

REALITÄTSGETREUE SIMULATION EINES FLUGKÖRPERS ZUR FEHLEREFFEKTTANALYSE UND NICHTLINEAREN ADAPTIVEN REGELUNG

Dipl.-Ing. B. Baur, Dipl.-Ing. B. Braun, Prof. Dr.-Ing. F. Holzapfel
Technische Universität München
Garching, D-85748
Germany

Zusammenfassung

Die hochdynamische Regelung von Flugsystemen hat großes Potential, birgt aber auch viele Risiken und ist daher an strenge Auflagen geknüpft. Gerade im Bereich der Flugkörperregelung sind adäquate und möglichst realitätsgetreue Modelle unerlässlich für eine erfolgreiche Algorithmenauslegung.

Dieses Manuskript zeigt das Vorgehen, um eine fundierte und verlässliche Sicherheitsanalyse des Experimentalflugkörpers xM1 durchzuführen und darüber hinaus ein realistisches Simulationsmodell für spätere Forschungen im Bereich der nichtlinearen und adaptiven Regelung zur Verfügung zu stellen.

Zu diesem Zweck wurde ein 6-Freiheitsgrad Simulationsmodell in MATLAB/Simulink entwickelt, welches neben Modellen für Umwelt und Kinematik detaillierte Approximationen der Aerodynamik und Massenverteilung enthält und eine Vielzahl von Parametervariationen zulässt. Eine Abschätzung der maximal erreichbaren Höhe und Reichweite wurde über die statistische und stochastische Analyse einer durch Monte Carlo Simulationen gewonnenen Stichprobenmenge erreicht und für die Bewertung und Empfehlung eines Beispielgeländes genutzt.

1. PROJEKTBSCHREIBUNG „EXPERIMENTAL MISSILE“

Beim Projekt „Experimental Missile“ handelt es sich um ein nicht-kommerzielles Forschungsprojekt, in dem ein gelenkter Flugkörper von Studenten konzeptioniert, entwickelt und gebaut wird. Dieser soll im Rahmen weiterer Forschungsarbeiten in den Bereichen Simulation, Navigation und nichtlinearer Regelung im Flugversuch betrieben werden.

Partner sind dabei der Lehrstuhl für Flugsystemdynamik der TU München (FSD) und die studentische Gruppe „Wissenschaftliche Arbeitsgemeinschaft für Raketentechnik und Raumfahrt“ (WARR, DGLR Nachwuchsgruppe). Industriepartner ist die LFK-Lenkflugkörper GmbH (LFK).

Der FSD übernimmt die Projektleitung, die Ausstattung der Rakete mit Sensorik und Bordelektronik, die Erstellung eines detaillierten Simulationsmodells zur Planung von Flugversuchen sowie Entwicklung und Test später verwendeter Flugregelungsalgorithmen. Die WARR ist als Projektpartner verantwortlich für die Auslegung, die Fertigung und den Betrieb der Rakete bei den Flugversuchen. FSD und WARR arbeiten eng bei der Vor- und Nachbereitung von Flugversuchen und der Auswertung gewonnener Daten zusammen.

Die Abmessungen des entwickelten Flugkörpers sind in BILD 1 gezeigt. Alle Angaben der technischen Zeichnung sind in [mm].

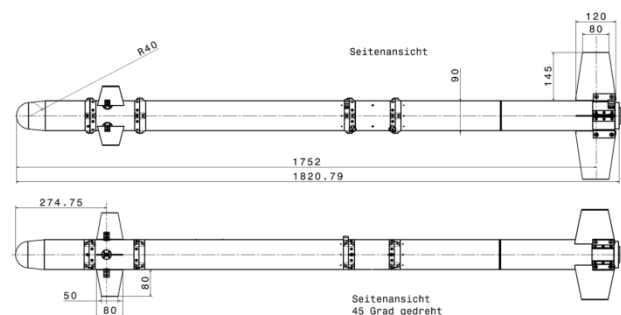


BILD 1. Flugkörpergeometrie

Das Fluggerät wird von einem handelsüblichen Antrieb der Firma „Cesaroni“ mit einem Gesamtimpuls von 2486 [Ns] und einer durchschnittlichen Schubkraft von 514 [N] angetrieben, welcher die Rakete innerhalb von 4,8 [s] Brenndauer auf die Maximalgeschwindigkeit von ca. Mach 0,6 (ca. 200 [m/s]) beschleunigt. Nach Brennschluss beginnt der etwa 30 [s] andauernde Testflug, an dessen Ende ein Bergungssystem, bestehend aus einem Vor- und einem Hauptfallschirm, den Versuchsträger mit einer mittleren Geschwindigkeit von 3-5 [m/s] landet.

