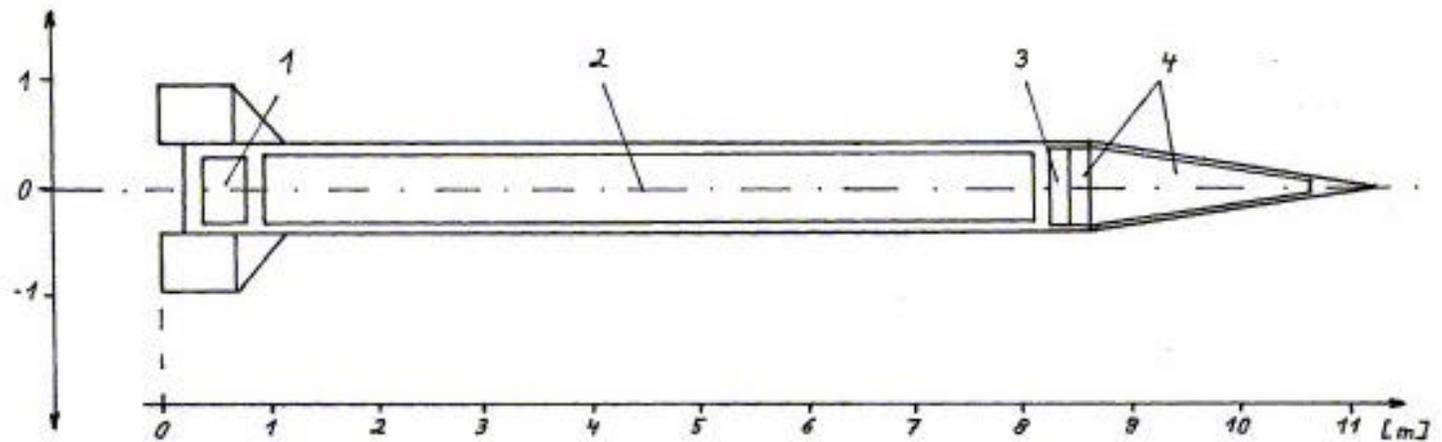


Abb. 2.9: AL-HUSSEIN (OE) für PRODA-Modellierung

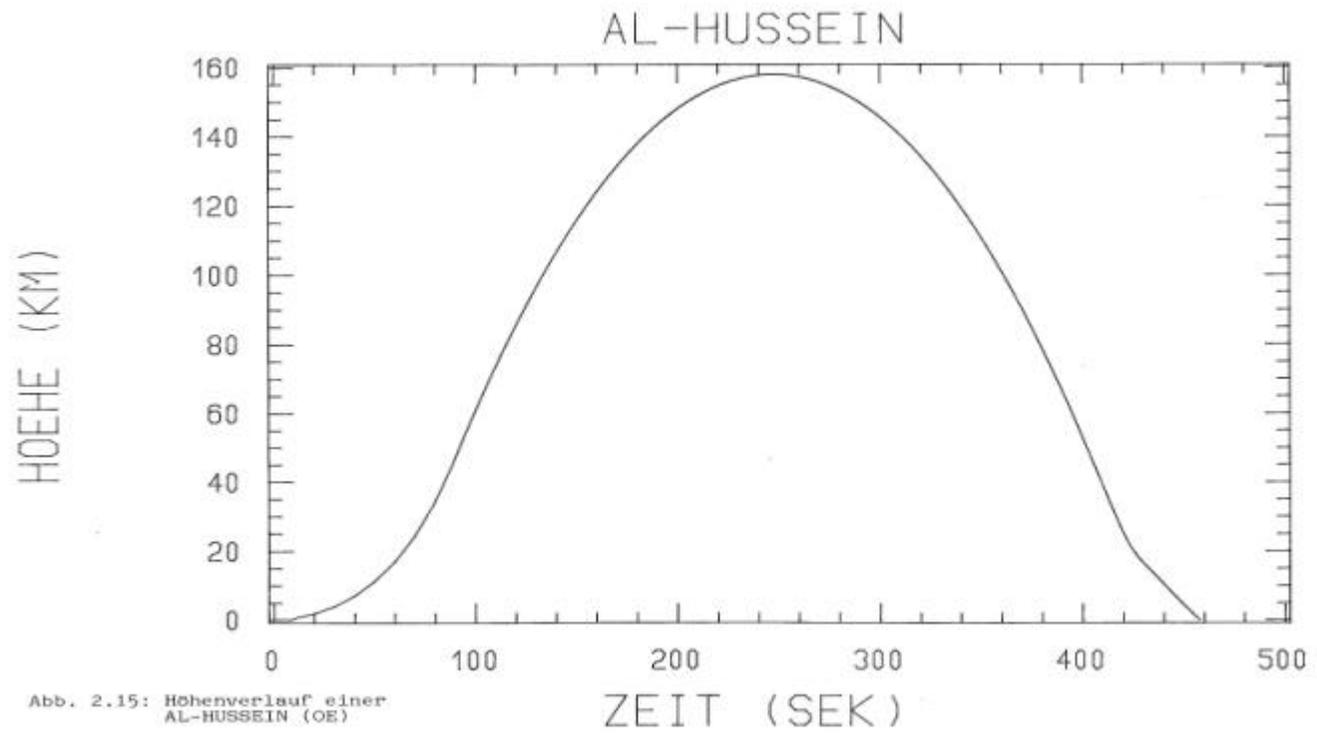


Abb. 2.15: Höhenverlauf einer
AL-HUSSEIN (OE)

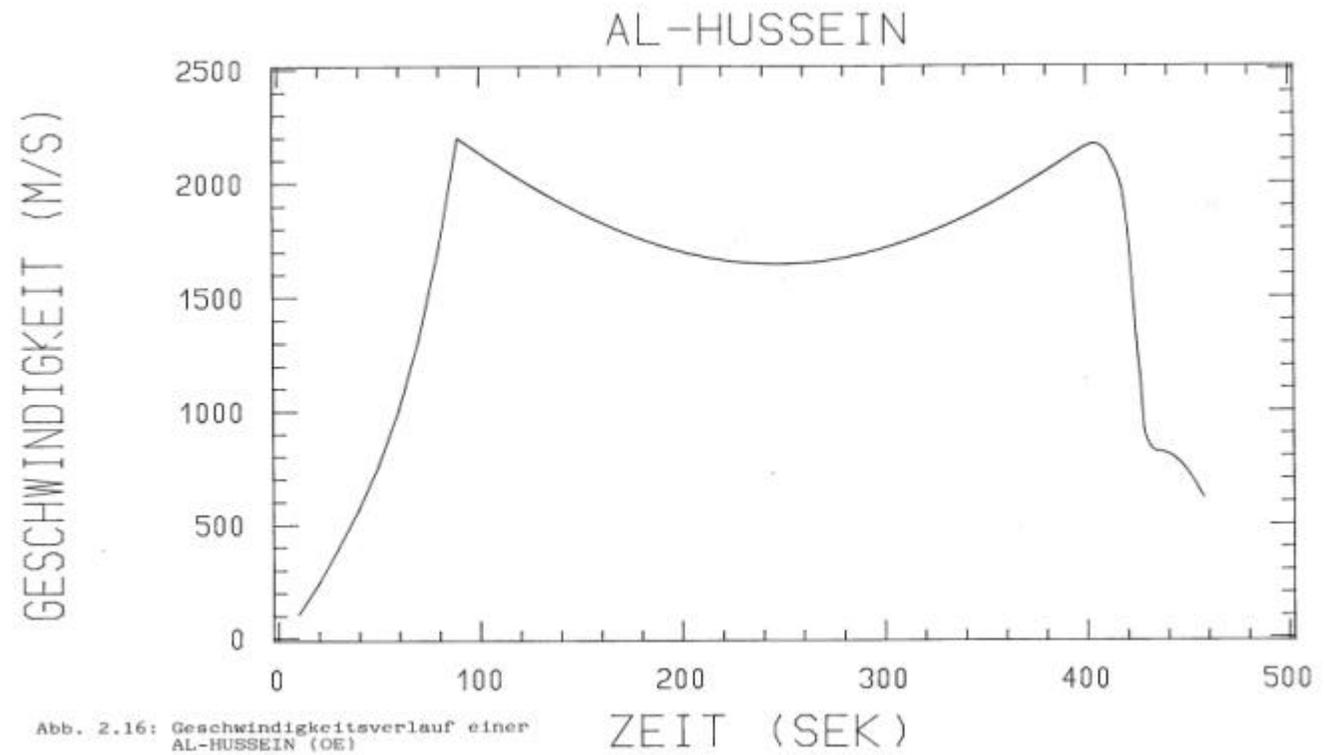


Abb. 2.16: Geschwindigkeitsverlauf einer AL-HUSSEIN (OE)

BIEGEMOMENT (KILO-NM)

AL-HUSSEIN

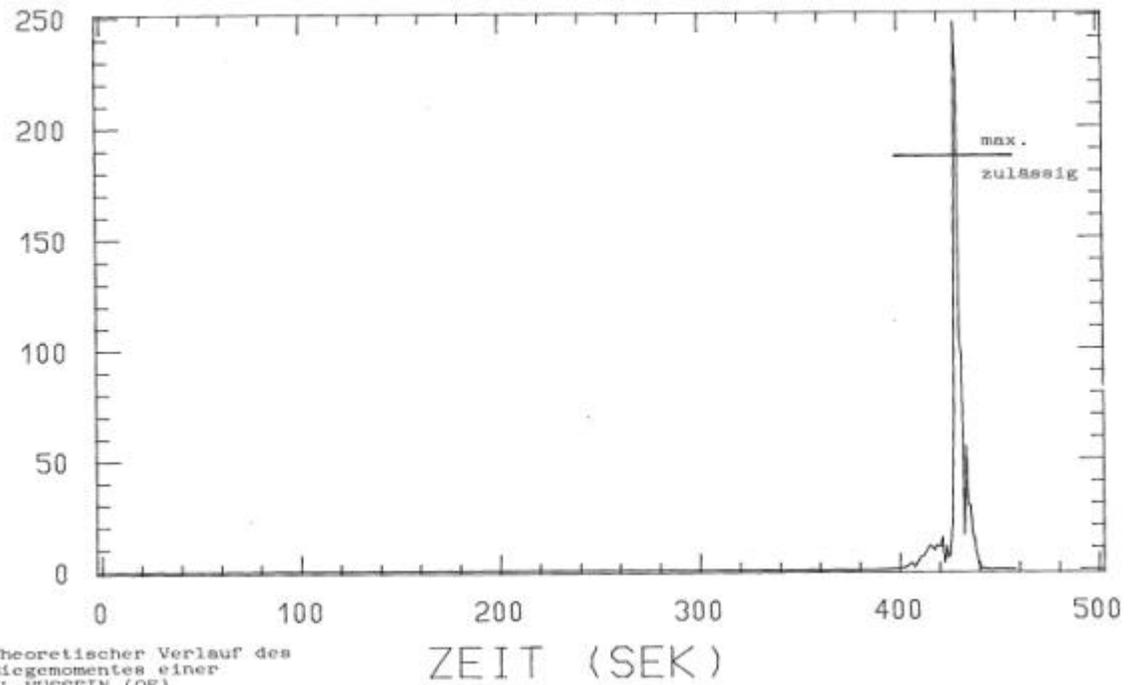
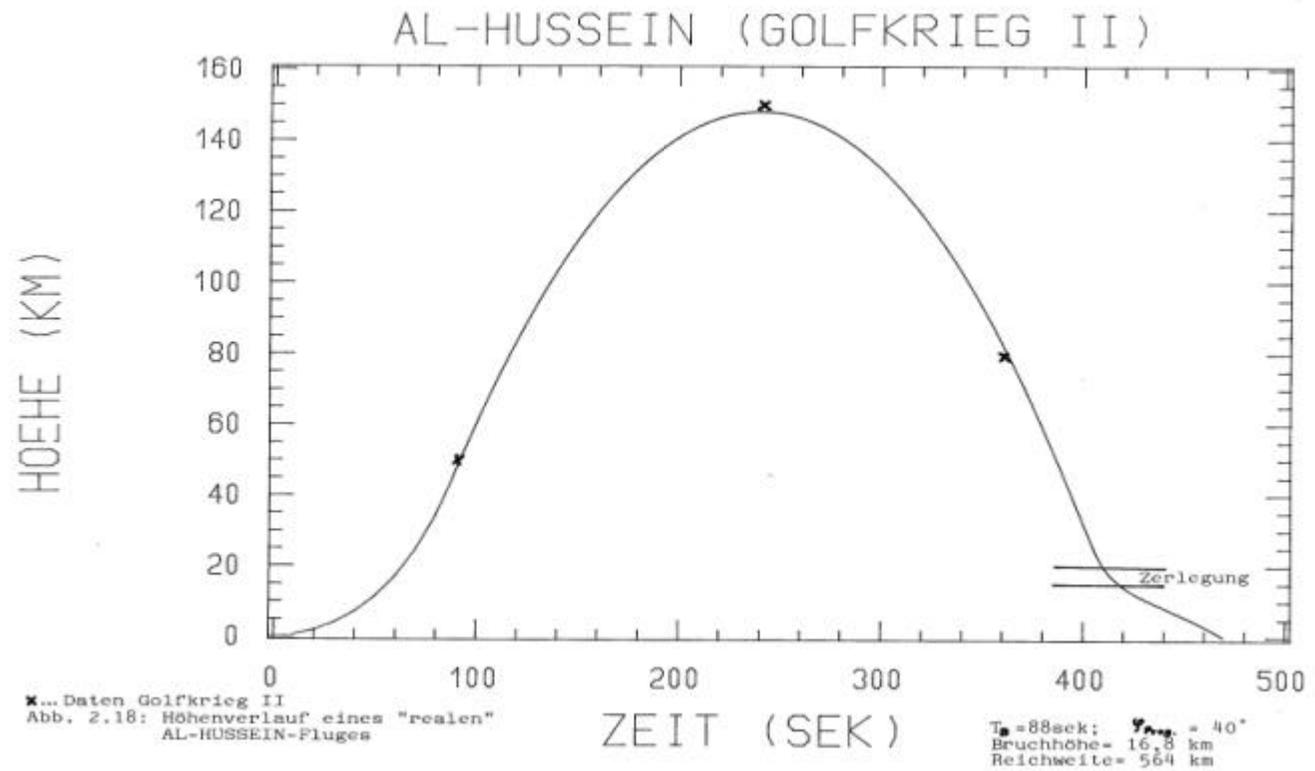


Abb. 2.17: Theoretischer Verlauf des Biegemomentes einer AL-HUSSEIN (OE)

1



2.3.4. NO-DONG (OE)

2.3.4.1. Allgemeine Flugkörperdaten

Beim System NO-DONG handelt es sich um eine nordkoreanische Entwicklung die aber ideell stark an die SCUD-Familie angelehnt ist. Allerdings im Gegensatz zur AL-HUSSEIN ist das NO-DONG-System eine komplette Neuentwicklung und kein Integralflugkörpersystem.

Um ein Zerbrecen der Rakete zu vermeiden, wird nach [6] kurz vor dem Wiedereintritt in dichte Atmosphärenbereiche ein Wiedereintrittskörper (= Gefechtskopfteil) vom Rest der Rakete getrennt. Mangels genauer Daten wurde die Separationshöhe mit 50 Kilometer festgelegt. Für die Simulation wird zwischen den Varianten NO-DONG (OE) A und NO-DONG (OE) B unterschieden. Die Variante A entspricht dem Separationsverhalten wie oben angeführt. Für die Variante B wurde der Wiedereintrittskörper überarbeitet (verbesserte aerodynamische Stabilität), um eine Separation nach Brennschluss durchzuführen, wie dies bei modernen, technisch ausgereiften Systemen zu erwarten ist.

Die Eckdaten sind:

| | | |
|---|---|----------------------|
| Durchmesser: | 1,3 m | |
| Länge: | 15,5 m | |
| Gefechtskopfmasse: | 999,65 kg | (konventionell) |
| Startmasse: | 20750,6 kg | |
| Leermasse: | 4770,0 kg | (inkl. Gefechtskopf) |
| Treibstoffmasse: | 15980,6 kg | |
| Treibstoff: | Gewählt: Brennstoff UDMH und N_2O_4 mit spezifischem Impuls 2800 m/s | |
| Masse des Wiedereintrittskörpers: | 1937,6 kg | |
| Es werden vier SCUD-Triebwerke eingesetzt, das heißt Schub = 520 kN | | |
| Max. Brennzeit: | 86,0 s | |
| Min. Brennzeit: | 47,0 s | (nicht geprüft) |
| Schwenkbeginn: | 5,0 s | |
| Max. Biegemoment: | 902,6 kNm | |

Die Abbildung 2.19 zeigt die NO-DONG (OE) A als Gesamtrakete schematisch für die Bearbeitung mit PRODAS. In der Abbildung 2.20 wird der Wiedereintrittskörper der Version NO-DONG (OE) B dargestellt (obere Zeichnung: gewählte Konstruktion bei konventionellem Gefechtskopf; untere Zeichnung: aerodynamische Äquivalentform nach PRODAS).

2.3.4.2. Spezielle Schussdaten und Ergebnisse

Schussdaten für eine Rechnung mit NO-DONG (OE) A

| | |
|--|---|
| Brennzeit: | 86,0 s |
| Programmwinkel: | 37,0 ° |
| Lufttemperatur-Start | 300,0 K |
| Separation: | Im absteigenden Flugbahnanteil auf 50 km Höhe. |
| Apogäum: | 318,5 km |
| Seitenablage: | 0,0 km |
| Schussweite: | 1414,8 km |
| Flugzeit: | 628,9 s |
| Auftreffwinkel: | -47,0 ° |
| Endgeschwindigkeit: | 456,0 m/s |
| Temperatur an der Flugkörperspitze bei Flugende: | ~752 K (= ~479°C) |

Anmerkung:

Dieser Temperaturwert ist sogar relativ niedrig. Nach [12] können die Temperaturen von Wiedereintrittskörpern kurzfristig bis zu mehreren 1000 K erreichen. Um Strukturschäden zu vermeiden, werden „Verdampfungsschichten“ vorgesehen. Die Wärmeenergie wird für das Schmelzen und Verdampfen eigens dafür vorgesehener Schichten (=„Hitzeschild“) verbraucht, sodass die eigentliche Wiedereintrittskörperstruktur bei geringeren Temperaturen mechanisch bestehen bleibt.

Aus der Abbildung 2.21 (vgl. Anhang G) ist der Flugweg ersichtlich, wobei das grüne Kreuz gegen Ende des absteigenden Flugbahnastes den Separationspunkt markiert. Die Lösung mit der Separation kurz vor dem Durchfliegen der unteren, dichten Luftschichten ist nur teilweise befriedigend. Dies zeigt Abbildung 2.22 (vgl. Anhang G) mit der Darstellung der Flugkörperlage im „Punkteabstand“ von 6 Sekunden. Analog zur AL-HUSSEIN-Rakete kommt es zum „Torkeln“, jedoch wird ein Zerbrechen durch rechtzeitiges Separieren, vermieden. In Abbildung 2.23 (vgl. Anhang G) ist die letzte Flugphase ab 500 Sekunden TBM-Flugzeit im „Punkteabstand“ = zwei Sekunden, ersichtlich. Die „Torkelbewegung“ wird anfangs auch auf den Wiedereintrittskörper übertragen, der sich jedoch dann rasch stabilisiert.

Die Flughöhe als Funktion der Flugzeit liefert die Abbildung 2.24.

Auffällig ist die überraschend geringe Endgeschwindigkeit. Sie liegt noch geringfügig unter der der AL-HUSSEIN. Dies liegt vor allem daran, dass der leichte Wiedereintrittskörper durch den Luftwiderstand besonders stark abgebremst wird. Die Luftwiderstandsbeiwerte des Wiedereintrittskörpers sind zwar etwas kleiner als die Werte der Gesamtrakete, jedoch bei gleichem Bezugsquerschnitt wirkt sich die viel kleinere Masse des Wiedereintrittskörpers (41 % gegenüber der Leermasse der Rakete), gravierend auf die Bremskraft aus.

In Abbildung 2.25 ist der Geschwindigkeitsverlauf ersichtlich, wie er im Regelfall, das heißt mit Separation, vorliegt. Versuchshalber wurde in Abbildung 2.26 sowohl auf die Separation verzichtet als auch ein Flugkörperbruch ignoriert (Bezeichnung: „mit Überlast“). Die Endgeschwindigkeit liegt mit etwa 2200 m/s um das 4,8-fache höher! Dies ist ein eindrucksvoller Beweis dafür, dass nur eine genaue Modellierung eine passende „Zielkinematik“ für die Untersuchung der Raketenabwehr liefert.

Die größte Schussweite eines „AWT-TBM's“ liegt unter Verwendung der NO-DONG (OE) B vor.

Schussdaten für eine Rechnung mit NO-DONG (OE) B:

| | | |
|--|------------|--|
| Brennzeit: | 86,0 s | |
| Programmwinkel: | 37,0 ° | |
| Lufttemperatur-Start | 300,0 K | |
| Separation: | 100,0 s | nach dem Start im aufsteigenden Flugbahnast. |
| Apogäum: | 355,10 km | |
| Seitenablage: | 0,00 km | |
| Schussweite: | 1581,40 km | |
| Flugzeit: | 665,90 s | |
| Auftreffwinkel: | -43,70 ° | |
| Endgeschwindigkeit: | 688,80 m/s | |
| Temperatur an der Flugkörperspitze bei Flugende: ~787 K (= ~514°C) | | |

Die Abbildung 2.27 (vgl. Anhang G) zeigt die Flugbahn mit den Flugkörperlagen im „Punkteabstand“ von acht Sekunden. Die Separation ist im aufsteigenden Bahnast an der „Atmosphäregrenze“ mit einem grünen Kreuz markiert. Der Wiedereintrittskörper zeigt zwar keine ideale Folgsamkeit, aber doch ein relativ glattes Flugverhalten.

Die NO-DONG (OE) B kann als Muster einer Mittelstrecken-TBM dienen, da mit frühzeitiger Separation gerechnet werden muss. Der Wiedereintrittskörper kann wegen des reduzierten Radarquerschnittes schwerer detektiert werden als die „Gesamtrakete“.

NO-DONG (OE) A

- 1 ... Pumpen, Triebwerke
 - 2 ... Treibstofftanks (Treibstoffmasse = 15981kg)
 - 3 ... Lenk- und Steuerteil sowie Zündersteuerung
 - 4 ... Gefechtskopf (Sprengstoffmasse = 1000kg)
- GS Abtrennbare Gefechtskopfsektion
(Trennhöhe f. GS = 50km angenommen)
GS-Masse = 1938kg

Trägheitsmomente (kgm²)

Am Start: $I_{xx} = 4004$

$I_{yy} = 337560$

Ohne Treibstoff: $I_{xx} = 1214$

$I_{yy} = 144560$

GS: $I_{xx} = 245$

$I_{yy} = 573$

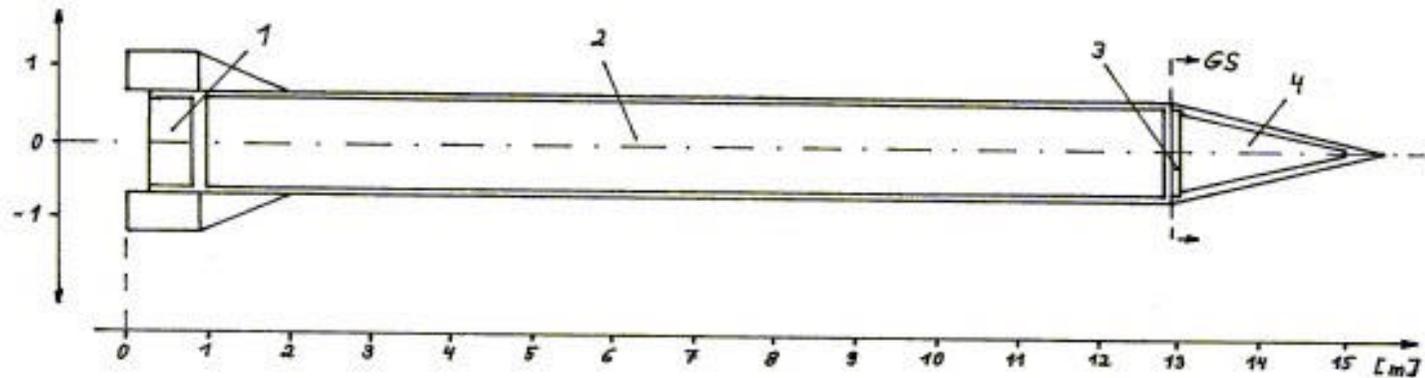


Abb. 2.19: NO-DONG (OE) A für PRODAS-Modellierung

Version B

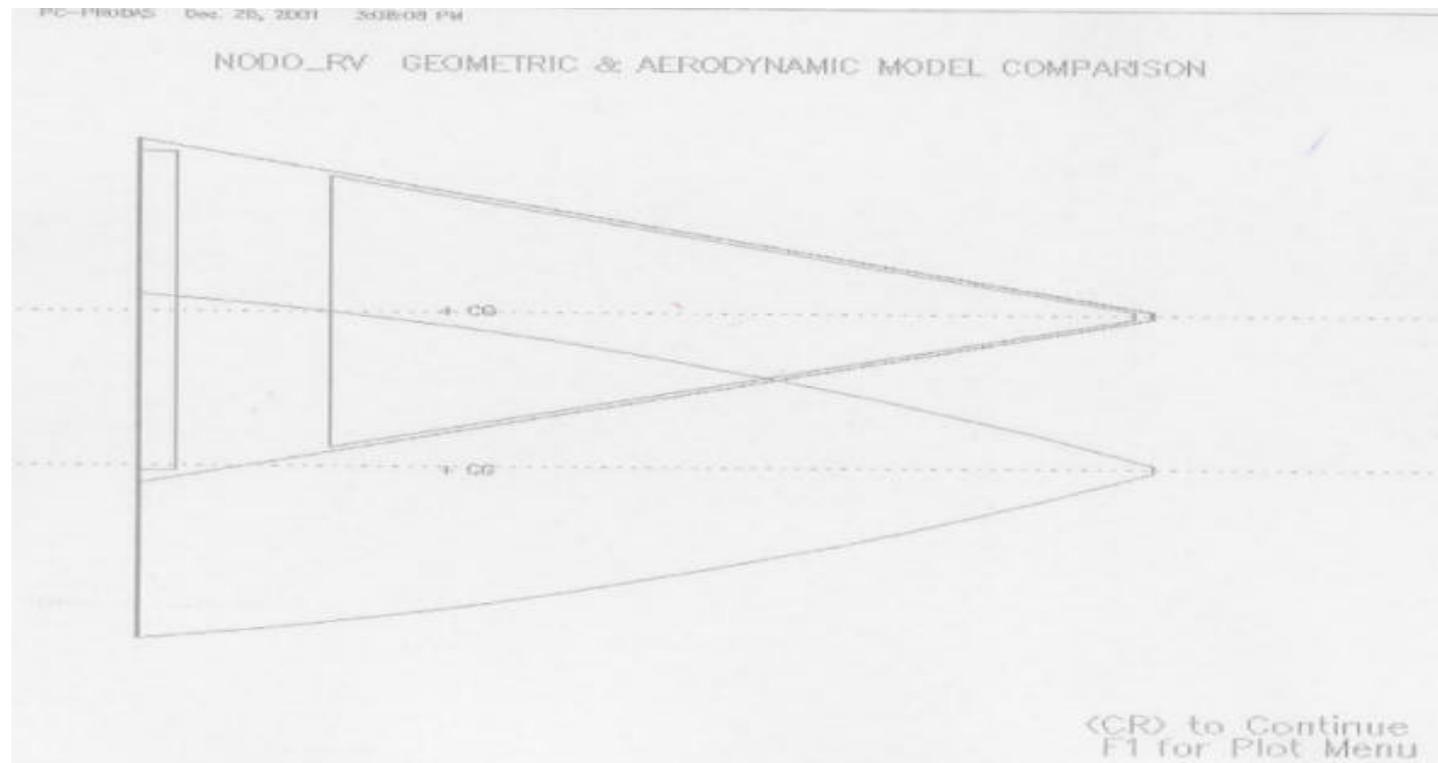


Abb. 2.20: PRODAS-Modell für den Wiedereintrittskörper von NODONG (OE) B

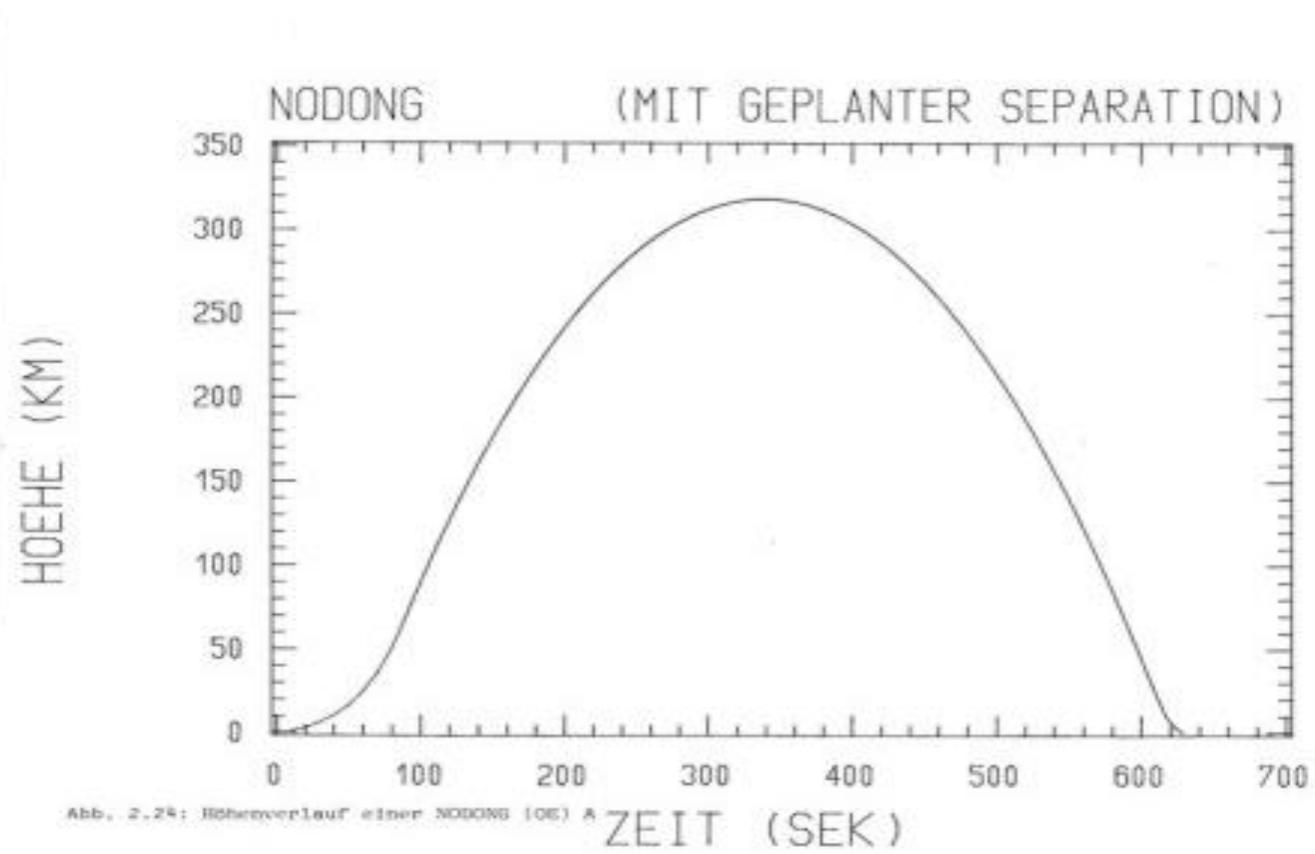


Abb. 2.24: Höhenverlauf einer NODONG (OE) A

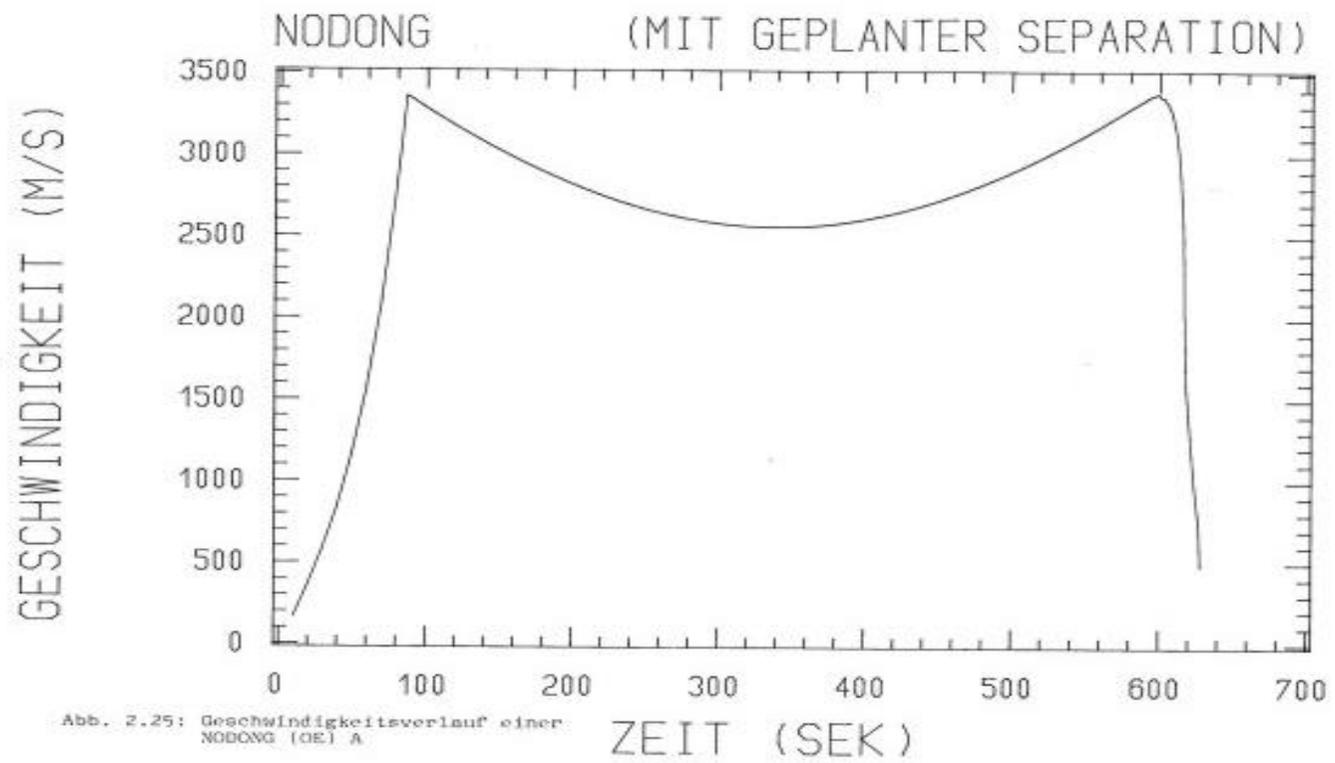


Abb. 2.25: Geschwindigkeitsverlauf einer NODONG (OE) A

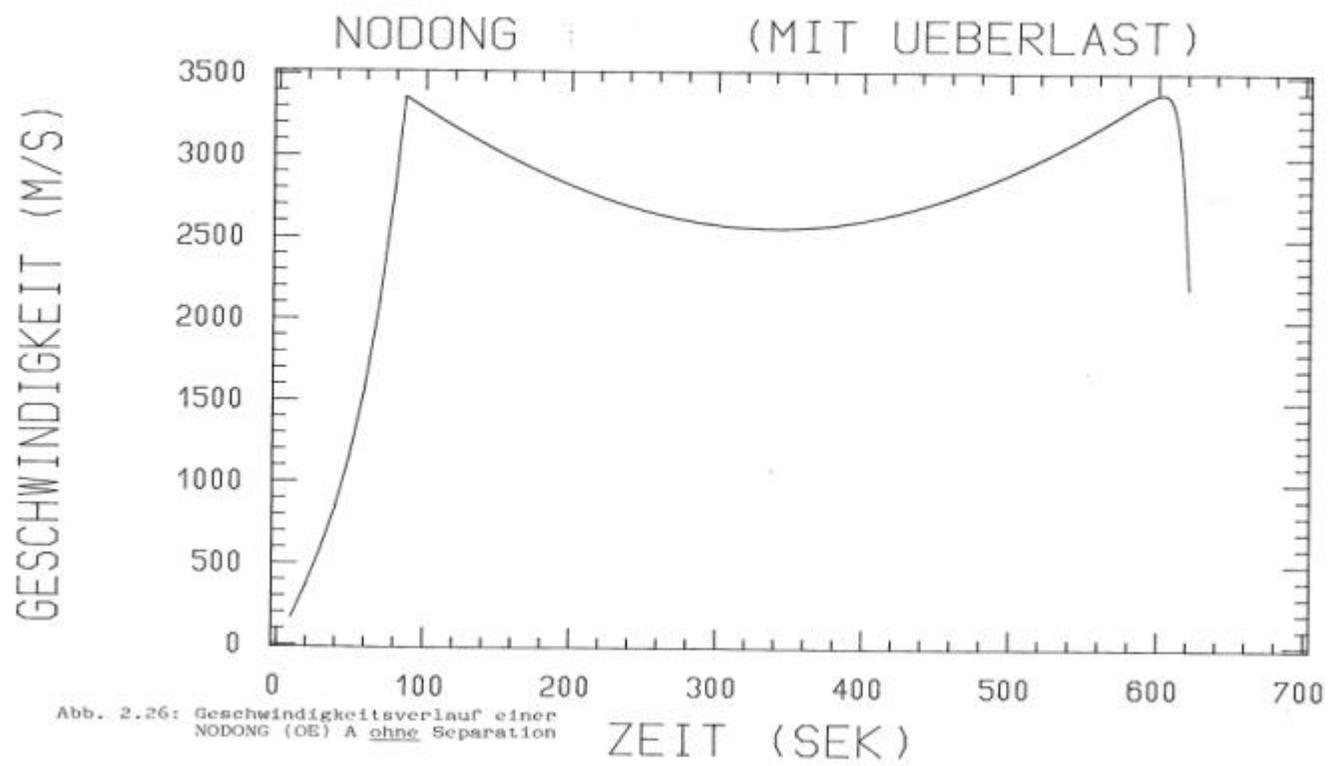


Abb. 2.26: Geschwindigkeitsverlauf einer NODONG (OE) A ohne Separation

2.4. Anmerkung zur Schussgenauigkeit (CEP-Wert)

Die bei den oben gezeigten Berechnungen angegebenen Schussergebnisse, also die Treffpunkte, sind die sogenannten Nominaltreffpunkte. Sie werden unter idealen Bedingungen erzielt. In der Praxis gibt es eine Vielzahl nicht vorhersehbarer Störeinflüsse, die den tatsächlichen Treffpunkt etwas verschieben können. Diese zufällig wirksam werdenden Störungen sind beispielsweise Wetter, atmosphärische Störungen, zufällige kleine Variationen in der Startrichtung, Fertigungstoleranzen beim TBM, usw. Dadurch streuen die tatsächlichen Treffer um den Nominaltreffpunkt.

Ein Maß für die Treffgenauigkeit ist der CEP-Wert (Circular Error Probability). Der CEP-Wert ist ein Radius für einen Kreis mit dem Nominaltreffpunkt als Mittelpunkt. Für diesen Kreis gilt, dass 50 Prozent aller Treffer innerhalb dieser Kreisscheibe liegen und 50 Prozent außerhalb. Mit anderen Worten, 50 Prozent der tatsächlichen Treffer haben eine Ablage vom Nominaltreffpunkt von weniger als dem CEP-Wert und 50 Prozent haben eine größere Ablage.

Beispiele:

SCUD-B: CEP ~ 900 m Alte russische Bauart
CEP ~ 450 m Nordkoreanische Variante der SCUD-B

AL-HUSSEIN: Keine Angaben, da wegen des möglichen Auseinanderbrechens des Flugkörpers zu große Schwankungen vorliegen.

NO-DONG: CEP ~ Einige 1000 m, dies wurde früher vom Westen angenommen
CEP ~ 190 m Dürfte nach heutiger Sicht real sein
CEP ~ 50 m Bei Verwendung von mit GPS endanfluggesteuerter Wiedereintrittskörper.

Mit den Simulationen bei AWT können derzeit keine CEP-Werte errechnet oder geprüft werden.

3. Raketenabwehrkonzept

Die folgenden Ausführungen stützen sich massiv auf [1] ab, beziehungsweise wird auf diese Literatur zwecks ausführlicher Information verwiesen.

3.1. Die Flugphasen der TBM und eine „mehrschichtige“ Abwehr

In der Abbildung 3.1 (nach [1]) sind die drei grundsätzlichen Flugphasen einer TBM ersichtlich.

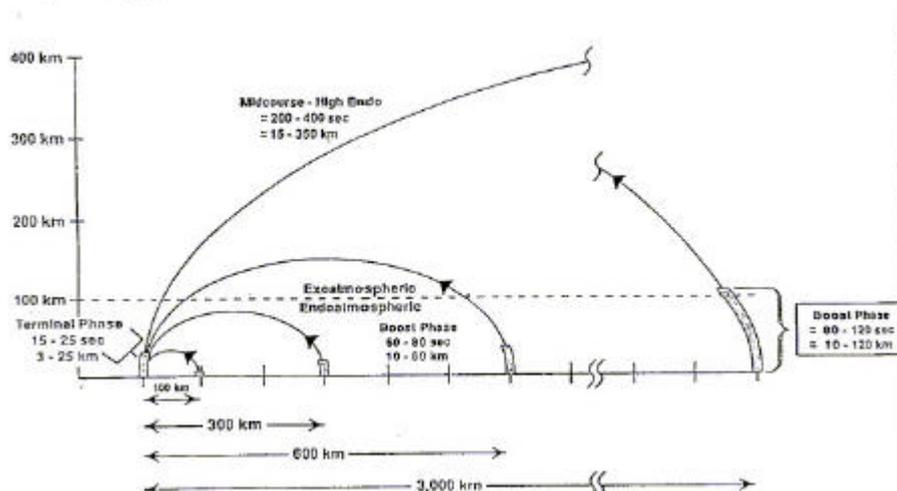


Abb. 3.1: Flugphasen von TBM's

Aus den drei TBM-Flugphasen ergeben sich die folgenden Bekämpfungsphasen:

Start-/Anfangsflugphase:

Vorteil: Beste Schutzwirkung
 TBM leicht zu entdecken (intensive IR-Signatur)
 TBM fliegt relativ langsam

Nachteil: Kurze Phase 0,5–2 Minuten
 Abwehrsystem aufwendig, teuer und derzeit noch längere Zeit nicht verfügbar

Mittlere Flugphase

- ?? Relativ viel Zeit (5–12 Minuten)
- ?? Bei exoatmosphärischem Flug gleichförmiger berechenbarer Flugkurs der TBM
- ?? Gute IR-Signatur gegen 3 Kelvin Hintergrundstrahlung des Weltalls
- ?? Errichtung mehrerer Trefferfronten möglich
- ?? Große Schutzbereiche
- ?? ? Aufgabe für THAAD

Flugendphase

- ?? Kurze Zeitspanne (max. 1 Minute)
- ?? Kleine Schutzbereiche
- ?? Voreinweisungen dringend notwendig
- ?? ? Aufgabe für PATRIOT-System

Die Bekämpfung von TBM's soll mit einem mehrschichtig ausgelegten Abwehrsystem erfolgen. Dies ist vor allem deshalb erforderlich, um den Abwehrerfolg zu erhöhen, das heißt die Durchlässigkeit gegenüber einem Angreifer zu minimieren. Eine mehrschichtige Abwehr bedeutet die Errichtung mehrerer Trefferfronten. Die TMD (Theater Missile Defense), also die kriegsschauplatzorientierte Raketenabwehr, unterscheidet zwischen einer unteren und einer oberen Abfangschicht. Die Festlegung der Trennungslinie ist nicht immer eindeutig. Im Rahmen allgemeiner Abwehrüberlegungen wird die „Atmosphärenengrenze“ von 100 Kilometer als Trennlinie angeführt. Werden den Abwehrschichten aber die derzeit am weitest entwickeltesten Systeme THAAD und PATRIOT zugeordnet, so liegt die Grenze etwa bei 40 Kilometer. Wie später noch gezeigt wird, ist es aber in günstigen Fällen möglich mit THAAD allein zwei Trefferfronten in der oberen Abwehrschicht zu erreichen.

?? Untere Abfangschicht

Die Bekämpfung der TBM erfolgt in deren kinematisch komplexer, zeitlich kurzdauernder Endflugphase. Dabei sollen besonders mobile boden- und seegestützte Waffensysteme zur Verteidigung begrenzter Räume, beziehungsweise wichtiger Punktziele, zum Einsatz kommen. Das System PATRIOT PAC3 arbeitet nur in der unteren Abfangschicht. Ebenso soll künftig das seegestützte System AEGIS SM-2-IVA in diesem Bereich wirken.

?? Obere Abfangschicht

Die Bekämpfung erfolgt in der mitunter zeitlich längerdauernden mittleren Flugphase der TBM. Um größere, das heißt weiträumigere Schutzbereiche zu erhalten, ist die Bekämpfung in der oberen Abfangschicht aus kinematischen Gründen zwingend erforderlich. Derzeit wird das bodengestützte System THAAD auf diese Aufgaben vorbereitet.

Optionen für die Zukunft:

Die optimale Bekämpfungsphase von TBM's ist deren Start- beziehungsweise Antriebsphase. Dabei ist eine rasche Wirksamkeit des Abwehrsystems wegen der relativ kurzen zur Verfügung stehenden Zeitspanne, erforderlich. Dies soll mit einem luft- beziehungsweise weltraumgestützten LASER und/oder mit einem hyperschnellen Flugkörper (BPI = Boost Phase Interceptor) auf der Basis der hit-to-kill Technologie erfolgen.

3.2. Eine Raketenabwehrarchitektur

Hier soll in Kurzform die geplante amerikanische kriegsschauplatzorientierte Raketenabwehrarchitektur (Theater Missile Defense) speziell von der Sensorseite her betrachtet werden [1], [7]. Die dann zur tatsächlichen Bekämpfung der TBM erforderlichen Abwehrraketen werden detailliert in Kapitel 4 beschrieben.

Um eine Bekämpfung einleiten zu können, sind entsprechende Frühwarnsensoren erforderlich. Das amerikanische SBIRS-Konzept (Space Based Infra Red System) gliedert sich in drei Teile.

- ?? Geostationäre Satelliten (GEO = Geosynchronous Earth Orbit)
- ?? Stark elliptisch umlaufende Satelliten (HEO = Highly Elliptical Orbit)
- ?? Relativ tief die Erde umkreisende Satelliten (LEO = Low Earth Orbit); das System "Brilliant Eyes"

3.2.1. SBIRS-High (Das sind GEO-und HEO-Satelliten-Systeme)

Die GEO-Satelliten befinden sich über dem Äquator in einer Höhe von etwa 36 000 Kilometer von der Erdoberfläche aus gesehen (siehe Anhang B, 1. Teil). Die GEO-Satelliten sollen auf Dauer eine Überwachung sicherstellen während die HEO-Satelliten in Krisenzeiten so in den Weltraum geschossen werden, dass das akute Krisengebiet beobachtungsmäßig dichter abgedeckt werden kann. Ein weiterer Grund für die HEO-Satelliten ist die Tatsache, dass die GEO-Systeme über dem Äquator angesiedelt sind. Die beste Überwachung erfolgt daher auf einem „Äquatorialstreifen“. Zu den Polgebieten hin sind die erwartbaren Fehler perspektivisch bedingt höher. HEO-Satelliten können in beliebigen Orbits unter Einschluss der Polgebiete fliegen und daher auch in Zonen hoher geografischer Breite genau überwachen. Ihre Flugbahnen kreuzen den Äquator. Als Sensoren dieser Satelliten werden passive abbildende IR-Systeme verwendet. Es können dabei folgende Eigenschaften abgeleitet werden:

- ?? Nur solange das Triebwerk der TBM brennt ist die IR-Signatur ausreichend stark um auf diese Entfernungen detektiert werden zu können.
- ?? Eine startende TBM wird erst über einer allfälligen Wolkendecke detektiert, das heißt wenn sich die Rakete in etwa 6-8 Kilometer Höhe befindet, beziehungsweise etwa 40 Sekunden (bei SCUD-B (OE) in 8 km Höhe) nach dem

Start. Das bedeutet ferner, dass etwa die Hälfte der Brennzeit der TBM verstrichen ist.

- ?? Die IR-Signatur der TBM muss durch aufwendige Bildverarbeitungsverfahren vom Hintergrund herausgearbeitet werden. Starke (großflächige) Brände auf der Erde, zum Beispiel brennende Gebäude, Fabriken, Tankfahrzeuge, etc. können ähnliche Signaturen hervorrufen ? Problem von Fehlalarmen.
- ?? Für die verbleibende angetriebene Flugphase der TBM können aufgrund des Auflösungsvermögens der IR-Sensoren (siehe Anhang B, 2. Teil) nur sehr wenige Bahnpunkte erfasst werden. Es gilt aber: Je mehr Bahnpunkte, desto sicherer können Fehlalarme vermieden werden.
- ?? Mit den SBIRS-High Satelliten ist eine komplette Flugbahnerfassung nicht möglich. Die Höhe der TBM-Flugbahn über der Erdoberfläche ist auf diese großen Entfernungen gegen den Hintergrund der Erde nicht erfassbar. Dies bedeutet, dass diese Satelliten als „Bellringer“, also zum Alarmieren und Grobeinweisen von weiteren Sensoren (z.B. „Brilliant Eyes“) dienen. Die Erfassung des TBM-Startgebietes ist möglich (für Gegenschläge hilfreich), eine Vorhersage des TBM-Zielgebietes ist aber in dieser Phase unmittelbar unmöglich.

3.2.2. SBIRS-Low („Brilliant Eyes“)

Das System SBIRS-Low besteht aus etwa 24 sogenannten „Brilliant Eyes“-Satelliten, die in etwa 1000 Kilometer Höhe die Erde auf verschiedenen (3–4) Umlaufbahnen umkreisen. Bezüglich einer Schätzung der Satellitenanzahl sowie ihres Sichtbereiches siehe Anhang B, 1. Teil.

Diese Satelliten sind mit passiven Sensoren für den gesamten Infrarotbereich sowie für den optischen Wellenlängenbereich ausgestattet. Der „Arbeitsbereich“, also der geometrische Sichtbereich, liegt etwa bei 3500–4000 Kilometer. Durch SBIRS-High, also die GEO- beziehungsweise HEO-Satelliten erfolgt eine Voreinweisung. Es scheint die Diskriminierung der Rakete gegen den Hintergrund (= Erdoberfläche) eine technologische Schlüsselfunktion zu sein. Mit „Brilliant Eye“ soll die TBM auch und vor allem nach Brennschluss detektiert werden, um ihre Flugbahn und Geschwindigkeit laufend zu erfassen. Ob diese Unterscheidung speziell bei „IR-schwierigem“ Hintergrund (z.B. stark strukturiertes Festland) immer erfolgen kann, ist unklar. Denkbar wäre, die Satelliten in der Dichte wie in Anhang B, 1. Teil, erläutert, um die Erde kreisen zu lassen, jedoch dermaßen, dass nicht die Gebiete unter dem Satelliten überwacht werden, die die Erde als Hintergrund sehen, sondern jene Zonen über dem Erdhorizont bei denen das – kalte – Weltall den Hintergrund zur TBM bildet.

Mit der Erfassung der TBM-Flugbahn nach Brennschluss ergeben sich folgende wesentliche Aspekte:

- ?? Abwehrlenkwaffensysteme können frühzeitig aktiviert werden, das heißt der Erstschuss kann abgefeuert werden, ohne dass das Feuerleitradar des Lenkwaffensystems die TBM erfasst hat. Die Informationen der „Brilliant Eye“-Satelliten reichen für das Abwehrsystem aus, das sogenannte „Data-Link“ zu bewerkstelligen. Dabei wird dem Abwehrflugkörper die Zielposition mitgeteilt, lange bevor dessen eigene Sensorik die TBM registriert. Ob diese Technik auch für kriegsschauplatzbezogene Abwehrsysteme wie THAAD zur Verfügung stehen wird oder nur auf die „große“ Raketenabwehr die auf die Verteidigung des Territoriums der USA (ehemals Nationales Raketenabwehrprojekt) beschränkt bleibt, ist derzeit unbekannt.

Anmerkung:

Das zur Raketenabwehr des US-Territoriums vorgesehene Abwehrsystem besteht im Kern aus ortsfesten, eingebunkerten modifizierten MINUTEMAN-Raketen, deren Schießbereiche weit größer als die von THAAD sind.