Entscheidend für die statische Stabilität des Flugkörpers, also ein stabiles Flugverhalten auch ohne aktive Flugregelung, ist die relative Lage vom Schwerpunkt zum Druckpunkt, dem Punkt an dem vereinfacht die aerodynamischen Kräfte angreifen. Der Abstand von Druck- und Schwerpunkt wird üblicherweise auf den Rumpfdurchmesser bezogen und als Stabilitätsmaß oder Kaliber bezeichnet. Ein Stabilitätsmaß von über 1 sollte angestrebt werden, bei mehr als 2,5 spricht man jedoch schon von Über-

stabilität. Die Auswertung der Aerodynamik und des Schwerpunkts ergeben ein Stabilitätsmaß von 1,12 vor dem Start und 2,07 nach dem Ausbrennen des Treibsatzes [1]-[4].

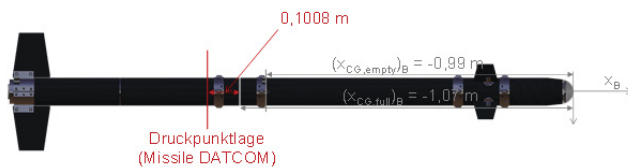


BILD 2. Druckpunkt- zu Schwerpunktlage

BILD 2 zeigt die relative Lage von Druck- zu Schwerpunkt für die Rakete mit vollem und abgebranntem Treibsatz.

TAB 1 fasst die wichtigsten Daten des Flugkörpers zusammen.

Länge [m]	1,82
Durchmesser [m]	0,09
Gewicht (vor dem Start) [kg]	9,3
Leergewicht [kg]	8,1
Maximale Geschwindigkeit [m/s] ([Mach])	ca. 200 (0,6)
Dauer der Schubphase [s]	4,8
Freiflugdauer [s]	ca. 30
Gesamte Versuchsdauer [s]	160
Sinkgeschwindigkeit mit Fallschirmen [m/s]	ca. 3-5
Stabilitätsmaß [Kaliber]	1,12-2,07

TAB 1. Flugkörperdaten

2. SIMULATIONSMODELL

Für später folgende Sicherheitsabschätzungen und die Auslegung von Regleralgorithmen wurde ein detailliertes 6 Freiheitsgrad Simulationsmodell entwickelt und in MATLAB/Simulink implementiert. Das Modell simuliert die Bewegung des Flugkörpers über die ganze Flugzeit ohne das Fallschirmsystem. Dieses Modell wurde in den bereits vorhandenen Simulationsrahmen des FSD eingegliedert.

Neben Modellen für Umwelt und Kinematik ist besonders die Subsystemmodellierung mit besonderem Augenmerk auf die Berücksichtigung unsicherer Parameter durchgeführt worden. Für die Modellierung der Systeme des Flugkörpers wurden alle zur Verfügung stehenden Informationen verwendet. Der Antrieb berücksichtigt die vom Hersteller gegebene durchschnittliche Schubkurve des Treibsatzes (s. BILD 7). Die Aerodynamik wurde mit Missile DATCOM generiert, welches ein gängiges Programm zur Auslegung von Aerodynamik in der Industrie darstellt. Das damit erstellte Modell wurde mit Daten vom Erstflug validiert. Die Werte für Gewicht und Trägheitsmomente wurden über CATIA, dem derzeit am meisten verwendeten CAD Programm auf dem Markt, im Vorfeld simuliert und über Vermessung des gefertigten Flugkörpers validiert. Die Simulation berücksichtigt die Verschiebung des Schwerpunkts durch den Abbrand des Treibsatzes [5].

Ausgewählte Parameter wurden als Normalverteilungen angenommen und können vor Simulationsbeginn auf feste oder zufällige Weise von den Nominalwerten verschoben werden. Dabei sind die Variationsbereiche über die Standardabweichung σ und den Mittelwert μ der angenommenen Verteilung einstellbar. Diese Funktion wurde bei späteren Monte Carlo Simulationen automatisiert verwendet und simuliert bei Reglertests Modellierungsunsicherheiten.

Es besteht zudem die Möglichkeit, die Modellzustände einzeln auf einen Wert einzufrieren um, beispielsweise, ohne neuen Modellierungsaufwand das Flugkörperverhalten auf das der Längsbewegung einzuschränken.