- ?? Eine Voreinweisung der boden- beziehungsweise seegestützten Überwachungs- und Feuerleitradare ist möglich, wodurch sich ihre Auffassreichweite deutlich erhöhen kann. Nach [8] für das THAAD-Radar von typischen 500 Kilometer auf etwa 1000 Kilometer.
- ?? Es soll möglich sein, allfällige Täuschkörper zu erfassen.
- ?? Durch die Ermittlung der TBM-Flugbahndaten im Gleitflug ist eine grobe Schätzung des Zielgebietes (Aufschlagsort der TBM) machbar. Damit ist es möglich, eventuell zivile Verwaltungsstellen zu alarmieren (Alarmierung der Zivilbevölkerung), beziehungsweise jene Feuerstellungen zu bestimmen die den Abfangvorgang vermutlich am ehesten durchführen können. Unsicherheiten ergeben sich aus dem mitunter anfänglich unbekanntem beziehungsweise schwer vorhersehbaren Verhalten der Rakete/Wiedereintrittskörper in den dichteren Atmosphärenschichten. Als Beispiel sei das öfter vorkommende Zerbersten der AL-HUSSEIN genannt.

3.2.3. Bodenradare/Feuerleitradare

Die Aufgaben der Bodenradare (GBR = Ground Based Radar) beziehungsweise der Feuerleitradare sind unter anderem:

- ?? Alarmierung; wenn die Frühwarnsatelliten nicht vorhanden oder ausgefallen sind.
- ?? Möglichst exakte Vermessung der TBM-Bahn um den Aufschlagpunkt hinreichend genau bestimmen zu können.

- ?? Versorgen der Abwehrflugkörper mit „Data-Link“, das heißt die eventuell periodische Übermittlung der kinematischen Daten der TBM an den Abwehrflugkörper zu dessen Lenkung, solange er selbst mit seinem Suchkopf noch keinen Kontakt zum Ziel hat.
- ?? Trefferbeobachtung um daraus abzuleiten ob ein Folgeschuss erforderlich wird.
- ?? Verfolgung des Abwehrflugkörpers um bei einem Versagen desselben rechtzeitig einen weiteren Flugkörper starten zu können, beziehungsweise die Selbstzerstörung des fehlerhaften Abwehrflugkörpers einzuleiten. Dies gilt auch bei einem Nicht-Treffer.
- ?? Erfassung eventueller Täuschkörper (soweit möglich).

Die Reichweite der Bodenradare kann mittels Voreinweisung (Cueing) durch Satelliten (SBIRS-Low) erheblich gesteigert werden. Für das THAAD-Radar (Feuerleitradar) wird mit Voreinweisung eine Reichweite von etwa 1000 Kilometer angenommen; ohne Voreinweisung liegt die Auffassreichweite bei etwa 500 Kilometer [8]. Eine Abschätzung der Auffassreichweiten des THAAD-Radars sowie eine Plausibilitätserklärung für die Reichweitenunterschiede finden sich im Anhang B, Kapitel 3.

3.3. Die Kampfführung

Unter Führung wird hier „Battle Management“ verstanden. Einige der wesentlichsten Aufgaben der Kampfführung sind:

- ?? Die Koordination der Abwehr
- ?? Prüfung und Überwachung der Sensordaten (SBIRS, GBR)
- ?? Festlegung der schießenden Feuerstellungen
- ?? Festlegung des optimalen Schießzeitpunktes in Abhängigkeit von den Schießbereichen der Abwehrflugkörpersysteme (siehe Kap. 4)
- ?? Festlegung der Schießdoktrin (Shoot-Look-Shoot oder Shoot-Shoot-Look)
- ?? Kontakte mit Zivilverwaltung
- ?? Aufbau/Aufrechterhaltung der Kommunikationslinien der beteiligten Systeme
- ?? und vieles mehr

Ein Problem bei der Kampfführung stellen die unvermeidbaren Zeitverzögerungen dar. Gemäß [8] lagen im Zweiten Weltkrieg die Zeiten zwischen der TBM-Entdeckung durch die damaligen Frühwarnsatelliten und dem frühest möglichen Start einer Abwehrrakete bei etlichen Minuten. Diese Zeiten haben nichts mit allfälligen Wartezeiten zum Erreichen eines kinematisch optimalen Startzeitpunktes zu tun sondern ergeben sich aus den Signalerfassungs-, Aufbereitungs-, Übermittlungs- und Darstellungsverzögerungen. Heute rechnet man in NATO-Kreisen nach [8] mit:

Allgemeiner Alarm bei allen Feuerstellungen: 27 Sekunden ab dem Durchstoßen der Wolkenobergrenze durch die TBM
Beginn der Voreinweisung (Cueing): 40 Sekunden nach dem Triebwerksausbrand der TBM

Anmerkung zur Feuerdoktrin:

Es werden zwei Varianten diskutiert.

Shoot-Look-Shoot: Dies ist die ökonomische Verfahrensweise indem nach dem 1. Schuss der Treffer abgewartet und seine Wirkung beobachtet wird. Dann wird entschieden, ob ein zweiter Schuss folgt. Bei Nicht-Treffern können sich die Abhaldedistanzen damit aber gefährlich verringern.

Shoot-Shoot-Look: Um in der ersten Bekämpfungsphase eine möglichst hohe Treffwahrscheinlichkeit zu erzielen, werden gleich zwei Abwehrraketen auf 1 Stück TBM gestartet. Eine teurere aber „sicherere“ Variante.

4. Abwehrraketen

In diesem Kapitel werden die für die kriegsschauplatzorientierte Raketenabwehr bisher am weitesten entwickelten Systeme, nämlich THAAD und PATRIOT PAC3, beschrieben. Es werden für beide Systeme nur offene Daten, meist aus dem Internet heraus, verwendet. Bedingt durch die daraus resultierende „dürftige“ Datenlage sind die kinematischen Ergebnisse der Simulation als Anhaltswerte beziehungsweise als eine erste Näherung an die tatsächlichen Leistungen der Flugkörper zu verstehen.

Das Fundament für die Systembeschreibungen, Datenfestlegungen etc. bildet das in Kapitel 1.4 kurz skizzierte Modell RAAB (Raketenabwehr) das den Abwehrflugkörper in der Praxis im allgemeinen als 5DOF-Modell beschreibt (DOF = Degree Of Freedom = Freiheitsgrade). Damit wird die Bewegung in den 3 Raumachsen (x, y, z) und um die flugkörperbezogene y-z-Achse (Nick- und Gierbewegung) abgebildet. Da keine Daten hinsichtlich Rollbewegung (Rotation um die x-Achse) vorliegen, und diese Bewegung für eine erste Leistungsschätzung relativ unbedeutend ist, wird darauf verzichtet. Etwas abweichend, großteils als 3DOF-Modell, wird der Flugkörper THAAD modelliert.

Es sei vorausgeschickt, dass die Bearbeitung von Lenkwaffen in systemtheoretischer Sicht für AWT/WM kein Neuland bedeutet, sondern in den letzten Jahren fast ein Dutzend verschiedene Lenkwaffen (speziell Luft-Luft-Lenk Waffen) modelliert wurden.

4.1 Der Flugkörper THAAD

THAAD steht für Theater High Altitude Area Defense und bildet im Rahmen einer zweischichtigen Raketenabwehr das Abwehrsystem für die obere Schicht. Das System soll mobil, das heißt auch luftverlastbar sein, und den Schutz amerikanischer und verbündeter Truppen in Überseeinsätzen sicherstellen. Darüber hinaus ist es derzeit das einzig praktikable System zur großräumigen Raketenabwehr für Europa. THAAD kann nur zur Abwehr ballistischer Raketen eingesetzt werden und nicht – wie etwa PATRIOT – auch zur Abwehr von bemannten oder unbemannten Flugzeugen. Die Bekämpfungshöhen liegen in der oberen endoatmosphärischen Schicht (über etwa 40 km) und im unteren exoatmosphärischen Bereich.

4.1.1. Allgemeine Systembeschreibung THAAD

Das THAAD-System besteht aus vier Grundelementen:

- ?? Lenkflugkörper; einstufiger Feststoffbooster plus separierbarem Kill Vehicle
- ?? Startgerät; fest auf einem schweren LKW montiert und – sehr wahrscheinlich – nur in eine fixe Startelevation hebbbar.
- ?? Radar; für Übersicht und zum Versorgen des Flugkörpers mit „Data Link“.
- ?? BMC4I; Battle Management/Command, Control, Communications, Computers and Intelligence; praktisch das Führungs- und Kontrollzentrum.

Die Hauptinformationsquelle ist die in [4] angegebene Internetadresse, die unter „Program“ eine Darstellung und Beschreibung des Systems THAAD bietet beziehungsweise weiterführende, ergänzende und auch brauchbare Links anbietet.

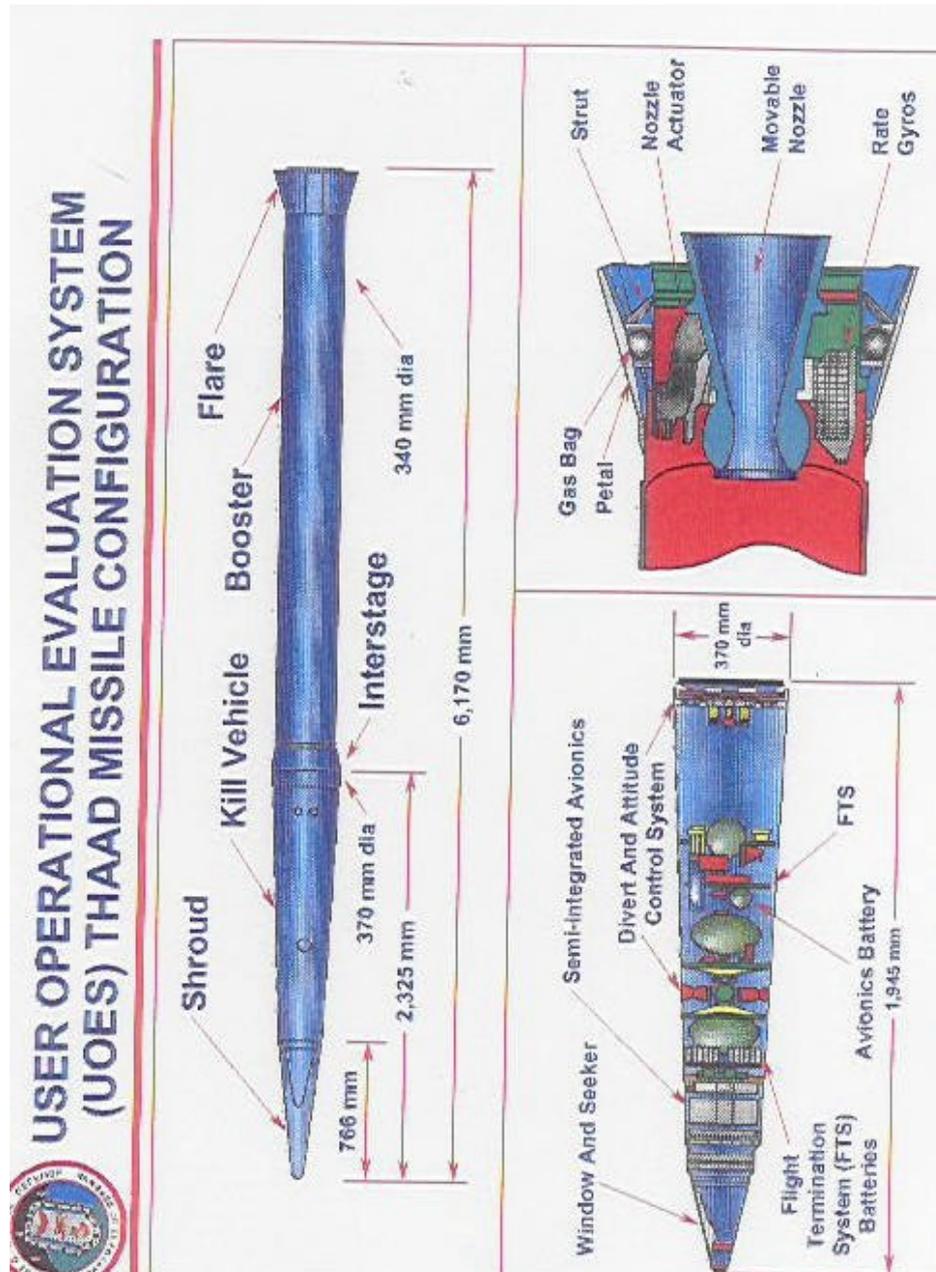


Abb. 4.1 Der Flugkörper THAAD

In Abbildung 4.1 ist im oberen Teil der gesamte Flugkörper, wie er unmittelbar nach Verlassen des Startrohres aussieht, ersichtlich. Links unten sieht man das Kill Vehicle und rechts unten die Düsensection. Der Flugkörper ist

flügellos. Um eine aerodynamische Stabilität zu erreichen, wird statt Heckflügeln ein sogenannter „flare“, der Heckkonus (Abb. 4.1 rechts unten), ausgefahren. Dieser „flare“ besteht aus fächerartig angeordneten Metallblättern, die im Startrohr am Flugkörperheck anliegen. Nachdem die Rakete das Startrohr verlassen hat, werden durch die Abgase kleine „Ballons“ gefüllt, die den Fächer zum Konus aufspreizen. Eine mechanische Verriegelung verhindert in der Folge ein Wiedereinklappen des „flares“. Die Bedeutung des „flares“ besteht darin am Heck Luftwiderstand zu erzeugen, dadurch den aerodynamischen Luftangriffspunkt hinter den Schwerpunkt des Flugkörpers zu ziehen um damit eine aerodynamische Stabilität zu erreichen. Die Steuerung des Flugkörpers in der Antriebsphase erfolgt primär mittels Schubvektorsteuerung. Um ein rascheres Schwenken des Flugkörpers zu erreichen beziehungsweise um ihn zu stabilisieren, kann offenbar [17] auch der Querschubmodul des Kill Vehicle eingesetzt werden.

Die Schubvektoranlage wie auch der Querschubmodul bewirken keine Querbewegung des gesamten Flugkörpers, sondern bringen ihn auf den erforderlichen Anstellwinkel. Die Aerodynamik baut dann die gewünschte Querbewegung auf. Der Einsatz des Querschubmoduls in dieser Flugphase ist jedoch kritisch, da die Treibstoffvorräte des Moduls reduziert werden, die dann für die Steuerung des Kill Vehicles im Endanflug an das Ziel erforderlich sind.

Das Startgerät ist zwar via LKW-Aufstellung in eine grobe Ausrichtung zum erwarteten TBM-Anflug einstellbar, aber Vorhalte sind dadurch nicht zu bewerkstelligen. Die Flugbahn der ersten Flugphase verläuft daher mitunter turbulent (siehe Abb. 4.2). Dieses Verhalten wird auch „Energiemanagement“ genannt.



Abb. 4.2: Start einer THAAD-Rakete

Es sollen dabei zwei Aufgaben gelöst werden:

- ?? Bei „Seitenbekämpfungen“ (die TBM-Flugbahn kann 100 km und mehr seitlich an der Feuerstellung vorbeiführen) muss mit Vorhalt geflogen werden. Die Ausrichtung des Flugkörpers auf diesen Vorhalt ist nur in der ersten Flugphase möglich, da bei höheren Fluggeschwindigkeiten keine ausreichende Energie zu den erforderlichen Bahnkorrekturen mehr aufgebracht werden kann.
- ?? Da in der Regel eine möglichst große Trefferhöhe und Trefferentfernung erzielt werden soll, ist man normalerweise bestrebt, rasch, das heißt auf steiler Flugbahn, die dichten Luftschichten zu überwinden. Das bedeutet, dass für die Bekämpfung von kurzreichweitigen und damit niedrig fliegenden TBM's (z.B. SCUD-B) nach Brennschluss des Triebwerkes von THAAD der Flugkörper zu schnell und zu hoch unterwegs ist, sodass auch sofortige Korrekturmanöver zu keinem Treffer führen. Nach [18] muss in diesen Fällen quasi Energie „vernichtet“ werden. Ein Feststofftriebwerk ist nicht regelbar. Durch „energiekonsumierende“ Flugmanöver wird eine Anpassung an die Zielkinematik versucht.

Die in Abbildung 4.2 ersichtliche „geschwungene“ Flugbahn setzt sich also aus einer azimutalen Richtungsänderung (=Vorhalt), einer Höhenkorrektur (flachere Flugbahn um gezielt einen höheren Luftwiderstand zu suchen) und den für ein geregeltes System (schwingfähig entsprechend einem regelungstechnischen System 2. Ordnung) typischen gedämpften Schwingungen zusammen. Die Abbildung 4.2 stammt von Testschüssen die gegen SCUD-B ähnliche Ziele durchgeführt wurden. Der Eindruck von sehr steilen Flugwegpassagen in Abbildung 4.2 ist auch durch die Perspektive zu interpretieren. Ein zur Kamera oder sich von ihr wegbewegender Lenkflugkörper erscheint steil fliegend.

Der Booster arbeitet mit einem Feststofftriebwerk mit der Brenndauer ? 20 Sekunden [19]. Nach [18] liegt die Geschwindigkeit von THAAD bei Brennschluss um etwa 2600m/s. Nach [20] fliegt nach Brennschluss der gesamte Flugkörper noch „mehrere Minuten“ ohne Lenkung dem Ziel entgegen um dann die Separation des Kill Vehicle durchzuführen.

Anmerkung:

Aus den Simulationen und elementaren physikalischen Gegebenheiten ist die Angabe von „mehreren Minuten“ sicher nicht zutreffend. Die Bordenergieversorgung (Thermalbatterie) hat nach allgemeiner Erfahrung sowie auch nach [18] eine maximale Dauer von etwa 4Minuten. Auch die kinematische Entwicklung des Abfangprozesses erfordert ein früheres Lenken. Eine Lenkung/Steuerung des gesamten THAAD-Flugkörpers mit ausgebranntem Triebwerk ist nicht möglich. Die Querschubanlage im Kill Vehicle kann nur den Gesamtflugkörper drehen wie in der Startphase, jedoch befindet man sich in dieser Flugphase bereits so hoch, dass der dünneren Luft wegen keine ausreichenden Querschleunigungen aerodynamisch mehr aufbaubar sind. Daher

erscheint es weit wahrscheinlicher, dass in Abhängigkeit von der Ziel-Flugkörperdistanz die Separation erfolgt.

Das Kill Vehicle besteht im wesentlichen nur aus dem IR-Suchkopf, dem Querschubmodul mit Vorratstanks, einer Lageregelung und der elektrischen Energieversorgung. Der Querschubmodul besteht aus 4 kreuzförmig angeordneten, individuell regelbaren kleinen Flüssigkeitstriebwerken. Da die Düsen direkt am Schwerpunkt des Kill Vehicles angreifen, können sie den Körper seitlich „verschieben“, also die erforderliche Querbefleunigung für Flugbahnänderungen aufbringen. Es gibt ja in diesen Höhen praktisch keine zur Steuerung nutzbaren aerodynamischen Kräfte. Das bedeutet aber auch, dass es keine aerodynamische Folgsamkeit gibt (siehe Anhang A) und daher sind am Heck des Kill Vehicles ebenfalls kleine Düsen zur Lageregelung angebracht. Flüssigkeitstriebwerke für den Querschubmodul werden deshalb verwendet, weil über elektrisch ansteuerbare Ventile der Treibstoffzufluss und damit die Brenndauer und die Schubstärke gut geregelt werden können. Der Vorrat an Flüssigtreibstoff limitiert die Steuerbewegungen des Kill Vehicles. Es gibt keinen Gefechtskopf. Das Ziel wird mit „hit to kill“ vernichtet.

In Abbildung 4.1 ist über dem IR-Suchkopf eine aus zwei Hälften bestehende Schutzhülle („Shroud“) ersichtlich. Diese Hülle dient dazu, während des Fluges durch die dichteren Atmosphärenschichten eine aerodynamische Aufheizung des IR-Domes (= die Saphirhülle vor dem Suchkopf) zu vermeiden, da ein heißer Dom störende IR-Strahlung produzieren würde. Nach [18] soll der Abwurf der Schutzhülle erst etwa zwei Sekunden vor dem Treffer erfolgen, doch sprechen einige Gedanken für einen früheren Abwurf (Abwurf gemeinsam mit der Boosterseparation).

- ?? Sollten beim Abwurf auch nur kleine Probleme auftreten (z.B. kleine Impulsasymmetrien), können daraus folgende Bahnfehler nicht mehr korrigiert werden. Im Gegensatz dazu sind derartige kleine Fehler zu einem früheren Zeitpunkt sehr leicht kompensierbar.
- ?? Der „große“ Abwehrflugkörper GBI (Ground Based Interceptor = modifizierte MINUTEMAN-Rakete) setzt seinen IR-Suchkopf nach Brennschluss der letzten Triebwerksstufe frei [21].

4.1.2. Bisherige THAAD-Testschüsse

Die nachfolgende Tabelle 4.1 gibt einen kurzen Überblick hinsichtlich der bisherigen Testschüsse mit THAAD.

Zusammenfassung der THAAD-Flugversuche bis 08/99

| Flug Nr. | Datum | Aufgabenstellung | Anmerkungen |
|----------|----------|--|---|
| 1 | 21/04/95 | Plan: Test von Hauptmotor, Steuerungssystem gesamt und vom Kill Vehicle, Separation (Kill-Vehicle-Antriebsmotor), Abtrennen der Suchkopfhülle, Detektorkühlung und der Selbstzerstörung. | Versuch erfolgreich. |
| 2 | 31/07/95 | Plan: Test von Steuerung und Lenkung, Einhaltung des Kurses, Separation, Data-Link-Test mit Impulsen von „Ersatz“-Radar für virtuelles Ziel. | Flug wurde abgebrochen, weil das Flare vom Booster sich nicht beim Start entfaltet hat, Kill Vehicle-Geschwindigkeit überstieg vorgesehene Werte. |
| 3 | 13/10/95 | Plan: Test des Suchkopfes im Auffass-Verfolgemodus gegen reales Ziel. Erprobung des THAAD-Radars (aber nicht als Primär-Radar verwendet). | Versuch in Ordnung. Ein Treffer war nicht vorgesehen. |

Zusammenfassung der THAAD-Flugversuche bis 08/99 (Fortsetzung)

| Flug Nr. | Datum | Aufgabenstellung | Anmerkungen |
|----------|----------|---|---|
| 4 | 13/12/95 | Plan: 1. Treffer. | THAAD-Radar war auf „shadow-mode“, (Ziel, Kill-Vehicle und Abtrennen der Suchkopfschutzhülle detektiert). Erstes Data-Link-Signal fehlerhaft ? starkes Flugmanöver. Prinzipiell: Alle Systeme o.k. <u>Kein Treffer</u> , da zu wenig Treibstoff für Kill-Vehicle-Steuerung wegen o.g. Fehler vorhanden. |
| 5 | 22/03/96 | Plan: 1.Treffer. Start von Einsatzlauncher. | <u>Kein Treffer</u> da Separation von Kill-Vehicle versagte. Selbsterlegung wurde aktiviert. |
| 6 | 07/09/96 | Plan: 1. Treffer. | <u>Kein Treffer</u> , Suchkopf (Elektronik) versagte. |
| 7 | 06/03/97 | Plan: 1. Treffer. Getestet wurde ferner das Zusammenspiel aller THAAD-Systemelemente. | <u>Kein Treffer</u> . In der frühen Flugphase fehlerhaftes Flugverhalten. Bodensysteme alle o.k. Ursache unbekannt? |
| 8 | 12/05/98 | Plan: 1. Treffer. | Lenkwaffe verlor Steuerung kurz nach dem Start, <u>kein Treffer</u> . |
| 9 | 29/03/99 | Plan: 1. Treffer. | <u>Kein Treffer</u> , aber: Naher Vorbeiflug auf etwa 12 m. Fehler in der Querschubanlage nach 23 s, Verlust der Telemetrie nach 58 s. |
| 10 | 10/06/99 | Plan: 1. Treffer. | Treffer in großer Höhe erreicht. Ein „hit-to-kill“-Intercept ist technisch durchführbar. |
| 11 | 02/08/99 | Plan: 2. Treffer. Ziel: Re-entry-Vehicle. | Treffer auf Re-entry-Vehicle außerhalb der Erdatmosphäre erzielt. |

Tabelle 4.1

Trotz mancher Fehlschläge scheint die technische Machbarkeit des Systems außer Frage zu stehen. Man darf bei derartigen technischen Großprojekten in der Testphase nicht jene Zuverlässigkeiten erwarten, die Geräte der täglichen Nutzung (z.B. Autos, Flugzeuge, etc.) suggerieren.

4.1.3. Modellierung mit PRODAS

Um die für die Simulation erforderlichen mechanischen und aerodynamischen Daten zu ermitteln, ist eine Modellierung für das Programm PRODAS notwendig. Dabei wird die Gesamtrakete, als auch getrennt davon das Kill Vehicle, berechnet.

Die Basis für die geometrischen Verhältnisse bildet Abbildung 4.1. [4]. Als Startmasse der Rakete werden 600 Kilogramm gemäss [17] angenommen.

Der Referenzdurchmesser wird mit 0,34 m festgelegt und entspricht damit nicht dem größten Durchmesser der Rakete, sondern dem Durchmesser des Boosterrohres. Dieser Ansatz erscheint hier zweckmäßiger.

Die C_{x0} -Werte (= Basisluftwiderstand) werden mit dem Faktor 1,2 multipliziert. Aus der Erfahrung mit PRODAS ist bekannt, dass dieses Programm etwas zu niedere C_{x0} -Werte liefert. Außerdem gelingt mit den höheren C_{x0} -Werten eine sehr gute Übereinstimmung mit der geforderten Maximalgeschwindigkeit (nach Brennschluss) von $v_0 \approx 2600 \text{ m/s}$ gemäß [18].

Die Modellierung des Kill Vehicles wurde so gestaltet, dass der Schwerpunkt praktisch am Ort der Querschubdüsen zu liegen kommt. Als Masse des Kill Vehicles wird mit PRODAS ein Wert von rund 40 Kilogramm ermittelt. Es fehlen Daten zur Masse des realen Kill Vehicles von THAAD, jedoch gibt Defense News [30] für einige geplante Kill Vehicle-ähnliche Flugkörper die folgenden Massen an:

| | |
|--------------------------------------|-------|
| ?? Navy Theater Wide Missile: | 30 kg |
| ?? Sogenanntes 8-Pack Missile: | 40 kg |
| ?? Neues sogenanntes 6-Pack Missile: | 50 kg |

Alle drei Flugkörper sind Teil einer eingestuften Studie über eine zukünftige seegestützte TBM-Abwehr. Aus Abbildung 4.3 ist die Modellierung des Gesamtflugkörpers ersichtlich. Die obere Darstellung zeigt die „mechanische“ Modellierung mit den Innenbaugruppen zur Berechnung von Massen, Schwerpunktlagen und Trägheitsmomenten, während die untere Darstellung die von PRODAS angesetzte „aerodynamische“ Äquivalentmodellierung wiedergibt. Analog wurde bei Abbildung 4.4. das Kill Vehicle modelliert.

Eine Zusammenstellung der erhaltenen Werte und Koeffizienten findet sich in Anhang C.

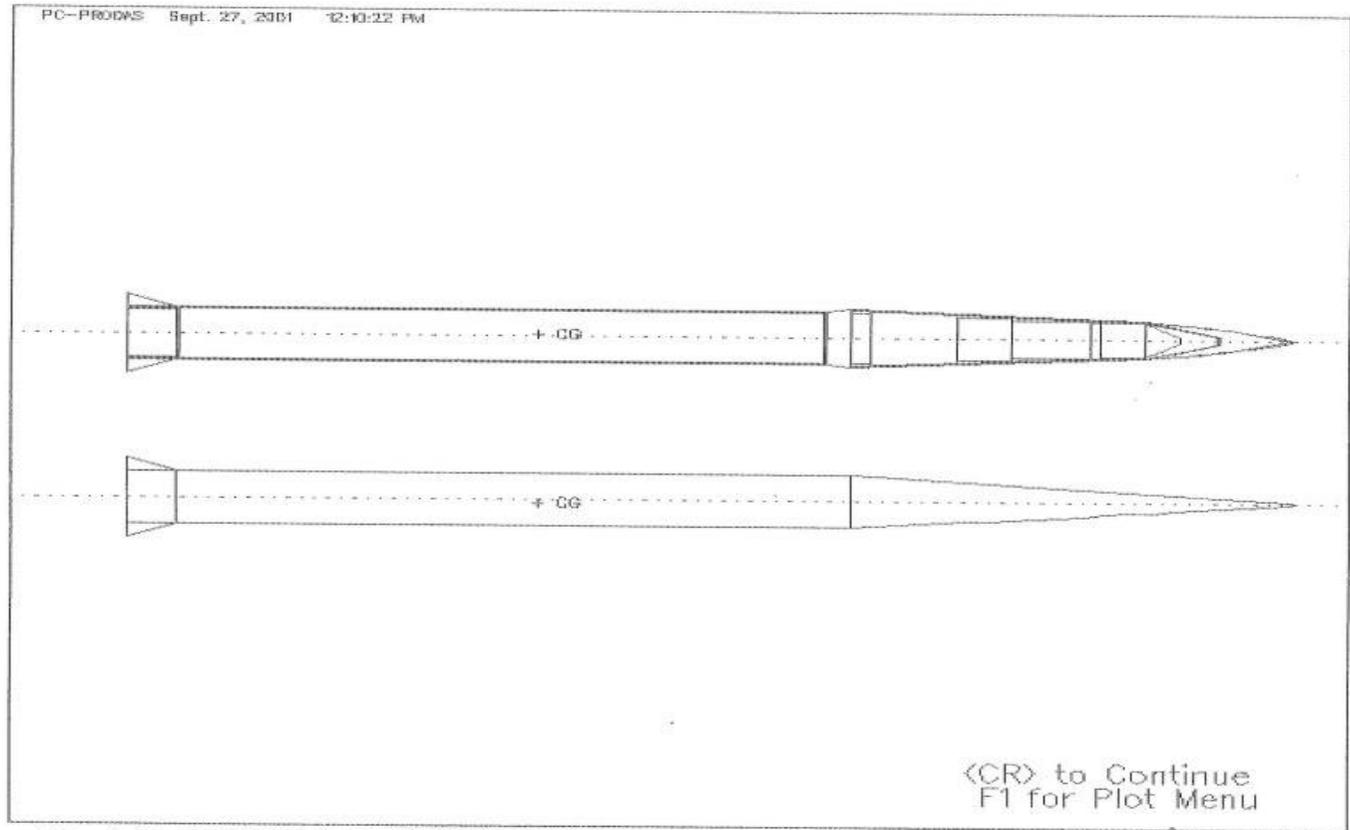


Abb. 4.3: PRODAS-Modell THAAD-Gesamtflugkörper

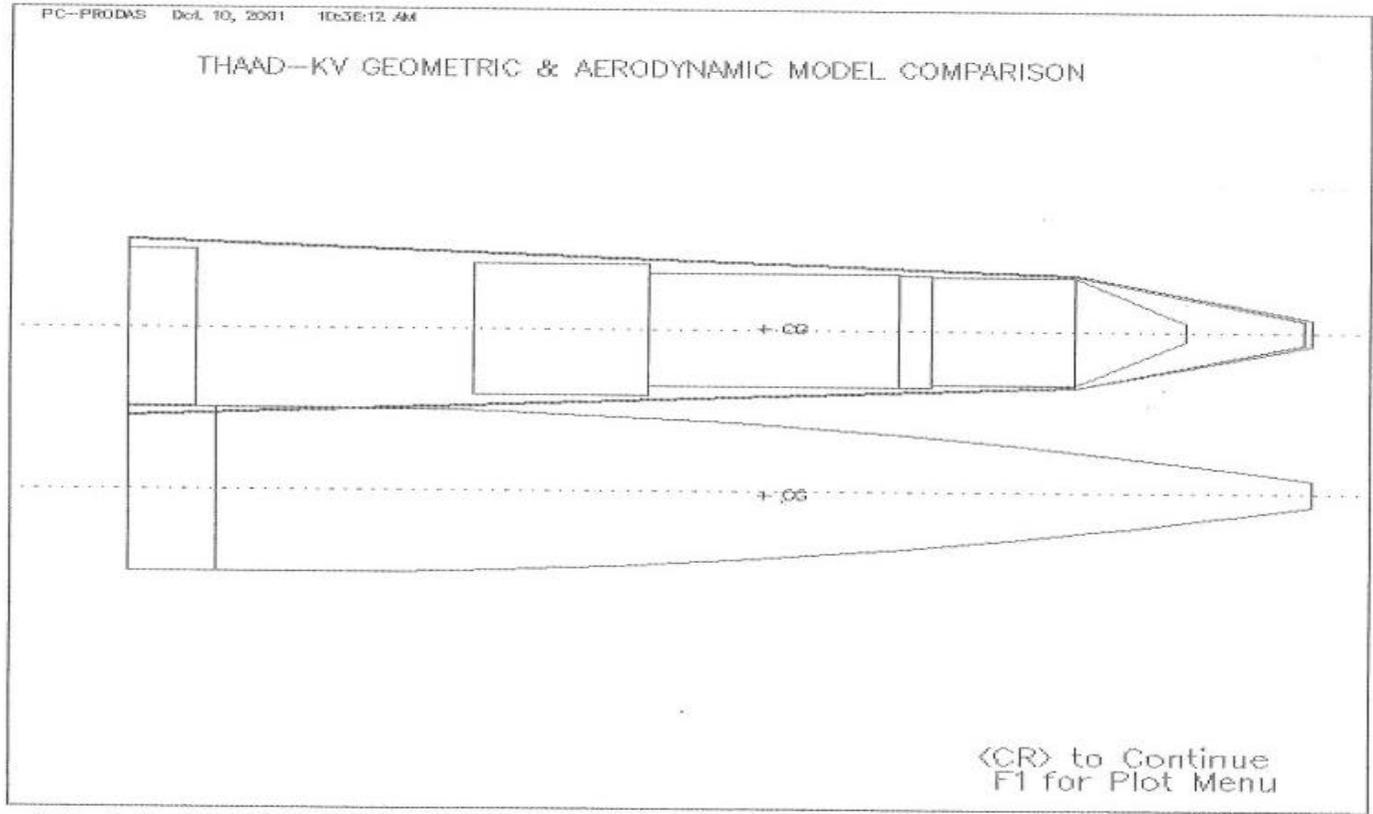


Abb. 4.4: PRODAS-Modell THAAD-Kill Vehicle

4.1.4. Weitere Modellannahmen

?? Abschätzung des Schubes für den Booster

Es wird von einem Innenbrennertriebwerk ausgegangen. Aus Abbildung 4.1., der Annahme einer Wandstärke von 8mm, einem offenen Mittenkanal (= Brennkkanal) von $\varnothing = 8 \text{ cm}$ (= Erfahrungswert) und einer Dichte des Festtreibstoffes von $\rho = 1820 \text{ kg/m}^3$ (typischer Erfahrungswert) folgt eine Treibstoffmasse $m_{tr} = 480 \text{ kg}$. Weiters wird ein für ein modernes Triebwerk typischer Wert des spezifischen Impulses von $I_{spez} = 2600 \text{ m/s}$ angesetzt. Dieser Wert erscheint im Lichte heutiger Feststoffantriebe realistisch. Bei 20 Sekunden Brenndauer [19] ergibt sich somit ein Schub von 62,4 kN.

?? Separation des Boosters

Die Separation erfolgt zwischen 20 Sekunden und maximal 40 Sekunden Flugzeit. Der Brennschluss steht mit 20 Sekunden fest. Wenn nun innerhalb der Zeit zwischen Brennschluss und 40 Sekunden Flugzeit der Abstand TBM-THAAD unter 150 Kilometer fällt, erfolgt die Separation. Bei 40 Sekunden Flugzeit wird auf jeden Fall separiert. Der Wert von 150 Kilometer hat sich aus simulierten Testschüssen ergeben und stellt einen Kompromiss dar zwischen „Energieerhalt“ (Bewegung des Gesamtflugkörpers) zu den Treibstoffressourcen des Kill Vehicles, um dieses ins Ziel lenken zu können.

?? Data Link

Es gibt keine hierfür brauchbaren Aussagen in den verfügbaren Informationsquellen. Daher wird angenommen:

| | |
|-------------------------|--------|
| ☞☞ Data Link-Beginn: | 19,9 s |
| ☞☞ Data Link-Intervall: | 2,0 s |

Das heißt, der Flugkörper erhält ab 19,9 Sekunden alle zwei Sekunden die aktuelle Position und Geschwindigkeit des Zieles übermittelt. Diese Annahmen unterliegen folgenden Begründungen:

In der Antriebsphase sollen im wesentlichen die dichten Atmosphärenschichten rasch durchflogen werden. Außer der Zielinformation am Start zur Einstellung des azimutalen Vorhaltes beziehungsweise einer eventuell niedrigeren Flugbahn besteht kein wirklicher Informationsbedarf. Erst mit Brennschluss des Boosters und einer möglichen folgenden Separation des Kill Vehicles vom Booster wird das erste Data Link wirklich benötigt. Für das Data Link-Intervall von zwei Sekunden spricht, dass ein längeres Intervall zu Problemen bei der Lenkgenauigkeit führen kann, wie dies Simulationen zeigen. Gemäss Anhang B, Kapitel 3.2. benötigt man zur Erfassung eines Sichtsektors von $5^\circ \times 5^\circ$ etwa 1,32 Sekunden. Da vom Feuerleitradar neben dem Ziel/den Zielen auch der Abwehrflugkörper verfolgt werden muss, scheint ein kürzeres Intervall als 1,5 Sekunden nicht

realistisch zu sein. Wären kürzere Intervalle möglich, könnte man gegebenenfalls auch auf den Suchkopf im Kill Vehicle verzichten, was aber nicht der Fall ist.

?? Lenkgesetz

Es wird eine Proportionalnavigation angenommen. Die Wahl dieses Lenkverfahrens scheint, speziell für den Zielendflug, eine sichere Wahl. Da hinsichtlich der „Feinheiten“ des Lenkgesetzes nichts bekannt ist, wird eine elementare Proportionalnavigation mit einem wesentlich höheren Wert für die reduzierte Proportionalkonstante angenommen ($K=10$). Dies hat sich als günstig herausgestellt. Näheres zum Lenkgesetz siehe Anhang D.

?? Querschubmodul des Kill Vehicles

Aus der Abbildung 4.1. ergibt sich das ungefähre Volumen der Flüssigtreibstofftanks. Mit einer Dichte von $\rho \approx 1.6 \text{ g/cm}^3$ (ein typischer Wert) erhält man etwa $m_{ts} \approx 10 \text{ kg}$ Treibstoff. Unter Zugrundelegung des absolut maximal möglichen spezifischen Impulses von $I_{spez} \approx 5000 \text{ m/s}$, ergibt sich ein gesamter verfügbarer Impuls von $I_{ges} \approx 50000 \text{ Ns}$. Entsprechend den tatsächlich aufgebrachtten Querschleunigungskräften wird der Masseverbrauch (= Flüssigtreibstoff) ermittelt und in Abzug gebracht. Damit ergibt sich eine impulsmäßige Limitierung der Kill Vehicle Querschleunigung. Ferner wird angenommen, dass die vier Querschubtriebwerke einzeln und in variabler Stärke ansteuerbar sind. Auf diese Weise kann in jede Richtung senkrecht auf die Kill Vehicle-Achse eine Querschleunigung aufgebaut werden. Eine Begrenzung der Stärke der Querschleunigung ist mit 50 g vorgesehen.

?? Modellierung des Energiemanagements

Die Aufgaben des Energiemanagements in der ersten Flugphase von THAAD wurden in Kapitel 4.1.1. „Allgemeine Systembeschreibung“ bereits erläutert. Für die Berechnung von THAAD werden angenommen:

⚡ Bis 0,5 Sekunden nach dem Start erfolgt überhaupt keine Steuerung. Diese Phase deckt den unmittelbaren Start, das Verlassen des Startrohres und einen kleinen Flugweg zum Aufbau von etwas Geschwindigkeit ab. Zwischen 0,5 Sekunden und 10 Sekunden Flugzeit fliegt THAAD mit reiner Schubvektorsteuerung. Es wird ein maximaler Schubsteuerwinkel von 4 Grad angenommen (Erfahrungswert von modernen schubvektorgesteuerten Luft-Luft-Lenkflugkörpern). Ein gleichzeitiger Betrieb der Querschubanlage des Kill Vehicles zur Lagestabilisierung oder zur Verkürzung der aerodynamischen Zeitkonstante (=„Reaktionszeit“ des Flugkörpers) wird nicht abgebildet.

Um „Querbekämpfungen/Seitenbekämpfungen“ zu ermöglichen wird ein azimuthaler Vorhalt von $\approx 600^\circ$ (rad) eingestellt beziehungsweise geflogen. θ_z ist die in der Feuerstellung um die z-Achse in Richtung des Zieles gemessene Sichtliniendrehrate. θ_z gibt den azimuthalen Vorhalt an.

Anmerkung:

Der Vorhaltewinkel θ_z wird nicht am Start eingestellt. Azimut und Elevation des Startgerätes (Launcher) sind bekanntlich durch den Start-LKW fix. Der THAAD-Flugkörper beginnt nach 0,5 Sekunden azimuthal um den Winkel θ_z in den Vorhalt mittels Schubvektorsteuerung „einzubiegen“.

Um TBM's kurzer Reichweite (SCUD-B, AL-HUSSEIN, etc.) mit geringerem Apogäum bekämpfen zu können, wird in der Simulation versucht einen flacheren Flugwinkel in der Antriebsphase zu fliegen. Ziel ist es, eine ähnliche Bahnneigung zu fliegen wie sie das angreifende TBM im absteigenden Flugbahnast aufweist. Dies wird erreicht durch:

Vertikaler Schubvektorwinkel = 2° im Zeitintervall von 3–6 Sekunden nach dem Start. Diese Regel gilt nur für: SCUD-B und AL-HUSSEIN, nicht für : NO-DONG. Der Schubvektorwinkel liegt in der vertikalen Ebene und versucht den Lenkflugkörper tiefer zu steuern.

4.1.5. Der THAAD-Suchkopf

Zum THAAD-IR-Suchkopf liefert die Internetquelle [22] folgende Informationen:

Es handelt sich um einen abbildenden Suchkopf mit InSb-Detektoren. Die Kühlung erfolgt mit zwei Gasen (Krypton und Stickstoff). Aus [24] folgt, dass der IR-Dom, das ist der Gehäuseteil vor dem eigentlichen Suchkopf, aus Saphir gebaut ist. Die Berechnungen für das „Auffasslimit“ in Anhang E liefern einen typischen Schwellwert von

$$NEI \approx 1 \text{ pW} / \text{cm}^2$$

NEI Noise Equivalent Irradiance

beziehungsweise eventuell minimal

$$NEI_{\min} \approx 0.31 \text{ pW} / \text{cm}^2$$

im Wellenlängenbereich von $3\mu m$ bis $5\mu m$. Damit lassen sich Abschätzungen zur Auffassreichweite des Suchkopfes gegen TBM's anstellen. Der Einfachheit halber wird die Frontalansicht einer angreifenden Rakete durch eine Kugel von

Im Durchmesser dargestellt, die aerodynamisch aufgeheizt wird. Diese Aufheizung für den „Stagnationspunkt“ (= vorderer Punkt des Flugkörpers, also seine Spitze) wird im Modell RAAB näherungsweise berechnet. Als Reichweite ergeben sich die in Tabelle 4.2. ersichtlichen Suchkopf-Aufschaltreichweiten, wenn das Ziel gegen den kalten Weltraumhintergrund gesehen wird.

| Temperatur TBM-Spitze (K) | Auffassreichweite (km) |
|---------------------------|------------------------|
| 300 | 12 |
| 400 | 49 |
| 500 | 114 |
| 800 | 444 |
| 1000 | 1388 |

Tab. 4.2.: Auffassreichweite des THAAD-Suchkopfes mit $NEI \approx 1 \text{ pW/cm}^2$

Die niederen Temperaturwerte sind typisch für Kurzstrecken-TBM's wie zum Beispiel SCUD-B. Daraus folgen relativ kurze Endanflugphasen, in denen der Suchkopf aktiv ist. Typischerweise liegt dies nach den Simulationen im Bereich 2–3 Sekunden vor dem Treffer. Diese so ermittelten Daten decken sich mit den Informationen nach [8] und [18], jedoch mit dem Unterschied, dass die aktive Suchkopf-Zeitspanne von 2–3 Sekunden auf Grund der IR-Physik zustande kommt und nicht weil die Schutzabdeckung des IR-Domes erst zu diesem Zeitpunkt abgesprengt wird.

Für TBM's höherer Reichweite, zum Beispiel NO-DONG, entwickeln sich weit höhere Aufheiztemperaturen, sodass der Suchkopf wesentlich früher auf das Ziel aufschalten kann. Dies wäre einer höheren Treffgenauigkeit sehr dienlich (siehe auch die Ausführungen zum Data-Link für THAAD).

4.1.6. THAAD-Schießbereiche

Die Abbildungen 4.5 bis 4.7 (vgl. Anhang G) zeigen die bei AWT/WM berechneten Schießbereiche („footprints“) des Systems THAAD gegen SCUD-B (OE), AL-HUSSEIN (OE) und NO-DONG (OE) A.

4.1.6.1. Allgemeines zu den Schießbereichen

Wie sind die Schießbereiche zu verstehen?

Der Ursprung des eingezeichneten Koordinatensystems liegt im Einschlagpunkt der jeweils angreifenden TBM. Der Anflugweg der TBM verläuft immer entlang der positiven x-Achse, jedoch zum Ursprung hin, das heißt die x-Komponente des TBM-Geschwindigkeitsvektors ist stets < 0 . Gegen jeden angreifenden TBM-Typ werden mehrere Schießbereiche berechnet. Sie unterscheiden sich in der sogenannten „Startdistanz“. Die Startdistanz (SD) ist der Abstand „TBM ? Feuerstellung des Abwehrflugkörpers“ bei der der Abwehr-

flugkörper startet. In allen Schießbereichen sind die Startdistanzen rechts mit „SD“ und dem zugehörigen Farbcode für das Diagramm angegeben.

In der Einsatzpraxis wird es nicht immer möglich sein, den optimalen Startzeitpunkt, das heißt den optimalen Abstand TBM-Feuerstellung auszunützen, zum Beispiel wegen zu später Detektion der TBM, da vielleicht keine Satellitendaten verfügbar sind.

In den vorliegenden Schießbereichen wird nun unabhängig von den Detektionsdistanzen die rein kinematische Leistungsfähigkeit des Abwehrflugkörpers untersucht. Neben der für jeden Einzelschießbereich festgelegten Abfeuerungsdistanz gilt zusätzlich, dass eine TBM-Bekämpfung nur dann startet wenn sich die angreifende Rakete in einer Höhe von mehr als 5 Kilometer befindet. Das heißt, ein Start der Abwehrrakete, wenn die TBM quasi an ihrer Startrampe entlangsteigt, ist hier nicht vorgesehen (in der Praxis wegen der Zeitverzögerungen bei der Alarmierung).

Die Kurve eines Schießbereichs umschließt nun all jene Orte, an denen eine Feuerstellung des Abwehrflugkörpers positioniert sein darf, um einen Treffer (hit to kill) gegen die angreifende TBM zu erzielen, die ihren Aufschlagpunkt, siehe oben, im Koordinatenursprung hat. Mit anderen Worten: Ein Schuss von einer Feuerstellung innerhalb des Schießbereichs, auch als „geschützte Fläche“ bezeichnet, führt zu einem Treffer, ein Schuss von einer außerhalb des Schießbereiches positionierten Feuerstellung verfehlt die TBM.

Die Form der Schießbereiche:

Die in den Schießbereichsdarstellungen gezeigten Kurven stellen immer nur die „obere“ Hälfte (+y-Achse gegen x-Achse) dar. Die x-Achse bildet eine Symmetrieachse, das heißt der vollständige Schießbereich wird erhalten indem alle positiven y-Werte um die x-Achse in den negativen y-Achsenbereich gespiegelt werden. Der einfacheren Darstellung wegen wird darauf aber jetzt verzichtet.

Aus der Erfahrung mit Darstellungen von Lenkflugkörperschießbereichen bei der boden- oder luftgestützten Fliegerabwehr sind im allgemeinen „harmonische“ kreis- bis birnenförmige Schießbereiche bekannt. Es muss aber nun mit Nachdruck darauf verwiesen werden, dass in diesen „geläufigen“ Fällen das Ziel – ein Kampfflugzeug – oftmals als gleichförmig horizontal geradeausfliegend angenommen wird. Schießbereiche gegen stark manövrierende Flugzeuge, zum Beispiel wenn eine Ausweichkurve mit hohem g-Wert geflogen wird, zeigen auch mitunter „ungewöhnliche“ Formen.

Hier haben wir es jetzt mit TBM's als Zielobjekten zu tun. Die Abbildungen 2.6, 2.16 und 2.25 zeigen das sehr wechselvolle Geschwindigkeitsverhalten der drei untersuchten TBM-Typen. Ferner ist auch klar, dass innerhalb sehr kurzer Zeiten große Höhenintervalle durchflogen werden. Der Flug einer TBM ist hochdynamisch und mit dem relativ „zahmen“ Flugverhalten von Kampfflugzeugen nicht vergleichbar. Dies erklärt die mitunter sonderbar erscheinenden Ausformungen der Schießbereiche von Abwehrflugkörpern gegen TBM's.

Was wird als Treffer gewertet?

Es werden „hit to kill“-Treffer gefordert. Durch das Fehlen eines Gefechtskopfes sowie eines Annäherungszünders muss die Abwehrrakete/Kill Vehicle die TBM direkt treffen. Um einen „satten“ Treffer sicherzustellen wird eine maximale Ablage des Flugkörpers im Ziel von 0,25 m festgelegt. Dies erscheint bei einem Durchmesser einer TBM von 0,85 m (z.B. SCUD-B, und AL-HUSSEIN) als angebracht.

4.1.6.2. Diskussion der THAAD-Schießbereiche

a) THAAD ? SCUD-B (OE) in Abbildung 4.5 (vgl. Anhang G)

Es sind die Bereiche für die Startdistanzen 100 Kilometer, 200 Kilometer, 300 Kilometer und 400 Kilometer ersichtlich.

Die rechte Begrenzung der Schießbereiche für die Startdistanzen (=SD) von 200 Kilometer, 300 Kilometer und 400 Kilometer ist für alle gleich, da eine Bekämpfung erst beginnen kann wenn sich die SCUD-B (OE) in 5 Kilometer Höhe befindet. Die rechte obere Begrenzung ist ein „fließender Übergang“. Der Hinweis „Einzeltreffer möglich“ besagt, dass in dieser Zone Einzeltreffer, aber auch „Trefferinseln“ vorhanden sind, jedoch jene Grenze gewählt wurde, innerhalb der keine „Löcher“ vorliegen (Ausnahme SD = 100 km). Diese „Trefferinseln“ entstehen vor allem wegen der wechselnden hochdynamischen Flugbahnkinematik der SCUD-B (OE).

Die Zone für SD = 100 Kilometer zeigt von $x = 40$ Kilometer bis $x = 160$ Kilometer ein Loch. Als Ursache ergibt sich, dass die SD = 100 Kilometer dazu führt, dass der Schuss gerade in den steilen Flugbahnabschluss der TBM fällt und das bei relativ direktem Überflug (kein elevatorischer Vorhalt). Ein etwas größerer Seitenabstand erleichtert die Kinematik, speziell da das Seitenvorhaltverfahren wirksam wird.

Daten von SCUD-B (OE) in Abbildung 4.5: (vgl. Anhang G)

| | |
|--------------------|---------|
| ?? Programmwinkel. | 42 ° |
| ?? Brennzeit: | 71,68 s |
| ?? Schussweite: | 300 km |

Für den Einsatz wäre daher abzuleiten dass:

?? eine Positionierung der Abwehrstellung von mehr als etwa 160 Kilometer vor dem erwarteten Einschlagort, beziehungsweise näher als 140 Kilometer an der TBM-Startposition, nichts einbringt.

?? eine SD von mindestens 300 Kilometer anzustreben ist (Detektion!)

?? bei einer SD ~ 400 Kilometer sich eine geschützte Fläche von etwa 124 000 Kilometer² ergibt.

- b) THAAD ? AL-HUSSEIN (OE) in Abbildung 4.6 (vgl. Anhang G)
 Es sind die Bereiche für die Startdistanzen 200 Kilometer, 300 Kilometer, 400 Kilometer 500 Kilometer und 600 Kilometer ersichtlich.
 Der Flug der AL-HUSSEIN-Rakete wurde auf exakt 600 Kilometer Schussweite eingestellt. Unter diesen Bedingungen bricht der Flugkörper erst in 1.3 Kilometer Höhe. Davor findet ein starker Torkelflug statt. Der Höhenbereich der Treffer liegt aber über dem Beginn des starken Torkelfluges, sodass dadurch keine zusätzliche Beeinflussung der Ergebnisse vorliegt. Die Lage der SD zeigt, dass ein genaues „Timing“ für die optimale SD erforderlich ist.
 Eine Steigerung des SD von 500 Kilometer auf 600 Kilometer bringt mehr Einbuße an Schießbereich als Gewinn. Der Übergang der SD von 300 Kilometer auf 200 Kilometer zeigt praktisch nur Schießbereichsverluste. Somit liegt der optimale SD-Bereich zwischen SD = 300 Kilometer und SD = 500 Kilometer.
 Die scharfen rechten Begrenzungen der Schießbereiche kommen daher, dass der Flugkörper THAAD während der Triebwerksbrennzeit – vom anfänglichen Energiemanagement abgesehen – nicht gelenkt wird. Bei Lenkbeginn ist es aber dann zu spät für Kurskorrekturen, beziehungsweise liegt nicht genügend Treibstoff für die Querschubanlage des Kill Vehicles vor. Die Zacken in den Schießbereichsgrenzen im rechten oberen Bereich spiegeln die TBM-Dynamik wider.

Daten von AL-HUSSEIN (OE) in Abbildung 4.6: (vgl. Anhang G)

| | |
|-------------------|---------|
| ?? Programmwinkel | 38 ° |
| ?? Brennzeit: | 88,86 s |
| ?? Schussweite: | 600 km |

Für den Einsatz wäre daher abzuleiten dass:

- ?? eine nähere Aufstellung der THAAD als etwa 200 Kilometer an die TBM Startstellung keinen Erfolg bringt .(= etwa 400 km vor der erwarteten Einschlagstelle)
- ?? die SD zwischen 300 Kilometer und 500 Kilometer betragen soll. Diese Abstimmung erfolgt im Bereich „Battle Management“.
- ?? eine geschützte Fläche von etwa 224 000 km² unter optimalen Bedingungen möglich wäre.

- c) THAAD ? NO-DONG (OE) A in Abbildung 4.7 (vgl. Anhang G)
 Es sind die Bereiche für die Startdistanzen 200 Kilometer bis 1000 Kilometer in Schritten von 100 Kilometer ersichtlich.
 Der optimale SD-Bereich liegt zwischen SD = 700 Kilometer und SD ~ 900 Kilometer. Die Schießbereiche zeigen eindrucksvoll die Abnahme der Leistungsfähigkeit des Systems THAAD wenn die Startdistanzen abneh-

men; etwa wenn eine Voreinweisung des GBR durch Satelliten ausfällt. Da die Schussweite dieses TBM-Typs mit 1415 Kilometer in Relation zu den Schussweiten von THAAD relativ groß ist, erfolgt die Bekämpfung primär im absteigenden Flugbahnast der TBM. Im Gegensatz dazu stehen die Bekämpfungen von SCUD-B (OE) und AL-HUSSEIN (OE), wo auch der aufsteigende Flugbahnast sowie der Apogäumbereich mit all den kinematischen Herausforderungen für das Abwehrsystem zur Geltung kommen. So gesehen ist die Bekämpfung von NO-DONG (OE) etwas „harmonischer“, was in relativ gleichmäßigen Schießbereichskurven ab SD = 600 Kilometer aufwärts seinen Ausdruck findet.

Von SD = 500 Kilometer zu kleineren SD-Werten hin zeigt sich neben einer Verkleinerung des Schutzbereiches eine immer deutlichere „Hornbildung“ im vorderen Bereich. Dieser Effekt ist wieder damit zu erklären, dass die Bekämpfung im direkten Überflug wegen des fehlenden elevatorischen Vorhaltes schwieriger ist als bei größerer seitlicher Versetzung der THAAD-Feuerstellung (Nutzung des Azimutalvorhaltes). Bei AWT/WM wurden Versuche unternommen einen besseren allgemeinen Vorhaltealgorithmus zu finden, doch zeigt es sich, dass gegen die Dynamik der niederstürzenden TBM keine bessere Lösung als die stets verwendete gefunden wurde.

Anmerkung:

Was nicht heißt, dass die reale THAAD nicht doch einen „Trick“ auf Lager hat!

Um ein Gefühl für die verfügbaren Zeiten zwischen den Startdistanzen zu bekommen, wurden, für eine Feuerstellung die exakt am Aufschlagort der NODONG (OE) positioniert ist, die Zeitdifferenzen ermittelt, die sich beim Übergang zwischen zwei Startdistanzenpaaren ergeben.

| Übergang von SD (km) | Zeitdifferenz (sek) |
|----------------------|---------------------|
| 800 ? 700 | 43 |
| 500 ? 400 | 36 |

Tab. 4.3: Zeitdifferenzen beim Warten von einer Startdistanz zur nächsten.

Die Tabelle 4.3 besagt, dass für einen THAAD-Start zwischen den Startdistanzen 800 Kilometer und 700 Kilometer ein Zeitfenster von 43 Sekunden offen steht. Danach wäre die Startdistanz kleiner 700 Kilometer.

Für den Einsatz wäre daher abzuleiten:

- ?? Die Startdistanzen sollten im Bereich von 700 Kilometer bis 900 Kilometer liegen. Dabei würde sich ein Schutzbereich von etwa 300 000 km² ergeben.
- ?? Fällt die Voreinweisung des GBR beziehungsweise Feuerleitradars aus, ist bei einer SD ~ 500 Kilometer zu beachten:
 - ☞ Schutzbereich etwa 116 000 km², also nur etwa 39 Prozent der optimal möglichen Zone
 - ☞ Die Feuerstellung möglichst weit (bis etwa 300 km) vor die erwartete Einschlagstelle positionieren.

Anmerkung:

Die aus [8] entnommene Darstellung (dort wird sie offenbar selbst ausgeliehen) in Abbildung 4.8 illustriert die Vorstellung, dass mit acht THAAD Feuereinheiten West- und Südeuropa gegen Mittelstrecken TBM's geschützt werden kann, sofern optimale Einweisungen (Satellitensystem SBIRS) vorliegen.

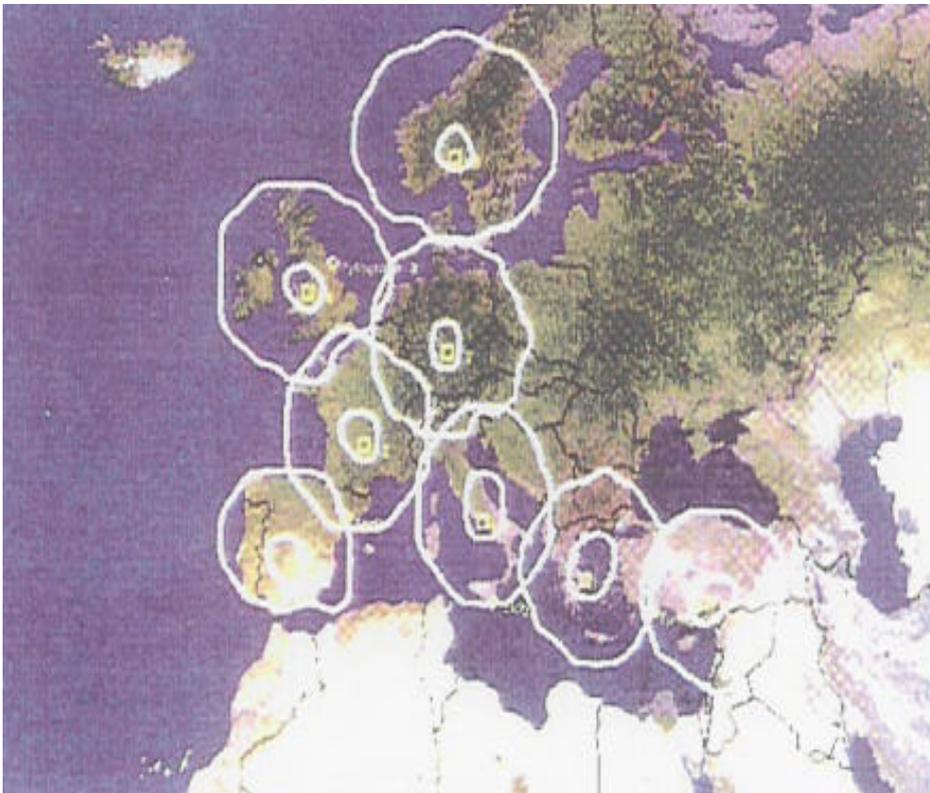


Abb. 4.8: Gemäß [8] Schutz West- und Südeuropas mit 8 THAAD Einheiten gegen ballistische Mittelstreckenraketen

Da keine Angaben über die spezielle Kinematik der angreifenden TBM's vorliegen, wird vorerst grob mit der Simulation THAAD gegen NO-DONG (OE) Abbildung 4.7 (vgl. Anhang G) verglichen. Die Abbildung 4.8 würde besagen, dass eine THAAD-Anlage zum Schutz Deutschlands genügen würde. Nach der AWT/WM Simulation wären bei einer Fläche Deutschlands von 357 000 km² etwa 84 Prozent geschützt. Die Simulationen liegen daher von der Größenordnung her richtig, doch im Detail gesehen doch etwas zu pessimistisch. Dies kann sich aber mit einer „weicheren“ TBM-Kinematik durchaus noch verbessern. Auch die Dauer der Energieversorgung (Thermalbatterie) des Kill Vehicles ist entscheidend. Den vorliegenden AWT/WM Berechnungen liegt eine Versorgungsdauer von vier Minuten zugrunde. Eine Erhöhung der Versorgungsdauer kann die Schießbereiche teilweise erweitern.

Es sei an dieser Stelle bemerkt, dass es auch einfachere TBM-Kinematikberechnungen, als sie bei AWT/WM verwendet werden, in der Literatur gibt. Dabei werden Effekte wie das „Torkeln“ von Raketen, beziehungsweise von Wiedereintrittskörpern und die damit verbundenen Auswirkungen auf ihre Flugbahn und Geschwindigkeit vernachlässigt. Solche Berechnungen dienen groben Abschätzungen und es ist durchaus möglich, dass die in Abbildung 4.8 vorliegenden Berechnungen mit solchen „vereinfachten“ TBM-Flügen erstellt wurden. Der Grundaussage von Abbildung 4.8 tut dies keinen Abbruch.

Wäre nun tatsächlich der optimale kinematische Schießbereich von THAAD eher bei den Werten der AWT/WM-Simulationsberechnungen und wären die in Abbildung 4.8 eingezeichneten Feuerstellungen bereits wohlüberlegt gewählt, hätte dies zur Folge, dass Österreich aus dem Schirm der deutschen Feuerstellung teilweise oder gänzlich herausfallen könnte.

Der Darstellung in Abbildung 4.8 sei nun ein Artikel von Herrn Dr. K.H. Allgaier über erweiterte Luftverteidigung von April 2001 [26] entgegeng gehalten. Darin wird ausgeführt, dass zum Schutze Deutschlands bei optimaler Voreinweisung zwei THAAD Feuereinheiten und bei Ausfall der Satelliten sechs Feuereinheiten erforderlich wären. Es ist anzunehmen, dass es dabei zur Überlappung der Schießbereiche kommen müsste.

Mit den Ergebnissen von AWT/WM würde dies bedeuten:

- ?? Bei optimaler Voreinweisung ergeben sich rein rechnerisch 1,2 Feuereinheiten, das heißt bei Überlappung von etwa 240 000 km² wären physisch zwei Feuereinheiten erforderlich.
- ?? Bei fehlender Voreinweisung (SD ~ 500 km) wären nachweislich 3,1 Einheiten notwendig. Fordert man die gleiche Überlappungsfläche von 240 000 km² folgen rechnerisch 5,1 Feuereinheiten oder physisch sechs Stück.

Bezogen auf die Analyse von Dr. Allgaier sind die Ergebnisse der AWT/WM Simulationsrechnungen etwas optimistischer.

Beide Literaturangaben zeigen einerseits wie unterschiedlich sich die Informationslage in der offenen Literatur derzeit gestaltet. Andererseits liegen die Ergebnisse im Bereich der Daten der Literatur und es wird damit einmal mehr unterstrichen wie notwendig eigene Berechnungen sind, um ein klares und abgerundetes Bild der Raketenabwehr zu erhalten.

Daten von NO-DONG (OE) in Abbildung 4.7 (vgl. Anhang G):

| | |
|--------------------|---------|
| ?? Programmwinkel. | 37 ° |
| ?? Brennzeit: | 86 s |
| ?? Schussweite: | 1415 km |

4.2. Der Flugkörper PATRIOT PAC3

Das System PATRIOT wurde primär als weitreichende Fliegerabwehrwaffe entwickelt. Im Zuge der sich abzeichnenden zunehmenden Bedrohung durch TBM's wurde dann ab etwa Mitte der achtziger Jahre schrittweise versucht, eine Anti-TBM Fähigkeit mit PATRIOT aufzubauen. Dies geschah und geschieht mit den PAC (= Patriot Advanced Capability). PAC1 war eine reine Softwareverbesserung auf Seiten des Bodenradars. PAC2 enthielt sowohl Verbesserungen der Software als auch der Hardware, speziell am Flugkörper die Bereiche Zünder und Gefechtskopf. Im Zweiten Golfkrieg kamen PAC1 und PAC2-Systeme mit sehr mäßigem Erfolg zum Einsatz. Die wenig zufriedenstellende Verwendung zog zuerst ein Sofortprogramm (Quick Reaktion Programm QRP) mit Verbesserungen wie zum Beispiel am Lenkverfahren und der Erfassungreichweite des Bodenradars nach sich. Für eine nachhaltige tiefgreifende Verbesserung wurde jedoch das PAC3 System initiiert. Im Rahmen des PAC3 wurde ein völlig neuer Flugkörper – auf der Basis des ERINT (Extended Range Interceptor) – entwickelt, der speziell zur Bekämpfung von TBM's kurzer und mittlerer Reichweite zum Einsatz kommen soll. Das System PATRIOT PAC3 ist die wichtigste Stütze für die TBM-Abwehr der unteren Schicht im Zusammenhang mit der gemeinsam mit THAAD projektierten zweischichtigen TBM-Abwehr. Eine ausführlichere Darstellung der Entwicklung von PATRIOT und ihrem Einsatz im Zweiten Golfkrieg kann in [1] und [5] nachgelesen werden.

4.2.1. Allgemeine Systembeschreibung PATRIOT PAC3

Das System besteht aus vier Basiselementen:

- ?? Lenkflugkörper; einstufiger Feststoffbooster mit etwa (nach [4]) fünf Mach Maximalgeschwindigkeit
- ?? Startgerät; vier auf einem LKW-Anhänger montierte Startboxen (In jeder Box befinden sich vier PAC3 Flugkörper oder je ein PAC2 Flugkörper)

- ?? Radar; für Übersicht, Zielverfolgung und zum Versorgen des Flugkörpers mit „Data Link“
- ?? ECS; Engagement Control Station; die Führungs- und Kontrolleinheit.

Es ist geplant eine PATRIOT Batterie mit acht Startgeräten in zwei Mixvarianten zu führen. Zwei bis drei Startgeräte arbeiten mit PAC3-Flugkörpern zur Abwehr von TBM's aber auch von Marschflugkörpern und 6-5 Startgeräte werden mit PAC2-Lenk Waffen zur „klassischen“ Fliegerabwehr ausgestattet. Eine Kurzbeschreibung des Systems PAC3 ist auch in einem Fact Sheet [26] nachzulesen und bildet eine der Komponenten für die AWT-Modellierung von PATRIOT. Es sei vorausgeschickt, dass die Datenlage für PATRIOT PAC3 noch dürftiger ist als für das System THAAD. Abbildung 4.9 ist die „strukturierteste“ Zeichnung des PAC3-Flugkörpers aus einem Fact Sheet [26].

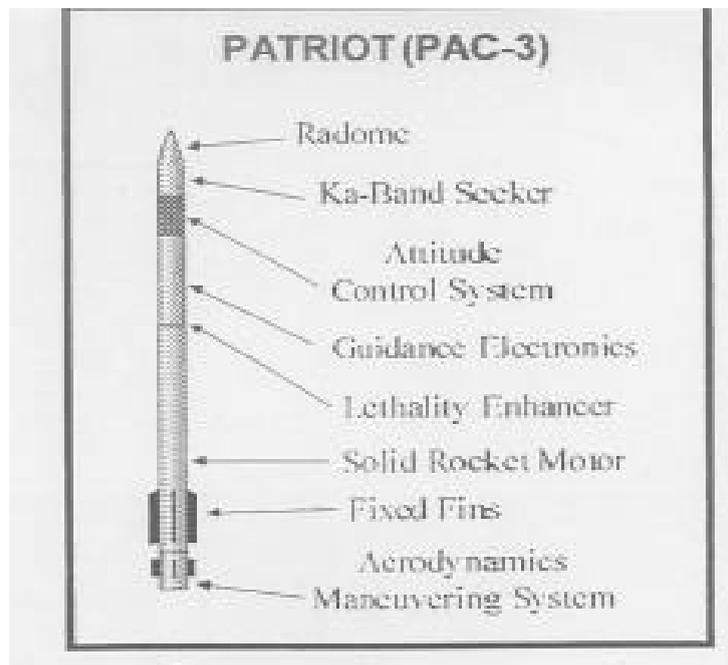


Abb. 4.9: PATRIOT PAC3-Flugkörper

Der Flugkörper wurde ausgelegt um „hit to kill“ Treffer zu erzielen. Es gibt keinen Annäherungszünder und keinen „üblichen“ Gefechtskopf, sondern einen „Lethality Enhancer“. Diese Vorrichtung besteht aus zwei Metallringen deren Segmente beim Durchgang durch das Ziel auseinandergesprengt werden.

Die erforderliche Genauigkeit für einen Direkttreffer erzielt man, da in niedrigeren und damit dichteren Luftschichten operiert wird, hauptsächlich durch eine aerodynamische Lenkung (Heckrudder) und im „Endgame“ – also kurz vor dem eigentlichen Treffer – durch das Attitude Control System (ACS). Das ACS

besteht aus 180 ringförmig angeordneten Kleinstmotoren (Thruster) [27]. Wie aus Abbildung 4.9 ersichtlich ist, liegt das ACS im Flugkörper sehr weit vorne. Damit ist klar, dass es sich nicht um eine Querschubsteueranlage (wie im Kill Vehicle von THAAD) handelt, sondern zur Beschleunigung der Nick- und Gierbewegung des Flugkörpers dient. Eine Heckrundersteuerung weist relativ lange Reaktionszeiten auf bis die gewünschten Querschleunigungen am Flugkörper wirken um die Flugbahn zu verändern. Zum Beispiel muss für ein Aufwärtsdrehen des Flugkörpers zum Aufbau einer Querschleunigung nach oben das Ruder nach unten drehen und das bedeutet kurzzeitig eine Beschleunigung nach unten; das Heck muss „hinuntergetaucht“ werden. Dies alles kostet Zeit, die in einem Hochgeschwindigkeitsendgame für Direkttreffer nicht zur Verfügung steht. Das ACS-System beschleunigt also die Drehbewegung des Flugkörpers um seinen Schwerpunkt. Die zur Flugbahnänderung erforderliche Querschleunigung wird beim PAC3-Flugkörper immer aerodynamisch über die Flugkörperzelle aufgebracht. Leider liegen bei AWT/WM keine weiteren Angaben über die „Thruster“ wie Schubstärken, Ansteuerung, etc. vor.

Die Lenkung des Flugkörpers erhält ihre erforderlichen Input-Daten in der ersten Flugphase über eine „Data Link“-Verbindung zum Bodenradar. Dabei werden die Zieldaten (Ort und Kurs der TBM) per Funk an den Flugkörper übermittelt. Bei hinreichender Nähe zum Ziel schaltet der aktive Radarsuchkopf in PAC3 für den Endanflug auf. Im Gegensatz zu den anderen PATRIOT-Flugkörperversionen, die über halbaktive Suchköpfe verfügen, arbeitet der PAC3-Flugkörper mit einem aktiven Radarsuchkopf. Siehe die prinzipiellen Erläuterungen hierzu in Anhang D.

4.2.2. Bisherige PAC3 Testschüsse

Die hierorts vorliegenden Informationen zu den bisherigen Testschüssen beschreiben leider nur die Ereignisse bis November 2000. Es handelt sich um Developmental Tests (DT), aufgelistet in Tabelle 4.4.

| Test | Datum | Anmerkungen |
|------|-------------------|--|
| DT1 | 29.9.97 | Erfolgreiche Testflüge ohne Ziel; Test des Starts, des Flugverhaltens und der |
| DT2 | 17.12.97 | Manövrierfähigkeit |
| SCF | 15.3.99 | Seeker Characterization Flight; Suchkopftest gegen ein TBM-ähnliches Ziel; so erfolgreich, dass ein Treffer erzielt wurde, ohne dass dies vorgesehen war |
| DT3 | 16.9.99 | Erfolgreicher Treffer gegen TBM-ähnliches Ziel |
| DT4 | für 12.99 geplant | Test abgebrochen und verschoben wegen Problemen mit der Suchkopfssoftware vor dem Start |
| DT5 | 15.3.00 | Erfolgreicher Treffer gegen TBM-ähnliches Ziel mit verbesserter Software |
| DT6 | 14.10.00 | Erfolgreicher Treffer gegen manövrierende TBM bei gleichzeitig vorhandenem zweiten Ziel |
| DT7 | 22.7.00 | Erfolgreicher Treffer gegen niedrig fliegendes Marschflugkörper-ähnliches Ziel |

Tab. 4.4: PATRIOT PAC3 Testflüge

Anmerkung zu DT6:

Moderne TBM-Wiedereintrittskörper können in der Endflugphase zur Verbesserung der Treffgenauigkeit noch etwas Lenken (Reduktion des CEP-Wertes). Nach den verfügbaren Informationen gibt es an der technischen Machbarkeit des Systems PAC3 keinen Zweifel.

4.2.3. Modellierung mit PRODAS

Um die für die Simulation erforderlichen mechanischen und aerodynamischen Daten zu ermitteln, ist eine Modellierung für das Programm PRODAS notwendig.

Die Basis für die geometrischen Verhältnisse bildet Abbildung 4.9 [26]. Als Startmasse der Rakete werden 321 Kilogramm sowie der Referenzdurchmesser mit 0,255 m, beides ebenfalls gemäß [26], angenommen. Die C_{x_0} -Werte (= Basisluftwiderstand) wurden mit dem Faktor 1,2 multipliziert. PRODAS liefert bekanntermaßen etwas zu niedere C_{x_0} -Werte. Außerdem gelingt mit den höheren C_{x_0} -Werten eine annehmbare Übereinstimmung mit der nach [4] geforderten Maximalgeschwindigkeit nach Triebwerksbrennschluss von etwa fünf Mach. Aus Abbildung 4.10 ist die Modellierung des Flugkörpers ersichtlich. Die obere Darstellung zeigt die „mechanische“ Modellierung mit den Innenbaugruppen zur Berechnung von Massen, Schwerpunktlagen und Trägheitsmomenten, während die untere Darstellung die von PRODAS angesetzte „aerodynamische“ Äquivalentmodellierung wiedergibt. Die eingetragene Schwerpunktlage (CG = Centre of Gravity) gilt für den Start. Mit zunehmendem Treibstoffabbrand wandert der Schwerpunkt bis kurz vor den „Doppelstrich“, der das Triebwerk vom Lethality Enhancer trennt.

Eine Zusammenstellung der erhaltenen Werte und Koeffizienten befindet sich in Anhang C.

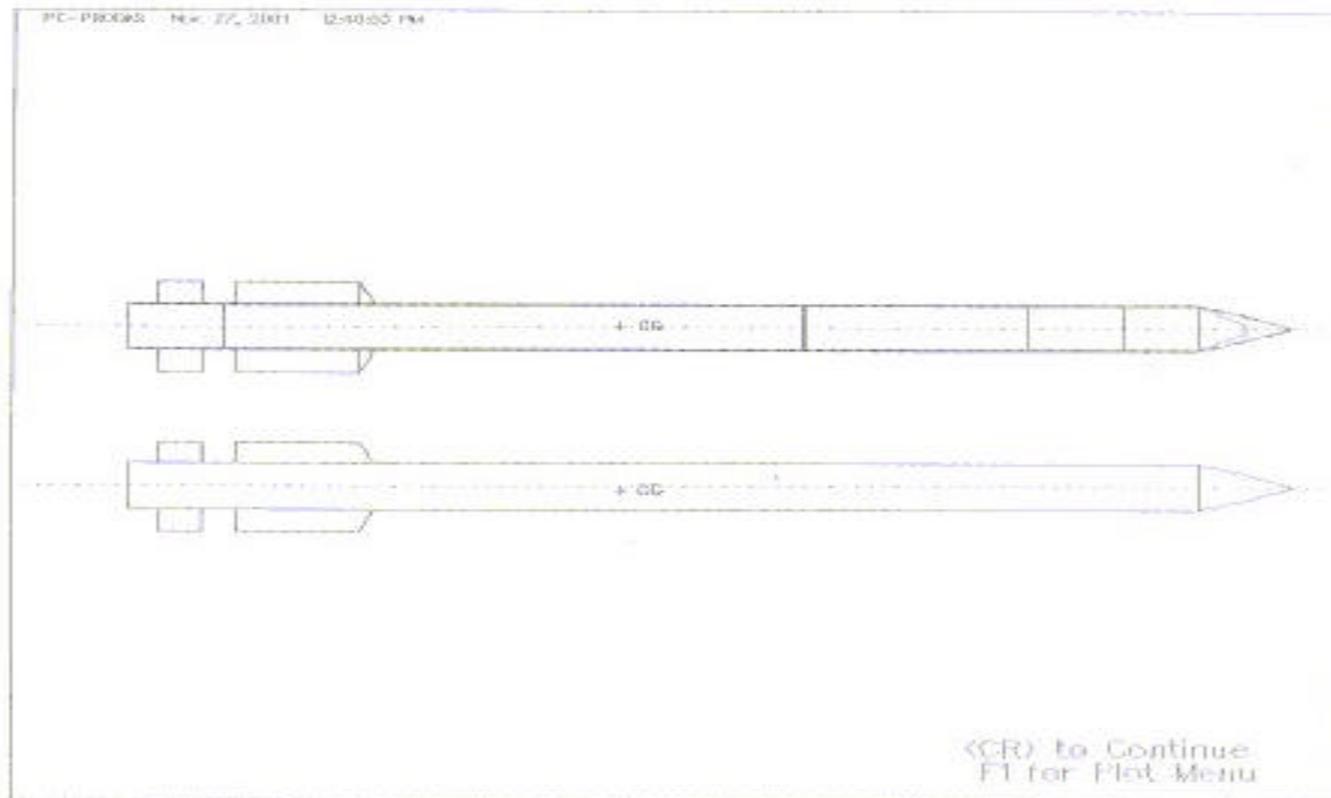


Abb. 4.10: PRODA-Modell PATRIOT PAC 3

4.2.4. Weitere Modellannahmen

?? Abschätzung des Schubes für den Booster

Es wird von einem Innenbrennertriebwerk (Kanaldurchmesser 8 cm) ausgegangen. Aus der Abbildung 4.9 (Treibstoffvolumen) und einer Dichte des Festtreibstoffes von $\rho \approx 1820 \text{ kg/m}^3$ (typischer Erfahrungswert) folgt eine Treibstoffmasse $m_{tr} \approx 205 \text{ kg}$. Weiters wird ein typischer Wert für den spezifischen Impuls von $I_{spez} \approx 2450 \text{ m/s}$ angesetzt (ähnlich einem modernem Luft-Luft-Flugkörper). Da keine Angaben über die Brennzeit vorliegen, wird eine Brenndauer von 20 Sekunden frei gewählt. Unter diesen Annahmen folgt ein Schub = 25 kN.

?? Data Link

Es gibt keine hierfür brauchbaren Aussagen in den verfügbaren Informationsquellen. Daher wird angenommen:

| | |
|-------------------------|-------|
| ≈≈ Data Link-Beginn: | 2,0 s |
| ≈≈ Data Link-Intervall: | 0,5 s |

Das heißt, der Flugkörper erhält ab zwei Sekunden nach dem Start alle 0,5 Sekunden die aktuelle Position und Geschwindigkeit des Zieles übermittelt. Diese Wahl wurde in Analogie zu einem existierenden Luft-Luft-Lenkwaffensystem mit Data Link getroffen.

?? Näherung für den Radarsuchkopf

Es gibt praktisch keine Daten (außer dass der Suchkopf im Ka-Band arbeitet).

Für einen existierenden Radarsuchkopf eines Luft-Luft-Lenkwaffensystems ist die Auffassreichweite gegen ein Ziel mit dem Radarquerschnitt $RCS \approx 2 \text{ m}^2$ bekannt. Über das Querschnittsverhältnis (und damit der Antennenflächen) wird eine Auffassreichweite des PAC3 Suchkopfes gegen ein Ziel mit $RCS \approx 2 \text{ m}^2$ von $R \approx 45 \text{ km}$ geschätzt. Für den maximalen Schielwinkel werden 80° und für die maximale Schielwinkelgeschwindigkeit $40^\circ/\text{s}$, in Analogie zu bekannten Suchköpfen, festgelegt.

?? Lenkgesetz

Es wird für PATRIOT PAC3 das gleiche angenommen wie in Abschnitt 4.1.4. für THAAD mit Ausnahme der reduzierten Proportionalkonstante. Dieser Wert ist mit $K = 8$ festgelegt. Zum Lenkgesetz siehe Anhang D.

?? Behandlung des „Thruster“

Es ist modellbedingt und datenmäßig derzeit nicht möglich die 180 Kleinmotore abzubilden. Die Wirkung der „Thruster“ besteht (siehe Kapitel 4.2.1.) in einer Reduktion der Flugkörperreaktionszeit τ . Dabei gilt: τ ist

proportional zum transversalen Trägheitsmoment I_{yy} . Es wird nun ab einer Distanz Ziel zu PAC3-Flugkörper von $R < 8000$ m das Trägheitsmoment mit $\frac{1}{3}$ multipliziert.

$$I_{yy} ? I_{yy0} \quad R ? 8km$$

$$I_{yy} ? \frac{I_{yy0}}{3} \quad R ? 8km$$

I_{yy0} Trägheitsmoment ohne Berücksichtigung des „Thruster“-Effektes.

Der Wert von $\frac{1}{3}$ wurde frei gewählt, jedoch an Hand folgender Simulation geprüft:

Es wird eine anfliegende SCUD-B (OE) mit PAC3 bekämpft. Die PATRIOT-Feuerstellungen liegen 50 Kilometer vor der SCUD-B Einschlagstelle auf einer „Perlenkette“, beginnend direkt unter der TBM-Flugbahn (x-Achse), jeweils im Abstand von zwei Kilometer, senkrecht zur TBM-Flugbahn in die y-Richtung. Der PAC3-Flugkörper startet immer bei einer Distanz SCUD-B zur Feuerstellung PATRIOT von 100 Kilometer. Die Tabelle 4.5 zeigt die jeweiligen Zielablagen mit und ohne „Thruster“-Effekt für alle möglichen Seitenpositionen der PATRIOT-Feuerstellungen gegenüber der TBM-Flugbahn.

| y (km) | Ablage (m) | |
|--------|---------------|--------------|
| | ohne Thruster | mit Thruster |
| 0 | 0,52 | 0,00 |
| 2 | 0,62 | 0,00 |
| 4 | 0,52 | 0,00 |
| 6 | 0,53 | 0,00 |
| 8 | 0,46 | 0,00 |
| 10 | 0,36 | 0,00 |
| 12 | 0,52 | 0,00 |
| 14 | 0,62 | 0,00 |
| 16 | 0,76 | 0,00 |
| 18 | 0,64 | 0,00 |
| 20 | 0,10 | 0,00 |
| 22 | 0,13 | 0,00 |
| 24 | 0,20 | 0,00 |
| 26 | 0,19 | 0,00 |
| 28 | 0,57 | 0,00 |
| 30 | 0,01 | 1,55 |
| 32 | 0,01 | 0,52 |
| 34 | 3,81 | 0,09 |
| 36 | 1,81 | 0,55 |

Tab. 4.5: Effekt der „Thruster“ beziehungsweise der Reduktion des transversalen Trägheitsmomentes auf die Zielablage

Würde der Flugkörper nur aerodynamisch mit Heckrudern gelenkt werden, ergeben sich für einen „hit to kill“ zu große Ablagen. Es wurde festgelegt, dass eine Ablage bis 0,25 m tolerierbar ist. Nur in wenigen Fällen kann dies ohne „Thruster“ erfüllt werden. Aus Tabelle 4.5 würde somit folgen, dass der Schießbereich bei 28 Kilometer mit Thruster endet. Diese Simulation zeigt eindrucksvoll, dass zur Erzielung einer für „hit to kill“ ausreichenden Treffgenauigkeit das Attitude Control System (ACS) unbedingt erforderlich ist.

?? Abbildung der Vorhalte

Bei AWT/WM ausgeführte Simulationen haben gezeigt, dass sich ein azimuthaler Vorhalt von

$$\dot{\alpha}_z \approx 200 \text{ rad/s}$$

als günstig herausstellt. $\dot{\alpha}_z$ ist die in der Feuerstellung um die z-Achse in Richtung des Zieles gemessene Sichtliniendrehrate. α_z gibt den azimuthalen Vorhalt gegenüber der direkten Richtung von der Feuerstellung zur

Projektion der TBM-Position in die horizontale Ebene an. Der Vorhalt ?? wird bereits beim Start eingestellt.

Für die Elevation wird eine fixe Superelevation von ?? ? 10? am Start verwendet. Das heißt, der Flugkörper startet mit einem Elevationswinkel, der sich aus der aktuellen Elevation zum Ziel plus 10° zusammensetzt.

4.2.5. Diskussion der PATRIOT PAC3-Schießbereiche

Für allgemeine Eigenschaften von Schießbereichen siehe Kapitel 4.1.6.1. Vergleicht man die Ausdehnungen der Schießbereiche von PATRIOT PAC3 gegen SCUD-B (OE) Abbildung 4.11 (vgl. Anhang G), gegen AL-HUSSEIN (OE) Abbildung 4.13 (vgl. Anhang G) und gegen NO-DONG (OE) Abbildung 4.14 (vgl. Anhang G) fällt auf, dass, je größer die Schussweite der TBM ist, umso kleiner der Bereich ausfällt, in dem das System PATRIOT PAC3 effektiv ist. Diese Erkenntnis wird auch von Dr. K.H. Allgaier in seinem Artikel über die erweiterte Luftverteidigung [25] bestätigt. Er schreibt, dass PATRIOT PAC3 gegen TBM-Systeme mit Schussweiten deutlich über 1000 Kilometer nur geringe Trefferhöhen erzielt. Kinematische Gründe erzwingen damit aber kleine Schießbereiche. Mit anderen Worten: PATRIOT PAC3 ist primär ein System zur Abwehr von Kurzstrecken-TBM's!

a) PATRIOT PAC3 ? SCUD-B (OE) in Abbildung 4.11 (vgl. Anhang G)

Es sind die Bereiche für die Startdistanzen 40 Kilometer, 60 Kilometer, 80 Kilometer, 100 Kilometer und 120 Kilometer ersichtlich.

Auffällig ist der relativ scharfe rechte Rand des Schießbereiches für eine Startdistanz (SD) von 120 Kilometer. Das bedeutet in diesem Fall nicht, dass rechts davon keine Treffer mehr möglich sind, sondern das in dieser Zone viele kleine „Trefferinseln“ erscheinen. Diese werden jedoch nicht im Detail ermittelt, da sie taktisch unbedeutend sind.

Die optimale Nutzung liegt bei den Startdistanzen 100 Kilometer bis 80 Kilometer. Die Zeitspanne zwischen SD = 100 Kilometer bis SD = 80 Kilometer beträgt 15 Sekunden. Das heißt, es steht dem ECS (Engagement Control Station) nur wenig Zeit für einen optimalen PAC3-Einsatz (Startzeitpunkt) zur Verfügung. Daraus ist auch die praktische Undurchführbarkeit einer „shoot-look-shoot“-Taktik ersichtlich. Das heißt, ein Zweitschuss nach Beendigung des ersten Schusses geht sich kinematisch mit PAC3 nicht aus. Die Abbildung 4.12, aus [1] entnommen, zeigt wie sich für Saudi Arabien eine PAC3-Verteidigung gegen eine 600 Kilometer TBM-Bedrohung schießbereichsmäßig auswirken würde.

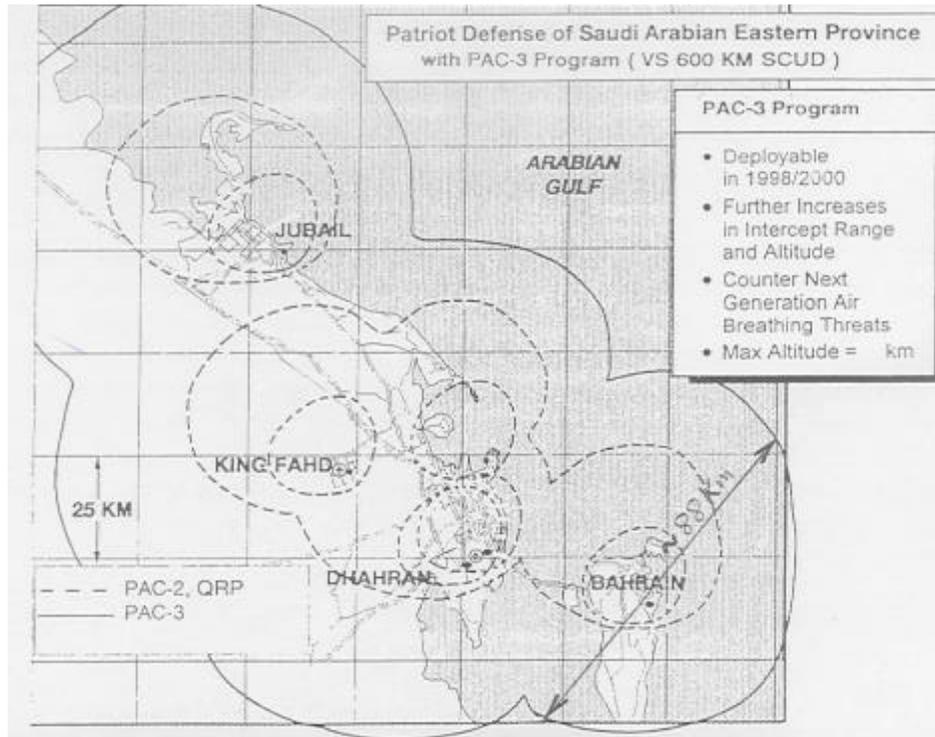


Abb. 4.12: Nach [1] Schießbereiche PAC3 gegen 600 Kilometer TBM für die Verteidigung des östlichen Saudi Arabien

Die in Abbildung 4.12 angegebene Bedrohung durch eine SCUD mit 600 Kilometer Schussweite (AL-HUSSEIN) scheint mit einer nicht torkelnden oder zerbrechenden Rakete gerechnet worden zu sein. Die reale AL-HUSSEIN Kinematik spiegelt sich, siehe Absatz b) auch in den Schießbereichen wieder. Daher wird seitens AWT/WM jetzt die SCUD-B (OE) Bedrohung mit Abbildung 4.12 verglichen. Der optimale Schießbereich nach den Simulationsberechnungen liefert einen Querdurchmesser von etwa 76 Kilometer und einen Längsdurchmesser von etwa 92 Kilometer. In Abbildung 4.12 ist die Überlappung der Schießbereiche mehrerer Feuerstellungen gezeichnet. Exemplarisch wird bei Bahrain, dessen Feuerstellung eher isoliert erscheint, ein Durchmesser von etwa 88 Kilometer ermittelt. Die Größenordnung der Resultate ist demnach richtig. Eine genaue Übereinstimmung fällt schwer, da einerseits die Datenlage sehr dürftig ist, die Aerodynamik nur linear modelliert wird und andererseits die tatsächliche „Präzision“ der in Abbildung 4.12 gezeichneten Schießbereiche unklar ist. Es sei auch nochmals darauf hingewiesen, dass eine in Abbildung 4.12 wie auch immer modellierte 600 Kilometer TBM einer 300 Kilometer TBM (SCUD-B (OE)) bei AWT/WM gegenübersteht. Weiters stammt die Abbildung 4.12 aus dem Jahr 1994, also

dem PAC3-Planungszeitraum, die Testschüsse mit dem endgültigen PAC3-Design fanden 1997 bis 2000 statt.

Daten von SCUD-B (OE) in Abbildung 4.11 (vgl. Anhang G):

| | |
|--------------------|---------|
| ?? Programmwinkel. | 42 ° |
| ?? Brennzeit: | 71,68 s |
| ?? Schussweite: | 300 km |

Für den Einsatz wäre abzuleiten:

- ?? Die optimale Startdistanz liegt bei etwa 100 km
- ?? Die maximal geschützte Fläche beläuft sich auf etwa 5500 km²
- ?? Eine shoot-look-shoot-Taktik ist kinematisch de facto unmöglich und würde zu geringe Trefferhöhen bewirken.

- b) PATRIOT PAC3 ? AL-HUSSEIN (OE) in Abbildung 4.13 (vgl. Anhang G)
Es sind die Bereiche für die Startdistanzen 60 Kilometer, 80 Kilometer, 100 Kilometer, 120 Kilometer und 140 Kilometer ersichtlich.

Für den Flug der AL-HUSSEIN (OE) wurden die Parameter so gewählt, dass ein Bruch der Rakete erst in 1,3 Kilometer Höhe über Grund stattfindet. Dies bedeutet jedoch einen im Treffbereich der PAC3 enormen „Torkelflug“ der AL-HUSSEIN (OE) mit all seinen kinematischen Herausforderungen. Wie keine anderen Schießbereichsdarstellungen zeigen die Bereiche SD = 100 Kilometer, SD = 120 Kilometer und SD = 140 Kilometer die „wechselvolle“ Kinematik der TBM in Form von Aus- und Einbuchtungen der Kurvenzüge. Damit ist klar: Schießbereiche von Abwehrflugkörpern müssen stets gegen eine sehr spezifische Bedrohung (TBM) gerechnet und dementsprechend gewertet werden. Es ist anzunehmen, dass eine andere „Bruchhöhe“ der TBM auch andere äußere Schießbereichsgrenzen, speziell der Form nach bewirken dürfte. Die optimale Startdistanz liegt maximal etwa zwischen einer im vorderen Teil geglätteten SD = 100 Kilometer-Kurve und der Startdistanz = 80 Kilometer-Kurve.

Daten von AL-HUSSEIN (OE) in Abbildung 4.13 (vgl. Anhang G):

| | |
|-----------------------------|---------|
| ?? Programmwinkel. | 38 ° |
| ?? Brennzeit: | 88,86 s |
| ?? Schussweite: | 600 km |
| ?? „Torkelflug“, Bruchhöhe: | 1,3 km |

Für den Einsatz wäre demnach abzuleiten:

- ?? Nur mit Schießbereichen arbeiten die für die ganz spezielle Bedrohung gerechnet wurden. Man sollte eher später schießen und eine geringere Abfanghöhe in Kauf nehmen als zu früh abfeuern und keinen Treffer erzielen.
- ?? Auf der Basis einer sicheren Treffererwartung (SD = 80 km) ergibt sich eine geschützte Fläche von etwa 1850 km².

- c) PATRIOT PAC3 ? NO-DONG (OE) in Abbildung 4.14 (vgl. Anhang G)
Es sind die Bereiche für die Startdistanzen 80 Kilometer, 100 Kilometer, 120 Kilometer und 140 Kilometer ersichtlich.
Ohne Zweifel liegt man bei der Bekämpfung einer Mittelstrecken-TBM – in diesem Fall mit einer Schussweite = 1400 Kilometer – mit PAC3 am Limit. Die möglichen Schießbereiche sind klein und haben im Fall SD = 80 Kilometer auch ein Loch. Die Ursache für dieses Loch etwas seitlich der TBM-Einschlagstelle liegt darin, dass in diesem Seitenabstand ein zu großer azimuthaler Vorhalt gerechnet wird, der dann, durch die verzögerte TBM-Bewegung und der steiler werdenden TBM-Flugbahn kurz vor dem Einschlag, nicht mehr kompensierbar ist. Abfeuerungspositionen seitlich näher zur TBM-Einschlagstelle zeigen weniger Vorhalt und damit mehr Trefferquote. Seitlich von der Einschlagstelle weiter außerhalb postierte Feuerstellungen mit höherem Vorhalt kommt aber die längere Flugdauer bis zur TBM zugute, sodass wieder ein Treffer möglich wird. Die Handhabung einer NO-DONG-Abwehr mit PATRIOT PAC3 erfordert ein sehr präzises „Timing“. Eine „shoot-look-shoot“-Taktik ist unmöglich, die Abhaltehöhen (= Trefferhöhen) sind gering.

Daten von NO-DONG (OE) in Abbildung 4.14 (vgl. Anhang G):

| | |
|--------------------|----------|
| ?? Programmwinkel: | 37° |
| ?? Brennzeit: | 85,843 s |
| ?? Schussweite: | 1400 km |

Für den Einsatz wäre abzuleiten:

- ?? PAC3 ist nur zur Verteidigung von Punktzielen beziehungsweise kleinen Flächen geeignet.
- ?? Bei optimaler Feuerleitung hat der Schutzbereich einen Durchmesser von nur etwa 40 Kilometer.
- ?? Die maximal geschützte Fläche ergibt sich zu etwa 1250 km².

5. Ausgewählte Aspekte der Raketenabwehr

5.1. Trefferanalyse

Die Ausführungen dieses Abschnittes behandeln die Frage: Was geschieht bei einem „hit to kill“-Treffer? Es sei aber vorangestellt, dass hier Nukleargefechtsköpfe nicht besprochen werden.

5.1.1. Trefferkinematik

Um sich ein Bild der bei einem Treffer zu erwartenden Energieumsätze machen zu können, wurde auf der Basis der Impuls- und Energieerhaltung ein einfacher Algorithmus zur Berechnung der Trefferkinetik in das Modell RAAB implementiert. Die verwendeten Formeln finden sich in Anhang F. Als Grundlage dient die Annahme eines idealen einfachen unelastischen Stoßes. Damit lässt sich die beim Zusammenstoß maximal verfügbare Energie, für Deformation und Erwärmung etc., berechnen. Weiters kann der Treffwinkel θ bestimmt werden als der Winkel unter dem der Abwehrflugkörper die TBM trifft. $\theta = 180^\circ$ bedeutet einen direkten Frontaltreffer. Mit θ wird der TBM-Ablenkwinkel bestimmt. Durch den Zusammenstoß der beiden Flugkörper erfolgt auf die TBM bezogen, eine Flugrichtungsänderung. Dies ist der Winkel α .

Eine weitere wichtige Einschränkung liegt darin, dass der „Lethality Enhancer“ beim System PATRIOT PAC3 nicht berücksichtigt wird (wegen völligem Datenmangel).

Zur Veranschaulichung der kinematischen Treffverhältnisse werden die TBM's SCUD-B (OE) sowie NO-DONG (OE) A durch THAAD beziehungsweise PATRIOT PAC3 von einer „Standard-Feuerstellung“ aus bekämpft. Diese „Standard-Feuerstellung“ liegt 10 Kilometer hinter der Einschlagstelle der jeweiligen TBM in direkter Verlängerung der TBM-Schusslinie. Die TBM fliegt stets auf beziehungsweise über der x-Achse von der positiven x-Achsenseite her zum Koordinatenursprung. Die y-Werte der Flugbahn sind nahezu 0. Die „Standard-Feuerstellung“ hat die Koordinaten $x = -10$ km; $y = 0$ km. In Tabelle 5.1 sind einige Daten der jeweiligen Trefferkinematik ersichtlich.

| Abwehr | SD (km) | TBM (OE)Vers. | H (km) | X_{Tr} (km) | θ (MJ) | θ (°) | α (°) | Abl. (cm) | V_{Tref} (m/s) | V_{max} Abw. (Mach) |
|--------|---------|---------------|--------|---------------|---------------|--------------|--------------|-----------|------------------|-----------------------|
| PAC3 | 80 | SCUD-B | 16,5 | 25,2 | 323 | 158 | 0,58 | 1 | 902 | 5,01 |
| PAC3 | 100 | SCUD-B | 23,0 | 31,8 | 318 | 160 | 0,52 | 1 | 883 | 5,16 |
| PAC3 | 120 | NO-DONG | 12,4 | 21,9 | 690 | 162 | 0,37 | 2 | 907 | 4,81 |
| PAC3 | 140 | NO-DONG | 15,3 | 25,3 | 746 | 161 | 0,34 | 4 | 840 | 4,95 |
| THAAD | 300 | SCUD-B | 82,9 | 163,9 | 111 | 175 | 0,08 | 0 | 1429 | 8,07 |
| THAAD | 500 | NO-DONG | 108,1 | 149,3 | 367 | 154 | 0,09 | 0 | 1888 | 8,79 |
| THAAD | 800 | NO-DONG | 169,8 | 252,6 | 318 | 147 | 0,11 | 0 | 1551 | 8,79 |

Tab. 5.1: Trefferkinematik; Feuerstellung 10 Kilometer hinter TBM-Einschlag θ „Standard-Feuerstellung“

| | |
|----------------|---|
| SD | Startdistanz der Abwehrflugkörper |
| H | Treffhöhe |
| X_{Tr} | Horizontale Treffdistanz bezogen auf die Feuerstellung |
| ? | Maximale verfügbare Energie bei ideal unelastischem Zusammenstoß |
| ? | Treffwinkel (= Begegnungswinkel); 180° bedeutet exakter Frontaltreffer |
| ? | Ablenkwinkel der TBM-Flugbahn durch den Treffer |
| Abl. | Zielablage des Abwehrflugkörpers |
| V_{Tref} | Geschwindigkeit des Abwehrflugkörpers beim Treffer |
| $V_{max\ Abw}$ | Maximale Geschwindigkeit des Abwehrflugkörpers: <u>Achtung:</u> Gilt für gesamten Abwehrkörperflugweg, nicht für den Treffer! |

Diskussion der Ergebnisse aus Tabelle 5.1

?? Nicht zum unmittelbaren Treffer gehörend werden dennoch hier $V_{max\ Abw}$ -Werte angegeben.

Die maximal erreichte Geschwindigkeit der Abwehrflugkörper entspricht den Literaturangaben. Für PATRIOT PAC3 wird in [4] ein Wert von fünf Mach genannt und gemäß [18] soll THAAD einen Höchstwert von etwa 2600 m/s erreichen. Die in Tabelle 5.1 ausgewiesenen 8,79 Mach entsprechen 2593 m/s. Für den Bekämpfungsfall THAAD ? SCUD-B (OE) muss mittels „Energiemanagement“ (niederere Flugbahn) die Geschwindigkeit reduziert werden.

?? Der Wert V_{Tref} ist für die Bekämpfung von TBM mit konventionellem Gefechtskopf relevant und wird in Abschnitt 5.1.2. näher erläutert.

?? Die Ablagen sind vernachlässigbar klein.

?? Aus den Treffwinkeln ? sind, wie hier nicht anders erwartbar, mehr oder weniger frontale Treffer ersichtlich.

?? Die TBM-Ablenkwinkel ? fallen extrem klein (vernachlässigbar klein) aus. Dies ist plausibel, wenn neben den Geschwindigkeiten auch die Massenverhältnisse der beiden Stoßpartner betrachtet werden. PAC3 fliegt mit einer Leermasse von etwa 116 Kilogramm; das Kill Vehicle von THAAD hat eine Masse je nach Resttreibstoffmenge der Querschubanlage von etwa 30 Kilogramm bis 40 Kilogramm. Dem steht eine Masse zum Treffzeitpunkt der SCUD-B (OE) von etwa 2530 Kilogramm und der NO-DONG (OE) A von etwa 4770 Kilogramm als Integralflugkörper (Treffersituation für THAAD) beziehungsweise des NO-DONG (OE) A Wiedereintrittskörpers von etwa 1938 Kilogramm (Treffersituation PAC3) entgegen.

?? Die beim Treffer maximal verfügbare Energie ? zeigt eine überraschend breite Streuung (111 MJ bis 746 MJ). Sicher wird ein Teil der Energie für mechanische Deformationen verbraucht. Ob der Rest ausreicht, chemische oder bakteriologische Gefechtsköpfe zu vernichten, wird in Abschnitt 5.1.2. untersucht.

?? Trefferhöhen und horizontale Trefferdistanzen entsprechen den Erwartungen beziehungsweise den spärlichen Informationen. So werden etwa von der GRUPPE RÜSTUNG/SCHWEIZ nach [28] Wirkradien (= horizontale Trefferdistanz) für PATRIOT PAC3 von etwa 20 Kilometer und für THAAD von etwa 150 Kilometer angegeben. Die X_{TR} -Werte in Tabelle 5.1 stützen diese Annahmen, wenngleich unter optimalen Bedingungen für THAAD (z.B. SD = 800 km) deutlich höhere Distanzen erzielbar sind. Nach JANE'S [29] sind Trefferhöhen mit THAAD von über 150 Kilometer und Trefferdistanzen von mehr als 200 Kilometer möglich.

5.1.2. Trefferwirkung

5.1.2.1. Allgemeine Trefferwirkung

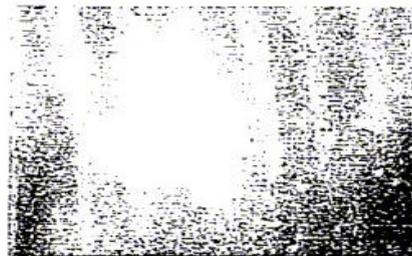
Gemäss einem Fact Sheet aus [7] entstehen bei der Kollision Trümmer, Splitter, Staub und Gas. Der Energieumsatz der Kollision bewirkt auch Wärme, die den Staub und das Gas so stark anregen, dass eine Leuchterscheinung (wie eine Stichflamme) für extrem kurze Zeit wahrnehmbar ist. Es wird hierorts angenommen, dass dies vor allem im Infrarotbereich detektierbar ist. Die Bruchstücke, Splitter und der Staub tauchen in weiterer Folge in die Erdatmosphäre und sollen teilweise (Staub, Splitter) wie Meteore verglühen. Diese Trefferwirkung wurde offensichtlich bei den bisherigen Testschüssen beobachtet, wie dies die Bilder in Abbildung 5.1 zeigen.



Missile Track



Missile Intercept



Missile Kill

Abb. 5.1: Bildersequenz des ersten erfolgreichen Treffers von THAAD vom 10.6.1999 (Testflug Nr. 10)

Anmerkungen:

- ?? Die bisher beobachteten Treffer wurden gegen inerte Ziel-TBM's durchgeführt, sodass experimentelle Trefferwirkungen gegen TBM's mit scharfem Gefechtskopf (konventionell, BC-Waffe) noch nicht vorliegen.
- ?? In verkleinertem Maßstab wurden „hit to kill“ Treffer experimentell mit Gaskanonen im Labor untersucht. Leider gibt es darüber hierorts noch keine Daten.

5.1.2.2. Trefferwirkung gegen konventionelle TBM-Gefechtsköpfe

Als angreifende TBM wird eine SCUD-B (OE) beziehungsweise eine NO-DONG (OE) A mit konventionellem Gefechtskopf angenommen. Es soll abgeschätzt werden, ob durch die Kollision der Abwehrflugkörper THAAD

(Kill Vehicle) beziehungsweise PATRIOT PAC3 der Sprengstoff im TBM-Gefechtskopf ausgelöst, also zur Explosion gebracht werden kann. Damit wäre die sicherste Zerstörung der TBM gewährleistet. Die Schätzung beruht auf folgenden Annahmen:

- ?? Als Sprengstoff im TBM-Gefechtskopf wird COMPOSIT B, ein Gemisch aus HEXOGEN und TNT gewählt.
- ?? Die jeweiligen Abwehrflugkörper werden im Moment des Aufpralls in Teile zerlegt, wobei angenommen wird [32], dass Trümmer mit mindestens etwa 1cm Durchmesser den ersten Aufprall überstehen und als „wirksame“ Partikel auf den Sprengstoff der TBM einwirken können. Massivere Bestandteile der Abwehrflugkörper wären etwa die Thermalbatterie beziehungsweise Teile davon.

Anmerkung:

Beim Abnahmeschießen der IFAL-MISTRAL am TÜPL ALLENTSTEIG 1994 wurde durch AWT/WM eine „Trümmeranalyse“ durchgeführt. Dabei hat sich etwa die Thermalbatterie als mechanisch hoch resistent erwiesen.

- ?? Es wird vom sogenannten Held'schen $v^2 d \propto konst$ Kriterium ausgegangen [31]. Es gilt $v^2 d \propto konst$ mit:
 - v Geschwindigkeit
 - d Geschossdurchmesser
 - $konst$ Für jeden Sprengstoff charakteristische Konstante

Wenn für ein Projektil $v^2 d \propto konst$ vorliegt, wird durch den Einschlag des Geschosses in den Sprengstoff dieser zur Explosion gebracht. Für COMPOSIT B erhält man nach [31]

$$konst \propto 15750m^3 / s^2$$

- ?? Für die Geschwindigkeit v zum Zeitpunkt des Treffens wird ein konservativer Ansatz mit v gleich der Geschwindigkeit des Abwehrflugkörpers im Moment des Treffens gewählt. In der Praxis ist die Begegnungsgeschwindigkeit TBM-Abwehrflugkörper meist (bei frontaler Begegnung) viel höher. Es soll aber auf den schlechtesten Fall Rücksicht genommen werden, wenn der Abwehrflugkörper die TBM seitlich trifft. Dies liegt dann vor, wenn die Bekämpfung an den seitlichen Außengrenzen des Schießbereichs erfolgen muss. Aus der Heldformel für COMPOSIT B

$$v^2 d \propto 15750m^3 / s^2$$

kann für den angenommenen „Trümmerdurchmesser“ von einem Zentimeter eine Grenzgeschwindigkeit v_G zu

$$v_G \propto 1255m / s$$

errechnet werden.

Übersteigt die Geschwindigkeit des Abwehrflugkörpers zum Zeitpunkt des Treffers diesen Wert, kann angenommen werden, dass der Sprengstoff der TBM zündet und eine völlige Zerstörung der Rakete bewirkt. Werden die v_{Tref} -Werte in Tabelle 5.1 mit $v_G \approx 1255\text{ m/s}$ verglichen, ist schnell ersichtlich, dass

THAAD mit $v_{Tref} > v_G$ keinen Gefechtskopf benötigt.

PATRIOT PAC3 mit $v_{Tref} < v_G$ über einen „Lethality Enhancer“ verfügen muss!

Anmerkung:

Ursprünglich wurde der PAC3-Flugkörper als Technologieträger ERINT, ohne Gefechtskopf konzipiert [15]. Erst spätere Untersuchungen führten zu – wie oben auch ersichtlich – notwendigen Einbau des „Lethality Enhancers“.

Abschließend muss noch darauf verwiesen werden, dass der Einbau von mechanischen Schutzmaßnahmen im TBM-Gefechtskopf nicht ausgeschlossen werden kann. Es ist hierorts zum Beispiel unklar wie sich etwa Hohlräume in der Außenhülle des Gefechtskopfes kombiniert mit „Keflarmatten“ auf die Kollision auswirken würden. Die oben angeführten Überlegungen – mit v_G – sind daher primär auf eine einfache klassische TBM-Gefechtskopfbauweise anwendbar.

Es gibt aber für THAAD Treffersituationen (Höhen über etwa 200 km) bei denen $v_{Tref} < v_G$ ist. Die Auslösung eines konventionellen Gefechtskopfes ist dann fraglich.

5.1.2.3. Trefferwirkung gegen TBM-Gefechtsköpfe für chemische Kriegsführung

Da nicht das gesamte Spektrum der Möglichkeiten in der chemischen Kriegsführung abgehandelt werden kann, wird hier exemplarisch eine TBM mit C-Gefechtskopf aus 500 Kilogramm SARIN (alternative Bezeichnung GB) untersucht. Die folgenden Überlegungen sind als ganz grobe Näherungen zu verstehen, um Größenordnungen und mögliche physikalisch-chemische Prozesse zumindest ansatzweise abschätzen zu können. Der Einfachheit halber wird der Gefechtskopf als Einzelgefechtskopf und nicht aus Submunitionen aufgebaut, gedacht. Es wird eine Temperatur des Sarins zum Zeitpunkt des Treffers von $T \approx 300\text{ K}$ angenommen.

Die optimale Trefferwirkung würde vorliegen, wenn alles SARIN durch die Kollision so stark erhitzt werden würde, dass eine chemische Zersetzung in ungefährliche Folgeprodukte möglich wäre.

Chemisch physikalische Eckdaten zu SARIN nach [33]:

| | | | |
|----------------------|---------------------|---|-------|
| Summenformel: | $C_4H_{10}FO_2P$ | = | |
| Schmelzpunkt: | -57°C | = | 216 K |
| Siedepunkt: | 147°C | = | 420 K |
| Beginn der Pyrolyse: | 49°C | = | 322 K |

Anmerkung:

Über 49°C beginnt sich SARIN durch die Wärme zu zersetzen; allerdings nur sehr langsam.

Nach 0,3 Sekunden bei $T = 1000K$ wird SARIN zu 99,996 Prozent zersetzt [34].

Um SARIN rasch zu zersetzen, wäre demnach eine Temperatur von 1000K anzustreben. In Anhang F, Kapitel 2, werden die Abschätzungen zur Berechnung des Energiebedarfs dargestellt, um 1Kilogramm flüssiges SARIN von 300K auf Sarindampf mit 1000K zu erhitzen. Es ist dafür eine Energie von etwa $1432kJ/kg$ erforderlich. Bei 500 Kilogramm SARIN benötigt man daher eine Energie E von mindestens:

$$E \approx 716MJ$$

Wird dieser Energiewert E mit den maximal verfügbaren Energien γ in Tab. 5.1 verglichen, fällt auf:

- ?? Mit THAAD erreicht man nie das erforderliche Energieniveau, bestenfalls die Hälfte.
- ?? Für den PAC3-Flugkörper – ohne Berücksichtigung des „Lethality Enhancers“ – wäre eine vollständige Vernichtung des SARINS nur dann möglich, wenn es sich an Bord einer Mittelstrecken-TBM befindet. In diesem Fall wird aber auf die kinematische „Grenzlage“, siehe Schießbereiche PAC3, Kapitel 4.2.5., hingewiesen.
- ?? Es muss ferner berücksichtigt werden, dass in γ auch jene Energieanteile enthalten sein müssen, die zur mechanischen Zertrümmerung und Deformation sowie zur Splitter- und Staubbildung erforderlich sind. Dies bedeutet einige Prozente Abzug von γ .
- ?? Wegen der relativ frontalen Begegnungsgeometrie (relativ hohe Werte von γ) liegen ohnehin „energiereiche“ Kollisionen vor.

Die Schlussfolgerung dieser Abschätzung besagt also, dass in der Praxis mit einer vollständigen Vernichtung des chemischen Kampfstoffes, also der Zerlegung in unschädliche Folgeprodukte, so er in dieser Menge anfällt, durch einen „hit to kill“-Treffer nicht a priori zu rechnen ist.

Was ist bei nicht vollständiger Umsetzung zu erwarten?

Die nachfolgende Darstellung wurde gemeinschaftlich mit Herrn Dipl.Ing. Wimmer, vom AWT/MCP, erarbeitet [35].

Im Höhenbereich von 11 Kilometer bis über 175 Kilometer schwankt die Temperatur zwischen 197 K und 282 K. Die Schmelztemperatur von SARIN beträgt 216 K. Ein Teil des nicht zersetzten SARINS wird gegebenenfalls zu kleinen Partikeln erstarren. Die Geschwindigkeit dieser Partikel nach Betrag und Richtung ist anfänglich im wesentlichen gleich den Raketenwerten vor

dem Treffer. Das heißt, die Festpartikel und/oder Tröpfchen jagen auf der TBM-Bahn den dichteren Atmosphärenschichten zu, werden jedoch aufgrund ihrer geringen Masse und eventuell schlechterer Aerodynamik wesentlich stärker gebremst als ein unbeschädigter Wiedereintrittskörper der TBM. Die Abbremsung führt zur Erwärmung und damit zum Schmelzen der Festpartikel und letztlich zum Verdampfen der Tröpfchen, da der Umgebungsdruck vernachlässigbar gering ist. Der Sarindampf – entstanden beim Treffer selbst oder letztlich aus den Tröpfchen und Partikel – nimmt dadurch ein großes Volumen ein. Dies folgt aus der Näherung über die adiabatische Expansion unter Beachtung des sehr, sehr geringen Druckes und führt zu einer beträchtlichen räumlichen Verteilung. In großen Höhen sind die Sarinmoleküle der kosmischen Strahlung, einschließlich der hochenergetischen Anteile der Sonnenstrahlung ausgesetzt. Ein Teil der Moleküle könnte vielleicht einer dadurch hervorgerufenen Dissoziation unterliegen. In [33] wird zwar angegeben, dass SARIN im Sonnenlicht nicht zerfällt, jedoch ist hierorts unklar, ob sich diese Aussage nur auf den Bereich der unteren Troposphäre bezieht oder generell gilt. In der unteren Atmosphäre fehlen härtere UV-Komponenten des Sonnenlichts, die aber im Stratosphärenbereich vorhanden sind und dort nach [36] die Dehalogenisierung (Halogenabspaltung) von FCKW bewirken.

Eine Abspaltung des Fluor wäre nämlich denkbar. Ein weiterer zu beachtender Prozess wäre die Pyrolyse (ab etwa 322 K), also die thermische Zersetzung der Moleküle. Die erforderliche Wärme wäre jetzt durch die Abbremsung verfügbar. Die Größenordnungen dieser Abbauprozesse kann bei AWT derzeit aber nicht abgeschätzt werden.

In tieferen Schichten (Troposphäre) kommt es dann vermehrt zu Reaktionen mit Wasserdampf (Hydrolyse). Aus der Strukturformel für SARIN ist die Hydrolyse in zwei Schritten ableitbar. Dabei entsteht neben dem Molekülrest noch Flusssäure und Isopropanol.

Weitreichende atmosphärische Höhenströmungen (Jet-Streams) tragen zu einer weiteren Verteilung/Verdünnung bei. Durch die Abbremsungen und weiträumigen Verteilungen steigt die Aufenthaltsdauer der Sarinmoleküle in den hohen Atmosphärenschichten, sodass einerseits Zerlegungen nach den o.g. Prozessen stattfinden können und andererseits eine relativ dauerhafte Einbindung der Restmoleküle und Folgeprodukte in die Chemie der oberen Atmosphäre möglich erscheint. Das heißt, eventuelle Teilnahme an den Ozonabbauprozessen ähnlich den FCKW und zwar über die Flusssäure HF.

Schlussfolgerung:

Eine Kontamination an der Erdoberfläche in einem gesundheitsgefährdenden Ausmaß dürfte bei Treffern in großen Höhen eher unwahrscheinlich sein. Bei Treffern in niedrigeren Höhen (Troposphäre) ist die zu erwartende Verteilung durch den höheren Druck und, je nach Höhe, dem Fehlen von atmosphärischen Strömungen geringer, und eine Gefährdung an der Erdoberfläche erscheint theoretisch möglich zu sein.

5.1.2.4. Trefferwirkung gegen TBM-Gefechtsköpfe für biologische Kriegsführung

Gefechtsköpfe zur biologischen Kriegsführung können Viren oder Bakterien in wässriger Lösung oder gefriergetrocknet enthalten. Als Untersuchungsbeispiel wird einfachheitshalber ein Einzelgefechtskopf mit 500 Kilogramm ANTRAX gewählt. ANTRAX (*Bacillus anthracis*, Milzbrand) ist ein sporenbildendes Bakterium.

Die Bakterien werden in einer Nährlösung gezüchtet. Wenn die Nährstoffe zu Ende gehen, bilden die Bakterien Sporen. Der Sporenzustand ist ein „Überlebenszustand“, der es ihnen ermöglicht extreme Hitze, Dürre und andere „harte“ Bedingungen zu überstehen. Dadurch sind die Milzbrandbakterien geeignet, die Belastungen im Einsatz als Waffe (extreme Beschleunigungen, Hitze bei der Zündung des Gefechtskopfes zur Verteilung der Bakterien, etc.) zu überstehen. Eingeatmet entwickeln sie sich in der Lunge wieder zu „richtigen“ Bakterien und vermehren sich bei Ausbildung des entsprechenden Krankheitsbildes am betroffenen Menschen.

Möglichkeiten zur Vernichtung der Bakterien:

- ?? Als Sporen sind sie empfindlich für UV-Licht bei 260–300 nm. Mit derartigen UV-Licht wird im Labor desinfiziert. UV-Licht ist auch im Sonnenlicht in großen Höhen enthalten. Es gibt aber Möglichkeiten den Sporen quasi genetisch einen „Sonnenschutz“ zu verpassen, der die Zerstörwirkung des UV-Lichtes dann drastisch reduziert. Neben der richtigen Wellenlänge des UV-Lichtes ist letztlich die von den Sporen aufgenommene Dosis entscheidend, ob eine hinreichende Eliminierung eintritt. Der Vernichtungsmechanismus besteht darin, genügend oft die DNA-Struktur zu zerstören.
- ?? In wässriger Lösung erfolgt die Vernichtung durch Erhitzen auf zirka 200°C (~ 473 K).

Für die Raketenabwehr bedeutet dies:

- ?? Treffer in großen Höhen – exatmosphärisch – bieten die Möglichkeit der Vernichtung der Sporen durch das UV-Licht (Ausnahme: Sonnenschutz). Für den Fall eines Gefechtskopfes mit Submunition müssten aber alle Submunitionen durch die Kollision „geöffnet“ werden!
- ?? Eine Vernichtung von wässriger Lösung (Verdampfen auf 473 K) scheidet als vollständige Zerstörmethode aus, da bei Wasser eine sehr hohe Verdampfungswärme ($\lambda \sim 2300 \text{ kJ/kg}$; bei 500 kg $\lambda \sim 1150 \text{ MJ}$) aufzubringen wäre, die gemäß λ -Werten in Tabelle 5.1 nicht verfügbar ist. Verteilt sich durch die Kollision bedingt die wässrige Lösung in feinste Tröpfchen, kann der UV-Mechanismus jedoch wieder zur Geltung kommen.

Anmerkung:

Wasser schirmt UV-Licht recht gut ab, daher muss eine Feinerstäubung stattfinden!

In jedem Fall, ob in Sporenform oder aus einer wässrigen Lösung heraus, sedimentieren die Bakterien, das heißt sie kommen nach einer hierorts nicht bekannten Zeit an der Erdoberfläche an. Ob sie dann noch leben, ist schwer einzuschätzen.

Ferner muss bedacht werden, dass zum Auslösen von Milzbrand einige Tausend (zwischen 2000-10 000) Bakterien vom Körper eines Menschen aufgenommen werden müssen. Die Verteilung (Verdünnung) durch atmosphärische Strömungen reduziert aber die Wahrscheinlichkeit hoher erdoberflächenbezogener Bakteriendichten.

Schlussfolgerung:

Ein Treffer in großen Höhen (THAAD-Treffer) bietet daher nach vorsichtiger Schätzung der Lage hohe Chancen, dass es zu keinen gesundheitlichen Auswirkungen kommt. Wie sich Treffer gegen B-Gefechtsköpfe in niederen Höhen (PAC3-Treffer) auswirken, lässt sich leider hierorts derzeit nicht gut einschätzen. Ein solcher Treffer liegt bereits unter der UV-absorbierenden Ozonschicht.

5.2. Gegenmaßnahmen

Die möglichen Maßnahmen die ein mit TBM's angreifender Gegner zum Unterlaufen einer Raketenabwehr besitzt, sind methodisch sehr vielfältig und letzten Endes ist der Phantasie nur die Grenze der Physik gesetzt. Exemplarisch werden einige Möglichkeiten, meist nur qualitativ, kurz diskutiert.

5.2.1. Sättigung mit Submunitionen

Dabei startet eine (1Stück) TBM-Rakete und setzt, etwa nach Brennschluss, mehrere gleichartige Submunitionen aus. Dabei stellen sich für die Abwehr primär zwei Aufgaben:

- ?? Die Sensoren, speziell von SBIRS-Low, müssen dieses Faktum erkennen! SBIRS-High detektiert schließlich, in diesem Beispiel, den Start einer (1 Stück) Rakete. Gemäß den Ausführungen in Anhang B, Kapitel 2.2. ist dies möglich, wenngleich man technologisch im Grenzbereich arbeitet.
- ?? Jede Submunition ist in Folge mit Abwehrraketen zu bekämpfen. Wie in Kapitel 5.4 noch erläutert wird, sollten pro Angreifer mehrere Abwehrraketen verwendet werden, um die Treffwahrscheinlichkeit genügend hoch zu halten. Dies wird dann sehr aufwendig und teuer. Die Angaben zur „Single Shot Kill Propability“ von THAAD schwanken zwischen 0,7 in [28] und 0,9 in [30]. Es ist derzeit hierorts nicht bekannt, wie viele Abwehrflugkörper, speziell THAAD, gleichzeitig in einem engen Korridor an einen anfliegenden „Cluster“ von Submunitionen, rein technisch, zu führen imstande ist.

Schlussfolgerung:

Da jede Submunition gleich wichtig ist, kann mit Abwehrraketen wahrscheinlich nur versucht werden ihre Anzahl zu reduzieren und damit den Schaden im Zielgebiet der TBM geringer zu halten. Das gegnerische Vernich-

tungspotential in Form von Submunitionen wird durch die hier diskutierten Abwehrraketen verringert, aber nicht zerstört. Um in effizienter Weise einen derartigen Sättigungsangriff abzuwehren, wird ein luft- oder satellitengestützter Hochleistungslaser unverzichtbar da derartige Geräte in der Lage sein sollen rasch von Ziel zu Ziel wirken zu können.

5.2.2. Einsatz von Täuschkörpern

Bei technisch guten Täuschkörpern darf es keinen mit den Sensoren der Raketenabwehr erkennbaren Unterschied zum scharfen Gefechtskopf geben. Dies bedeutet gleiche Signatur (für IR und Radar) sowie gleiche äußere Form und gleiche Massen und Massenverteilungen (Trägheitsmomente). Diese Bedingungen garantieren gleiches Flugverhalten. Für die Abwehr wiederholt sich die Aufgabenstellung und die Schlussfolgerungen wie unter 5.2.1. Der Vorteil für den Angreifer liegt in einer billigeren Lösung – speziell bei Nukleargefechtsköpfen – zum Unterlaufen einer Abwehr unter Inkaufnahme von Wirkungsverlusten im Zielgebiet im Vergleich zur Sättigung mit gleichartigen Submunitionen. Sollten die Attrappen vom scharfen Gefechtskopf unterscheidbar sein, ist hierorts letztlich mit einer erfolgreichen Abwehr des scharfen Gefechtskopfes zu rechnen.

5.2.3. Signaturveränderungen

5.2.3.1. Radarsignatur

Es gibt heute schon Entwicklungen den Radarquerschnitt von Wiedereintrittskörpern (= Gefechtsköpfen) zu reduzieren. Dies kann durch bauliche Maßnahmen betreffend die äußere Form – so dies aerodynamisch machbar ist – geschehen, wie auch durch die Verwendung spezieller Materialien (RAM ? Radar Absorbing Material). Für Anwender klassischer TBM-Gefechtsköpfe könnte in Zukunft die Möglichkeit bestehen, spezielle Laminatanstriche aufzubringen, wie sie bei Kampfflugzeugen zur Radarsignaturreduktion erprobt werden. Damit sind Reduktionen des Radarquerschnittes auf 10 Prozent bis 20 Prozent des ursprünglichen Wertes nach [37], beziehungsweise [38], möglich. Die Anstriche wirken aber nur in einzelnen Frequenzbändern, zum Beispiel bei Kampfflugzeugen im X-Band. Dieses Frequenzband wird aber auch vom THAAD-Bodenradar verwendet! Ein Gefühl für die daraus resultierenden Einbußen der Radardetektionsreichweite vermittelt Tabelle B1 in Anhang B.

Ein weiteres Feld der Radarstörung wären in „Attrappen“ oder den echten TBM-Gefechtsköpfen mitfliegende aktive Radarstörer, die das Suchkopfradar von PATRIOT PAC3 und die Bodenradare stören könnten. Aktive Radarstörer täuschen dem Bodenradar falsche Ortspositionen für die TBM-Gefechtsköpfe vor. Zum Beispiel wird der Gefechtskopf als der Abwehrstellung schon viel näher vorgespielt, sodass die Abwehrflugkörper zu früh starten und einem

falschen, fiktiven Ziel zufliegen. Haben die Abwehrflugkörper diesen Punkt erreicht, sind sie kinematisch nicht mehr in der Lage die echten Gefechtsköpfe zu bekämpfen.

5.2.3.2. IR-Signatur

Die Aufgabenstellung besteht meist in der Reduktion der IR-Abstrahlung. Damit soll der Kontrast zum kalten Weltall reduziert werden beziehungsweise die Signatur gegen einen strahlungsmäßig „bunten“ Hintergrund der Erde verstecken. Bedeutung hat dies im Fall der Detektion und Verfolgung durch die „Brilliant Eye“-Satelliten sowie für die Endanflugphase von THAAD mit ihrem IR-Suchkopf. Abschätzungen mit dem Modell RAAB zeigen speziell bei den Kurzstreckensystemen wie SCUD-B (OE), dass auch ohne spezielle IR-Reduktion ein Auffassen erst zwei bis drei Sekunden vor der Kollision möglich ist. Zu spätes Auffassen kann einen „hit to kill“-Treffer verhindern.

Die Möglichkeiten der IR-Signaturreduktion liegen etwa in doppelwandigen Außenhüllen der Gefechtsköpfe in die zum Beispiel vor dem Start flüssiger Stickstoff gefüllt wird und/oder in absprengbaren Außenhüllen. Die aerodynamische Aufheizung beim Flug durch die dichteren unteren Atmosphärenschichten wird von den Außenhüllen aufgenommen. Ist die TBM dann in großen Höhen, werden die „heißen“ Außenhüllen abgestoßen.

Eine andere Möglichkeit den IR-Detektor von THAAD zu stören, besteht in seiner Blendung. Dafür stehen 2 Möglichkeiten zur Verfügung:

- a) Eine High-Tech-Lösung, die mit einem Laser den THAAD-Suchkopf beleuchtet und dabei den Detektor physisch zerstört. Dies setzt aber ein aufwendiges System zur Erfassung der Abwehrrakete und zum Ausrichten des Lasers voraus. Ob überhaupt und wenn dann wann TBM's dazu in der Lage sind, kann derzeit nicht gesagt werden.
- b) Wenn es die geografischen, politischen und zeitlichen Möglichkeiten erlauben, kann versucht werden, zu einer bestimmten Jahres- und Tageszeit die TBM zu schießen, um die Sonne als Hintergrund und damit zum Überstrahlen der TBM zu benutzen. Diese Störung funktioniert im wesentlichen auf der Nordhalbkugel nur bei Angriffen aus der Hauptrichtung Süd. In das Modell RAAB ist die Möglichkeit eingebaut mit der Sonne den THAAD-Suchkopf zu stören und die Grenzen dieser Störungsmöglichkeit zu ermitteln. Folgendes Beispiel wurde gerechnet.

Als TBM wird eine NO-DONG (OE) A mit Schussweite 1400 Kilometer gewählt. THAAD-Feuerstellungen seitlich von der Einschlagstelle der TBM bis etwa 40 Kilometer entfernt, werden untersucht. Der kritische Winkel zwischen der Suchkopfachse und der Sonne wird in Analogie zu IR-FIA-Raketen, mit 10° angesetzt. Die Sonnenmaximalerhöhungen (Elevation, Winkel der Sonnenposition) für 48° nördlicher Breite liegen im Winter (21.12.) bei $18,5^\circ$ und im

Sommer (21.6.) bei $65,5^\circ$. Mit RAAB werden als Beispiele Sonnenelevationen von 30° und 40° gerechnet. Als Abfeuerungsentfernungen werden 800 Kilometer und 600 Kilometer untersucht. Dabei zeigt sich kein einheitliches Bild. Von 30 untersuchten Feuerstellungspositionen die ohne Sonnenstörung saubere Treffer liefern, gibt es mit Sonnenstörung 12 Positionen ohne Treffermöglichkeit. Es ist nicht leicht vorhersehbar, wann ein Fehlschuss zu erwarten ist. Wenn eine Blendung des Detektors (= keine Zerstörung!) erfolgt, wird der Flugkörper mit dem Data Link weitergeführt. Entscheidend ist, ob in den letzten zwei Sekunden (Data Link-Intervall) vor dem Treffer der Suchkopf den genauen Endanflug mitsteuert oder das hierfür zu ungenaue Data Link. Als gezielte Störmaßnahme ist dieses Verfahren sicher nicht geeignet, doch sollte im Einsatz der „Angriff aus der Sonne“ dennoch beachtet werden.

5.2.4. „Rettungszündung“

Bei der sogenannten Rettungszündung besitzt der TBM-Gefechtskopf ein Flugkörperwarngerät, das den Anflug eines Abwehrflugkörpers registriert. Naht ein Abwehrflugkörper, wird sofort der TBM-Gefechtskopf gezündet. Damit soll wenigstens ein Teil des Zerstörungspotentials für den Gegner spürbar werden. Dies gilt speziell bei A-, B- und C-Gefechtsköpfen. Allerdings ist dieses Vorgehen nur gegen kurzreichweitige Abwehrflugkörper wirksam (z.B. PATRIOT PAC3). Bei einer Abwehr mit THAAD wird die Rettungszündung kaum zum Einsatz kommen, da sie letztlich der Abwehr einen großen Dienst erweisen würde.

5.3. Abwehrflugkörper-Fehlverhalten

Hier sollen einige ausgewählte Auswirkungen untersucht werden, die sich einstellen können wenn ein Abwehrflugkörper nicht ordnungsgemäß funktioniert. Sowohl THAAD als auch PATRIOT PAC3 besitzen eine Selbstzerstöreinrichtung, die von der Feuerleitstelle ausgelöst werden kann. Die Selbstzerstöreinrichtung wird ausgelöst, wenn entweder im Zielflug ein technisches Problem erkannt oder kein Treffer erzielt wird. DE MARCHI [28] nimmt für die Einzelschusstreffwahrscheinlichkeit von THAAD und PAC3 einen Wert von 70 Prozent an. Die Wahrscheinlichkeit eines Versagens der Selbstzerstöreinrichtung wird hierorts mit zwei Prozent geschätzt. Daher liegt die Wahrscheinlichkeit eines Fehlschusses und eines Versagens der Selbstzerstörung bei 0,6 Prozent. Für diesen – sehr wenig wahrscheinlichen – Fall, wird für THAAD und PAC3 jeweils mit zwei Schuss geprüft, welche Auswirkungen zu erwarten wären, wenn die Flugbahnen der Abwehrflugkörper bis zum Bodenaufschlag weiterverfolgt werden. Bekämpft wird eine NO-DONG (OE) A mit Schussweite 1400 Kilometer. Angeführt werden die jeweiligen Feuerstellungspositionen, Restmasse m_A ; Aufschlaggeschwindigkeit der Abwehrrakete v_A , kinetische Aufschlagenergie E_A und Schussweite R_A :

THAAD-Feuerstellungen (Abfeuerungsentfernung 800 km):

- ?? 100 km direkt in Verlängerung der TBM-Bahn hinter der Einschlagstelle.
Mit: $m_A = 30,5 \text{ kg}$; $v_A = 76 \text{ m/s}$; $E_A = 88 \text{ kJ}$; $R_A = 480 \text{ km}$
- ?? 100 km vor der TBM-Einschlagstelle und 300 km seitlich
Mit: $m_A = 30,0 \text{ kg}$; $v_A = 157 \text{ m/s}$; $E_A = 370 \text{ kJ}$; $R_A = 474 \text{ km}$

PATRIOT PAC3 Feuerstellungen (Abfeuerungsentfernung 120 km)

- ?? Direkt bei der TBM-Einschlagstelle
Mit: $m_A = 116,1 \text{ kg}$; $v_A = 297 \text{ m/s}$; $E_A = 5,12 \text{ MJ}$; $R_A = 121 \text{ km}$
- ?? 15 km seitlich der TBM-Einschlagstelle
Mit: $m_A = 116,1 \text{ kg}$; $v_A = 299 \text{ m/s}$; $E_A = 5,19 \text{ MJ}$; $R_A = 77 \text{ km}$

Bei PAC3 wird der „Lethality Enhancer“ nicht in Betracht gezogen. Eine Berechnung der Flugbahn des abgetrennten Boosters der THAAD-Rakete wurde nicht durchgeführt. Die Masse des leeren Boosters ist zwar etwa das Doppelte der des Kill Vehicles, jedoch ist die Aerodynamik wesentlich schlechter, sodass mit kürzeren Flugbahnen zu rechnen ist. Um die kinetischen Aufschlagenergien „vorstellbar“ darzulegen, kann mit den Energien beim Anprall eines Autos an einen festen Pfeiler verglichen werden. Mit einer Automasse von 1000 Kilogramm ergibt sich

| v (km/h) | E (kJ) |
|----------|--------|
| 50 | 96 |
| 80 | 247 |
| 100 | 386 |

Tab. 5.2: Kinetische Aufprallenergie eines 1000 Kilogramm-Autos auf ein festes Hindernis (z.B. Pfeiler)

Aus Tabelle 5.2 ist ersichtlich, dass die kinetische Auswirkung des Bodenaufschlages des Kill Vehicles von THAAD etwa dem Zerstörungspotential eines mit 100 km/h anprallenden Autos entspricht. Das heißt, es sind „nur“ kleinräumige, mechanische Zerstörungen zu erwarten.

Sehr viel gefährlicher ist der Bodenaufschlag von PAC3-Flugkörpern. Aus den Abbildungen 5.2 (vgl. Anhang G) und 5.3 (vgl. Anhang G) sind die „x-z“- beziehungsweise „x-y“-Darstellungen der Abfanglagen erkennbar. Die gelben Punkte markieren zwar Treffer, es wurde aber angenommen, der Flug der Abwehrraketen geht bis zu ihrem Bodenaufschlag weiter. Die in den beiden Abbildungen angegebene Zeit entspricht der Zeit vom Start der TBM (rot, links beginnend) bis zum Bodenaufschlag des letzten noch fliegenden Abwehrflugkörpers (blau). In Abbildung 5.2 (vgl. Anhang G) fliegen die Abwehrflugkörper

von rechts nach links, in Abbildung 5.3 (vgl. Anhang G) von rechts, beziehungsweise von „oben“ nach links beziehungsweise „hinunter“.

Die Ziffern jeweils links unten in den Abbildungen 5.2 (vgl. Anhang G) und 5.3 (vgl. Anhang G) sind Statusindikatoren. Die 3 bezieht sich auf die TBM und bedeutet, dass zum Schluss der separierte Gefechtskopfteil (Separation beim grünen Kreuz) gerechnet wurde. Mit 6 wird der Bodenaufschlag der Abwehrflugkörper angezeigt. Speziell bei den THAAD-Kill Vehicle Flugbahnen ist der nahezu senkrechte Niedergang auf die Erdoberfläche infolge der geringen Masse und der hohen Luftdichten im letzten Flugabschnitt ersichtlich. Es muss bei THAAD mit Flugweiten von fast 500 Kilometer und bei PATRIOT PAC3 mit über 100 Kilometer (bis möglicherweise 150 km) gerechnet werden.

5.4. Schutz Österreichs; ein Fallbeispiel

Um sich eine praktische Vorstellung über die Schutzwirkung der Raketenabwehr machen zu können, wird die Abwehr eines einfachen TBM-Angriffes auf Österreich simuliert. Die folgenden Überlegungen sind nicht als taktische Vorwegnahme von Einsatz-Dispositiven oder Einsatzgrundsätzen zu verstehen, sondern dienen lediglich der Visualisierung der technischen Gegebenheiten einer Raketenabwehr in vertrauter geographischer Umgebung.

5.4.1. Die Annahmen zum Fallbeispiel

5.4.1.1. Der Angriff

Es wird ein Angriff aus der Richtung Südost mit einer NO-DONG (OE) A mit Schussweite 1415 Kilometer angenommen, für die bereits Schießbereiche im Bericht gerechnet wurden. Für jedes Angriffsziel wird der Einfachheit halber stets der gleiche TBM-Flug gewählt, das heißt exakt betrachtet starten die TBM's je nach Ziel an einem etwas anderen Ort.

Der Angriff erfolgt aus dem Raum westlicher Türkei (Izmir) beziehungsweise der östlichen Ägäis.

Es wird nur der Anflug von jeweils 1 Stück TBM gerechnet, das heißt „Sättigungsangriffe“, aber auch sonstige Gegenmaßnahmen werden in diesem Beispiel nicht untersucht. Die einzige Ausnahme dabei bildet der Radarquerschnitt. Da AWT/WM keine Berechnungen darüber bezüglich Raketen beziehungsweise Gefechtsköpfe existieren, wird ein „worst-case“-Szenario angenommen:

?? Die Radarquerschnitte (RCS) für die Rakete werden einfachheitshalber als gleich wie für den Wiedereintrittskörper angenommen.

?? RCS in Achsenrichtung: 0,001 m²

RCS quer zur Raketenachse: 0,01 m²

Als Angriffsziele werden die Stadtzentren von WIEN, GRAZ, LINZ, SALZBURG und INNSBRUCK gewählt.

5.4.1.2. Die Verteidigung

Unbeschadet des politischen Willens und der finanziellen Möglichkeiten wird zur Verteidigung angenommen:

Ein Stück THAAD Feuereinheit mit
Ein Stück Radar, 1 Stück Feuerleiteneinrichtung (Battle Management) und ein Stück Startgerät.

Ein Stück PATRIOT Batterie

Gemäß Fact Sheet [26] soll eine künftige US-PATRIOT-Batterie aus acht Startgeräten bestehen, wobei zwei bis drei Starter mit PAC3 und die restlichen Starter mit PAC2 Flugkörpern zur klassischen Fliegerabwehr ausgestattet sein sollen. Für Österreich wird eine PATRIOT-Batterie mit drei PAC3-Startern gewählt. Die Abwehrsysteme arbeiten vorerst mit einer unbegrenzten Flugkörpermenge. Alle „Hardware“-Elemente (Starter, Radar, etc.) werden als untereinander datenmäßig vernetzt gerechnet. Die Verteidigung wird sowohl mit als auch ohne Voreinweisung durch Satelliten untersucht. Als Satellitensystem wird mit SBIRS gerechnet.

Für die Erfassung der TBM durch SBIRS-High (geostationäre Satelliten) wird angenommen, dass die Wolkendecke im Startgebiet der TBM bei 8 Kilometer Höhe liegt und die Zeit von der ersten Erkennung der TBM bis zur vollständigen Alarmierung der Abwehr 27 Sekunden beträgt (gemäß [28]).

Für die Zeit zwischen dem TBM-Brennschluss und dem Beginn der Voreinweisung durch das System SBIRS-Low („Brilliant Eyes“-Satelliten) wird in Anlehnung an [28] der Wert 40 Sekunden verwendet.

Die Reichweite des THAAD-Radars wird

?? bei Voreinweisung mit 1200 Kilometer gegen $RCS = 0,01 \text{ m}^2$ und

?? ohne Voreinweisung mit 500 Kilometer gegen $RCS = 0,01 \text{ m}^2$ gerechnet. Die tatsächliche Erfassungsreichweite wird durch den Aspektwinkel des Radars zur TBM-Achse und dem daraus folgenden RCS bestimmt (Ellipsoidnäherung). Eine Berücksichtigung des Bodenradar-Sehfeldes findet der Einfachheit halber nicht statt. Eine Sehfeldbegrenzung des THAAD-Radars wird nicht berücksichtigt. Bei der Berechnung mit dem Modell RAAB wird eine „shoot-look-shoot“-Feuertaktik verwendet. Zur Bestimmung der Effizienz der „shoot-shoot-look“-Taktik wird angenommen, dass die beiden Abwehrflugkörper exakt gleichzeitig fliegen, das heißt die Gesamttreffwahrscheinlichkeit wird „händisch“ im nachhinein berücksichtigt.

Eine TBM unter fünf Kilometer Höhe über Grund wird nicht mehr bekämpft.

Es gilt folgendes Dispositiv:

?? THAAD-Radar und Feuerleitung: Gr. Speikkogel auf der Koralpe neben den bestehenden LRÜ-Einrichtungen

| | |
|--------------------------|---|
| ?? THAAD-Starter: | Bei WILDON/Steiermark |
| ?? PATRIOT PAC3 Starter: | WIEN/Laaerberg GRAZ/Liebenau LINZ/Kleinmünchen (Traunmündung) |

Anmerkung zum PAC3 Dispositiv:

Da nur 3 PAC3 Starter verfügbar sind, aber ein oberer Schirm mit THAAD als angenommen gilt, wird auf einen PAC3-Cluster verzichtet. Bei einem Cluster würden die drei Starter mit teilweise überlappenden Schutzbereichen um 1 Stück Schutzobjekt (z.B. nur eine Stadt) aufgestellt werden.

Die Position WIEN/Laaerberg schließt den Schutz der Raffinerie und des Flughafens in Schwechat mit ein. Mit der Position LINZ/Kleinmünchen wäre neben der Stadt LINZ mit den VOEST-Anlagen auch der Raum bis ENNS geschützt.

5.4.1.3. Einsatztaktik

Es werden zwei „Feuerregeln“ betrachtet:

- a) „shoot-look-shoot“
Ein Stück Flugkörper wird abgefeuert, dessen Wirkung beobachtet und gegebenenfalls ein zweiter Flugkörper abgefeuert. Diese Regel ist „kostenschonend“.
- b) „shoot-shoot-look“
Es werden von vornherein zwei Abwehrflugkörper abgefeuert. Damit ist die Treffwahrscheinlichkeit hoch, aber auch der Munitionsverbrauch.

5.4.1.4. Schutzwirkung

Die Einzelschusstreff (= kill)Wahrscheinlichkeit für THAAD und PAC3-Flugkörper wird nach DE MARCHI [28] mit 0,7 angenommen. Nach JANE'S [29] sollte für THAAD ein Wert von 0,9 erreichbar sein. In Anbetracht der komplexen Aufgabenstellung wird hier der pessimistische Wert 0,7 verwendet.

Ohne TBM-Abwehr wird bei einem Angriff mit einer – im städtischen Bereich erheblichen – Opferzahl gerechnet. DE MARCHI [28] gibt ein Zahlenbeispiel für einen C-Angriff (550 kg Einzelgefechtsskopf SARIN) auf die Region ZÜRICH. Für den Fall, dass sich 70 Prozent der Bevölkerung in Gebäuden und 30 Prozent im Freien aufhalten und keine Vorwarnung zum Aufsuchen von Schutzräumen (Schutzräume in Österreich?) vorliegt, wird mit 13 373 Toten gerechnet (ermittelt mit Modell ESCADAM bei GRUPPE RÜSTUNG/SCHWEIZ).

Das heißt, ohne Raketenabwehr gibt es unter den oben getroffenen Annahmen mit den genannten Simulationsmodellen zu 100 Prozent 13 373 Tote. Eine Treffwahrscheinlichkeit von 70 Prozent besagt, dass zu 30 Prozent die TBM nicht abgefangen (Leckrate) wird. Die Leckrate ist die Wahrscheinlichkeit, dass

die angreifende TBM den Abwehrschirm durchbricht. Trotz des Terminus-„rate“ ist die Leckrate keine zeitabhängige Größe! Würde man 10 TBM's hintereinander auf ein Stadtziel schießen, wäre in sieben Fällen kein einziges Todesopfer zu beklagen, in drei Fällen jedoch jeweils 13 373 Tote. Mit anderen Worten: Bei einem Einzel-TBM-Angriff der geschilderten Art gibt es entweder keine Opfer oder die in [28] berechnete Zahl von 13 373 Toten. Drei Abwehrflugkörper erhöhen die Treffwahrscheinlichkeit auf 97,3 Prozent (bzw. Leckrate = 2,7 %).

Allgemein gilt:

$$P_L = 1 - \prod_{i=1}^n (1 - P_{Ti})$$

mit

- P_L Gesamte Leckrate
- P_T Gesamte Treffwahrscheinlichkeit
- P_{Ti} Treffwahrscheinlichkeit der i-ten Abwehrrakete
- n Anzahl der eingesetzten Abwehrflugkörper
- \prod Symbol für Produkt (über alle n Abwehrflugkörper)

Die gesamte Treffwahrscheinlichkeit folgt mit

$$P_T = 1 - P_L$$

5.4.2. Resultate des Fallbeispiels

Die Abbildung 5.4 (vgl. Anhang G; Bekämpfungsstandorte von THAAD gegen NO-DONG A OE) enthält die Relativposition des THAAD-Starters (bei WILDON/Stmk.) bezüglich der TBM-Angriffsziele (grün markiert). Daraus folgt die maximal sinnvolle Startdistanz für INNSBRUCK mit 700 Kilometer und für alle anderen Städteziele mit 800 Kilometer.

Für PATRIOT PAC3 sind in Abbildung 5.5 (vgl. Anhang G) die Relativpositionen bezüglich der drei Starterstellungen (WIEN, GRAZ, LINZ) eingetragen. Aus Abbildung 5.5 (vgl. Anhang G) würde eine maximal sinnvolle Startdistanz von 100 Kilometer folgen, doch wurde ein Wert von 120 Kilometer gewählt. Die Kurven in Abbildung 5.5 (vgl. Anhang G) wurden für eine maximale Trefferablage von 0,25 m berechnet. Da die NO-DONG A (OE) über einen größeren Durchmesser als SCUD-B und AL-HUSSEIN verfügt, wird für das Fallbeispiel eine größere Zielablage toleriert. Die Prüfung der erhaltenen Zielablagen

überstieg nie 0,3 m und dies ist vertretbar. Der Vorteil der etwas größeren Startdistanz liegt in den dadurch erreichbaren größeren Trefferhöhen.

Daten von NO-DONG A (OE) in den Abbildungen 5.4 und 5.5 (vgl. beide Anhang G):

| | |
|---------------------|---------|
| ?? Programmwinkel. | 37° |
| ?? Brennzeit: | 86 s |
| ?? Schussweite: | 1415 km |
| ?? Separationshöhe: | 50 km |

Die Detailresultate für die einzelnen TBM-Angriffsziele werden nachfolgend tabellarisch dargestellt. Dabei bedeuten:

| | |
|-------------------|--|
| F_K | Abwehrflugkörper (z.B. THAAD oder PAC3) mit eventueller vorangestellter Ziffer (z.B. 1. THAAD-Treffer, 2. THAAD-Treffer) |
| R_T | Horizontale Treffdistanz bezogen auf die jeweilige Feuerstellung (km) |
| <i>Trefferort</i> | Ortschaft/Gebiet über der der Treffer erfolgt |
| H_T | Trefferhöhe (km) |
| t_F | Flugdauer der Abwehrrakete bis zum Treffer (s) |
| V_{FK} | Geschwindigkeit der Abwehrrakete beim Treffer (m/s) |

5.4.2.1. WIEN

- a) mit Voreinweisung
 Radardetektion bei 678 Kilometer von der Koralpe aus.

| F_K | R_T (km) | <i>Trefferort</i> | H_T (km) | t_F (s) | V_{FK} (m/s) |
|-------|------------|-------------------|------------|-----------|----------------|
| THAAD | 255 | Paks (H) | 186 | 204 | 1451 |
| PAC3 | 17 | Schwadf. (NÖ) | 20 | 28 | 1193 |

Tab. 5.3: WIEN mit Voreinweisung

- b) ohne Voreinweisung
 Es ist kein THAAD-Treffer möglich, da durch die späte Radardetektion (362 km) von der Koralpe aus) eine Abfeuerungsdistanz von maximal etwa 330 km verfügbar ist.
 Der mögliche PAC3-Treffer ist gleich wie mit Voreinweisung.
 Die Abbildungen 5.6 bis 5.8 (vgl. Anhang G) zeigen die Raketenabwehr für Wien mit Voreinweisung.

Abbildung 5.6 (vgl. Anhang G) stellt den gesamten TBM-Flug dar. Die „dicken“ TBM-Flugstrecken signalisieren die erfolgreiche Detektion der TBM durch das THAAD-Radar. Im aufsteigenden Flugbahnast gibt es eine kurze Phase, wo aufgrund der räumlichen Lage des Flugkörpers mit Bezug auf das

Radar ein höherer RCS-Wert und damit eine Detektion gegeben ist. Die Radarposition wird in dieser und den folgenden Flugbahnbildern als kleines türkises Rechteck mit halbrundem „Deckel“ symbolisiert. Die gelben Kreise zeigen an, dass eigentlich Treffer vorliegen. Dennoch werden sowohl die Abwehrflugkörper als auch die TBM bis zum TBM-Aufschlag weitergerechnet.

In der Abbildung 5.7 (vgl. Anhang G; z-x-Bild) und der Abbildung 5.8 (vgl. Anhang G; y-x-Bild) ist die Lage ab 300 Sekunden TBM-Flugzeit dargestellt.

5.4.2.2. GRAZ

a) mit Voreinweisung

Radardetektion 672 km von der Koralpe aus

| F_K | R_T (km) | Trefferort | H_T (km) | t_F (s) | V_{FK} (m/s) |
|----------|------------|------------------------------|------------|-----------|----------------|
| 1. THAAD | 241 | 75 km westl. Osijek (CRO) | 189 | 196 | 1434 |
| 2. THAAD | 71 | Ljutomer (SLO) | 84 | 64 | 2003 |
| PAC3 | 17 | Kirchbach (Stmk) | 20 | 28 | 1197 |

Tab. 5.4: GRAZ mit Voreinweisung

b) ohne Voreinweisung

Radardetektion 339 km von der Koralpe aus

| F_K | R_T (km) | Trefferort | H_T (km) | t_F (s) | V_{FK} (m/s) |
|----------|------------|------------------------|------------|-----------|----------------|
| 1. THAAD | 73 | Ljutomer (SLO) | 86 | 66 | 1997 |
| 2. THAAD | 11 | östl. (Stmk) WILDON | 32 | 26 | 2211 |
| PAC3 | 1.3 | Liebenau (GRAZ) | 6 | 15 | 864 |

Tab. 5.5: GRAZ ohne Voreinweisung

Die Abbildung 5.9 (vgl. Anhang G; z-x-Bild) und die Abbildung 5.10 (vgl. Anhang G; y-x-Bild) zeigen die Raketenabwehr für GRAZ mit Voreinweisung ab der TBM-Flugzeit von 300 Sekunden bis zum TBM-Aufschlag.

In Abbildung 5.11 (vgl. Anhang G; z-x-Bild) ist die Situation ohne Voreinweisung mit der späteren Radardetektion sowie den niederen Trefferhöhen ersichtlich.

5.4.2.3. LINZ

a) mit Voreinweisung

Radardetektion 681 km von der Koralpe aus

| F_K | R_T (km) | Trefferort | H_T (km) | t_F (s) | V_{FK} (m/s) |
|-------|------------|------------------------|------------|-----------|----------------|
| THAAD | 207 | 75 km westl. Pecs (H) | 240 | 217 | 1052 |
| PAC3 | 17 | (OO) südl. St.Valentin | 20 | 28 | 1187 |

Tab. 5.6: LINZ mit Voreinweisung

b) ohne Voreinweisung

Radardetektion 335 km von der Koralpe aus

| F_K | R_T (km) | Trefferort | H_T (km) | t_F (s) | V_{FK} (m/s) |
|-------|------------|------------------------|------------|-----------|----------------|
| THAAD | 46 | Waltersdf. (Stmk) | 130 | 81 | 1773 |
| PAC3 | 17 | (OO) südl. St.Valentin | 20 | 28 | 1187 |

Tab. 5.7: LINZ ohne Voreinweisung

5.4.2.4. SALZBURG

a) mit Voreinweisung

Radardetektion 688 km von der Koralpe aus

| F_K | R_T (km) | Trefferort | H_T (km) | t_F (s) | V_{FK} (m/s) |
|----------|------------|------------------------|------------|-----------|----------------|
| 1. THAAD | 203 | westl. Pakrac (CRO) | 246 | 222 | 1000 |

Tab. 5.8: SALZBURG mit Voreinweisung

b) ohne Voreinweisung

Radardetektion 329 km von der Koralpe aus

| F_K | R_T (km) | Trefferort | H_T (km) | t_F (s) | V_{FK} (m/s) |
|----------|------------|------------------|------------|-----------|----------------|
| 1. THAAD | 68 | Velenje (SLO) | 132 | 88 | 1757 |

Tab. 5.9: SALZBURG ohne Voreinweisung

5.4.2.5. INNSBRUCK

- a) mit Voreinweisung
 Radardetektion 710 km von der Koralpe aus

| F_K | R_T (km) | Trefferort | H_T (km) | t_F (s) | V_{FK} (m/s) |
|-------|------------|------------|------------|-----------|----------------|
| THAAD | 213 | Senj (CRO) | 222 | 204 | 1194 |

Tab. 5.10: INNSBRUCK mit Voreinweisung

- b) ohne Voreinweisung
 Radardetektion 347 km von der Koralpe aus

Es kann kein Treffer erzielt werden, da eine effektive Abfeuerungsdistanz von 358 Kilometer gemäß Abbildung 5.4 (vgl. Anhang G) zu kurz ist. In Abbildung 5.12 (vgl. Anhang G) ist die Verteidigung von Innsbruck mit Voreinweisung ersichtlich.

5.4.3. Diskussion der Resultate

Die zentrale Fragestellung gilt dem erreichbaren Schutzniveau. Die Leckrate (siehe Kap. 5.4.1.4.) bietet sich als quantitatives Maß hierfür an. In der Literatur, wie zum Beispiel bei ALLGAIER [25] oder DE MARCHI [28] wird eine maximale Leckrate von etwa 2,5–3,0 Prozent als tolerierbar angesetzt. Je kleiner die Leckrate desto besser. In der Tabelle 5.11 sind für die zu schützenden Städte mit/ohne Voreinweisung mit shoot-look-shoot und shoot-shoot-look-Feuertaktik die erreichbaren Schutzniveaus zusammengestellt. Die in Tabelle 5.11 fettgedruckten Zahlenwerte erfüllen beziehungsweise unterbieten die nach der Literatur geforderte maximale Leckrate.

Dabei zeigt sich, dass mit Voreinweisung die Städte WIEN, GRAZ und LINZ und ohne Voreinweisung nur GRAZ und LINZ ausreichend geschützt werden können. Entscheidend hierfür ist der Einsatz von PATRIOT PAC3, da außer für GRAZ, durch die räumliche Nähe zur THAAD-Stellung in WILDON sonst keine zweischichtige Abwehr aufgebaut werden kann. PATRIOT ist daher nicht bloß ein „Lückenstopfer“, sondern unverzichtbarer Baustein einer hinreichend dichten TBM-Abwehr.

Die in Tabelle 5.11 angeführten Trefferzahlen müssen in der Praxis nicht erforderlich sein um die TBM-Gefahr zu bannen. Wenn der erste Treffer – durch THAAD – die TBM hinreichend zerstört (z.B. Freisetzung der Chemikalien oder der Bakterien eines BC-Gefechtskopfes in „sicherer“ Höhe) sind weitere Schüsse (nach dem „look“) nicht mehr erforderlich. Dennoch zeigt sich, dass die im 2. Golfkrieg gepflogene Praxis, auf eine TBM zwei Abwehrflugkörper zu schießen (shoot-shoot-look), die richtige, wenn auch teurere Feuertaktik ist. Eine weitere Schlussfolgerung des Fallbeispiels ist die des unbedingten

Erfordernisses in ein übergeordnetes Frühwarn- und Voreinweisesystem eingebunden zu sein.

| mit Voreinweisung | | | geschützter Ort | Ohne Voreinweisung | | |
|-------------------|------------|--------|-----------------|--------------------|------------|-------------|
| Leckrate (%) | | | | Leckrate (%) | | |
| SSL | SLS | NT/SLS | | NT/SLS | SLS | SSL |
| 0,81 | 9,0 | 2 | WIEN | 1 | 30,0 | 9,0 |
| 0,07 | 2,7 | 3 | GRAZ | 3 | 2,7 | 0,07 |
| 0,81 | 9,0 | 2 | LINZ | 2 | 9,0 | 0,81 |
| 9,0 | 30,0 | 1 | SALZBURG | 1 | 30,0 | 9,0 |
| 9,0 | 30,0 | 1 | INNSBRUCK | 0 | 100,0 | 100,0 |

Tab. 5.11: Erreichbare Schutzniveaus im Fallbeispiel

Erläuterungen:

| | |
|--------------------|--|
| Mit Voreinweisung | Verfügbarkeit der Satellitendaten (SBIRS-High und SBIRS-Low) |
| Ohne Voreinweisung | Nur das THAAD-Radar ist verfügbar (rein nationale Lösung) |
| Leckrate | Wahrscheinlichkeit (%), dass die TBM die Abwehr durchbricht |
| NT/SLS | Anzahl potentiell treffender Abwehrflugkörper bei SLS-Feuerdoktrin |
| SLS-Feuerdoktrin | Shoot-Look-Shoot; „Einzelfeuer“ |
| SSL-Feuerdoktrin | Shoot-Shoot-Look; „Salvenfeuer“ mit <u>immer</u> zwei (2) Abwehrflugkörpern gleichzeitig |

Das im Fallbeispiel gerechnete Dispositiv ist in Abbildung 5.13 (vgl. Anhang G) ersichtlich. Eine nachträgliche grobe Untersuchung hat ergeben, dass die THAAD-Feuerstellung in der Umgebung von WAIDHOFEN/YBBS möglicherweise bessere Resultate liefern könnte. Dies stellt die Notwendigkeit unter Beweis, dass derartige Aufgabenstellungen nur unter Zuhilfenahme eines Computersimulationsmodelles, wie zum Beispiel das Modell RAAB bei AWT/WM, lösbar sind.

Die in den Tabellen 5.3 bis 5.10 genannten Trefferorte, die zum Teil in Ungarn, Slowenien und Kroatien liegen, besagen nicht, dass dort die Hauptteile der TBM auch abstürzen. Die schweren Teile werden im wesentlichen anfänglich nach dem Treffer die TBM-Flugbahn fortsetzen. Aussagen, wo wirklich die Trümmerschleppe niedergeht, sind äußerst schwierig zu erstellen und mit großen Unsicherheiten behaftet. Die einzig sichere Aussage ist, dass die Trümmerschleppe zwischen dem Trefferort und dem TBM-Ziel (Aufschlagsort) niedergeht.

Wie bereits in Kapitel 5.1.2.2. angeführt, ersieht man aus den THAAD-Treffern in den Tabellen 5.3 bis 5.10, dass bei großen Höhen (über etwa 200 km) die Geschwindigkeit des Kill Vehicles unter der Auslösegeschwindigkeit für konventionelle Gefechtsköpfe zu liegen kommt. Da die Relativgeschwindigkeit zwischen TBM und THAAD in der Regel größer als die THAAD-Geschwindigkeit ist, wäre es durchaus möglich, dass auch bei Treffern in diesen Höhenlagen der Sprengstoff eines konventionellen Gefechtskopfes umgesetzt.

6. Zusammenfassung

Der vorliegende Bericht erläutert die von Kurz- und Mittelstrecken-TBM's (bis zu 1500 km Schussweite) zu erwartende Kinematik. Kurzstreckenflugkörper, wie zum Beispiel SCUD-B, mit endoatmosphärischen Apogäumwerten können als Integralflugkörper gebaut werden, ohne dass ihre aerodynamische Folgsamkeit darunter leidet. TBM-Systeme größerer Reichweite in Integralbauform, wie zum Beispiel AL-HUSSEIN zeigen „Torkelbewegungen“ bis hin zum Flugkörperbruch beim Eintritt in tiefere und damit dichtere Atmosphärenschichten. Dadurch wird ihre Zielgenauigkeit schlecht und ihre Kinematik kompliziert. Mittelstreckenflugkörper werden daher mit einem separierbaren Wiedereintrittsteil (der Gefechtskopf), wie zum Beispiel bei NO-DONG, gebaut. Damit erzielt man eine „glattere“ Kinematik (weniger „Torkeln“) und hohe Zielgenauigkeit.

Eine effiziente TBM-Abwehr erfordert ein umfangreiches „Sensorpaket“. Die im Westen, speziell in den USA, geplanten und zu erwartenden Systeme sind:

- ?? SBIRS-High: Geostationäre beziehungsweise auf stark elliptischen Bahnen fliegende Satelliten mit IR-Sensorik als sogenannte „Bellringer“ zur Alarmierung der Abwehr.
- ?? SBIRS-Low: Niedrig fliegende im IR und visuellen Wellenlängenbereich arbeitende Satelliten („Brilliant Eyes“) zur Vermessung der TBM-Flugbahnen. Damit ist eine Voreinweisung sowohl der bodengestützten Feuerleitradare wie auch von Abwehrflugkörpern (z.B. wahrscheinlich THAAD) möglich.
- ?? X-Band-Radare etwa für THAAD mit Reichweiten von etwa 1000 Kilometer bei Satellitenvoreinweisung und etwa 500 Kilometer ohne Einweisung.

Die eigentliche Abwehr angreifender TBM's soll mit einem „Mehrschichtkonzept“ erfolgen, das heißt verschiedene Abwehrraketensysteme errichten mehrere Trefferfronten um eine hinreichend hohe Killwahrscheinlichkeit zu erreichen.

Geplant ist ein Zweischichtensystem. Als Abwehrraketensysteme sind derzeit das System PATRIOT PAC3 für die unterste Schicht (Trefferhöhen bis 25 km) zur TBM-Bekämpfung in der Endflugphase und das System THAAD (Trefferhöhen 150 km ? 100 km) zur TBM-Bekämpfung in der mittleren Flugphase, am weitesten entwickelt. Beide Abwehrsysteme benötigen in ihrer ersten Flugphase Data Link entweder vom Bodenradar allein (PAC3) oder dem Bodenradar beziehungsweise SBIRS-Low-Satelliten (THAAD).

Der PAC3-Flugkörper ist eine primär aerodynamisch gesteuerte, mit einem aktiven Radarsuchkopf ausgestattete, nach dem hit-to-kill-Prinzip wirkende

Abwehrrakete. Der Abdeckbereich von PAC3 gegen NO-DONG hat einen Durchmesser von etwa 40 Kilometer.

Das System THAAD besteht aus einem nach dem Brennschluss des einstufigen Feststoffboostertriebwerkes separierbaren Kill Vehicle. Dieses Kill Vehicle, gesteuert von einer Querschubanlage und einem IR-Suchkopf, hat keinen Gefechtskopf und wirkt ebenso nach dem hit-to-kill-Verfahren. Die Fläche die THAAD gegen NO-DONG abzudecken imstande ist, beträgt bei optimaler Voreinweisung etwa 300 000 km².

Bei AWT/WM wurde das Simulationsmodell RAAB entwickelt, mit dem die Kinematik einer TBM sowie die Flugwege von maximal fünf gleichzeitig fliegender Abwehrflugkörper berechenbar sind. Damit können einfache Raketenabwehroperationen untersucht werden. Die oben genannten Abdeckbereiche wurden mit RAAB ermittelt. Ebenso wurde eine Verteidigung Österreichs mit einer THAAD und drei PAC3-Startern im Rahmen eines Fallbeispiels berechnet. Ein großflächiger ausreichender Schutz ist nur bei Einbindung in ein satellitengestütztes Vorwarn- und Einweisesystem möglich.

Der TBM-Angriff mit einem chemischen Gefechtskopf (etwa 550 kg SARIN) auf eine Großstadt hat etwa 13 000 Tote zur Folge. Die Raketenabwehr kann in einem berechenbaren Schutzbereich technisch sicherstellen, dass die Wahrscheinlichkeit eine TBM abzufangen über 97 Prozent liegt. Das heißt, mit mehr als 97 Prozentiger Wahrscheinlichkeit gibt es keinen einzigen Toten!

Raketenabwehrsysteme sind Anlagen die nicht gegen Menschen (Zivilisten, bemannte Flugzeuge, etc.) einsetzbar sind (z.B. kein Gefechtskopf vorhanden) und in ihrer Wirkung daher der Präventivmedizin weit näher stehen als einem klassischen Waffensystem. Eine Diskussion der Raketenabwehr sollte demnach ohne politisch-ideologische Belastung möglich sein.

LITERATURVERZEICHNIS

- [1] „Counterproliferation“; Die Bedeutung einer Raketenabwehr für Europa
H.H. MEY et. al., ISA, Report Verlag 1994
- [2] www.fas.org/nuke/guide/dprk/missile/index.html
- [3] Lenkung ballistischer Raketen mit Kreiselgeräten, Mjr. DI W.
KIESSHAUER, Militärtechnik, DDR
- [4] www.fas.org/spp/starwars
- [5] Lessons of the Gulf War, Experience with Patriot, T.A. POSTOL,
International Security, Winter 91/92 (Vol. 16, No. 3)
- [6] JANE'S, September 1995 (nicht genauer verfügbar, Info HNaA)
- [7] Vortragsunterlagen zum Workshop Raketenabwehr in
REICHENAU/RAX, Okt. 2001 von Bgdr. TAUSCHITZ, Texte größtenteils
aus dem Internet
- [8] Proceedings zur VBS-Tagung „Ballistic Missile Defense und die
Schweiz“, 08.5.2001
- [9] Infrarottechnik, K. STAHL und G. MIOGA, Verlag Hüttig 1986
- [10] IR-Versuche mit den Suchköpfen für AIM 9P3 und AIM 9P5, Dr.
SEQUARD-BASE, AWT-interner Bericht, Juni 1999
- [11] Moves Threaten SBIRS-Low Risk-Reduction Plan, Defense News, October
15-21, 2001
- [12] Engineering Design Handbook IR Military Systems Part Two, AMCP
706-128, May 1974
- [13] Modern Radar System Analysis, D.K. BARTON, 1988
- [14] www.raytheon.com/es/esproducts/dssthaad/dssthaad.htm
- [15] www.fas.org/spp/starwars/program/taad3-200.jpg
- [16] Soldat und Technik, 10/1995 p.632
- [17] Theater High Altitude Area Defence System, BMDO Fact Sheet 204-00-11,
November 2000
- [18] Mündliche Information von Herrn DI DE MARCHI, ehem. GRUPPE
RÜSTUNG/SCHWEIZ
- [19] lmms.external.lmco.com/newsbureau/pressreleases/1991/9120.html
- [20] lmms.external.lmco.com/newsbureau/pressreleases/1994/9448.html
- [21] National Missile Defense Integrated Flight Test Four (IFT-4), BMDO Fact
Sheet 124-00-11, November 2000
- [22] www.iews.na.basesystems.com/iris/pages/taad-seeker
- [23] The Infrared Handbook, W.L. WOLFE (Editor), Environmental Research
Institute of Michigan, 1989
- [24] lmms.external.lmco.com
- [25] Erweiterte Luftverteidigung, K.H. ALLGAIER, Soldat und Technik, April
2001

- [26] PATRIOT ADVANCED CAPABILITY-3, BMDO Fact Sheet 203-00-11, November 2000
- [27] www.members.tripod.de/patriot/PAC3
- [28] Schadensfolge nach Angriffen mit ballistischen Raketen, F. DE MARCHI, GRUPPE RÜSTUNG/SCHWEIZ, Bericht für Workshop „Europäische Raketenabwehr“ REICHENAU/RAX, Oktober 2001
- [29] JANE'S Land-Based Air Defence, 10. Edition, 1997-1998
- [30] Defense News, January 21-27, 2002, p.10
- [31] Initiation Phenomena with Shaped Charge Jets, M. HELD, MBB, 9. Symposium On Detonation 1989 Paper Nr. 211
- [32] Nach Diskussion mit Herrn M. SCHMIED, AWT/WM
- [33] www.areax.de
- [34] Chemie der Kampfstoffe Teil 1, S. FRANKE et.al., Gesellschaft für Kampfmittelbeseitigung, Münster/
- [35] Nach Diskussion mit Herrn DI A. WIMMER, AWT/MCP
- [36] Chemische Ökotoxikologie, PARLAR et.al., Verlag Springer
- [37] „Soldat und Technik“ 5/2000, p. 322
- [38] Mündliche Information an AWT/WM anlässlich „Air Power 2000“ in ZELTWEG seitens der Vertretung von MIG29

Anmerkung:

Die angegebenen Internetadressen wurden beim AWT nochmals geprüft. Dabei wurde festgestellt, dass die Seiten zu [22] und zu [27] nicht mehr existieren.

ANHANG A

Aerodynamische Folgsamkeit

1. Auftriebskraft am Flugkörper

Die aerodynamisch wirksame Auftriebskraft für ein Flugobjekt (Flugkörper, Flugzeug,...) ist:

$$L = \frac{\rho v^2}{2} S C_Z$$

$$C_Z = C_{Z\alpha} \alpha$$

mit

L Auftriebskraft (N) (lift)

ρ Luftdichte (kg/m^3); höhenabhängig

v Geschwindigkeit (m/s)

S Aerodynamische Bezugsfläche (m^2); bei Flugkörpern ist dies der geometrische Querschnitt und bei Flugzeugen die gesamte Tragflügelfläche, das heißt einschließlich der geometrischen Flügelfortsetzung im Flugzeugrumpf.

C_Z Auftriebsbeiwert

$C_{Z\alpha}$ Anstieg des Auftriebsbeiwertes mit Bezug auf den Anstellwinkel

α Anstellwinkel

$\frac{\rho v^2}{2}$ wird als der dynamische Druck bezeichnet.

Die Auftriebskraft L ist bei gegebener Flughöhe (wegen Dichte ρ), Geschwindigkeit und Bauform (Querschnitt S und $C_{Z\alpha}$) umso größer, je größer der Anstellwinkel α ist. Dies gilt solange als der maximal erlaubte Anstellwinkel (Strömungsabriss!) nicht überschritten wird.

2. Aerodynamische Stabilität

Die Drehung eines Flugkörpers erfolgt stets um seinen Schwerpunkt (centre of gravity). Die Auftriebskraft L , die ein Flugkörper bei einem gegebenen Anstellwinkel α erfährt, greift in der Regel nicht im Schwerpunkt an, sondern im sogenannten Druckpunkt (centre of pressure). Dieser liegt

| | |
|------------------------------------|------------------------|
| ?? bei einem stabilen Flugkörper | hinter dem Schwerpunkt |
| ?? bei einem instabilen Flugkörper | vor dem Schwerpunkt. |

Die Gewichtskraft $m \cdot g$ des Flugkörpers (Masse m ; Erdbeschleunigung $g \approx 9,81 \text{ m/s}^2$) greift im Schwerpunkt an.

Aus Abbildung A1 ist nun ersichtlich, dass Gewichtskraft und Auftriebskraft ein Drehmoment auf den Flugkörper ausüben. Fliegt ein Flugkörper horizontal im Einfluss der Erdschwere, so muss dies unter einem bestimmten Anstellwinkel α erfolgen, um den erforderlichen Auftrieb, zum Halten des Flugkörpergewichtes, zu erzeugen. Wenn nun auf den Flugkörper eine Störung einwirkt, die zum Beispiel den Anstellwinkel etwas vergrößert, so bedeutet dies eine Erhöhung des Drehmomentes die

- beim stabilen Flugkörper den Flugkörper zurück in die Ausgangslage – also zum kleineren α – drückt
- beim instabilen Flugkörper zum Überschlag führt; Spitze nach hinten, – Heck voran.

Veranschaulichung mit „Indianerpfeil“: Die Metallspitze zieht den Schwerpunkt nach vorne, die Federn am Heck („Flügel“) legen den Druckpunkt nach hinten. Der Indianerpfeil fliegt aerodynamisch stabil.

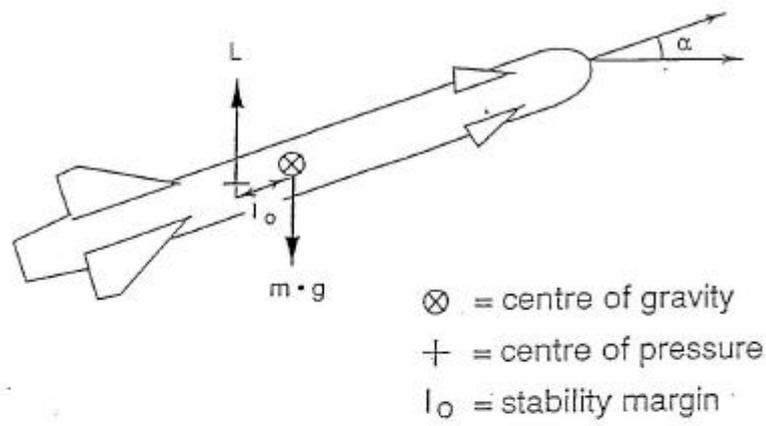
3. Aerodynamische Folgsamkeit

Ein stabiler Flugkörper auf den keine Antriebs- oder Ruderkräfte wirken, fliegt unter dem Einfluss der Schwerkraft wegen des Luftwiderstandes nur annähernd eine Parabel. Aufgrund der Trägheit trachtet der Flugkörper seine Lage im Raum (Richtung der Flugkörperachse) beizubehalten. Die Flugbahn (Parabel) verläuft gekrümmt. Dadurch bildet sich ein Anstellwinkel α zwischen der Flugkörperachse und der Flugbahntangente. Dieser Anstellwinkel α bewirkt eine Luftkraft L , die die Flugkörperachse zurück zur Flugbahntangente drängt.

Die aerodynamische Folgsamkeit bedeutet daher die stete Ausrichtung der Flugkörperspitze zur Flugrichtung.

Die Flugkörperspitze zeigt stets in die Flugrichtung.

Stable



Unstable

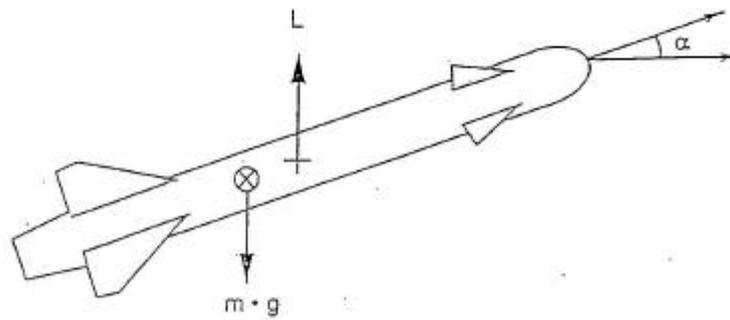


Abb. A1: Aerodynamische Stabilität

ANHANG B

Abschätzungen zu Raketenabwehrsensorsystemen

1. Satellitenkinematik

1.1. „Flughöhe“ geostationärer Satelliten

Aus dem Kräftegleichgewicht von Massenanziehung (Gravitation) und Zentrifugalkraft ergibt sich:

$$F_G = G \frac{M_E \cdot m}{r^2} \quad \text{Gravitationskraft}$$

$$F_Z = \frac{m \cdot v^2}{r} \quad \text{Zentrifugalkraft}$$

mit

$G = 6.673 \cdot 10^{-11} \text{ (m}^3\text{kg}^{-1}\text{s}^{-2}\text{)}$ Gravitationskonstante

$M_E = 5.977 \cdot 10^{24} \text{ (kg)}$ Erdmasse

m (kg) Satellitenmasse

v (m/s) Umlaufgeschwindigkeit des Satelliten

r (m) Abstand Erdmittelpunkt – Satellit

Ferner gilt:

$$v = \omega \cdot r$$

mit

$$\omega = \frac{2\pi}{T}$$

ω Satellitenkreisfrequenz

T Umlaufzeit des Satelliten; für geostationär $T = 24$ Stunden

Aus

$$F_G = F_Z$$

folgt nach einigen Umformungen

$$r = \sqrt[3]{\frac{G M_E T^2}{4\pi^2}} = 42250 \text{ km}$$

Mit dem Erdradius von $R_E \sim 6350 \text{ km}$ folgt die Höhe über dem Äquator mit $H \sim 35900 \text{ km}$. Die Abbildung B1 veranschaulicht dieses Ergebnis.

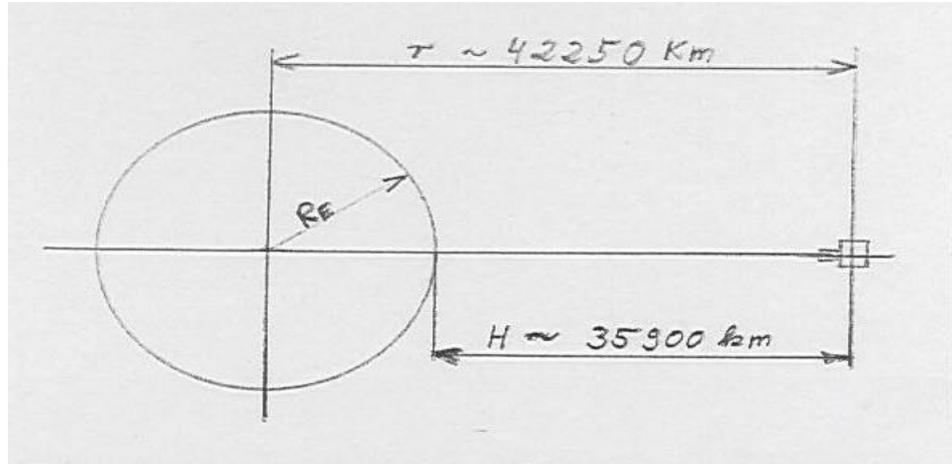


Abb. B1: Entfernung eines geostationären Satelliten über dem Äquator

1.2. Kinematik eines HEO-Satelliten

Um die Bahn eines HEO-Satelliten (Highly Elliptical Orbit) quantitativ abzuschätzen, werden gemäß Abbildung B2 einige plausible geometrische Annahmen getroffen.

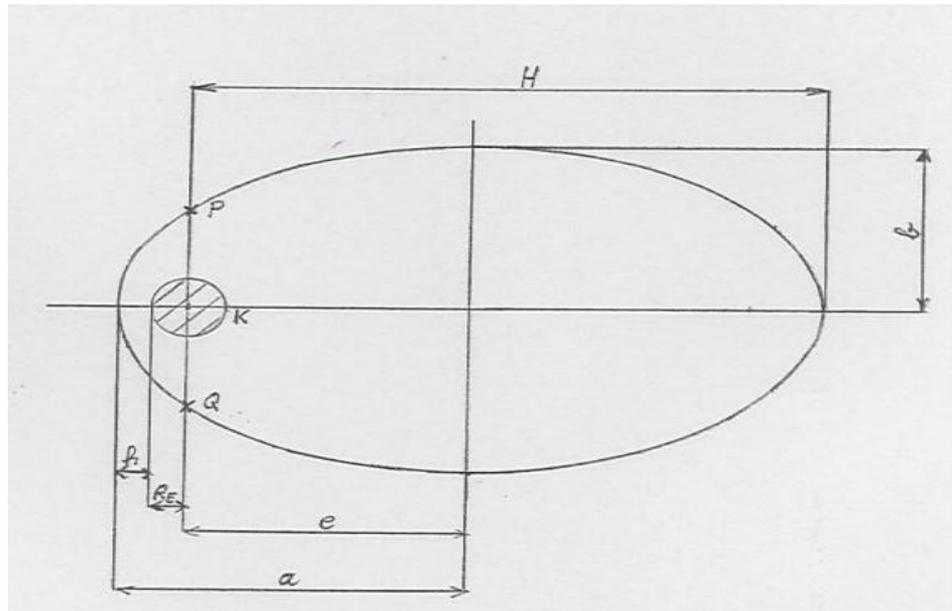


Abb. B2: Zur Kinematik von HEO

Der Satellit soll eine stark elliptische Bahn um die Erde fliegen.

| | |
|-------------------------------|--|
| $R_E \approx 6350 \text{ km}$ | Erdradius |
| $h \approx 1000 \text{ km}$ | Geringster Erdbabstand der Bahn (hier von der Erdoberfläche aus gemessen) |
| $H \approx 42650 \text{ km}$ | Apogäum; Der Wert wurde an die Distanz von GEO-Satelliten angelehnt um ähnliche Optik-Verhältnisse (Detektierbarkeit, Auflösungsvermögen) zu gewährleisten |

Aus der Geometrie in Abbildung B2 folgt:
Große Halbachse a :

$$a \approx \frac{H + R_E + h}{2} \approx 25000 \text{ km}$$

Lineare Exzentrizität e :

$$e \approx a - R_E - h \approx 17650 \text{ km}$$

Die Beziehung

$$e \approx \sqrt{a^2 - b^2}$$

liefert die kleine Halbachse b

$$b \approx \sqrt{a^2 - e^2} \approx 17705 \text{ km}$$

Numerische Exzentrizität ϵ

$$\epsilon \approx \frac{e}{a} \approx 0.706$$

Das zu überwachende Krisengebiet liegt um den Punkt K . Gesucht ist nun jene Zeitdauer pro Erdumlauf, die der Satellit zwischen den Punkten P und Q auf der Strecke über das Apogäum unterwegs ist. Nach dem 2. Keplergesetz (Flächensatz) gilt, dass der Radiusvektor von der Erde zum Satelliten in gleichen Zeiten gleiche Flächen überstreicht. Nach einigen Berechnungen zur analytischen Geometrie folgt:

$$A = a \cdot b \cdot \pi$$

Gesamtfläche der Ellipse

Kleine Teilfläche der Ellipse (in Abbildung B2 von den Punkten P und Q links)

$$A = \frac{b}{a} \cdot a^2 \cdot \frac{\pi}{2} \cdot \arcsin \left(\frac{e \cdot b}{a} \right)$$

$$A = 127 \cdot 10^6 \text{ km}^2$$

$$A = 1391 \cdot 10^6 \text{ km}^2$$

Der Anteil der großen Ellipsenteilfläche (rechts von P und Q in Abb. B2) an der Gesamtfläche beträgt somit ~ 91 Prozent. Das heißt, von der Umlaufzeit des HEO-Satelliten können rund 90 Prozent zur Beobachtung des Krisengebietes verwendet werden.

Um die Umlaufzeit des HEO-Satelliten abzuschätzen, wird das 3. Keplergesetz verwendet. Das Verhältnis der Quadrate der Umlaufzeiten zweier Satelliten ist gleich dem Verhältnis der Kuben der großen Halbachsen.

$$\frac{T_1^2}{T_2^2} = \frac{a_1^3}{a_2^3}$$

Um die Umlaufzeit eines Satelliten in einer Kreisbahn (als Sonderfall der Ellipse) zu ermitteln, wird ein „Brilliant-Eye“-Satellit in 1000 Kilometer über der Erdoberfläche angenommen.

Der Bahnradius beträgt daher

$$r = 7350 \text{ km}$$

Aus den Gleichungen bezüglich Gravitationskraft und Zentrifugalkraft (siehe Anhang B, Kapitel 1.1) folgt die Umlaufzeit.

$$T = \frac{2 \pi r^2}{\sqrt{G M_E r}} = 6269 \text{ sek} = 1 \text{ Std } 44 \text{ min } 29 \text{ sek}$$

Dies entspricht der Umlaufzeit T_{BE} eines „Brilliant Eye“.

Aus dem 3. Keplergesetz ergibt sich mit $a_{BE} \approx r$.

$$T_{HEO} \approx T_{BE} \sqrt{\left(\frac{a_{HEO}}{a_{BE}}\right)^3}$$

$$T_{HEO} \approx 39326 \text{ sek} \approx 10 \text{ Std } 55 \text{ min } 26 \text{ sek}$$

Die „Nutzzeit“ zur Beobachtung der Krisenregion erhält man dann mit 91 Prozent der Gesamtumlaufzeit gemäß oben angeführtem „Flächenanteil“ zu

$$T_{NUTZ_{HEO}} \approx 35787 \text{ sek} \approx 9 \text{ Std } 56 \text{ min } 27 \text{ sek}$$

Pro Erdumlauf eines HEO-Satelliten von etwa 11 Stunden Dauer, stehen fast 10 Stunden zur Nutzung zur Verfügung.

1.3. Schätzung der erforderlichen Anzahl von „Brilliant Eye“-Satelliten

Nach [1] sollen die „Brilliant Eye“-Satelliten in etwa 1000 Kilometer Höhe um die Erde kreisen. Mit dem Erdradius $R_E \sim 6350 \text{ km}$ und der Abbildung B3 lässt sich der „Sichtradius“ eines Satelliten ermitteln.

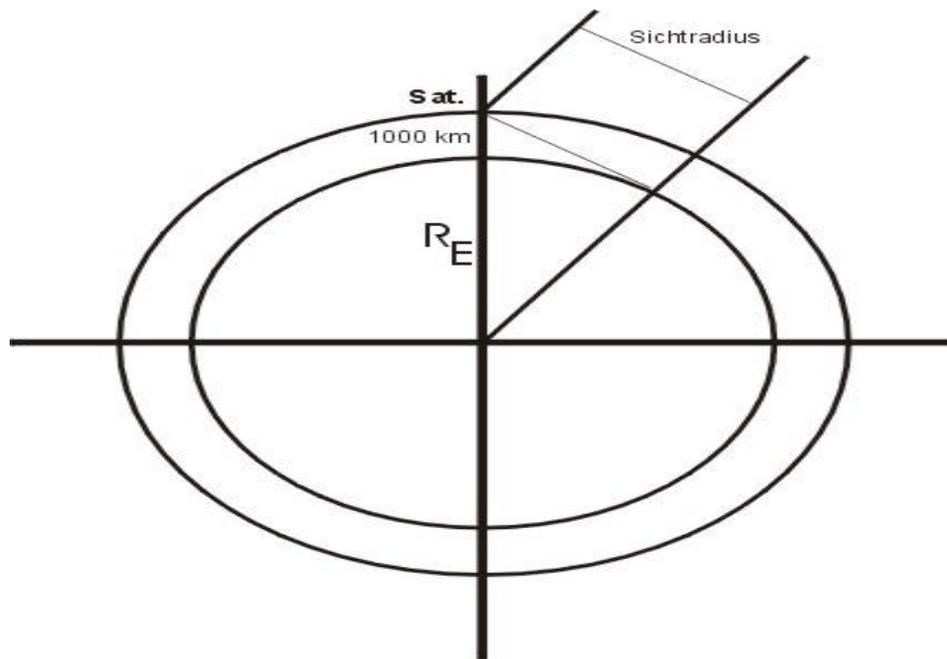


Abb. B3: Geometrie zur Bestimmung des „Sichtradius“ für „Brilliant Eyes“

$$Sicht\ radius \approx \sqrt{R_E^2 + 1000^2} \approx 3700\text{ km}$$

Dies entspricht somit der maximalen Beobachtungsdistanz gegenüber einer TBM (im Vergleich 40 000 km bei geostationären Satelliten). Die Größe eines „Sichtkonus“ beträgt: 0.85 ster . Für den Gesamttraumwinkel von 4° folgen daher 15 Satelliten, um die Erde komplett zu überwachen. Da die Sensoren von „Brilliant Eyes“ passiv arbeiten, sind zur Ermittlung einer TBM-Flugbahn mindestens zwei Satelliten notwendig die gleichzeitig die Rakete detektieren (wegen der räumlichen Auflösung).

Damit folgt, dass ein vollständiges SBIRS-Low-System unter den obigen Annahmen aus mindestens 30 „Brilliant Eye“-Satelliten bestehen muss.

Nach [7] sollten für eine auf die USA beschränkte nationale Raketenabwehr 21 Satelliten in drei Umlaufbahnen reichen, hingegen für ein vollständiges SBIRS-Low 28 Satelliten in vier Umlaufbahnen nötig sein. Neueste Informationen [11] besagen, dass tatsächlich nur 24 Satelliten für SBIRS-Low vorgesehen sind. Die zuletzt in der Literatur genannten Anzahlwerte für das „Brilliant Eye“-System erscheinen plausibel, wenn die Satellitenhöhe auf 1270 Kilometer angehoben wird.

2. Satellitenoptik

2.1. Auflösungsvermögen der IR-Sensoren bei GEO-Satelliten

Um die Anzahl möglicher detektierbarer „Bahnpunkte“ einer TBM-Flugbahn in der angetriebenen Flugphase durch geostationäre Satelliten abzuschätzen, wird angenommen:

| | |
|------------|---|
| TBM: | SCUD-B (OE) detektiert in 8 Kilometer Höhe (obere Grenze einer angenommenen Wolkendecke) nach 40 Sekunden Flugzeit. Die Brennzeit wird insgesamt mit 70 Sekunden angesetzt. In den 30 verbleibenden Sekunden wird die Horizontaldistanz von etwa 23 Kilometer zurückgelegt. |
| IR-Sensor: | Wellenlängenbereich etwa $10\ \mu\text{m}$ und Aperturdurchmesser $D \sim 0.3\text{ m}$ (Durchmesser des Objektivs) in einer Distanz von etwa 40000 Kilometer. |

Nach [9] ergibt sich die Winkelauflösung $d\theta$ zu

$$d\theta \approx 1.22 \frac{\lambda}{D}$$

$$d\theta \approx 0.04\text{ mrad}$$

Die für den Satelliten „sichtbare Winkelstrecke“ beträgt unter optimalen geometrischen Bedingungen (exakt senkrechte Sicht).

$$\theta \approx \frac{23 \text{ km}}{40000 \text{ km}} \approx 0.575 \text{ mrad}$$

Aus θ/d folgen daher etwa 14 voneinander unterschiedliche „Bildpunkte“ der TBM-Flugbahn. Nach [8] arbeiten die Sensoren in einem Scan-Modus mit einer Scanzeit von etwa 10 Sekunden. Dies bedeutet, dass im günstigsten Fall, die TBM wird – wie auch immer – kontinuierlich „gesehen“, 14 Bildpunkte vorliegen. Im schlimmsten Fall erhält man bei 30 Sekunden verbleibender Brennzeit und 10 Sekunden Abtastintervall drei Bahnpunkte.

Anmerkungen:

Es gibt erstens hierorts keine Anhaltspunkte für das verwendete Scanmuster und zweitens ist es auf Grund der Größe des „Instant Scan Field Of View“ möglich, dass mehr als ein Bahnpunkt pro Scan erfasst werden kann. Demnach könnten als Minimum mehr als drei Bahnpunkte verfügbar werden.

Wird nun ferner angenommen, dass die elektronische Auswertung der IR-Bilder zur Erfassung möglicher Bahnpunkte nur mit etwa 80 Prozent Zuverlässigkeit funktioniert, liegen statistisch gesehen für das gewählte, aber realistische Beispiel nur etwa 2,4 bis maximal 11,2 Bahnpunkte vor.

2.2. Abschätzungen zur Optik der „Brilliant Eye“-Satelliten

An dieser Stelle soll ohne Ableitung der Formeln eine Abschätzung der Optik-Auslegung erfolgen. Exemplarisch wird zuerst der Wellenlängenbereich $3 \text{ } \mu\text{m}$ (nahes Infrarot) untersucht. Als Beobachtungsdistanz sei $R \approx 3500 \text{ km}$ gewählt.

Annahmen zur TBM:

Es wird von einer mäßig aerodynamisch aufgeheizten Rakete im Gleitflug mit etwa einer Temperatur von $T = 400 \text{ K}$ ausgegangen. Das könnte einer Kurzstreckenrakete entsprechen. Der Hintergrund wäre das Weltall. Die IR-strahlende Fläche sei $A_s \approx 2.5 \text{ m}^2$. Mittels Plank'schem Strahlungsgesetz, zum Beispiel nach [9], erhält man

$$M \approx 0.95 \cdot 10^{22} \text{ W/cm}^2 \approx 95 \text{ W/m}^2$$

an spezifischer Ausstrahlung. Die Strahlstärke J_s folgt mit

$$J_s \approx \frac{M}{\pi} \cdot A_s$$

$$\text{zu } J_s \approx 76 \frac{W}{sr}$$

Aus dem photometrischen Grundgesetz folgt eine Bestrahlungsstärke E von

$$E \approx \frac{J_s}{R^2}$$

mit

$$E \approx 6.2 \cdot 10^{12} \text{ W/m}^2$$

Dieser Wert muss von der Satellitenoptik gerade noch erfassbar sein. Man spricht von „Noise Equivalent Irradiance“, oder kurz dem NEI-Wert. Eine theoretische Ableitung des NEI-Wertes von der Optik her gesehen, findet sich etwa in [10].

$$NEI \approx \frac{\sqrt{A_d} \cdot f \cdot \frac{U_s}{U_R}}{\tau_o \cdot A_o \cdot D^2 \cdot m}$$

- A_d Detektorfläche
- f Elektrische Bandbreite
- $\frac{U_s}{U_R}$ Signal/Rauschverhältnis
- τ_o Transmission in der Sensoroptik
- m Modulationsgrad
- A_o Optische Apertur (~ Fläche des Objektivs)
- D^2 Detektivität (= Leistungsmaß für IR-Detektor)

Es sei in erster Näherung angenommen:

$$\tau_o \approx 1$$

$$m \approx 1$$

Mit sehr kleinen Einzeldetektorelementen, einer engen elektrischen Bandbreite

und einem niederen $\frac{U_s}{U_R}$ gilt

$$\sqrt{A_d} \cdot f \cdot \frac{U_s}{U_R} \approx 1$$

Aus physikalischen Gründen liegen die Grenzen für D etwa bei

$$D \approx 2.5 \cdot 10^{11} \text{ cm} \sqrt{\text{Hz} / \text{W}}$$

Da $E \approx NEI$ sein muss, folgt für die optische Apertur A_O :

$$A_O \approx \frac{1}{E D^2} \approx 0.65 \text{ m}^2$$

Damit ergibt sich ein Durchmesser der Satelliteneingangsoptik von

$$D \approx 90 \text{ cm}$$

Anmerkung:

Für GEO-Satelliten, die in der Antriebsphase der TBM beobachten gilt in Anlehnung an [12] für den heißen Abgasstrahl eine Strahlstärke $J_s \approx 10^6 \text{ W/sr}$. Dies bedeutet trotz $R \approx 40000 \text{ km}$ ein $E \approx 6.25 \cdot 10^{20} \text{ W/m}^2$, das heißt eine etwa 100mal höhere Bestrahlungsstärke am Ort des Detektors als im Falle der TBM-Gleitphase, bezogen auf die „Brilliant Eye“-Satelliten.

Hinsichtlich des optischen Auflösungsvermögens der „Brilliant Eye“-Sensoren ist anzumerken:

Unter der Annahme eines Eingangsaperturdurchmessers $D \approx 0.9 \text{ m}$, ergeben sich für die 3 Wellenlängenbereiche in dem SBIRS-Low arbeiten soll folgende Auflösungsvermögen:

$$\begin{array}{ll} \approx 10 \text{ m} & \approx 14 \text{ rad} \text{ fernes IR} \\ \approx 4 \text{ m} & \approx 5 \text{ rad} \text{ nahes IR} \\ \approx 0.5 \text{ m} & \approx 0.7 \text{ rad} \text{ optischer Bereich} \end{array}$$

Wird eine Distanz von etwa 3500 Kilometer angenommen, bedeutet dies: Die Struktur einer TBM oder eines Wiedereintrittskörpers hätte eine charakteristische Länge (z.B. Durchmesser) von etwa einem Meter. Mit

$$\approx \frac{1 \text{ m}}{3500000 \text{ m}} \approx 0.285 \text{ rad}$$

ist eine detaillierte Sicht unmöglich, das heißt etwa der Wiedereintrittskörper füllt stets nur 1 Stück Pixel. Eine Unterscheidung in Täuschkörper und echten Gefechtskopfteil erscheint daher sehr fraglich zu sein.

Nachdem die Abwehr von TBM's auf dem hit-to-kill-Prinzip beruht, ist es zweckmäßig mehrere Täuschkörper neben dem echten Wiedereintrittskörper in relativ nahen Abständen fliegen zu lassen. Es seien etwa 100m Abstand angenommen. Damit ergibt sich:

$$\theta \approx 28.6 \text{ rad}$$

Eine Erkennung verschiedener relativ eng nebeneinander fliegender Teile (Wiedereintrittskörper und Täuschkörper) erscheint im geplanten Arbeitsbereich (= Reichweitenbereich) von SBIRS-Low plausibel, wenngleich man sich mit den vorangestellten Annahmen bereits technologisch und geometrisch im Grenzbereich befindet. Es wird aber darauf verwiesen, dass der optische Bereich nur funktioniert, wenn die TBM von der Sonne beleuchtet wird.

3. THAAD-Feuerleitradar:

Anhand einfacher Annahmen und Überlegungen soll die Plausibilität der Aussage geprüft werden, dass etwa das zum THAAD-System gehörende Bodenradar nach [8] mit Voreinweisung etwa 1000 Kilometer Reichweite, ohne Voreinweisung jedoch nur ungefähr 500 Kilometer Reichweite gegen TBM's erbringt.

3.1. Schätzung der Radarreichweite gegen Wiedereintrittskörper

Die folgende Reichweitenabschätzung stellt nur eine absolut grobe Plausibilitätsprüfung dar. Als Grundlage dient die elementare Radargleichung, wie sie auch in sehr allgemeinen Publikationen, wie [16] angeführt wird:

$$R^4 = \frac{P_s G^2 \lambda^2 RCS}{4\pi^3 K P_{\min}}$$

P_s Puls-Sendeleistung

G Antennenverstärkung

$$G = \frac{4\pi A}{\lambda^2}$$

A Antennenfläche

λ Wellenlänge

RCS Radarquerschnitt des Zieles

K Anlagengüte

P_{\min} Empfangsseitig minimal detektierbare Leistung

Nach [14] handelt es sich beim THAAD-Radar um ein „phased array“ X-Band-Gerät. Das X-Band (8 GHz–10 GHz) arbeitet mit Wellenlängen von 3,75 cm (bei 8 GHz) bis 3,0 cm (bei 10 GHz). Es sei nun die Wellenlänge $\lambda = 3\text{ cm}$ festgelegt.

Das Antennenfeld („array“) wird aus dem Bild von [15] mit

$$L = 6.2\text{ m}$$

$$B = 2.8\text{ m}$$

abgeschätzt.

Die Antennenfläche wäre somit $A = 17.36\text{ m}^2$ und die Antennenverstärkung ergibt sich zu $G = 242400$.

Anmerkung:

Nach [17] wäre die array-Fläche 10 m^2 . Trotzdem wird hier mit dem höheren Flächenwert gerechnet, da

- ?? ein „glatter“ Zahlenwert eher unwahrscheinlich ist
- ?? das Bild in [15] eher eine größere Fläche erwarten lässt
- ?? die Leistungen im Lichte des technisch maximal möglichen gesehen werden sollen („obere technisch bedingte Grenze“). Erfüllt das Radar die Anforderungen mit 17.36 m^2 nicht, ist auch ein kleineres array unglaubwürdig.

Der Gütefaktor wird mit $K = 0.7$ festgelegt ($K = 1$ gilt stets). Nach [16] kann P_{\min} nur sehr schwer besser als mit -95 dBm im X-Band realisiert werden. Die Auflösung nach der Einheit Watt liefert $P_{\min} = 3.16 \cdot 10^{-13}\text{ W}$.

Als Sendeleistung P_s wird in [17] für das ortsfeste XBR ein Mittelwert von 170kW angegeben. Das mobile THAAD-Radar könnte vielleicht mit einer mittleren Sendeleistung von 120 kW arbeiten (Annahme!). Um die für die Radargleichung relevante Sendeleistung zu erhalten, muss berücksichtigt werden, dass der Sender nur sehr kurze Impulse im Abstand von etwa 7.333Milli Sekunden sendet (siehe Anhang B, Kapitel 3.2). Es wird eine Sendepulslänge von 0.5 s angenommen. Damit erhält man eine Pulssendeleistung von $P_p = 1.76 \cdot 10^9\text{ W}$. Aus der Radargleichung folgt für verschiedene Radarquerschnitte (RCS):

| RCS (m ²) | Reichweite (km) |
|-----------------------|-----------------|
| 0,1 | 2150 |
| 0,01 | 1200 |
| 0,001 | 680 |

Tab. B1: Reichweitenschätzung für THAAD-Radar

Wird ein typischer RCS $\sim 0,01 \text{ m}^2$ angenommen, kann die Reichweite mit Voreinweisung (also eher der maximal mögliche Wert der Auffassreichweite) von 1000 Kilometer als plausibel angesehen werden. Dies gilt mit 920 Kilometer Reichweite bei RCS = $0,01 \text{ m}^2$ für eine array-Fläche von 10 m^2 nach [17] ebenfalls gerade noch. Die Schlüsselbedingungen sind die oben skizzierte Sendepulslänge sowie die mittlere Sendeleistung, da diese Werte hier auf Annahmen beruhen.

3.2 Reichweitenreduktion ohne Voreinweisung:

Wie kann man sich nun diese drastische Reichweitenreduktion ohne Voreinweisung vorstellen?

Die azimutale und elevatorische „Breite“ (Winkelbreite) eines Radarstrahls kann gemäß [13] wie folgt berechnet werden.

$$\theta_{az} \approx 0.886 \lambda / L \quad \text{azimutale Breite} \quad \text{[rad]}$$

$$\theta_{el} \approx 0.886 \lambda / B \quad \text{elevatorische Breite} \quad \text{[rad]}$$

Mit den in 3.1. ermittelten Zahlenwerten ergibt sich:

$$\theta_{az} \approx 0.25^\circ$$

$$\theta_{el} \approx 0.54^\circ$$

Nun wird angenommen, dass das Sehfeld (FOV = Field Of View) vernünftigerweise etwa $60^\circ(\text{az}) \times 50^\circ(\text{el})$ betragen könnte.

Anmerkung:

Das XBR/GBR (Ground Based Radar) für die Raketenabwehr des US-Territoriums hat nach [7] etwa die gleiche Größenordnung.

Damit ergeben sich azimutal $60^\circ / 0.25^\circ \approx 240$ und elevatorisch $50^\circ / 0.54^\circ \approx 93$ Winkelintervalle beziehungsweise $N \approx 240 \cdot 93 \approx 22320$ notwendige „Abtastpunkte“ um im FOV nach einer TBM zu suchen.

Weiters sei angenommen, dass die maximal sinnvolle Distanz für eine Detektion etwa 1100 Kilometer beträgt (siehe Tabelle B1 in Anhang B, Kap. 3.1.).

Die Radarkeule muss demnach solange auf einem Abtastpunkt „ruhen“ (beziehungsweise in diese Richtung „schauen“) bis ein Signal mit Lichtgeschwindigkeit die 1100 Kilometer hin und bei vorhandenem Ziel retour durchlaufen hat. Diese Zeit t ist

$$t = \frac{2 \cdot 1100000 \text{ m}}{300000000 \text{ m/s}} = 7.333 \text{ Millisekunden}$$

Um nun ein gesamtes FOV zu durchsuchen, benötigt man

$$T = N \cdot t = 163.67 \text{ sek}$$

wobei auch der Einfachheit wegen angenommen wird, dass der erste „Kontakt“ auch zur Detektion führt.

Aus Abbildung 2.25 (Kap. 2 betreffend NO-DONG) wird eine mittlere TBM-Geschwindigkeit von 3000 m/s festgelegt. Dies bedeutet, dass der Flugkörper während eines kompletten Suchlaufes des Radars eine Distanz von 491 Kilometer beziehungsweise etwa 500 Kilometer zurückgelegt hat!!

Anmerkung:

Dies bedeutet nicht, dass auf jeden Fall ohne Voreinweisung die Auffassreichweite bei 500 Kilometer bis 600 Kilometer liegt, sondern das im ungünstigsten Fall – die TBM wird erst bei den letzten Abtastpunkten entdeckt – die mögliche Distanz von etwa 1000 Kilometer halbiert wird! Die die Reichweitenreduktion bestimmenden Größen sind die Signallaufzeit auf die relativ großen Distanzen und die Winkelausdehnung des Suchsektors. Stellt man in Rechnung, dass der Gefechtskopf einer TBM mit Massenvernichtungsmittel gefüllt sein kann, ist für die weiteren Überlegungen der Raketenabwehr der schlechteste Fall für die Detektion zu Grunde zu legen!

Für den Fall einer Voreinweisung (Cueing) sei ein Such-Sehfeld von etwa $5^\circ \times 5^\circ$ angenommen. Dieses Sehfeld erfordert für einen Durchlauf 180 Abtastpunkte mit einem Zeitbedarf von etwa 1,32 Sekunden. Dieser Zeit entspricht ein TBM-Weg von 3960 m beziehungsweise etwa 4 Kilometer und ist damit auf 1000 Kilometer bezogen vernachlässigbar!

ANHANG C

Simulationssystemdaten der Abwehrflugkörper THAAD und PATRIOT PAC3

Im vorliegenden Anhang C werden sowohl die mit PRODAS erhaltenen Systemdaten als auch alle anderen zur Simulation mit dem Modell RAAB erforderlichen Daten für die beiden Flugkörper THAAD und PATRIOT PAC3 angeführt.

1. Der Flugkörper THAAD

1.1. Daten aus der PRODAS-Modellierung

Anmerkungen:

- ?? Bezugspunkt für die Schwerpunktlage ist die Flugkörperspitze
- ?? CPN gibt in Kaliber (= Referenzdurchmesser) den Abstand des aerodynamischen Druckpunktes von der Flugkörperspitze an.
- ?? Die Berechnung der aerodynamischen Drehmomentkoeffizienten C_m erfolgt direkt im Simulationsprogramm nach

$$C_m = C_z \cdot \frac{CG}{D} \cdot CPN$$

1.1.1. Der Gesamtflugkörper

| | |
|---------------------------|---------|
| Referenzdurchmesser D : | 0,34 m |
| Raketenlänge L : | 6,17 m |
| Ogivenlänge: | 0,766 m |

Flugkörper am Start

Schwerpunkt CG: 4,016 m
Axiales Trägheitsmoment: 9,06 kgm²
Transversales Trägheitsmoment: 948,48 kgm²
Masse: 609,54 kg

| Mach | CX | CZ _Z | Cmq | CPN | Clp |
|-------|-------|-----------------|--------|-------|-------|
| 0,00 | 1,060 | 4,46 | -398,0 | 12,90 | -0,14 |
| 0,60 | 1,060 | 4,49 | -401,0 | 13,00 | -0,14 |
| 0,80 | 1,120 | 4,53 | -403,0 | 13,00 | -0,14 |
| 0,90 | 1,220 | 4,60 | -404,0 | 12,80 | -0,14 |
| 0,95 | 1,368 | 4,63 | -402,0 | 12,80 | -0,14 |
| 1,00 | 1,482 | 4,88 | -400,0 | 12,30 | -0,13 |
| 1,05 | 1,456 | 4,95 | -395,0 | 12,30 | -0,13 |
| 1,10 | 1,450 | 5,05 | -410,0 | 12,20 | -0,13 |
| 1,20 | 1,450 | 5,19 | -429,0 | 12,10 | -0,13 |
| 1,35 | 1,398 | 5,35 | -466,0 | 12,05 | -0,13 |
| 1,50 | 1,301 | 5,52 | -523,0 | 12,00 | -0,12 |
| 1,75 | 1,198 | 5,68 | -548,0 | 11,90 | -0,12 |
| 2,00 | 1,127 | 5,88 | -578,0 | 11,30 | -0,11 |
| 2,50 | 0,974 | 6,13 | -606,0 | 11,15 | -0,11 |
| 3,00 | 0,839 | 6,13 | -611,0 | 11,10 | -0,11 |
| 4,00 | 0,658 | 6,05 | -588,0 | 10,95 | -0,11 |
| 5,00 | 0,551 | 5,98 | -553,0 | 10,80 | -0,11 |
| 6,00 | 0,491 | 5,95 | -543,0 | 10,70 | -0,11 |
| 8,00 | 0,438 | 5,95 | -539,0 | 10,60 | -0,11 |
| 10,00 | 0,388 | 5,93 | -533,0 | 10,60 | -0,11 |

Tab. C1: Aerodynamische Koeffizienten für THAAD am Start

Flugkörper mit ausgebranntem Booster

Schwerpunkt CG : 3,412 m
 Axiales Trägheitsmoment: 2,763 kgm²
 Transversales Trägheitsmoment: 414,88 kgm²
 Masse: 129,64 kg

| Mach | CX | CZ? | Cmq | CPN | Clp |
|-------|-------|------|--------|-------|-------|
| 0,00 | 1,060 | 4,46 | -695,0 | 12,90 | -0,14 |
| 0,60 | 1,060 | 4,49 | -699,0 | 13,00 | -0,14 |
| 0,80 | 1,120 | 4,53 | -703,0 | 13,00 | -0,14 |
| 0,90 | 1,220 | 4,60 | -705,0 | 12,80 | -0,14 |
| 0,95 | 1,368 | 4,63 | -703,0 | 12,80 | -0,14 |
| 1,00 | 1,482 | 4,88 | -703,0 | 12,30 | -0,13 |
| 1,05 | 1,456 | 4,95 | -698,0 | 12,30 | -0,13 |
| 1,10 | 1,450 | 5,05 | -712,0 | 12,20 | -0,13 |
| 1,20 | 1,450 | 5,19 | -728,0 | 12,10 | -0,13 |
| 1,35 | 1,398 | 5,35 | -763,0 | 12,05 | -0,13 |
| 1,50 | 1,301 | 5,52 | -812,0 | 12,00 | -0,12 |
| 1,75 | 1,198 | 5,68 | -839,0 | 11,90 | -0,12 |
| 2,00 | 1,127 | 5,88 | -871,0 | 11,30 | -0,11 |
| 2,50 | 0,974 | 6,13 | -901,0 | 11,15 | -0,11 |
| 3,00 | 0,839 | 6,13 | -907,0 | 11,10 | -0,11 |
| 4,00 | 0,658 | 6,05 | -886,0 | 10,95 | -0,11 |
| 5,0 | 0,551 | 5,98 | -852,0 | 10,80 | -0,11 |
| 6,0 | 0,491 | 5,95 | -843,0 | 10,70 | -0,11 |
| 8,00 | 0,438 | 5,95 | -840,0 | 10,60 | -0,11 |
| 10,00 | 0,388 | 5,93 | -834,0 | 10,60 | -0,11 |

Tab. C2: Aerodynamische Koeffizienten für THAAD bei ausgebranntem Booster

1.1.2. Kill Vehicle

| | |
|--------------------------------|-----------------------|
| Referenzdurchmesser D : | 0,34 m |
| Länge L : | 1,945 m |
| Ogivelänge: | 1,945 m |
| Schwerpunkt CG : | 0,908 m |
| Axiales Trägheitsmoment: | 0,47 kgm ² |
| Transversales Trägheitsmoment: | 8,45 kgm ² |
| Masse: | 39,85 kg |

| Mach | CX |
|-------|-------|
| 0,00 | 0,225 |
| 0,60 | 0,225 |
| 0,80 | 0,227 |
| 0,90 | 0,242 |
| 0,95 | 0,275 |
| 1,00 | 0,337 |
| 1,05 | 0,357 |
| 1,10 | 0,360 |
| 1,20 | 0,349 |
| 1,35 | 0,345 |
| 1,50 | 0,331 |
| 1,75 | 0,306 |
| 2,00 | 0,288 |
| 2,50 | 0,254 |
| 3,00 | 0,229 |
| 4,00 | 0,198 |
| 5,00 | 0,180 |
| 6,00 | 0,166 |
| 8,00 | 0,158 |
| 10,00 | 0,153 |

Tab. C3: Basisluftwiderstand für THAAD-Kill Vehicle

1.2. Sonstige Daten zur Modellierung von THAAD

Triebwerk:

| | |
|----------------|-----------|
| ?? Schub: | 62,4 kN |
| ?? Brenndauer: | 20,0 s |
| ?? Massefluss: | 24,0 kg/s |

Mangels genauer Daten wird ein während der Brenndauer konstanter Schub verwendet.

Separation:

- ?? Zwischen 20 s und 40 s
- ?? Wenn die Ziel-THAAD-Distanz < 150 km

Suchkopf:

- ?? Max. Schielwinkel: 80°
Annahme in Anlehnung an sehr moderne Luft-Luft-Lenkflugkörper
- ?? Max. Schielwinkelgeschwindigkeit: 40°/s
- ?? Suchkopfprädikationszeit: 0,1 s
Eine Sichtlinienunterbrechung von bis zu 0,1 Sekunden hat keinen Einfluss auf die Lenkung; während dieser Phase ? lineare Zielprädiktion
- ?? IR-Suchkopf mit $NEI \geq 0.3 \cdot 10^{0.8} W/m^2$ im Wellenlängenbereich 3?m bis 5?m .
NEI entspricht einem Schwellwert zur Zieldetektion.

Data Link:

- ?? Beginn: 19,9 s
- ?? Intervall: 2,0 s

Steuerung/Lenkung:

- ?? Beginn der Steuerung: 0,5 s
- ?? Beginn der Lenkung: Abstand Ziel-Flugkörper ? 150 km
- ?? Max. Schubsteuerwinkel: 4,0°
- ?? Reduzierte Proportionalkonstante: 10,0
- ?? Max. zulässiger Anstellwinkel: 25,0°
- ?? Max. zulässige Querschleunigung: 50,0 g
- ?? Dämpfungskonstante: -0,1
Nur aktiv in der angetriebenen Flugphase
- ?? Treibstoffmasse Querschubsteuerung: 10,0 kg
- ?? Spez. Impuls für Querschubsteuerung: 5000,0 m/s
- ?? Max. Flugzeit: 240,0 s
Angenommene Lebensdauer der Thermalbatterie im Kill Vehicle nach [18]; bei Überschreitung nur ballistischer Weiterflug des Kill Vehicle möglich
- ?? Startazimut (Startgerät): 180,0°
Entspricht fixer Start-LKW-Stellung
- ?? Startelevation (Startgerät): 67,0°
Fixe Elevation der LKW-Startrampe nach einer Abbildung in [15]

1.3. Spezielle Modellierung bei THAAD

Während der ersten 10 Sekunden (Zeit der aktiven Schubvektorsteuerung) wird der THAAD-Flugkörper als 5DOF-Modell gerechnet. Im Anschluß daran, einschließlich des Flugweges des Kill Vehicles, wird ein 3DOF-Modell verwen-

det. Diese Vorgehensweise erlaubt eine einfache Abbildung der Querschubanlage im Kill Vehicle. Da der Flugkörper sehr rasch grosse Höhen und damit dünne Luftschichten gewinnt, spielen die aerodynamischen Effekte keine große Rolle mehr. Es werden dann die Anstellwinkel stets gleich Null gesetzt. Eine Simulation zur Regelung dieses Verhaltens wird nicht durchgeführt, das heißt im Gegensatz zur Simulation der TBM's werden keine Torkelbewegungen, beziehungsweise deren Ausregelungen, im Modell abgebildet. Für die gestellte Aufgabe, einen Überblick hinsichtlich kinematischer Grenzen von THAAD zu gewinnen, ist angesichts der spärlichen verfügbaren Daten, der gewählte Simulationsalgorithmus voll ausreichend.

2. Der Flugkörper PATRIOT PAC3

2.1. Daten aus der PRODAS-Modellierung

Bezüglich des Bezugspunktes für den Schwerpunkt, die CPN-Werte und die Drehmomentkoeffizienten $C_{m?}$ wird auf die Anmerkung in Punkt 1.1. dieses Anhangs verwiesen.

Allgemeine Daten:

| | |
|------------------------------------|---------|
| Referenzdurchmesser D : | 0,255 m |
| Raketenlänge L : | 5,2 m |
| Ogivelänge: | 0,4 m |
| Abstand Heckruderachse-LFK-Spitze: | 4,954 m |

Flugkörper mit ausgebranntem Booster:

| | |
|--------------------------------|-------------------------|
| Schwerpunkt CG : | 2,232 m |
| Axiales Trägheitsmoment: | 1,136 kgm ² |
| Transversales Trägheitsmoment: | 323,36 kgm ² |
| Masse: | 116,22 kg |

Flugkörper am Start:

| | |
|--------------------------------|-------------------------|
| Schwerpunkt CG : | 3,026 m |
| Axiales Trägheitsmoment: | 2,724 kgm ² |
| Transversales Trägheitsmoment: | 552,97 kgm ² |
| Masse: | 321,149 kg |

| Mach | CX | CZ? | CZ? | Cmq0 | Cmq1 | CPN | Clp |
|-------|-------|-------|------|---------|---------|-------|-------|
| 0,00 | 0,400 | 9,62 | 2,75 | -986,0 | -1992,0 | 13,40 | -4,55 |
| 0,60 | 0,401 | 10,11 | 3,05 | -1018,0 | -2066,0 | 13,60 | -4,88 |
| 0,80 | 0,410 | 10,51 | 3,30 | -1043,0 | -2126,0 | 13,70 | -5,15 |
| 0,90 | 0,468 | 10,99 | 3,51 | -1059,0 | -2172,0 | 13,70 | -5,41 |
| 0,95 | 0,542 | 11,24 | 3,62 | -1061,0 | -2190,0 | 13,70 | -5,54 |
| 1,00 | 0,690 | 11,49 | 3,73 | -1064,0 | -2208,0 | 13,70 | -5,66 |
| 1,05 | 0,790 | 11,58 | 3,80 | -1096,0 | -2268,0 | 13,90 | -5,74 |
| 1,10 | 0,782 | 11,71 | 3,89 | -1154,0 | -2350,0 | 14,00 | -5,81 |
| 1,20 | 0,768 | 11,69 | 3,78 | -1174,0 | -2361,0 | 14,00 | -5,75 |
| 1,35 | 0,743 | 11,50 | 3,42 | -1188,0 | -2339,0 | 13,80 | -5,53 |
| 1,50 | 0,719 | 11,53 | 3,23 | -1237,0 | -2367,0 | 13,60 | -5,45 |
| 1,75 | 0,680 | 11,54 | 3,14 | -1258,0 | -2379,0 | 13,50 | -5,38 |
| 2,00 | 0,644 | 10,91 | 2,38 | -1212,0 | -2254,0 | 13,00 | -4,82 |
| 2,50 | 0,582 | 10,10 | 1,87 | -1165,0 | -2119,0 | 12,40 | -4,21 |
| 3,00 | 0,530 | 9,30 | 1,54 | -1101,0 | -1978,0 | 11,80 | -3,69 |
| 4,00 | 0,485 | 7,82 | 1,02 | -963,0 | -1706,0 | 10,80 | -2,80 |
| 5,00 | 0,457 | 7,02 | 0,75 | -863,0 | -1537,0 | 10,10 | -2,34 |
| 6,00 | 0,438 | 6,62 | 0,62 | -820,0 | -1460,0 | 9,80 | -2,12 |
| 8,00 | 0,426 | 6,51 | 0,59 | -805,0 | -1437,0 | 9,70 | -2,06 |
| 10,00 | 0,418 | 6,46 | 0,58 | -797,0 | -1426,0 | 9,70 | -2,04 |

Tab. C4: Aerodynamische Koeffizienten für PATRIOT PAC3

Anmerkung:

Cmq0 Aerodynamische Drehdämpfung am Start

Cmq1 Aerodynamische Drehdämpfung bei ausgebranntem Booster

2.2. Sonstige Daten zur Modellierung von PATRIOT PAC3

Triebwerk:

?? Schub: 25,0 kN

?? Brenndauer: 20,0 s

?? Massefluss: 10,25 kg/s

Mangels genauerer Daten wird ein während der Brenndauer konstanter Schub verwendet.

Suchkopf:

?? Max. Schielwinkel: 80,0°

Annahme in Anlehnung an sehr moderne Luft-Luft-Lenkflugkörper

?? Max. Schielwinkelgeschwindigkeit: 40,0°/s

?? Suchkopfprädictionszeit: 0,1 s

Erklärung siehe bei THAAD
 ?? Autonomer Suchkopfbetrieb: 45,0 km
 Gegen RCS = 2 m²

Data Link:

?? Beginn: 2,0 s
 ?? Intervall: 0,5 s

Steuerung/Lenkung:

?? Beginn der Steuerung: 1,5 s
 ?? Max. Ruderwinkel: 30,0°
 ?? Keine Schubvektorsteuerung
 ?? Reduzierte Proportionalkonstante: 8,0
 ?? Max. zulässiger Anstellwinkel Antriebsphase: 25,0°
 ?? Max. zulässiger Anstellwinkel Gleitphase: 20,0°
 ?? Max. zulässige Querschleunigung: 50,0 g
 ?? Aktive Dämpfung:
 ? 0.3 t ? 15s
 ? 0.1 t ? 15s

Anmerkung:

Dies ist eine Funktion des Flugreglers und verhindert ein zu starkes „Schwingen“ des Flugkörpers.

?? Max. Flugzeit: 210,0 s
 Aus [4] entnommene defacto Lebensdauer der Thermalbatterie; bei Überschreitung ballistischer Weiterflug.
 ?? Startazimut: Richtungswinkel Azimut ? 200° z
 ?? Startelevation: Richtungswinkel Elevation ? 10°

2.3. Spezielle Modellierung bei PATRIOT PAC3

Um die Thruster-Wirkung, eine Reduktion der Flugkörperreaktionszeiten modellmäßig zu realisieren, wird ab einer Distanz PAC3-Flugkörper zu TBM von 8000 m der Wert des transversalen Trägheitsmoments auf $\frac{1}{3}$ des Normalwerts reduziert.

ANHANG D

Die Proportionallenkung

In diesem Anhang soll das Grundprinzip eines der am weitest verbreiteten Lenkverfahren erläutert werden. Nach diesem Lenkgesetz arbeiten viele Boden-Luft-Abwehrraketen und praktisch alle Luft-Luft-Lenk Waffen.

Grundlagen

Das Prinzip der Proportionallenkung oder Proportionalnavigation (PN) kann sehr anschaulich anhand von Abbildung D1 erläutert werden.

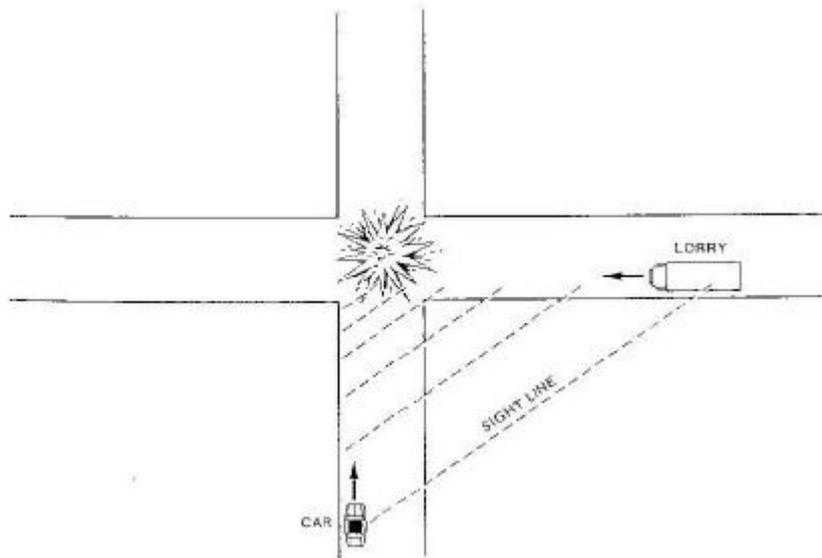


Abb. D1: Prinzip der Proportionallenkung

Ein PKW und ein LKW nähern sich einer Kreuzung. Die zeitliche Änderung der Richtung der Sichtlinie (Sight Line) vom PKW zum LKW hin wird nun untersucht. Der PKW-Fahrer beobachtet die Drehung der Sichtrichtung zum LKW, bezogen auf zum Beispiel die A-Säule des PKW's.

Dreht sich die Sichtlinie vom PKW aus gesehen im o.a. Beispiel nach links, passiert der LKW die Kreuzung vor dem PKW. Dreht sich die Sichtlinie nach rechts, ist der PKW früher auf der Kreuzung. Dreht sich hingegen die Sichtlinie nicht, dann kommt es auf der Kreuzung zum Zusammenstoß.

Auf die Anwendung beim Lenkflugkörper bezogen, bedeutet dies, dass der Flugkörper so „manövrieren“ muss, dass die Sichtlinie sich nicht mehr dreht, um letztlich einen Treffer zu erzielen.

Das „Manövrieren“ entspricht der Aufbringung von Querschleunigungen, also letztlich von Kräften im rechten Winkel zur Flugbahn, um die Flugrichtung zu verändern (das heißt Kurven zu fliegen).

$$\dot{b}_q = v \dot{\varphi} \tag{1.1}$$

- \dot{b}_q Querschleunigung (m/s²)
- v Geschwindigkeit des Flugkörpers (m/s)
- $\dot{\varphi}$ Drehrate des Geschwindigkeitsvektors des Lenkflugkörpers, das heißt die zeitliche Änderung der Flugrichtung (rad/s)

Für die Proportionallenkung gilt prinzipiell:

$$\dot{b}_q = k \dot{\varphi} \tag{1.2}$$

- k Proportionalkonstante
- $\dot{\varphi}$ Drehrate der Sichtlinie (rad/s)

Die aufzubringende Querschleunigung muss proportional zur Änderung der Sichtlinienrichtung (Sichtliniendrehung) sein. Dabei zielt die Lenkbewegung auf eine Reduktion der Sichtliniendrehung bis hin zum Wert Null.

Beispiel mit PKW-LKW:

Dreht sich die Sichtlinie im Gegenuhrzeigersinn, also nach links, das heißt $\dot{\varphi} < 0$ (der Lastwagen würde vor dem PKW auf der Kreuzung sein) ist die Querschleunigung ebenfalls positiv, das heißt sie wird in unserem Beispiel nach links wirken. Gemäß Gleichung 1.1 und 1.2 folgt:

$$\dot{b}_q = v \dot{\varphi} k$$

Da $\dot{\varphi} < 0$ und stets $v \dot{\varphi} k < 0$ ist, muss $\dot{b}_q > 0$ sein. Der PKW würde nach links (in die Wiese) lenken. Dies hat aber nun zur Folge, dass die Änderung der Sichtlinienrichtung kleiner wird! Im Idealfall ist sie Null. Wäre die Lenkbewegung des PKW-Fahrers zu heftig (zu hohe Querschleunigung nach links) würde die Drehrichtung der Sichtlinie den Drehsinn umkehren, also im Uhrzeigersinn verlaufen.

Die Drehrichtung der Sichtlinie im Uhrzeigersinn bedeutet $\dot{\gamma} > 0$. Dies führt zu $b_q > 0$, also einem Lenkkommando nach rechts. Damit wird ersichtlich, dass das Lenkgesetz nach Gleichung 1.2 darauf zielt die Sichtliniendrehung auf Null zu reduzieren. Im Beispiel PKW-LKW führt dies zum Zusammenstoß, also zum Treffer.

Eine mathematisch genauere Formulierung der Proportionallenkung lautet:

$$\dot{\gamma} = K \frac{V_c}{v \cos \gamma} \tag{1.3}$$

- V_c Annäherungsgeschwindigkeit Lenkflugkörper-Ziel (m/s) (closing velocity)
- γ Schielwinkel: Winkel zwischen Flugkörperachse und Richtung zum Ziel

Anmerkung:

Die Änderung der Sichtlinienrichtung ist also die zeitliche Änderung des Schielwinkels (math. die Ableitung des Schielwinkels nach der Zeit $\dot{\gamma}$)

K Reduzierte Proportionalkonstante. Aus math. Gründen, die hier nicht näher erläutert werden, muss $K > 2$ sein, um einen Treffer zu ermöglichen! Üblicherweise liegt K um den Wert 4 im Fall von THAAD erweist sich aber ein $K = 10$ als günstiger.

Anmerkung:

Das in Formel 1.3 angegebene Lenkgesetz erfordert als Eingangsdaten von einem Suchkopf oder einem Data-Link-Empfänger die Drehrate der Sichtlinie ($\dot{\gamma}$), den Schielwinkel (γ) und die Annäherungsgeschwindigkeit (V_c). Im Falle eines Suchkopfes werden 3 Fälle unterschieden.

?? Aktiver Suchkopf:

Radarsuchkopf mit Sende- und Empfängerteil. Dieser Suchkopf kann alle drei erforderlichen Eingangsdaten liefern, zum Beispiel PATRIOT PAC3-Suchkopf.

?? Halbaktiver Suchkopf:

Der Suchkopf enthält nur einen Empfängerteil. Ein „Zielbeleuchter“, zum Beispiel Feuerleitradar, ist erforderlich. Dem Vorteil eines einfachen und billigeren Suchkopfes steht der Nachteil einer Reichweitereinschränkung entgegen, zum Beispiel PATRIOT PAC2 im Zweiten Golfkrieg.

?? Passiver Suchkopf:

Alle IR-Suchköpfe. Die IR-Suchköpfe der älteren Generation sehen das Ziel nur als „hot spot“ (z.B. MISTRAL, STINGER) und können die Annäherungsgeschwindigkeit nicht erfassen. Es werden typische Begegnungsfälle angenommen und eine flugzeitabhängige sogenannte Lenkverstärkung K_G definiert, sodass Glg. 1.3 zu

$$?? K_G \dot{\theta}^2$$

1.4

wird.

Moderne IR-Suchköpfe, sogenannte abbildende IR-Suchköpfe liefern analog zu einem Wärmebildgerät eine Abbildung des Zieles. Aus der „Bildzunahme/Bildvergrößerung“ im Zuge der Annäherung an das Ziel lässt sich eine Annäherungsgeschwindigkeit (V_c) für das Lenkgesetz 1.3 schätzen, zum Beispiel bei THAAD.

ANHANG E

Schätzung zum Auffassungsschwellwert des IR-Suchkopfes von THAAD

Das Abwehrlenkwaffensystem THAAD besitzt einen abbildenden IR-Suchkopf. Nach [22] werden gekühlte InSb-Detektoren (Indium-Antimonid) verwendet. Die Kühlung erfolgt mit Gas (Krypton und Stickstoff). In [24] wird erläutert, dass der IR-Dom aus Saphir besteht. Zur Abschätzung der Eingangsapertur (= Fläche die die Zielstrahlung „sammelt“), dient Abbildung 4.1. Aus diesen Angaben lässt sich folgendes Bild erstellen:

Detektor:

Das Detektormaterial InSb ist bei IR-Suchköpfen diverser Lenk Waffen weltweit sehr verbreitet im Einsatz, sodass praktisch kein unbeherrschbares Entwicklungsrisiko eingegangen wurde. Diese Detektoren werden bei $T \approx 77\text{ K}$, also bei starker Kühlung betrieben, da sie dort ihre größte Empfindlichkeit aufweisen. Diese Empfindlichkeit wird als Detektivität D^* bezeichnet und liegt nach [23] für InSb bei 77K mit

$$D^* : 7 \cdot 10^{10} \text{ bis } 12 \cdot 10^{10} \text{ cm} \cdot \sqrt{\text{Hz}} / \text{W}$$

fest. Dabei wird angenommen, dass eine „robuste“ Bauart zur Bewältigung der Abschussbeschleunigungen, Startvibrationen, etc., zum Einsatz kommt. Die o.g. Schwankungsbreite von D^* spiegelt die unausweichlichen Fertigungstoleranzen für das Detektormaterial wider. Die Wahl dieses Detektormaterials legt auch den IR-Wellenlängenbereich aus physikalischen Gründen mit $3 \mu\text{m} \text{ bis } 5 \mu\text{m}$ fest.

Kühlung:

In [22] wird von einer Zweigaskühlung (Kr und N_2) gesprochen. Daraus folgt, dass es sich um eine Joule-Thomson-Kühlung handelt. (Prinzip: ein Gas, das in einer kleinen Düse expandiert, kühlt ab). Dieses Kühlprinzip ist ebenfalls Stand der Technik und birgt keine großen Risiken. Es ist anzunehmen, dass zuerst mit Krypton gekühlt wird bis die Betriebstemperatur erreicht ist. Dann wird die Tieftemperatur mit N_2 gehalten. Mit Krypton ist nämlich die Kühlgeschwindigkeit höher als mit N_2 . Die erforderliche Temperatur von $T \approx 77\text{ K}$ für den Detektor ist mit dieser Kühlung erreichbar.

Es gibt nur wenige als IR-Dom verwendbare Materialien. Ein teureres aber mechanisch belastbares Material ist Saphir, woraus nach [24] der Dom besteht. Damit ist nach [9] eine Transmission der Optik von

$$T_0 \approx 0.8$$

zu erwarten.

Eingangsapertur:

Aus der Abbildung 4.1 kann abgeleitet werden, dass ein Aperturdurchmesser

$$d \approx 15\text{cm}$$

realistisch ist. Die Apertur sammelt die einfallende Zielstrahlung und ist die „Pupille“ der Suchkopfoptik. Sie kann aber nicht größer als der Querschnitt des Kill Vehicles am Ort des Suchkopfes sein. Mit etwas Toleranz zum Gehäuse für Halterungen etc. wird $d \approx 15\text{cm}$ und damit die Aperturfläche A_0 mit

$$A_0 \approx 177\text{cm}^2$$

angenommen. Analog wie in Anhang B zur Optik bei den Frühwarnsatelliten kann etwa nach [10] der folgende Ausdruck für den NEI -Wert (Noise Equivalent Irradiance) angegeben werden.

$$NEI \approx \frac{\sqrt{A_D} \cdot f \cdot U_s / U_R}{A_0 \cdot m \cdot D^*}$$

Neben den bereits nach obigen Ausführungen fixierten Werten wird in Analogie zu herkömmlichen IR-Suchköpfen vorgegangen:

Modulationsgrad: $m \approx 0.5$

Signal/Rauschverhältnis: $U_s / U_R \approx 2$

Einzeldetektorelementfläche: $A_D \approx 0.01\text{cm}^2$

Elektrische Bandbreite: $f \approx 780\text{Hz}$

Damit wird

$$NEI: 0.66 \text{ pW} / \text{cm}^2 \text{ ? } 1.13 \text{ pW} / \text{cm}^2$$

bei Beachtung der Detektortoleranzen. Als typischer und leicht handhabbarer Wert wird

$$NEI_{THAAD} \text{ ? } 1 \text{ pW} / \text{cm}^2$$

ermittelt.

Um eine „extreme“ Untergrenze für NEI abzuschätzen, wird der Aperturdurchmesser mit $d \text{ ? } 18 \text{ cm}$ und ein Modulationsgrad $m \text{ ? } 1$ angenommen. Es folgt mit

$$NEI \text{ ? } 0.31 \text{ pW} / \text{cm}^2$$

ein Wert, der in der Praxis mit hoher Wahrscheinlichkeit nicht unterschritten werden dürfte.

Anmerkungen:

?? Der NEI -Wert in der Einheit Watt/cm^2 (hier $\text{Pikowatt}/\text{cm}^2$) eignet sich hervorragend als Schnittstelle zwischen der „Innenwelt“ des Suchkopfes und den „äußeren“ Strahlungsverhältnissen zwischen TBM und der aktuellen Raketen- und damit Suchkopfposition. Mit der o.g. Formel lässt sich der NEI -Wert anhand von Suchkopfdaten berechnen. Andererseits kann man über das Photometrische Grundgesetz zum Beispiel in [9], nach einigen Umformungen die Bestrahlungsstärke E (in Watt/cm^2) mit

$$E \text{ ? } \frac{J_s \text{ ?}}{R^2}$$

erhalten. Dabei ist J_s die Strahlstärke des Zieles und sie kann etwa aus der aerodynamischen Aufheizung errechnet werden. ? gibt die Transmission der Strahlung über die Distanz R zwischen TBM und Suchkopf an. Da THAAD in hohen Bereichen der Atmosphäre wirkt, gibt es praktisch keine Transmissionsverluste, sodass ?? 1 ist. Aus der Gleichheit

$$E \text{ ? } NEI$$

kann nun die Aufschaltentfernung R ermittelt werden, ab der ein Suchkopf sein Ziel „sieht“.

?? Im Programm RAAB wird die Zieltemperatur für jeden Zeitschritt berechnet. Diese Temperatur der TBM-Spitze (Stagnationspunkt) ergibt sich einerseits aus der aerodynamischen Aufheizung und andererseits aus der Wärmeableitung zu inneren und rückwärtigen Teilen der Rakete und der Wärmeabstrahlung. Um das technisch maximal mögliche Leistungsvermögen von THAAD abzuklären, wird mit $NEI_{\min} \approx 0.31 \text{ pW} / \text{cm}^2$ in RAAB gerechnet.

ANHANG F

Schätzungen zum Treffgeschehen

1. Erläuterungen zur Trefferkinematik

Der „hit-to-kill“-Treffer eines Abwehrflugkörpers mit einer TBM wird als idealer unelastischer Stoß angesehen. Das heißt, dass nach dem Zusammenstoß beide Flugkörper sozusagen als gemeinsamer „Klumpen“ weiterfliegen. Dies ist sicher eine starke Vereinfachung, doch derzeit hierorts die einzige Möglichkeit einer Abschätzung des Trefferenergieumsatzes. Mit den Erhaltungssätzen des Impulses und der Energie kann die maximal für Deformation, Erwärmung, etc. zur Verfügung stehende Energie E berechnet werden. Es bedeuten:

| | |
|------------|--|
| m_1, v_1 | Masse, Geschwindigkeit der TBM |
| m_2, v_2 | Masse, Geschwindigkeit des Flugkörpers |
| v_{12} | Geschwindigkeit der nach dem Stoß vereinten Massen m_1 & m_2 |
| E | Max. Energie für Deformation, Erwärmung, etc. |

Impulserhaltung:

$$m_1 v_1 + m_2 v_2 = (m_1 + m_2) v_{12}$$

$$v_{12} = \frac{m_1}{m_1 + m_2} v_1 + \frac{m_2}{m_1 + m_2} v_2$$

Energieerhaltung:

$$m_1 \frac{v_1^2}{2} + m_2 \frac{v_2^2}{2} = (m_1 + m_2) \frac{|v_{12}|^2}{2}$$

$$E = \frac{1}{2} (m_1 v_1^2 + m_2 v_2^2 - (m_1 + m_2) |v_{12}|^2)$$

Treffwinkel ?:

$$\theta = \arccos \frac{v_{1x} \cdot v_{2x} + v_{1y} \cdot v_{2y} + v_{1z} \cdot v_{2z}}{|v_1| \cdot |v_2|}$$

Ablenkwinkel der TBM durch den Treffer ?:

$$\theta = \arccos \frac{v_{1x} \cdot v_{12x} + v_{1y} \cdot v_{12y} + v_{1z} \cdot v_{12z}}{|v_1| \cdot |v_{12}|}$$

Anmerkung:

Bei dieser Abschätzung wird die Energie des „Lethality Enhancers“ des Systems PATRIOT PAC3 nicht berücksichtigt, da hierorts dazu keine ausreichenden technischen Daten aufliegen. Die Abschätzungen gelten streng genommen nur für Abwehrflugkörper ohne Gefechtskopf, wie zum Beispiel das THAAD Kill Vehicle.

2. Erwärmung von SARIN; Energiebedarfsschätzung

Die folgenden Ausführungen sind als sehr grobe Schätzungen zur Bestimmung der spezifischen Wärmen, der Verdampfungswärme und letztlich des Energiebedarfs zum Erwärmen von 1kg SARIN in einem festgelegten Temperaturbereich gedacht. Das Problem liegt vor allem darin, dass zu diesem Kampfstoff bei AWT keine für diese Berechnungen erforderlichen spezifischen Daten vorliegen. Daher werden nach [35] Schätzungen mit datenmäßig bekannten Substanzen als Größtnäherungen für 1 Kilogramm ausgeführt.

Ausgangsdaten:

SARIN/GB bei einer Temperatur von 300K

Schmelzpunkt: 216 K

Siedepunkt: 420 K

Nach 0,3 Sekunden bei T = 1000K wird SARIN zu 99,996 Prozent zersetzt.

Summenformel: C₄H₁₀FO₂P

Gesucht ist die Energie die erforderlich ist, um 1 Kilogramm SARIN auf 1000 K zu erwärmen.

Es gilt für die relativen Atomgewichte:

H = 1; P = 31; C = 12; O = 16; F = 19

? 1mol SARIN = 140g

Für die spezifischen Wärmen (kJ/kgK) wird angenommen:

Benzol und Äthylalkohol in „schlimmster Fall“ – Ansätzen bei Normaldruck:

Es ist davon auszugehen, dass die Normaldruckbedingungen nicht in den Trefferhöhen gelten, jedoch sind bessere Daten nicht verfügbar.

Spezifische Wärmen C_{fl} für die flüssige Phase:

$C_{fl} = 2.43 \text{kJ/kgK}$ für Äthylalkohol $\text{C}_2\text{H}_5\text{OH}$

$C_{fl} = 1.70 \text{kJ/kgK}$ für Benzol C_6H_6

Es wird als schlimmster Fall der Alkoholwert gewählt, das heißt

$$\underline{C_{fl} = 2.43 \text{kJ/kgK}}$$

Spezifische Wärmen für die Gasphase:

Benzol C_6H_6 : $C \approx 5.04 + 95.63 \cdot 10^{-3} T + 40.61 \cdot 10^{-6} T^2 \text{ cal/mol}^\circ\text{K}$

Alkohol $\text{C}_2\text{H}_5\text{OH}$: $C \approx 2.16 + 49.71 \cdot 10^{-3} T + 15.53 \cdot 10^{-6} T^2 \text{ cal/mol}^\circ\text{K}$

Die höchsten C-Werte (schlechtesten Fälle) liegen für $T = 1000\text{K}$ vor.

$$\begin{array}{l} C_{Benzol} = 50 \text{cal/mol}^\circ\text{K} \\ C_{Alkohol} = 36 \text{cal/mol}^\circ\text{K} \end{array}$$

Es wird für SARIN der Wert $C = 50 \text{cal/mol}^\circ\text{K}$ als schlechtester Fall gewählt, jedoch weiter mit dem Molekulargewicht von SARIN gerechnet.

$$\underline{C_{Gas} \approx 50 \text{cal/mol}^\circ\text{K} \approx 209 \text{J/mol}^\circ\text{K} \approx 1.49 \text{kJ/kg}^\circ\text{K}}$$

Verdampfungswärme $?$:

Molare Verdampfungswärme:

$$\frac{?}{T_s} \approx 22 \text{cal/mol}^\circ\text{K}$$

Für SARIN:

$$T_s \approx 420\text{K}$$

$$?_m \approx 9.24 \text{kcal/mol} \approx 38.7 \text{kJ/mol}$$

$$\underline{? \approx 276 \text{kJ/kg}}$$

Pro Kilogramm SARIN beträgt die erforderliche Energie um von 300 K ausgehend 1000 K zu erreichen:

$$\begin{aligned}
 T_0 &= 300\text{K} \\
 T_S &= 420\text{K} \\
 T_{\text{ziel}} &= 1000\text{K} \\
 T_{fl} &= 120\text{K} \\
 T_{Gas} &= 580\text{K}
 \end{aligned}$$

$$\begin{aligned}
 C_{fl} &= 292\text{kJ/kg} \\
 &= 276\text{kJ/kg} \\
 C_{Gas} &= 864\text{kJ/kg} \\
 \underline{\underline{C}} &= 1432\text{kJ/kg}
 \end{aligned}$$

ANHANG G

Farbbildteil

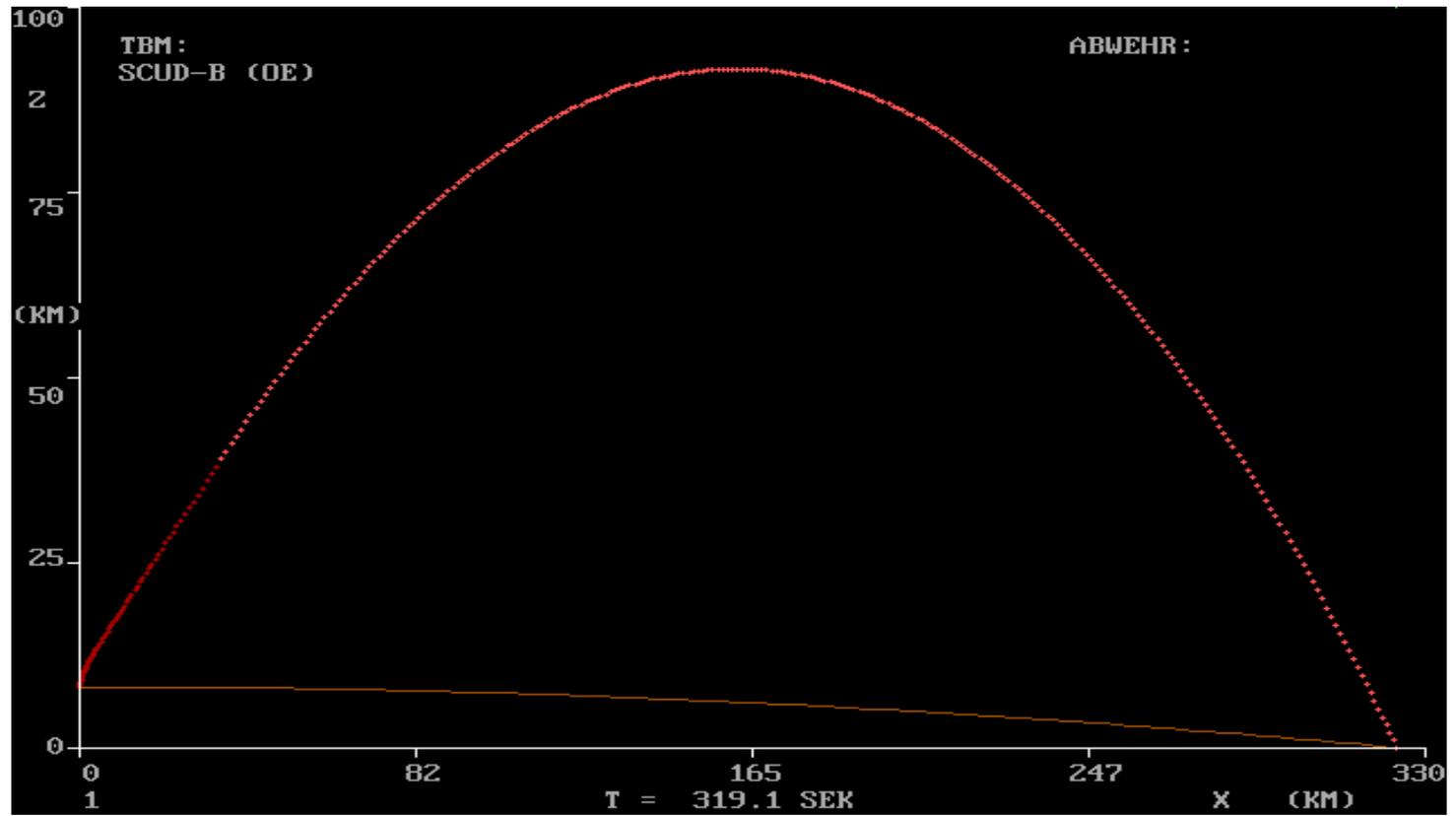


Abb. 2.4: Flugbahn einer SCUD-B (OE); Dunkelrot: Antriebsphase; Hellrot: Gleitphase
 „Punktabstand“ = 1 Sekunde

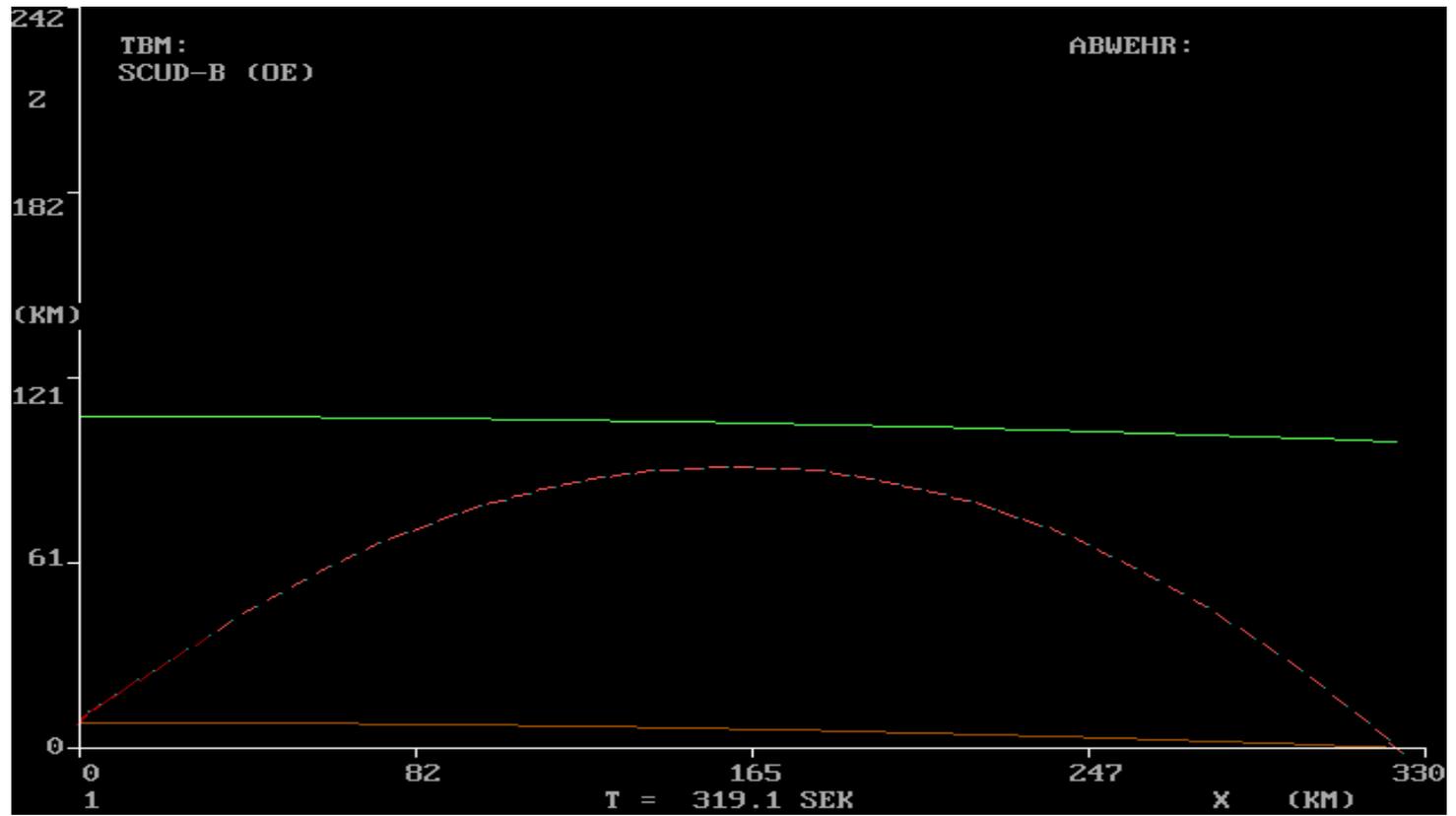


Abb. 2.5: Flugbahn einer SCUD-B (OE) mit elevatorischer Flugkörperlage;
 „Punktabstand“ = 5 Sekunden

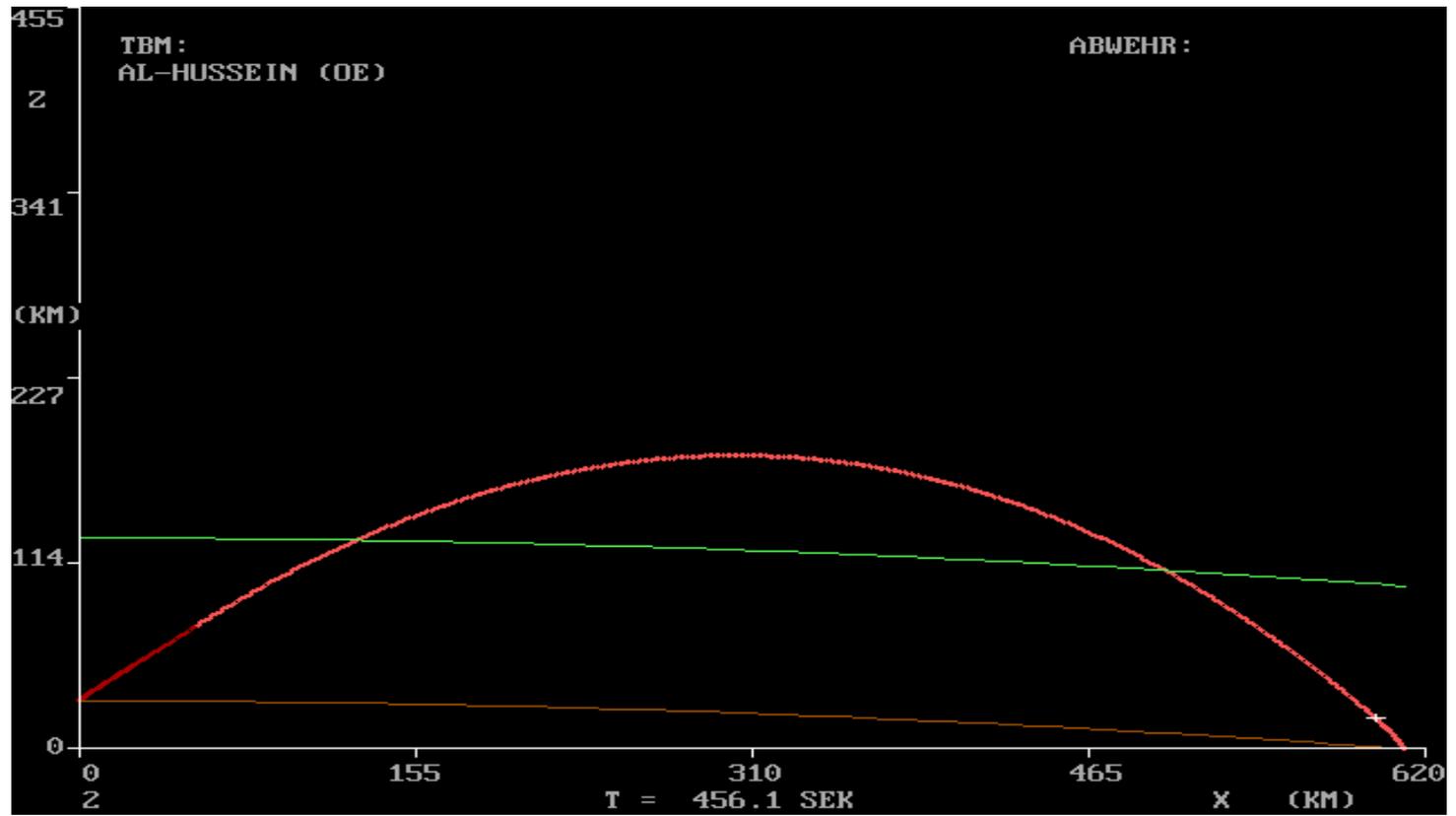


Abb. 2.10: Flugbahn einer AL-HUSSEIN (OE); „Weißes Kreuz“ = Flugkörperbruch;
 „Punktabstand“ = 1 Sekunde

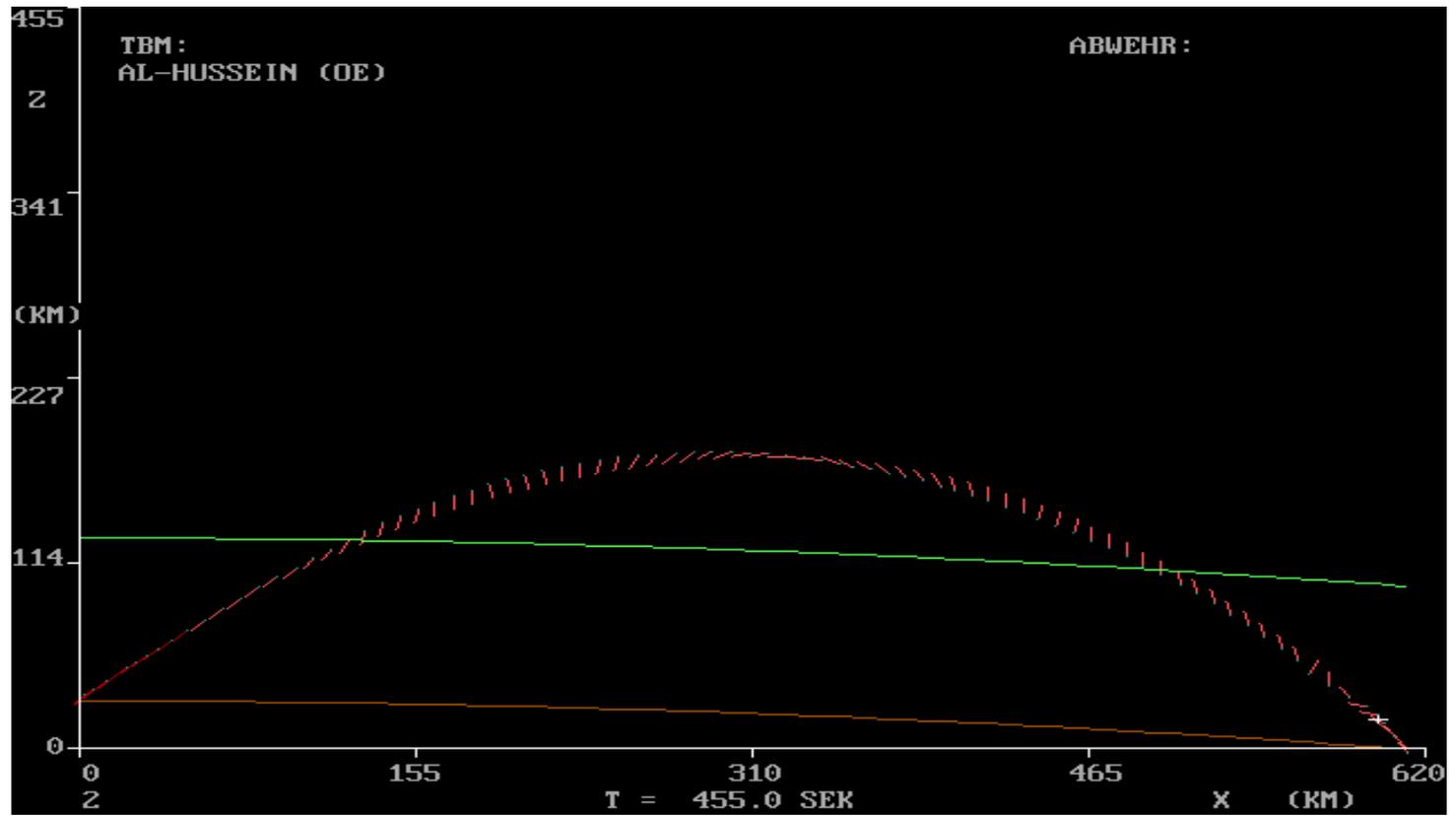


Abb. 2.11: Flugbahn einer AL-HUSSEIN (OE) mit elevatorischer Flugkörperlage;
 Weißes Kreuz = Flugkörperbruch; „Punktabstand“ = 5 Sekunden

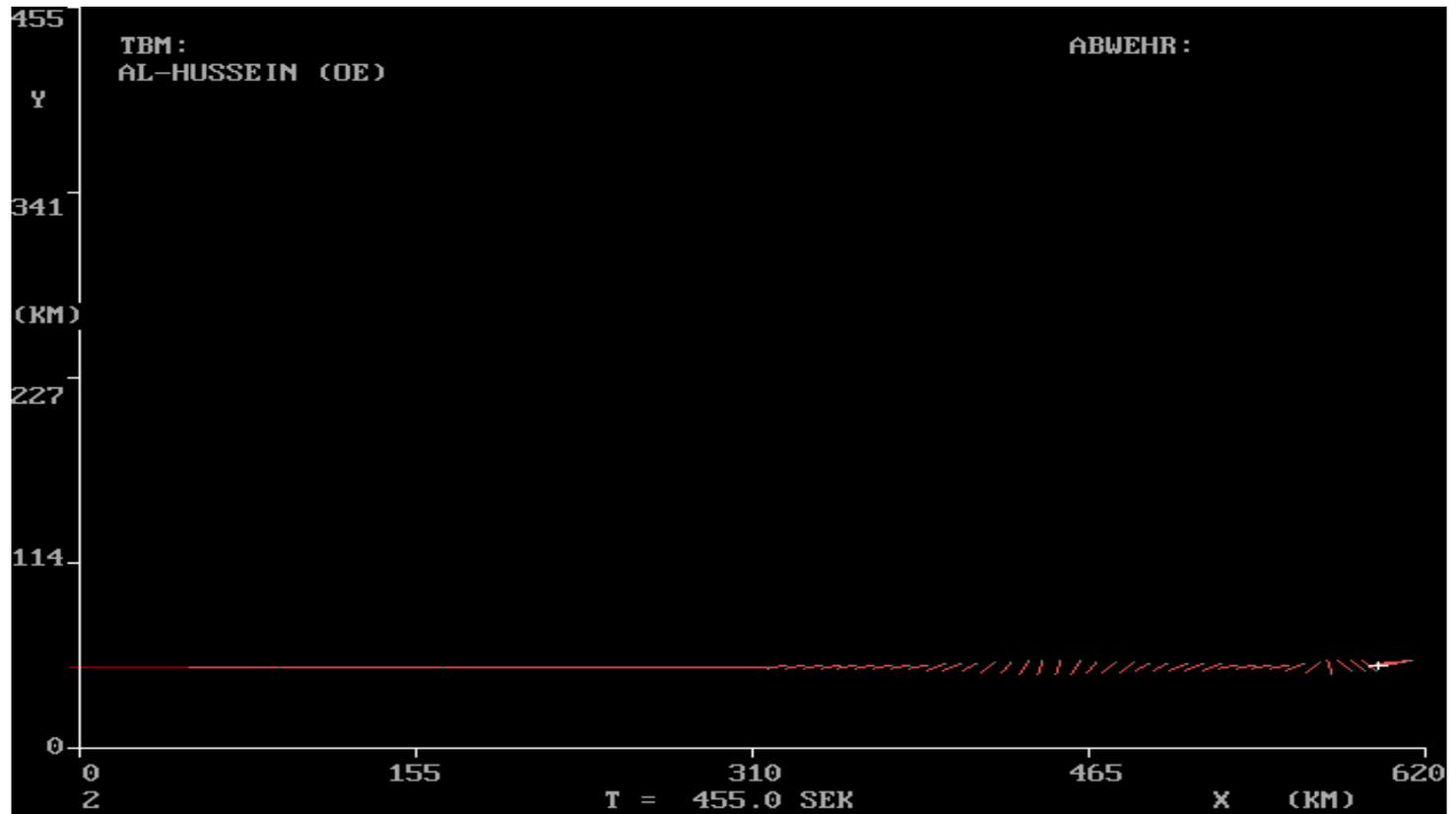


Abb. 2.12: Flugbahn einer AL-HUSSEIN (OE) mit azimuthaler Flugkörperlage;
 Weißes Kreuz = Flugkörperbruch; „Punktabstand“ = 5 Sekunden

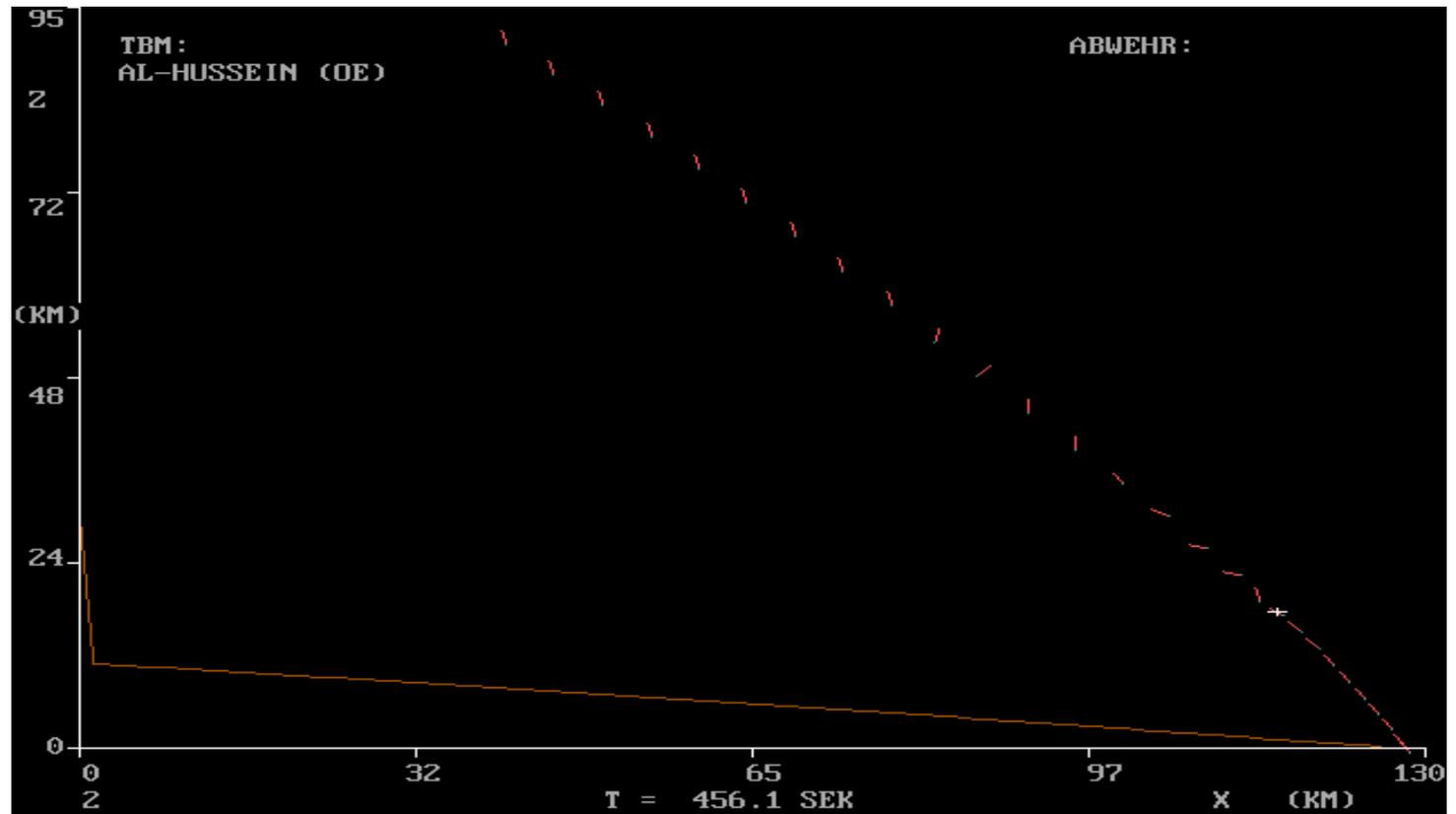


Abb. 2.13: Flugbahnende einer AL-HUSSEIN (OE) für $t > 350$ sek mit „Punktabstand“ = 3 Sekunden;
 Elevatorische Flugkörperlage; Weißes Kreuz = Flugkörperbruch

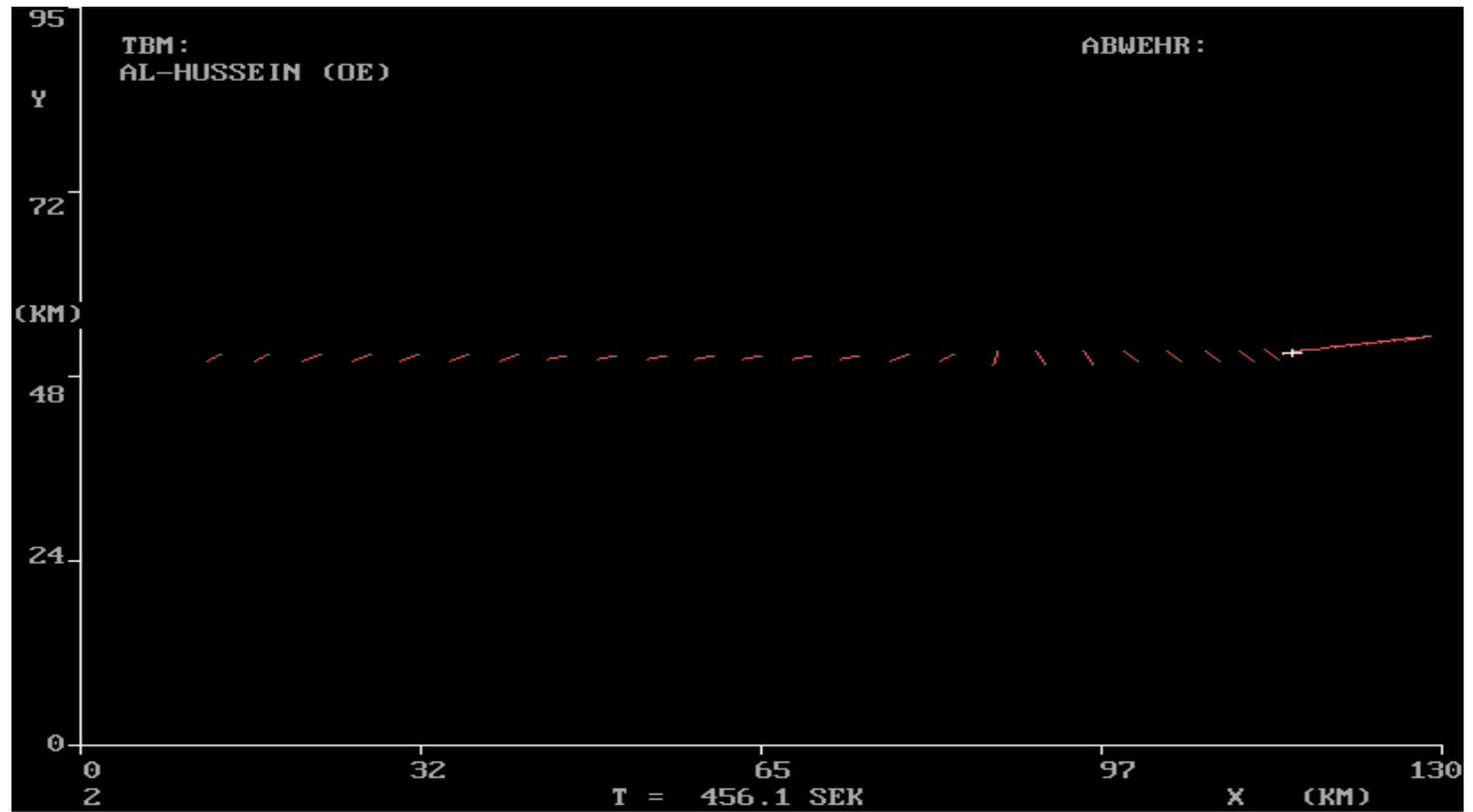


Abb. 2.14: Flugbahnende einer AL-HUSSEIN (OE) für $t > 350$ Sekunden mit „Punktabstand“ = 3 Sekunden; Azimutale Flugkörperlage; Weißes Kreuz = Flugkörperbruch

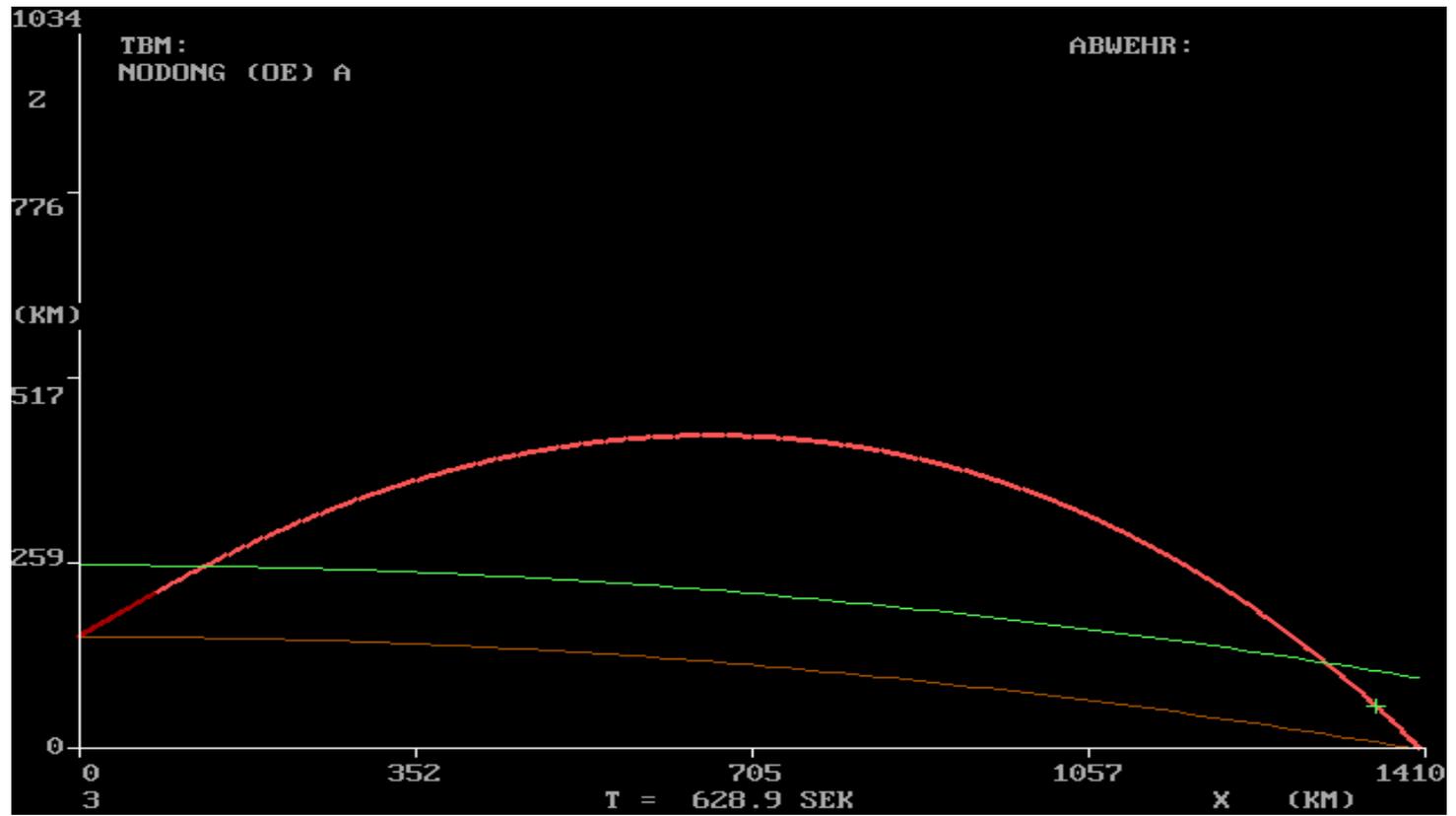


Abb. 2.21: Flugbahn einer NO-DONG (OE) A; Grünes Kreuz = Separation

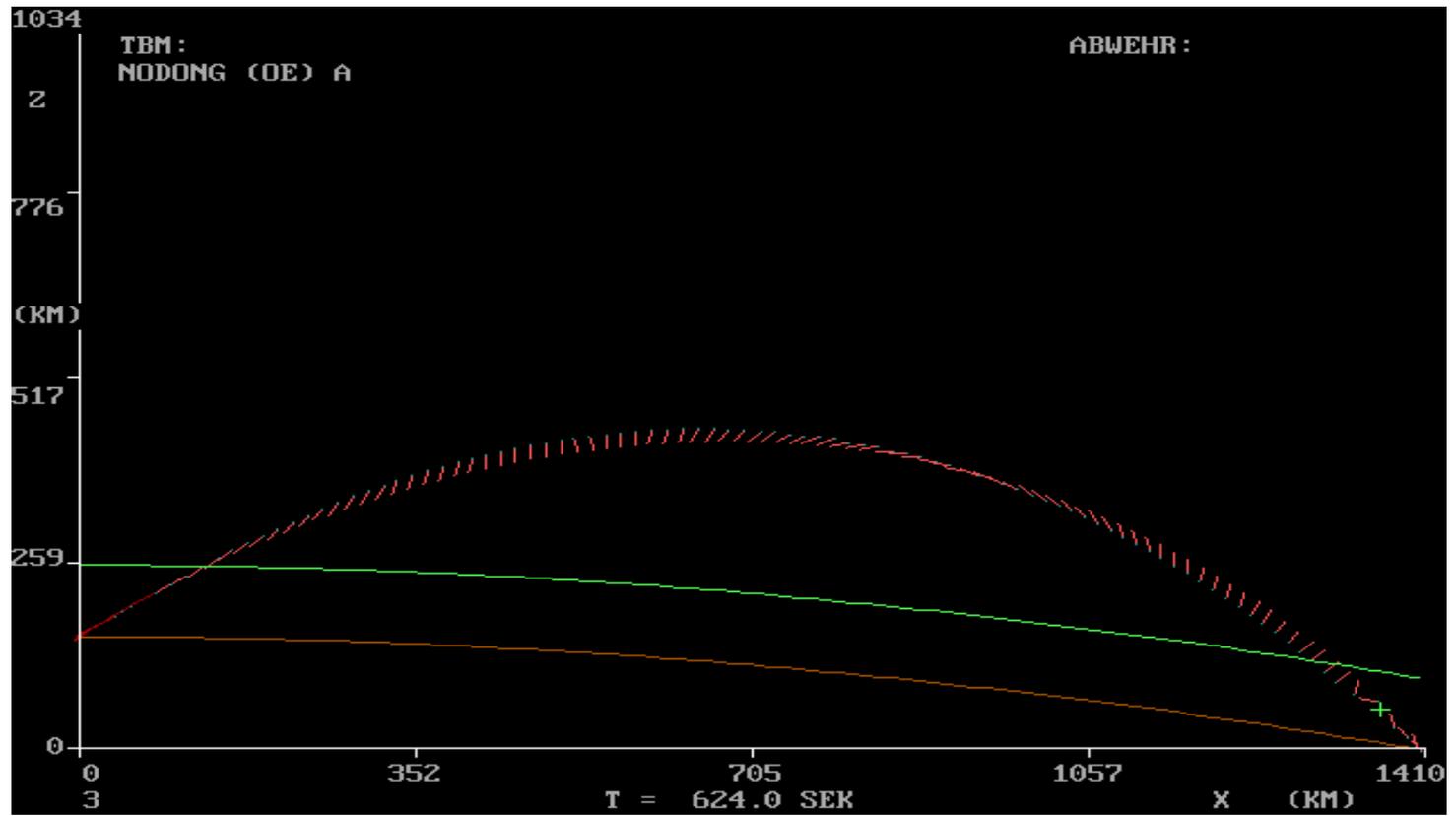


Abb. 2.22: Flugbahn einer NO-DONG (OE) A mit elevatorischer Flugkörperlage;
„Punktabstand“ = 6 Sekunden; Grünes Kreuz = Separation

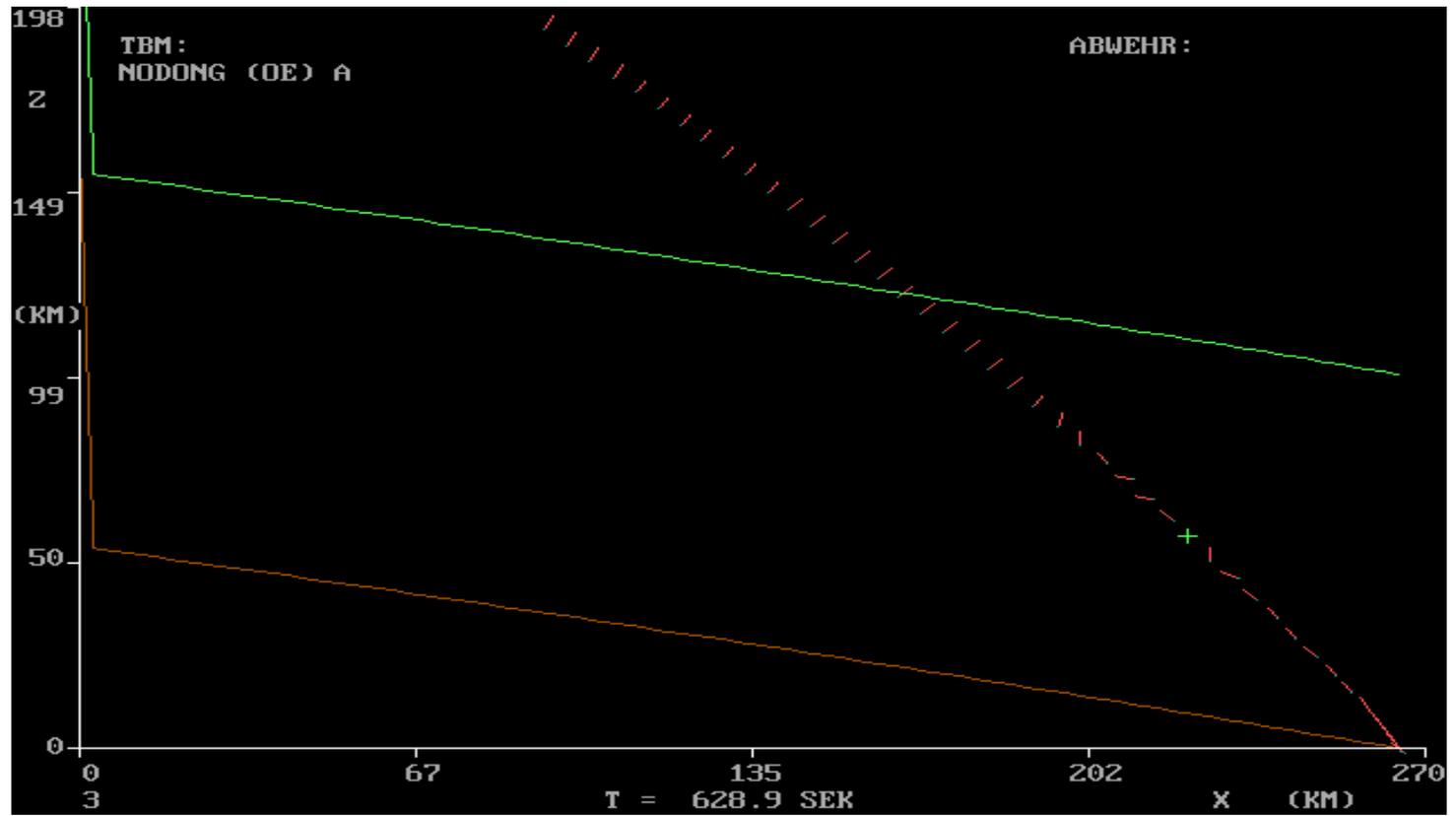


Abb. 2.23: Flugbahnende einer NO-DONG (OE) A für $t > 500$ Sekunden mit „Punktabstand“ = 2 Sekunden;
 Elevatorische Flugkörperlage; Grünes Kreuz = Separation

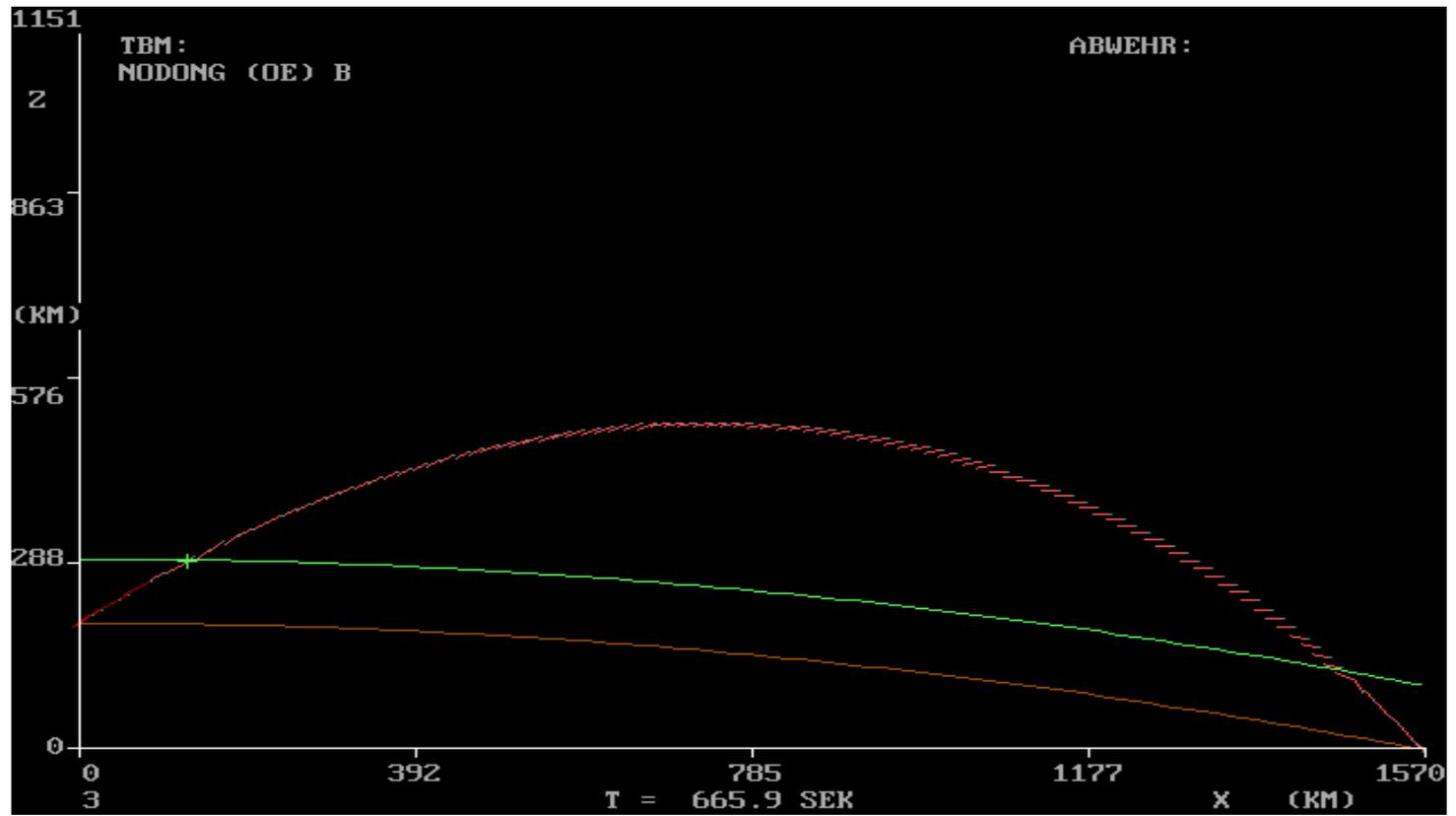


Abb. 2.27: Flugbahn einer NO-DONG (OE) B; Elevatorische Flugkörperlage;
 Grünes Kreuz = Separation (im Flugbahnaufstieg)

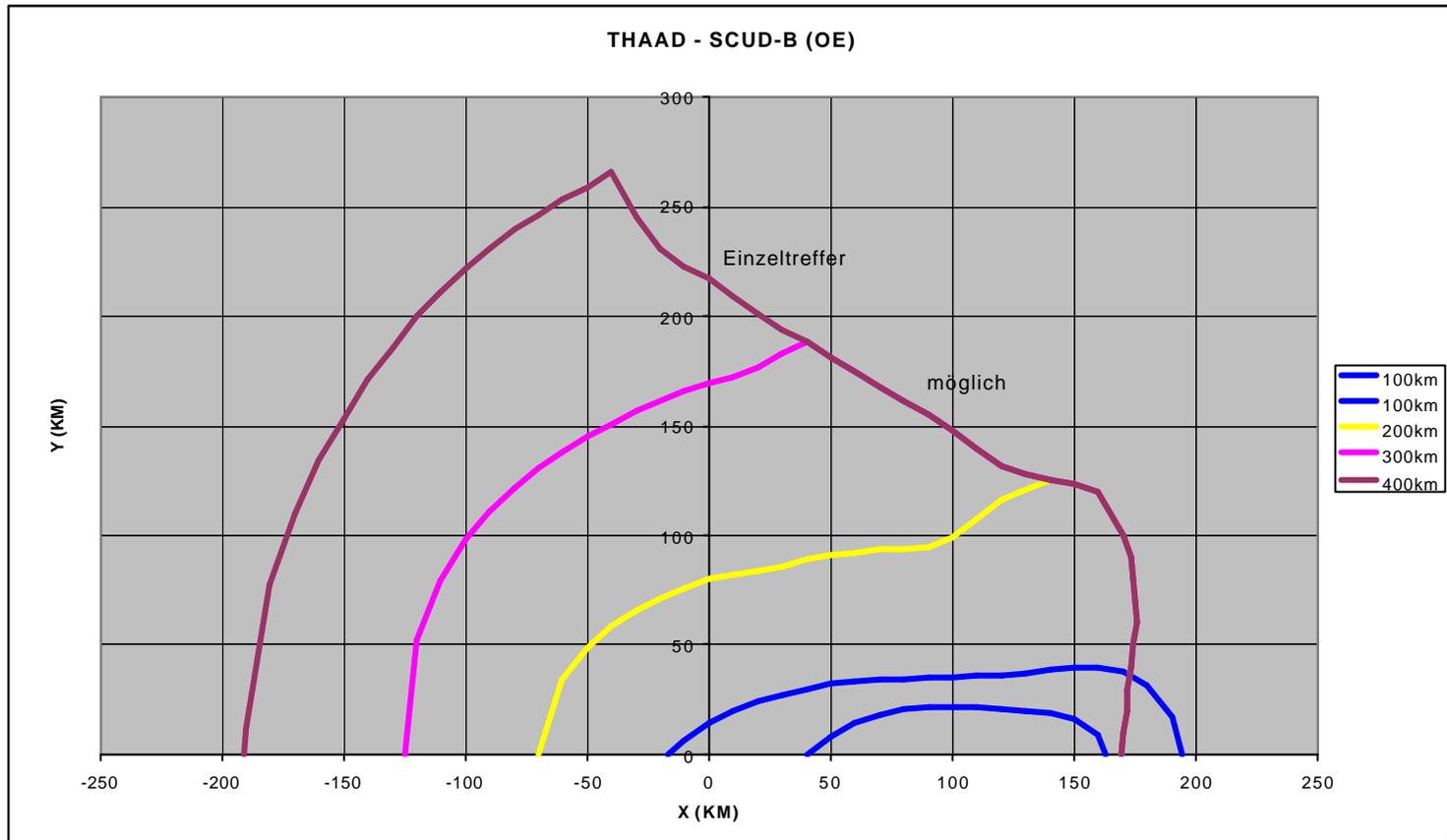


Abb. 4.5: Schiessbereiche THAAD gegen SCUD-B (OE)

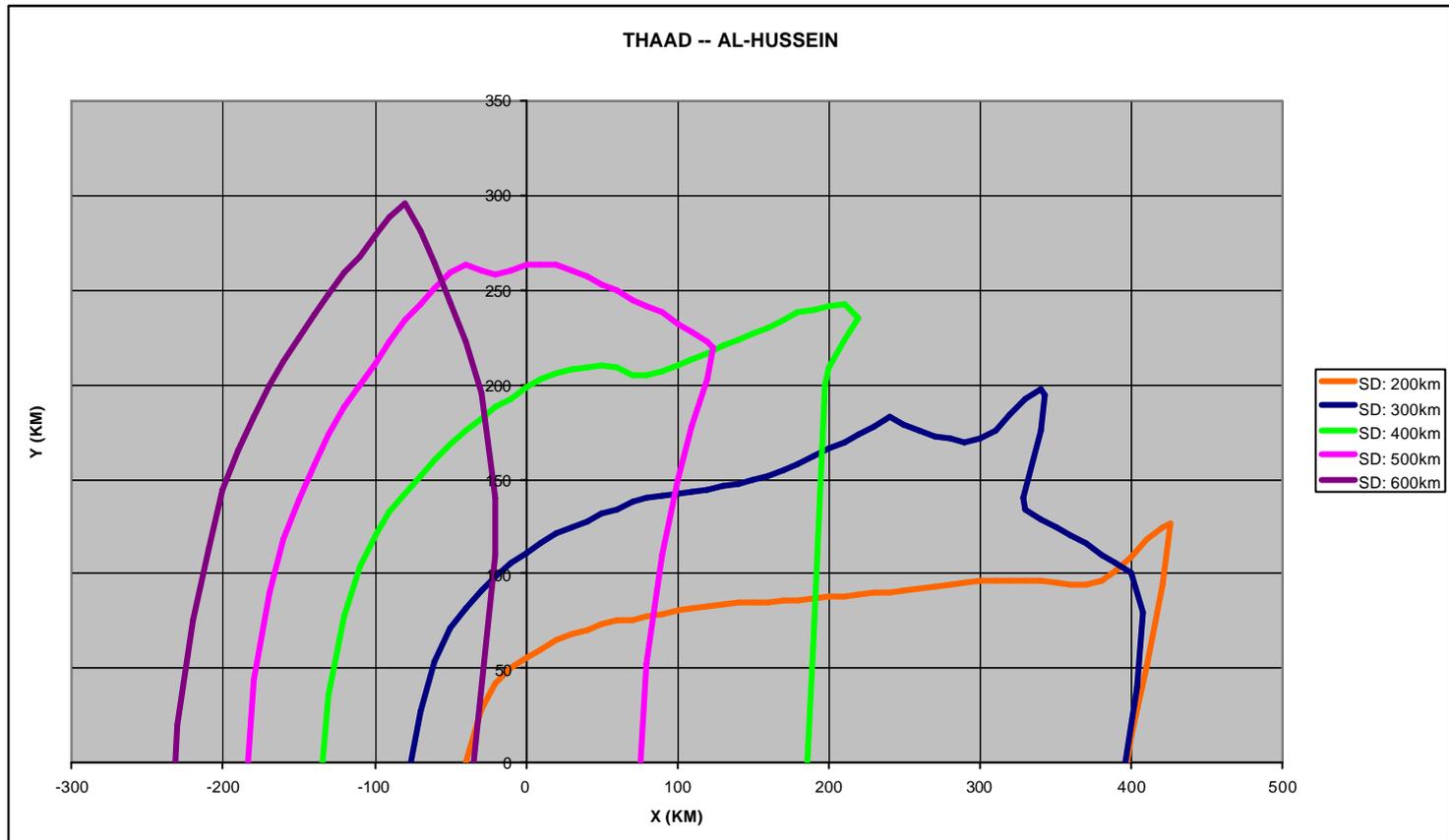


Abb. 4.6: Schießbereiche THAAD gegen AL-HUSSEIN (OE)

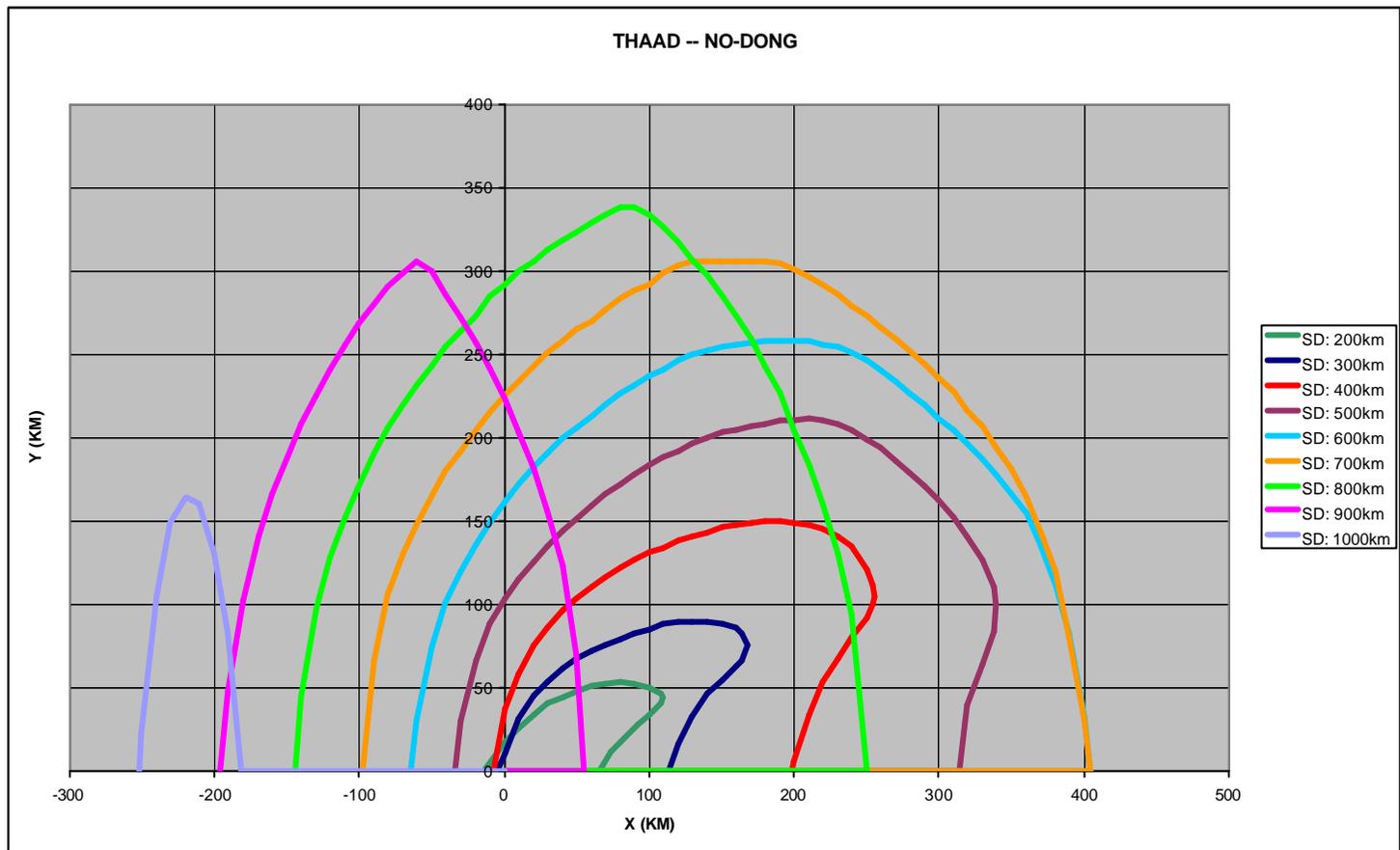


Abb. 4.7: Schießbereiche THAAD gegen NO-DONG (OE) A

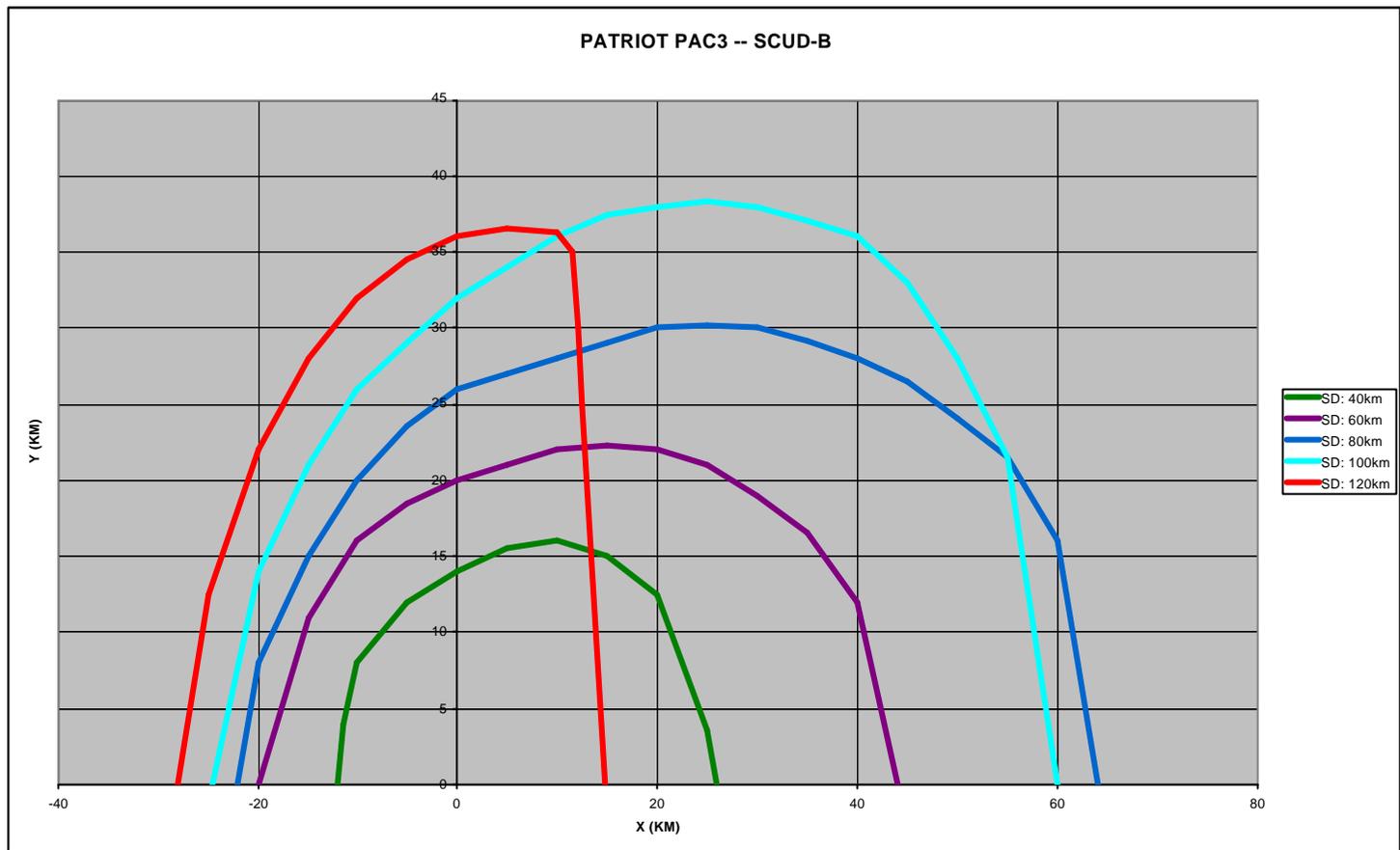


Abb. 4.11: Schießbereiche PATRIOT PAC 3 gegen SCUD-B (OE)

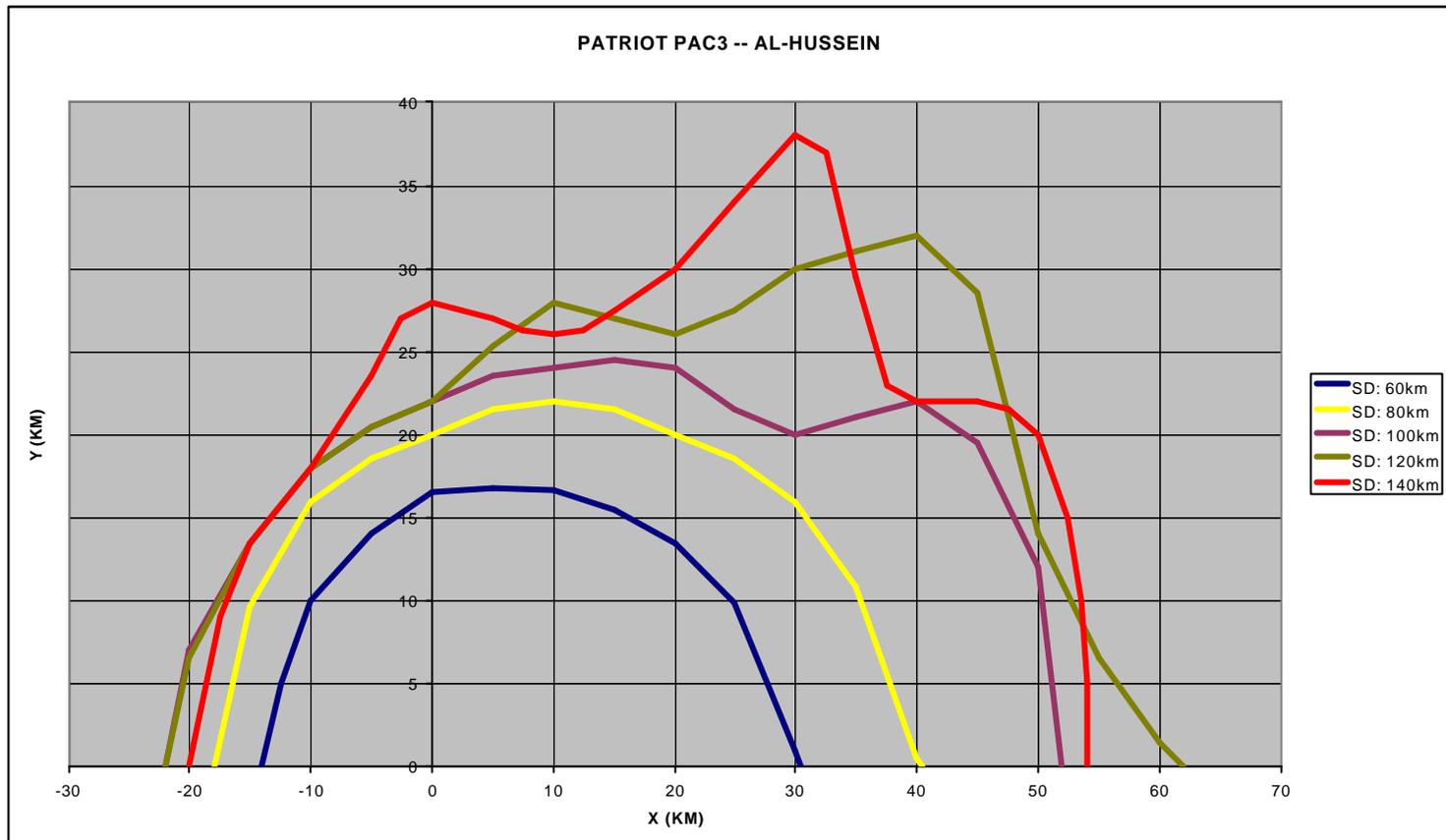


Abb. 4.13: Schiessbereiche PATRIOT PAC3 gegen AL-HUSSEIN (OE)



Abb. 4.14: Schießbereiche PATRIOT PAC 3 gegen NO-DONG (OE) A

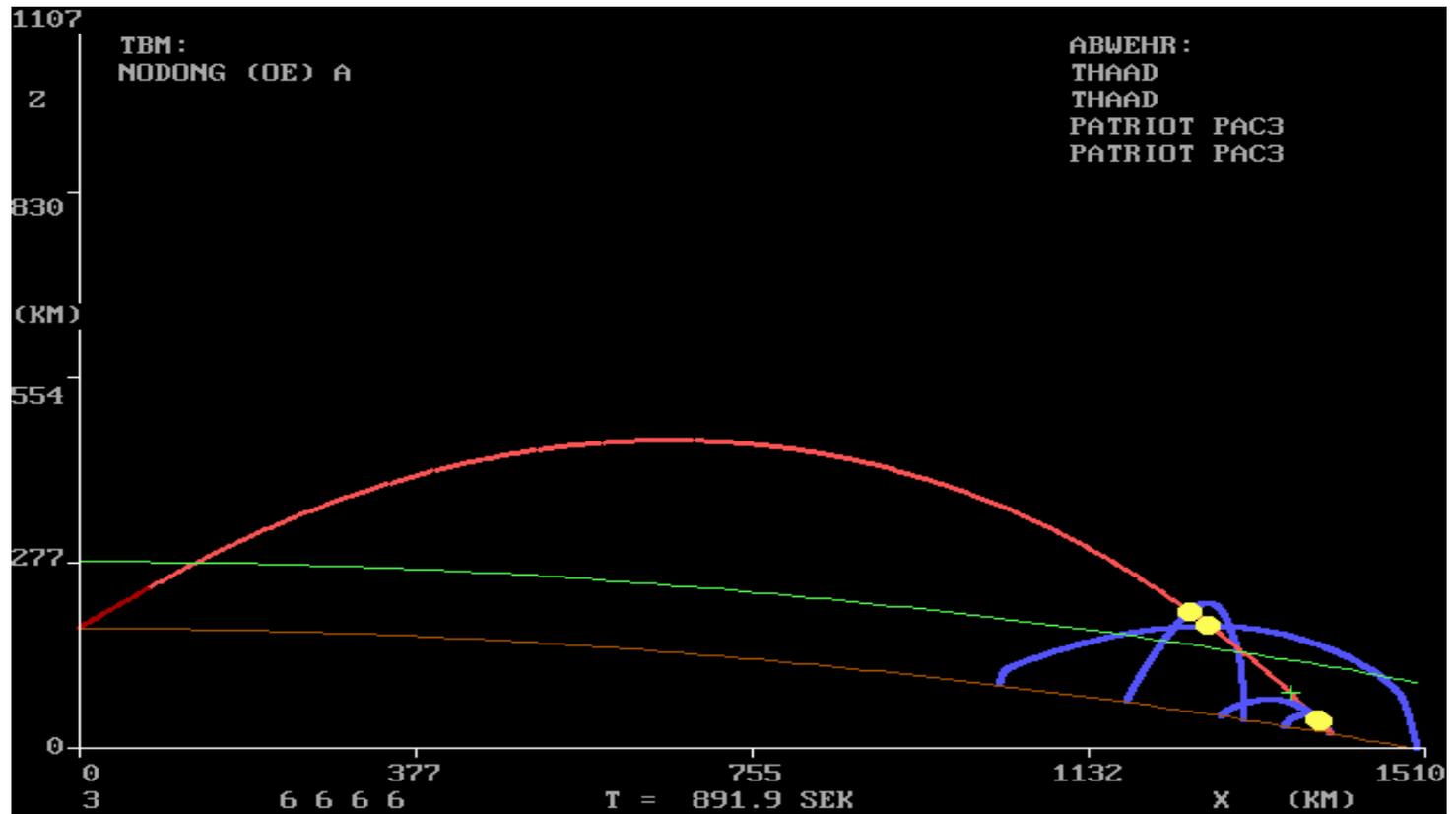


Abb. 5.2: Flugbahn der Abwehrflugkörper THAAD und PATRIOT PAC3 bis zu deren Bodenaufschlag;
Gelbe Punkte = Treffer



Abb. 5.3: Azimutale Sicht der Flugbahnen von Abb. 5.2

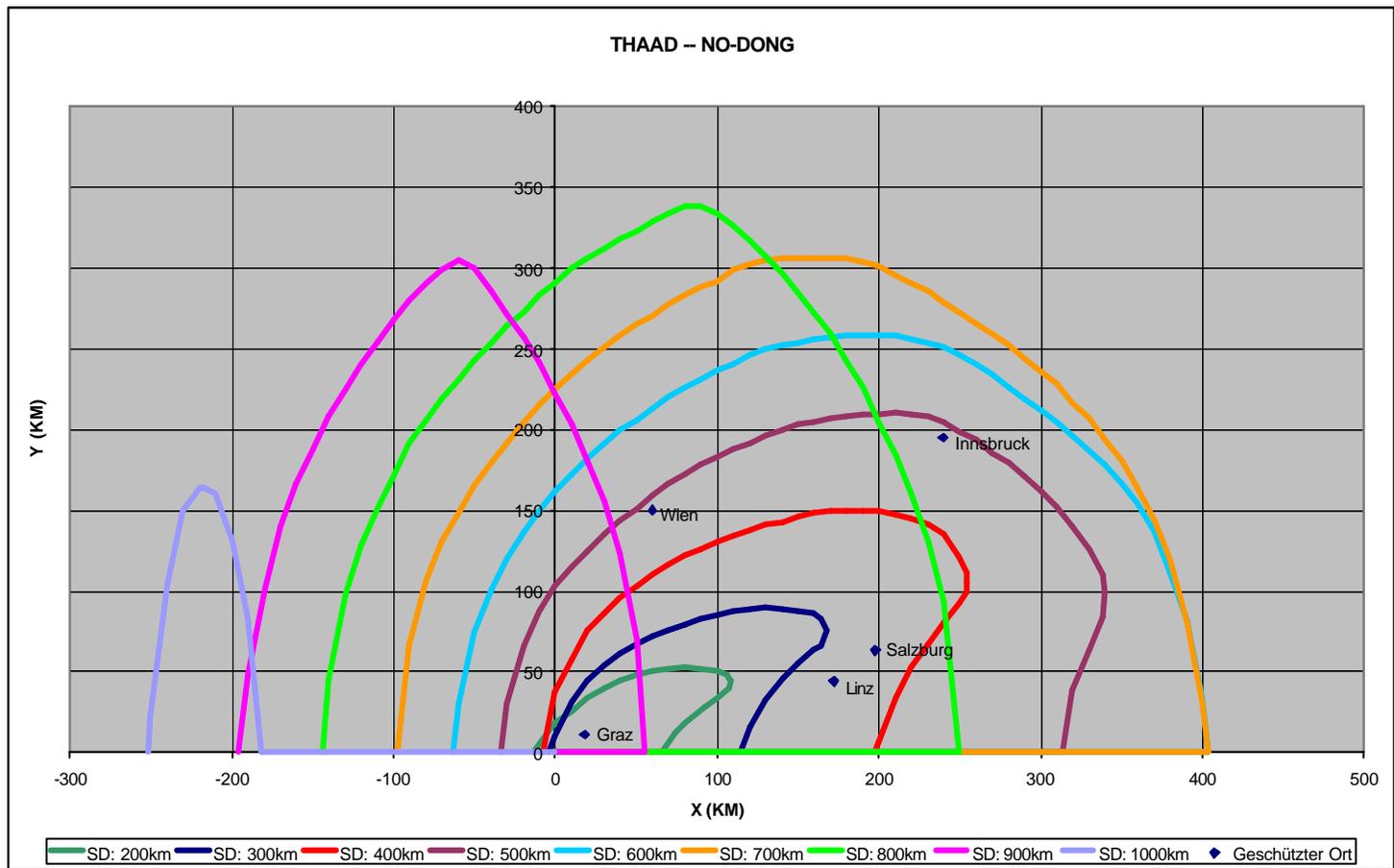


Abb. 5.4: Zu Fallbeispiel: Relativpositionen der TBM-Angriffsziele zur THAAD-Feuerstellung (Wildon/Stmk)

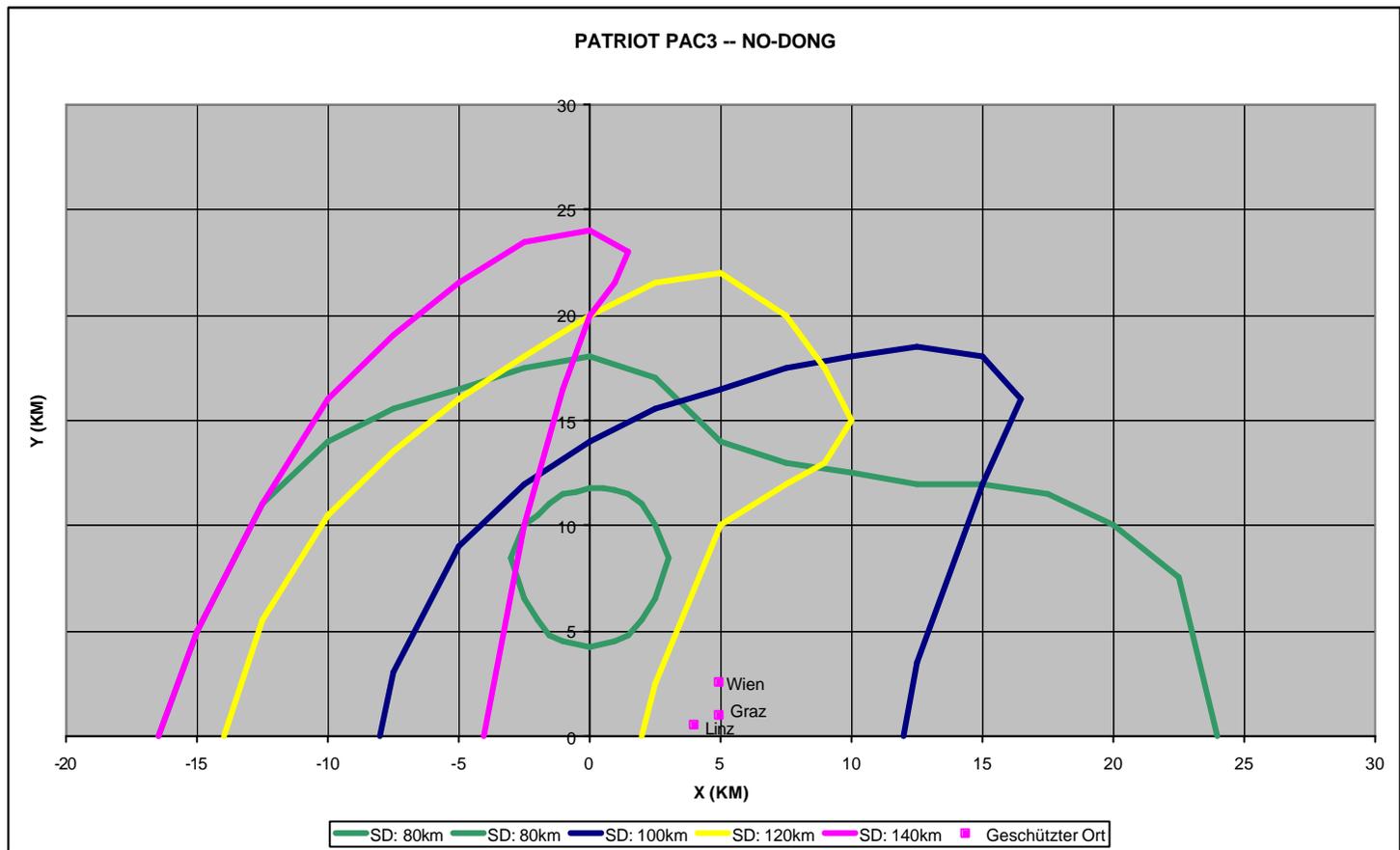


Abb. 5.5: Zu Fallbeispiel: Relativpositionen der TBM-Angriffsziele zu den PAC3-Feuerstellungen

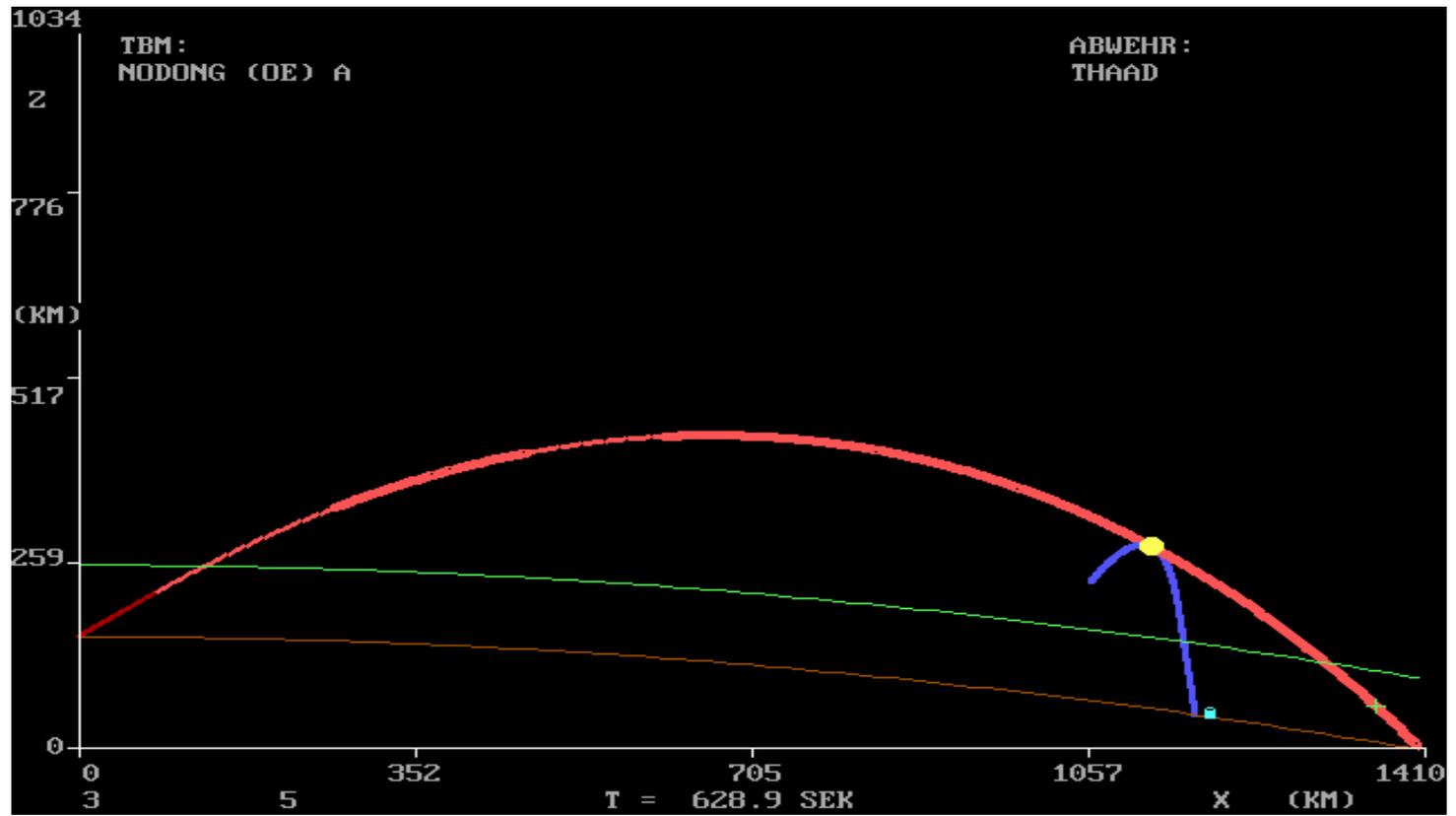


Abb. 5.6: TBM-Abwehr WIEN (z-x-Darstellung) mit Voreinweisung

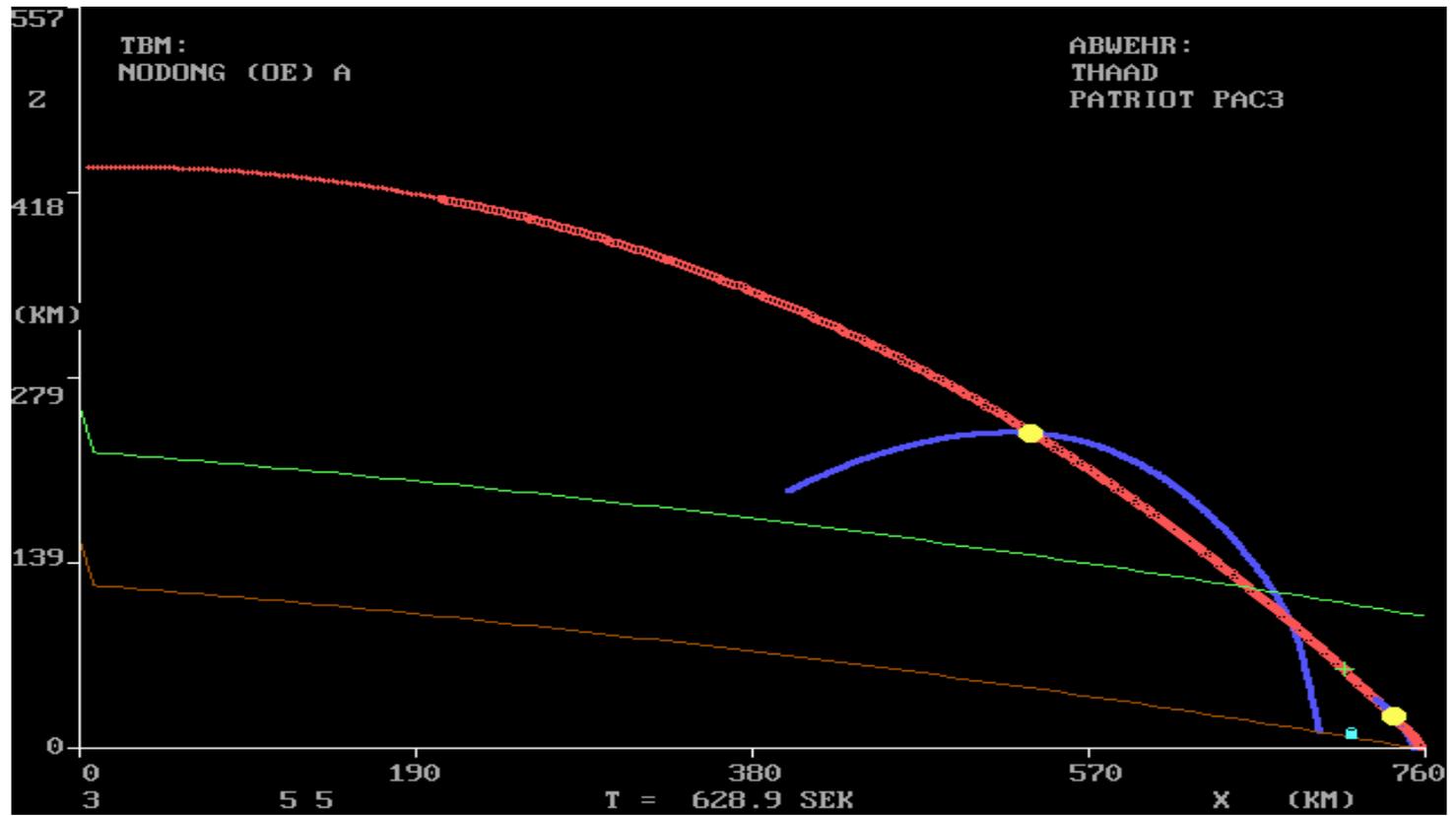


Abb. 5.7: TBM-Abwehr WIEN (z-x-Darstellung) mit Voreinweisung; $t > 300$ Sekunden

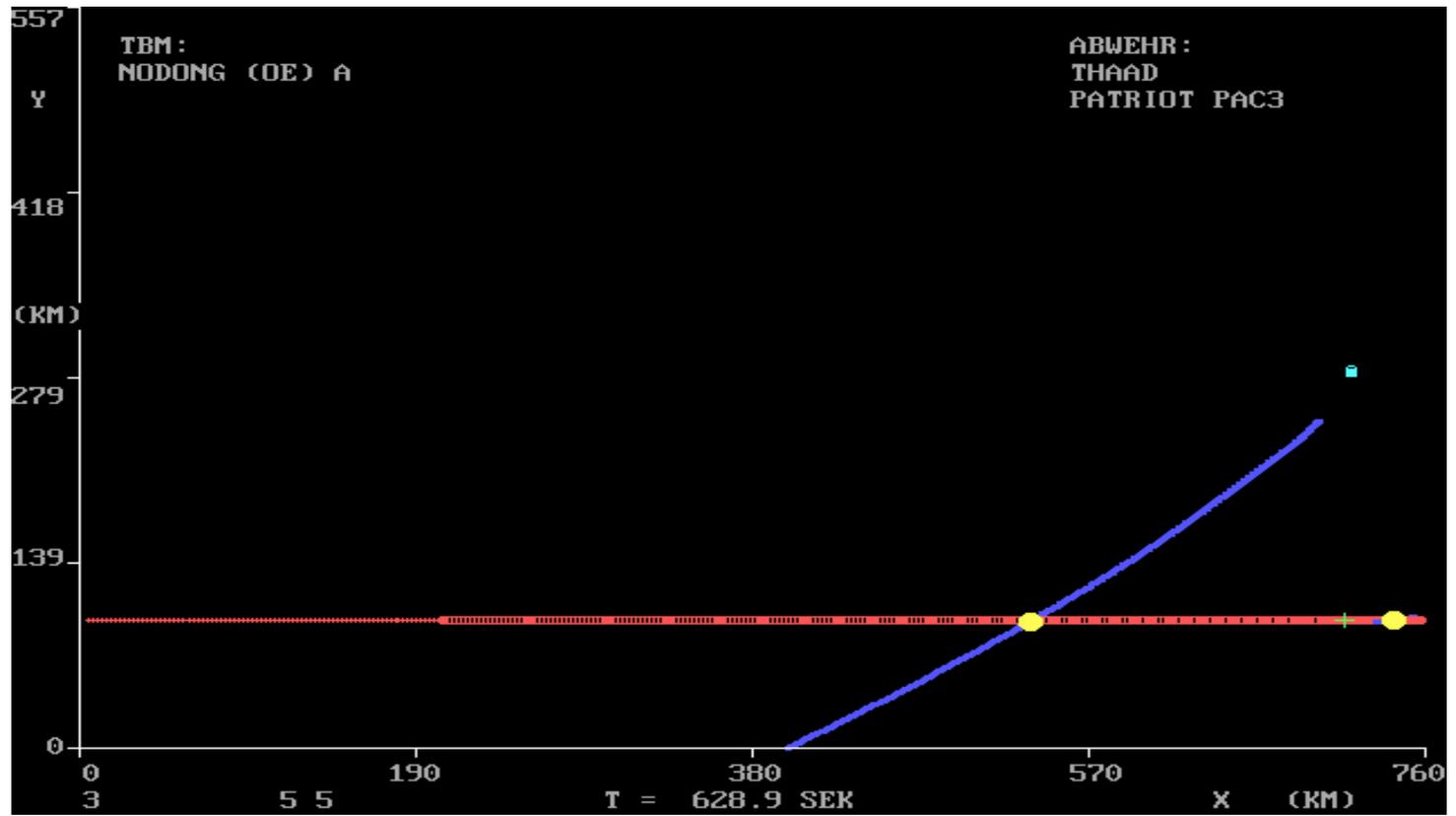


Abb. 5.8: TBM-Abwehr WIEN (y-x-Darstellung) mit Voreinweisung; $t > 300$ Sekunden

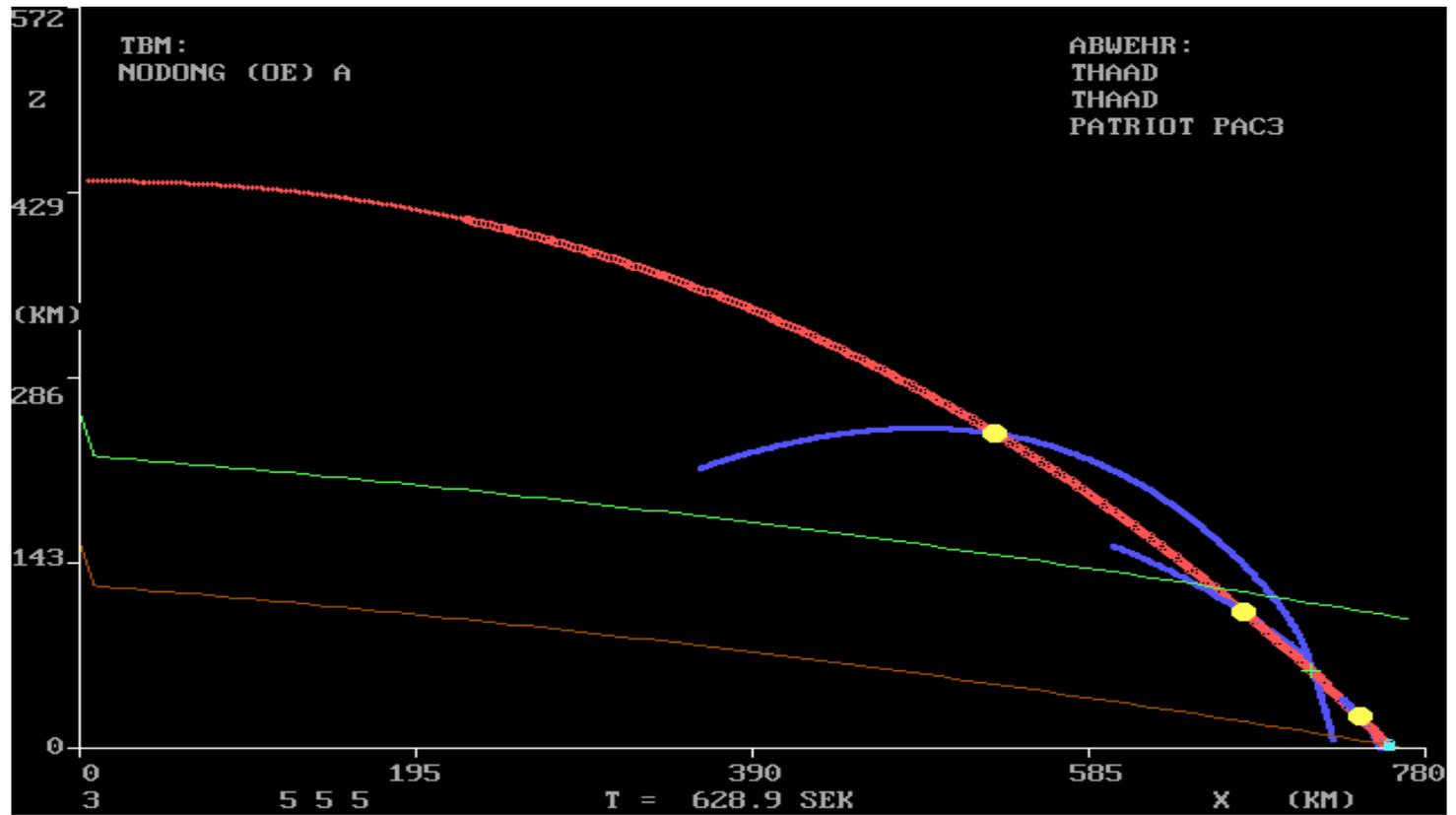


Abb. 5.9: TBM-Abwehr GRAZ (z-x-Darstellung) mit Voreinweisung; $t > 300$ Sekunden

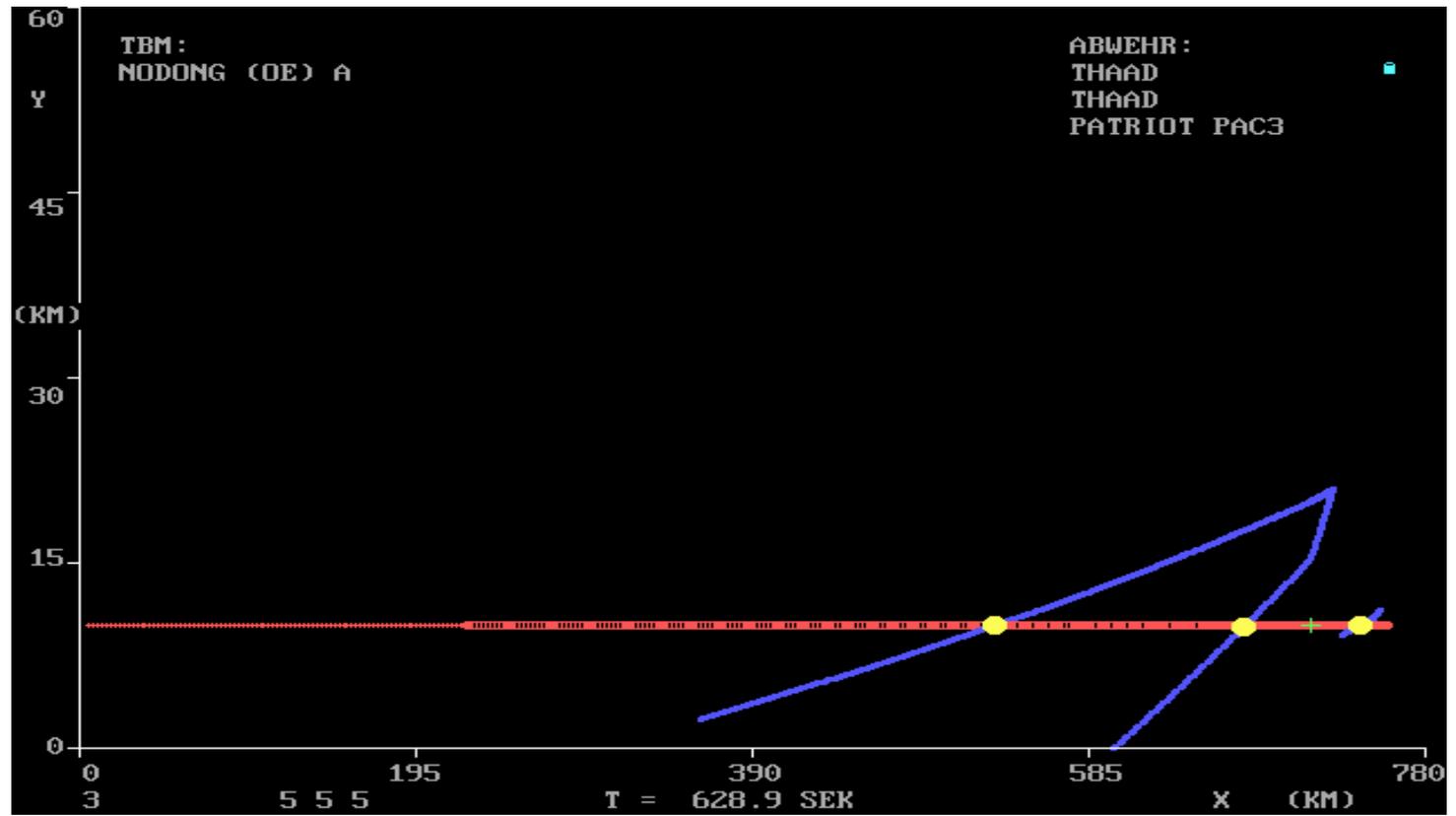


Abb. 5.10: TBM-Abwehr GRAZ (y-x-Darstellung) mit Voreinweisung; $t > 300$ Sekunden

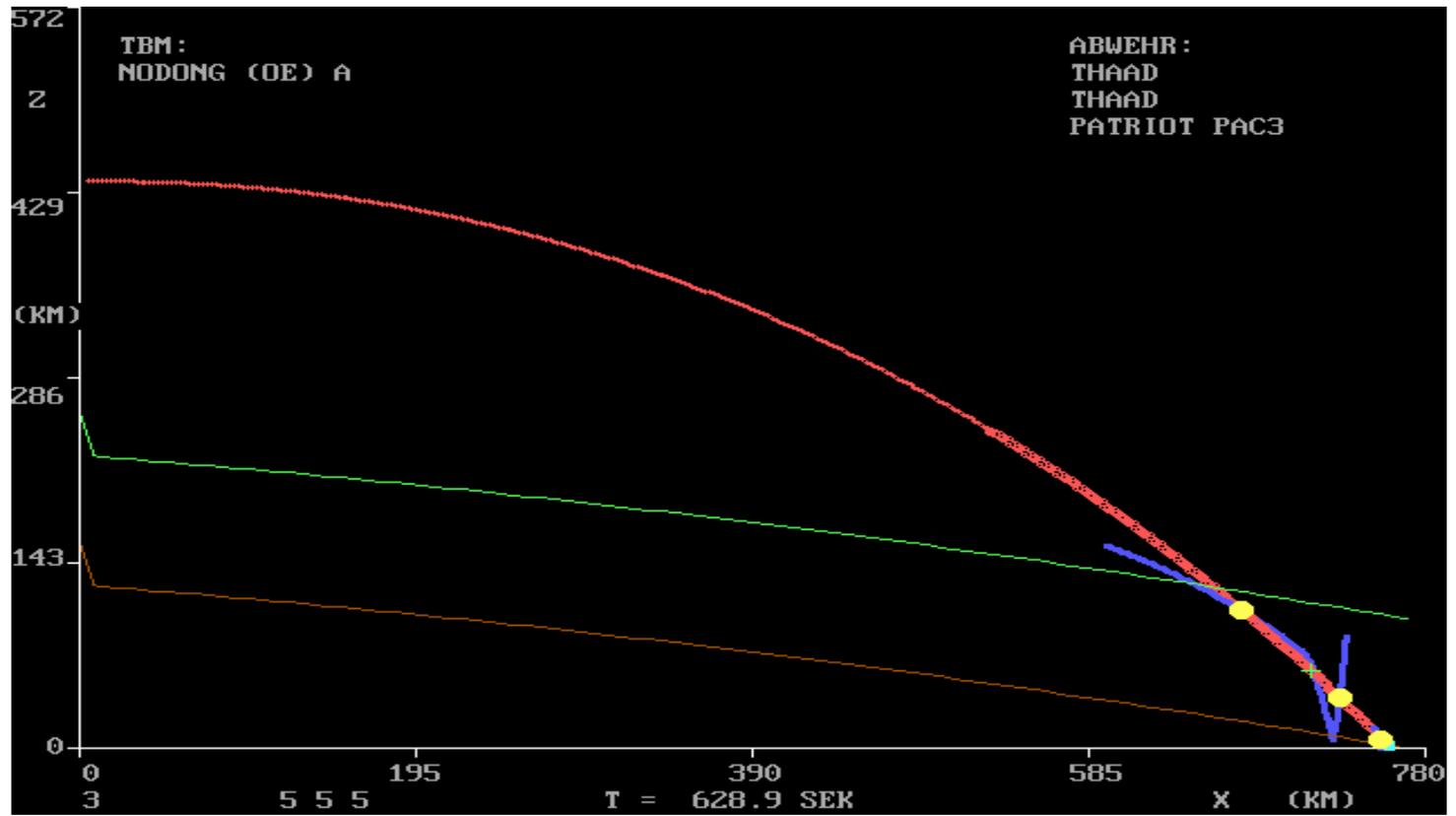


Abb. 5.11: TBM-Abwehr GRAZ (z-x-Darstellung) ohne Voreinweisung; $t > 300$ Sekunden

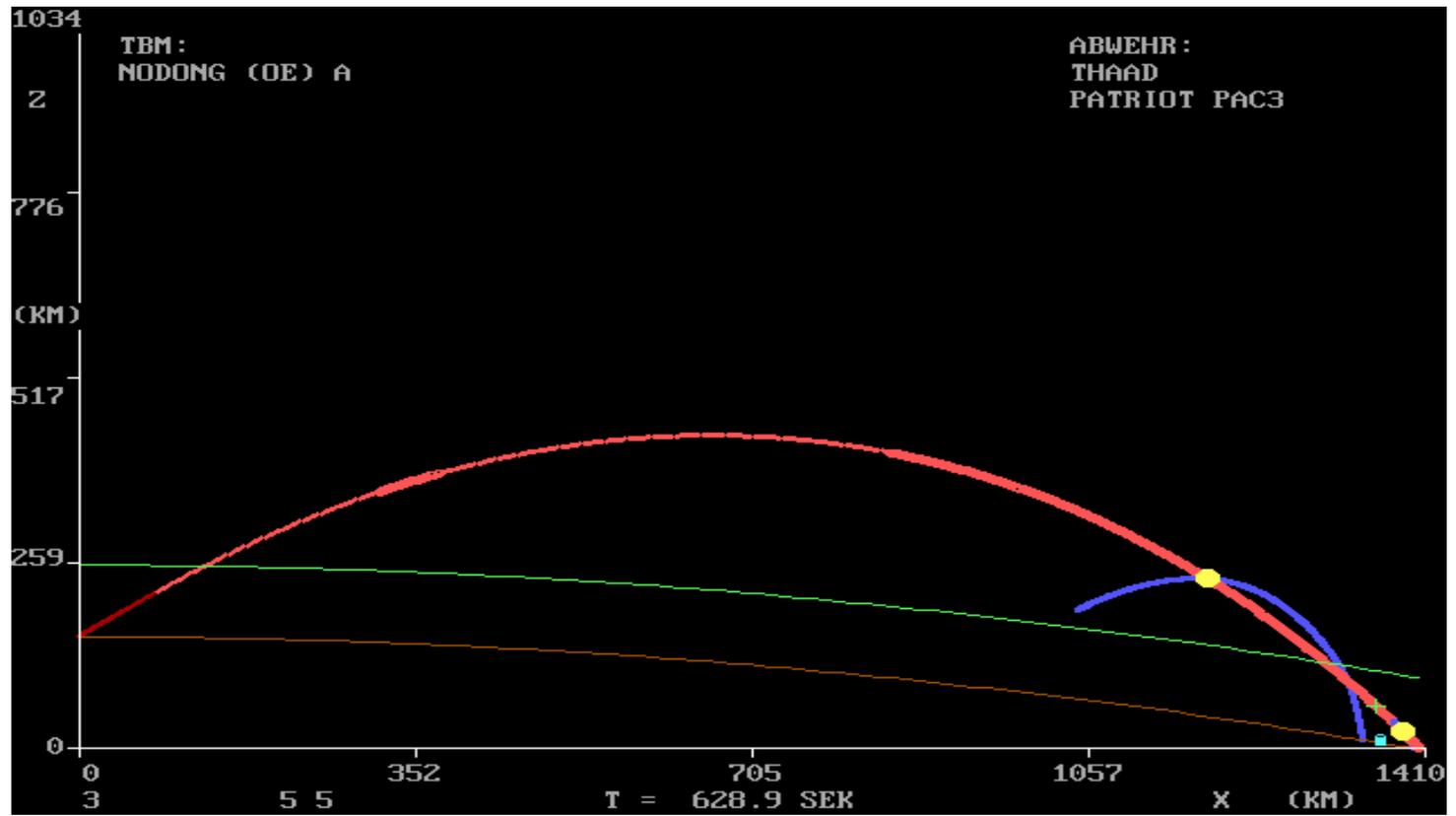


Abb. 5.12: TBM-Abwehr INNSBRUCK (z-x-Darstellung) mit Voreinweisung



Abb. 5.13: Zu Fallbeispiel: TBM-Angriff und Verteidigung (Dispositiv)

Publikationsverzeichnis

Informationen zur Sicherheitspolitik

- Nummer 1**
(Dezember 1997) *Hanspeter Neuhold:*
Österreichische Sicherheitspolitik zwischen Alleingang und Integration
- Nummer 2**
(Dezember 1997) *Peter Schmidt:*
Die Atlantische Allianz und Österreich-Perspektiven des Beitritts
- Nummer 3**
(Dezember 1997) *Antoni Z. Kaminski:*
Austria's Membership in NATO the Polish View Point
- Nummer 4**
(Jänner 1998) **Österreich und die NATO**
Erwin A. Schmidl:
Von Dünkirchen nach Brüssel. Die Entstehung von NATO und WEU
Antoni Z. Kaminski:
Austria's Membership in NATO from the Point of View. Of Polands Security Concerns
Hanspeter Neuhold:
Österreichische Sicherheitspolitik zwischen Alleingang und Integration
Peter Schmidt:
Die Atlantische Allianz und Österreich. Perspektiven des Beitritts
Predrag Jurekovic:
Überblick über die NATO
- Nummer 5**
(Februar 1998) **Die Türkei und Europa**
Predrag Jurekovic:
Einleitung – Die sicherheitspolitische Bedeutung der Türkei für Europa
Ayse Füsün Arsava:
Menschenrechtliche Dimension des Europarechts. Die Bedeutung der Menschenrechte bei der Vollmitgliedschaft in der EU

Hüseyin Bağcı:

Turkeys Foreign Policy in a Changing Strategic and Regional Environment. „Foreign Policy Issues in the 55th Government Program under Mesut Yilmaz“

Heinz Kramer:

Europäische Interessen in den Beziehungen zur Türkei

Nummer 6
(Februar 1998)

Ein gesamteuropäisches Sicherheitssystem. Vision und Realität

Gerald Schöpfer:

Friede – eine Utopie?

Ernst-Otto Czempel:

Erschwert die NATO-Erweiterung die Entwicklung eines europäischen Sicherheitssystems?

Erich Reiter:

Die sicherheitspolitische Herausforderung Österreichs im Rahmen der Neugestaltung der europäischen Sicherheitsarchitektur

Nummer 7
(März 1998)

NATO-Perspektiven aus slowenischer und österreichischer Sicht

Gustav E. Gastenau:

Einleitung und Bewertung

Teodor Geršak:

Das veränderte geostrategische Umfeld und neue sicherheitspolitische Herausforderungen – Die Konsequenzen für die slowenischen Streitkräfte

Ivan Hostnik:

Der Verlauf der innenpolitischen Diskussion in Slowenien bezüglich der NATO-Beitrittsfrage

Jernej D. Kožar:

Grundsätzliche Beurteilung der NATO-Osterweiterung aus slowenischem Gesichtspunkt anlässlich der Beschlüsse des Madrider NATO-Gipfels

Erich Reiter:

Zum Problem der NATO-Erweiterung

Günter Hochauer:

Auswirkungen der NATO-Osterweiterung gemäß der Konferenz von Madrid 97 auf das österreichische Bundesheer

Wilhelm Sandrisser:
Zur österreichischen NATO-Diskussion: Positionen,
Ursachen, Herausforderungen für die Politik

Nummer 8
(Juli 1998)

**Die Konfliktentwicklung im südslawisch-
albanischen Raum. Grenzen und Optionen der
Staatengemeinschaft zur Konfliktsteuerung**

Predrag Jurekovic:
Die Situation in Bosnien-Herzegowina und aktuelle
Szenarien im serbisch-albanischen Konflikt

Gustav E. Gustenau:
Die Rolle der NATO im südosteuropäischen Krisenraum.
Möglichkeiten und Grenzen von Friedensoperationen

Nummer 9
(August 1998)

**Die Gemeinschaft Unabhängiger Staaten (GUS)
zwischen Konflikten und russischer Dominanz**

Lothar Rühl:
Die Rolle Russlands für die Entwicklung der europäischen
Sicherheitsordnung

Viktor S. Rykin:
Konflikte in Russland und der Gemeinschaft
Unabhängiger Staaten (GUS) und Wege zu ihrer
Vermeidung

Martin Malek:
Russlands „Friedensmissionen“ in der GUS

Nummer 10
(September 1998)

**Erwin A. Schmidl:
Police in Peace Operations**

Nummer 11
(September 1998)

**Erwin A. Schmidl (ed.):
Peace Operations Between Peace and War: Four Studies**

Jarat Chopra:
Political Tasks of Peace-Maintenance

Thomas R. Mockaitis:
From Counterinsurgency to Peace Enforcement:
New Names for Old Games?

Donna Winslow:
Between Dream and Reality: the Canadian Mission to
Somalia

Christ Klep:
Peacekeepers in a Warlike Situation: the Dutch Experience

Nummer 12
(November 1998)

Heinz Vetschera:
Grenzen und Möglichkeiten der OSZE als Einrichtung kooperativer Sicherheit im Rahmen des „interlocking institutions“- Konzeptes

Nummer 13
(Jänner 1999)

Michael Karnitschnig:
Integration als Sicherheitspolitik. Die konzeptuelle Weiterentwicklung der GASP am Beispiel des Paktes für Stabilität in Europa

Nummer 14
(Jänner 1999)

Gustav E. Gustenau (Hg.):
Gaminger Gespräche 1998:
Sicherheit und Kooperation in Mitteleuropa unter besonderer Berücksichtigung der nationalen Wehrstruktur

Gustav E. Gustenau:
Sicherheit und Kooperation in Mitteleuropa – Die Gaminger Gespräche 1998

Hans-Christian Beck:
Integration der Streitkräfte in der Gesellschaft unter besonderer Berücksichtigung der inneren Führung – Erfahrung in Deutschland

Hans Frank:
Die nationale Wehrstruktur als Ableitung der sicherheitspolitischen Rahmenbedingungen

Marjan Grabnar:
Die Errichtung von nationalen Militärsystemen zur Wahrung der politischen Stabilität und Sicherheit eines Staates

Karl Majcen:
Die nationale Wehrstruktur als Ableitung der sicherheitspolitischen Rahmenbedingungen

Klaus Naumann:
NATO-Streitkräftestrukturen im Spiegel der sicherheitspolitischen Lage in Europa

Ioan Mircea Pascu:
The Defense Component of Romania's National Security

Hans-Ullrich Scherrer:
Die nationale Wehrstruktur als Ableitung der sicherheitspolitischen Rahmenbedingungen

Jiri Sedivy:
Geopolitical Position and Risks of Threat to the Czech Republic

Jozef Tuchyna:
Die Wehrstruktur der slowakischen Republik

Erich Vad:
Neue Risiken für die staatliche Sicherheitsvorsorge

Günter Winkler:
Der internationale Einsatz von Reservisten

Sondernummer
(Jänner 1999) **Die Meinungen der Österreicher zu Neutralität, Sicherheit und NATO in Diagrammen und Tabellen**

Nummer 15
(März 1999) ***Erich Reiter:*
The Effects of NATO and EU Enlargement**

Nummer 16
(März 1999) **Die sicherheitspolitische Entwicklung in Österreich und der Schweiz**

Hans Rudolf Fuhrer:
Die Schweiz und Österreich im Fadenkreuz des militärischen Nachrichtendienstes der DDR?

Heinrich Schneider:
Der sicherheitspolitische „Optionenbericht“ der österreichischen Bundesregierung: Ein Dokument, das es nicht gibt – und ein Lehrstück politischen Scheiterns

Ernst F. Enzelsberger:
Die sicherheitspolitische Öffnung der Dauernd-Neutralen: Der Schweizer „Bericht Brunner“ und der österreichische „Optionenbericht“

Nummer 17
(Mai 1999) ***Gustav E. Gustenau (Hg.):*
Konfliktentwicklung auf dem südlichen Balkan I**

Walter Feichtinger, Predrag Jurekovic, Andrea Riemer:
Fallstudie „FYROM/Mazedonien“ im Rahmen der Projektkooperation „Anwendung eines Early Warning Systems“

Marie Janine Calic:
Das Kosovo-Problem und Makedonien – Strategien für den südlichen Balkan

Stefan Troebst:
The Kosovo Conflict, 1998

Walter Feichtinger:
Der bewaffnete Konflikt im Kosovo

Walter Feichtinger/Predrag Jurekovic:
Zusammenfassung der Ergebnisse des Forschungsseminars der Balkan-Projektgruppe des BMLV

Nummer 18
(Juni 1999)

Gustav E. Gustenau (Hg.):
Konfliktentwicklung auf dem südlichen Balkan II
Walter Feichtinger, Predrag Jurekovic:
Zusammenfassung und Evaluierung der Ergebnisse des Forschungsseminars der Balkan-Projektgruppe des BMLV
Walter Feichtinger, Predrag Jurekovic:
Early Warning-Fallstudie Mazedonien Veränderungen im Stabilitätenprofil zwischen Herbst 1998 und Frühjahr 1999
Peter Schubert:
Entwicklung der albanischen Frage nach Rambouillet
Wolf Oschlies:
Desintegration der BR Jugoslawien
Andres Wysling:
Was will die westliche Balkanpolitik?

Nummer 19
(Juli 1999)

NATO-Erweiterung und neues strategisches Konzept der NATO
Erich Reiter:
Zur NATO-Ost-Erweiterung
Erich Reiter, Christian F. Wehrschütz:
Das Neue Strategische Konzept der NATO

Nummer 20
(Juli 1999)

Erich Reiter, Walter Blasi (Hg.):
Österreichs Neutralität und die Operationsplanungen des Warschauer Paktes
Walter Blasi:
Historischer Rückblick auf den Warschauer Pakt
Erich Reiter:
Zusammenfassung eines Vortrags von General i.R. Georg Bautzmann. Kriegsführungspläne des Warschauer Paktes in der sogenannten Zeit des Kalten Krieges
Lothar Rühl:
Österreichs Sicherheitslage in der Neutralität während des Ost-West-Konflikts

István Balló:
Die ungarische Volksarmee im Warschauer Pakt

Róbert Széles:
Die strategischen Überlegungen des Warschauer Paktes für Mitteleuropa in den 70er Jahren und die Rolle der Neutralen

Hans Rudolf Fuhrer:
Die Schweiz und Österreich im Fadenkreuz des militärischen Nachrichtendienstes der DDR?

Nummer 21
(August 1999)

Herwig Jedlaucnik:
Der albanische Staat in der Krise

Sondernummer
(August 1999)

Erich Reiter:
Zur Korrektur der Entwicklung der sicherheitspolitischen Diskussion in Österreich

Nummer 22
(September 1999)

Christian F. Wehrschütz:
Die Ukraine und die Europäische Union. Eine Beziehung mit erheblicher Frustrationstoleranz

Nummer 23
(September 1999)

Martin Malek (Hg.):
Die Beziehungen zwischen Russland und den baltischen Staaten. Eine Bestandsaufnahme. Russische und baltische Stimmen

Martin Malek:
Einführung: Reibungsflächen zwischen Russland und den baltischen Staaten

Rein Helme:
Die aktuelle Nationalitätenpolitik Estlands

Kestutis Masiulis:
Die Dynamik der Beziehungen zwischen Litauen und Russland

Dmitri Trenin:
Russian-Baltic Relations: a Decade after Separation

Anton V. Vushkarnik:
Russia and the Baltic States: on the Road toward a New Europe

Nummer 24
(April 2000)

**Gustav E. Gustenau (Hg.):
Konfliktentwicklung auf dem Westbalkan**

Walter Feichtinger, Predrag Jurekovic:
Zusammenfassung und Evaluierung der Ergebnisse des
Forschungsseminars der Balkan-Projektgruppe des BMLV

Wolf Oschlies:
Serbien, Winter 1999/2000: Hunger, Kälte, Inflation,
Arbeitslosigkeit – Ökonomische Momentaufnahmen aus
einem zerstörten Land

Fikret Muslimovic:
Strategische Fragen zur Sicherheit in Südosteuropa

Vladimir Šaponja:
Konfliktentwicklung am Balkan

Studien und Berichte zur Sicherheitspolitik

1/2000

Hüseyin Bağcı:
Die Probleme der türkischen „Grand Strategy“ in einer
sich verändernden Sicherheitsumwelt: Gestern und Heute

P. Terrence Hopmann:
The OSCE Role in Conflict Prevention before and after
Violent Conflict: The Cases of Ukraine and Moldova

Martin Malek:
Aktuelle Rahmenbedingungen der Sicherheitspolitik
Armeniens

Herbert Grubmayr:
Wechselwirkungen zwischen Politik und Militär bei
Friedensschaffung und Friedenserhaltung

Erich Reiter:
An Essay on New Global Geopolitics

2/2000

Sicherheitspolitischer Dialog Österreich/Slowenien

Johann Brieger:
Problemfelder – Chancen für die EU-Erweiterung

Gustav E. Gustenau:
Die europäische Gemeinsame Außen- und Sicherheits-
politik – eine Herausforderung für die „Post-Neutralen“?
Eine Einschätzung aus österreichischer Sicht.

Beno Arnejcic:

Perspektiven der Verteidigungspolitik in der Republik Slowenien nach der letzten NATO-Erweiterung

Bogdan Koprivnikar:

Betrachtungen der Sicherheitsproblematik der Republik Slowenien

Jernej D. Kožar:

Die Zusammenarbeit der Republik Slowenien mit den Staaten Südosteuropas im Verteidigungsbereich

Vladimir Šaponja:

Stabilisierungsmöglichkeiten des südosteuropäischen Raumes nach Beendigung des Krieges im Kosovo aus slowenischer Perspektive

3/2000

GASP: Die Entwicklung der Gemeinsamen Außen- und Sicherheitspolitik aus außereuropäischer Sicht

Hüseyin Bağcı:

Turkey and the European Security and Defense Identity – a Turkish View

Ludmilla Lobova:

Europäische Sicherheits- und Verteidigungspolitik aus russischer Sicht

Peter W. Schulze:

Eine Strategie für Europa? Außen- und sicherheitspolitische Aspekte der Kooperation zwischen Russland und der Europäischen Union

Yixiang Zhuang:

EU auf dem Weg zur Sicherheitsgemeinschaft – Fortschritte, Schwierigkeiten und Perspektiven der Gemeinsamen Außen- und Sicherheitspolitik (GASP) der Europäischen Union

Dmitri Trenin:

Russia and the Double-Headed West: Contours of a New Triangular Relationship

4/2000

**Parameter bewaffneter Konflikte.
Die Kriege um das Kosovo 1998/99 und in
Tschetschenien seit 1999 im Vergleich**

Klaus Dieter Schwarz:

Parameter strategischer Konzeptionen westlicher Militäreinsätze

Aschot L. Manutscharjan:
Einführung in die Grundproblematik des
Tschetschenienkonflikts

Dragan Vuksic:
Bewaffneter Konflikt in Kosovo und Metohija 1998/99

Pavel Felgenhauer:
Russian Strategy in the Chechnya Wars

Sonderband
(November 2000)

GCSP Tagungsbericht
Die Entwicklung der sicherheitspolitischen Situation
Schweiz – Österreich

Gustav Däniker:
Kurzanalyse des neuen sicherheitspolitischen Berichts der
Schweiz

Gustav E. Gustenau:
Zur sicherheitspolitischen Entwicklung in Österreich

Christian Catrina:
Reorganisation der strategischen Führung

Reinhard Trischak:
Militärpolitische Konsequenzen aus der Veränderung der
sicherheitspolitischen Lage Österreichs

Bruno Lezzi:
Die schweizerische Sicherheitspolitik – eine tagespolitische
Bewertung

Burkhard Bischof:
Sicherheitspolitik und die Medien

5/2000

Zur Problematik der Stabilisierung des Westbalkans

Marie-Janine Calic:
Stabilisierungspolitik in Bosnien-Herzegowina

Radovan Vukadinovic:
The international community and Bosnia-Herzegovina

Stefan Troebst:
Die Albanische Frage – Entwicklungsszenarien und
Steuerungsinstrumente

Jens Reuter:
Optionen der internationalen Gemeinschaft zur Lösung
der albanischen Frage

Nina Dobrkovic:
Political Perspectives of the Federal Republic of Yugoslavia
– Disintegration vs. Integration

Arad Benkö:
Stabilisierungsziele und Maßnahmen der EU in
Südosteuropa

Vladimir Gligorov:
The West and the Economic Stabilisation of the Western
Balkans

Erich Reiter:
Die europäische Balkanpolitik sollte sicherheitspolitisch
orientiert sein

1/2001

**Sicherheitspolitik in der GUS und im Baltikum.
Ausgewählte aktuelle Aspekte**

Ludmilla Lobova:
Die russische Auffassung des Neutralismus im
entstehenden europäischen Sicherheitssystem

Dzintra Bungs:
Latvia's Security Policy Goals and Possibilities

Anton Vushkarnik:
Russian Baltic Policy: The Song Remains the Same?

Gennadij Gornostajew:
Die Rüstungsindustrie Russlands: Probleme und
Entwicklungsperspektiven

2/2001

Security Political Dialogue 99

Erich Reiter:
The Effects of NATO and EU-Enlargement

Roman Popinski:
The Consequences of NATO and EU-Enlargement for
Three Regions

Jan Hallenberg, Bo Huldt:
Will the United States Remain an Actor in European
Security?

Kazimierz Malak:
Russia Towards Enlarging NATO

Gustav E. Gustenau:
Towards a Common European Policy on Security and
Defence

Pawel Seydak:
The Role of Germany in an enlarging and an enlarged
Europe

Henryk Binkowski:

The Role and Position of three Rimland States

Predrag Jurekovic:

Effects of the Conflicts in the South-Slavic-Albanian area on Europe

Bo Huldt:

Trilateral Project: European Security – National Interests, European Interests

3/2001

Security Political Dialogue 2001

Erich Reiter, Johann Frank:

The Present European Security Situation with Reference to the Respective National Interests

Bo Huldt:

Swedish Security Review Spring 2001

Andrzej Ciupinski, Henryk Binkowski:

Central Europe's Security at the Turn of the Millennium

Dietmar Pfarr:

Comparison of the Statements

1/2002

David Rezac:

Militärische Intervention als Problem des Völkerrechts. Eine Untersuchung bewaffneten Eingreifens in innerstaatliche Konflikte anhand des Kosovo-Krieges

2/2002

Erich Reiter (Hg.):

Perspektiven einer europäischen Raketenabwehr

Erich Reiter:

Europäische Raketenabwehr – Vorbereitung von Maßnahmen

Michael Wolffsohn:

Nahost-Raketen auf Europa?

Holger H. Mey:

Raketenabwehr – einige grundlegende Gedanken zu einer Idee, deren Zeit gekommen ist

Per F. Weiler:

Zur Raketenabwehr, der militärisch-technologischen Lücke und der Rolle der europäischen Rüstungsindustrie als sicherheitspolitischer Wegbereiter

Fausto de Marchi:

Schadensfolgen nach Angriffen mit ballistischen Raketen

Peter Sequard-Base:
Physikalisch-technische Betrachtungen zur Raketenabwehr

Martin Agüera:
Amerikas Raketenabwehrpläne nach dem 11. September:
Rolle und Optionen für Europa?

3/2002

Peter Hazdra, Erich Reiter (Hg.):
Die sicherheitspolitische Entwicklung in Südasien

Rahul Peter Das:
Einführung

Heinz Nissel:
Rezente Bevölkerungsentwicklung in Indien

Herwig Palme:
Indiens Wirtschaftspotenzial

Dietmar Rothermund:
Die politische Entwicklung Indiens und ihre
Konsequenzen für die internationale Politik

Bernd Basting:
Sicherheitsrelevantes Verhalten Indiens

Robert Siegfried:
Die indisch-pakistanischen Beziehungen

Dietrich Reetz:
Der Wettstreit Indiens und Pakistans um Zentralasien:
Kulturdialog, Machtpolitik, Globale Interessen

Rainer Freitag-Wirminghaus:
„Great game“ am Kaspischen Meer. Eine Region zwischen
Europa und dem indischen Subkontinent

Christian Wagner:
Indien und China

Heinrich Kreft:
Indien und Russland

Rahul Peter Das:
Ausblick

4/2002

Gustav E. Gustenau (Hg.):
Zur Theorie des Terrorismus

Heimo Hofmeister:
Theorie des Terrorkrieges

Heinz Vetschera:
Die neue Qualität des Terrorismus

Friedrich Korkisch:
Terrorismus: Weniger Sicherheit – Die Suche nach der
New World Order II

Burkard Schmitt:
Der 11. September 2001 – Herausforderung für die
europäische(n) Sicherheits- und Verteidigungspolitik(en)

Muriel Asseburg:
Auswirkungen des 11. September 2001 auf den
Friedensprozess im Nahen Osten

Wolfgang Schallenger:
Biokampfstoffe und Terrorismus

5/2002

Christoph Schwegmann:
**EU-Friedensmission auf dem Balkan – Eine Alternative
zur NATO?**

Aktuelle Informationen zu Publikationen des Büros für
Sicherheitspolitik und der Landesverteidigungsakademie
finden Sie im Internet:

<<http://www.bundesheer.at/wissen-forschung/bsp/publikat.shtml>>