2.1. Gewicht, Schwerpunkt und Trägheitsmomente

Neben den Kräften haben Masse, Schwerpunktlage und Trägheitsmomente entscheidenden Einfluss auf die Bewegung des Körpers. Um diese möglichst realistisch abzubilden, wurde ein eigenes Subsystemmodell implementiert.

Die Abschätzung des Gewichts, des Schwerpunktes und der Trägheitsmomente wurde mit Hilfe eines detaillierten CATIA CAD Modells vorgenommen. Das CAD Modell wurde bereits bei der Erstellung der Einzelteilpläne für die Fertigung verwendet und enthält daher exakte Abmessungen und Materialeigenschaften des Flugkörpers. Der Abbrand des Treibsatzes und die damit verbundene Verschiebung des Schwerpunktes wurde als lineare Bewegung zwischen den Extrempunkten approximiert und in Look-Up Tables über die Abbrandzeit hinterlegt.

Neben zeitveränderlichen Werten für Schwerpunktlage, Gewicht und Trägheitsmoment der Standardkonfiguration kann das Modell Einzelmassen berücksichtigen. Diese können über ein Initialisierungsskript in Vektorform eingegeben werden um das Modell schnell an Sonderkonfigurationen anzupassen. Durch die Subsystemsteuerung $\vec{e}_{\text{Element Load Control}}$ können die einzelnen Elemente aktiviert oder deaktiviert werden. Damit können bei Tests Fehlerfälle wie gebrochene Steuerflächen und andere strukturelle Schäden simuliert werden oder Zusatzkomponenten, wie Payload, eingebunden werden.

Beispielhaft ist die Berechnung für die x-Komponente der Gesamt-Schwerpunktlage (1), das Gesamt-Trägheitsmoment $(I_{xx}^R)_{BB}$ (2) und das Gesamt-Deviationsmoment $(I_{xy}^R)_{BB}$ (3) gezeigt.

$$(1) \quad (x_{RG})_B = \frac{\vec{e}_{\text{Element Load Control}} \cdot [\text{diag}(x_{RG_k})_B \cdot \vec{m}_k]}{m_{\text{total}}}$$

$$(2) \quad (I_{xx}^R)_{BB} = \vec{e}_{\text{Element Load Control}} \cdot \left[\left(\text{diag}(y_{RG_k})_B \cdot (\vec{z}_{RG_k})_B + \text{diag}(z_{RG_k})_B \cdot (\vec{y}_{RG_k})_B \right) \cdot \text{diag}(m_k) + (I_{xx_k}^R)_{BB} \right]$$

$$(3) \quad (I_{xy}^R)_{BB} = \vec{e}_{\text{Element Load Control}} \cdot \left[\left(\text{diag}(y_{RG_k})_B \cdot (\vec{x}_{RG_k})_B \right) \cdot \text{diag}(m_k) + (I_{xy_k}^R)_{BB} \right]$$

Dabei ist

$x_{RG_k}, y_{RG_k}, z_{RG_k}$

Komponenten der Vektoren von Referenzpunkt des Flugkörpers zu Schwerpunkten der Einzelmassen k im körperfesten Koordinatensystem

$\vec{m}_k$	Vektor mit Massen der k Einzelmassen als Einträge
$(I_{xxk}^R)_{BB}$	Trägheitsmomente der Einzelmassen k
$(I_{xyk}^R)_{BB}$	Deviationsmomente der Einzelmassen k
$\vec{e}_{\text{Element Load Control}}$	Steuervektor mit Einträgen [0,1] für Einzelmassen k

Die Werte für Schwerpunktlage in x-, y- und z-Richtung des körperfesten Koordinatensystems, Masse und Trägheits- sowie Deviationsmomente können variiert werden. Die dabei zugrunde gelegten Normalverteilungen werden in TAB 3 beschrieben.

2.2. Aktuatorik

Die aerodynamischen Kräfte und Momente sind in der Luftfahrt, neben der Schubkraft, die wichtigsten Eingangsgrößen um die Systembewegung zu beeinflussen. Der Flugkörper verfügt deshalb über vier bewegliche Canards, mit deren Hilfe durch Veränderung der Luftströmung zusätzliche Kräfte und Momente induziert und die Lage und Geschwindigkeit des Flugkörpers gesteuert werden können. Diese Bewegung der Canardflächen erfolgt über elektrische Aktuatoren, deren spezifisches Übertragungsverhalten damit direkten Einfluss auf die Steuerung hat. Deshalb wurde dieses Subsystem detailliert beschrieben und modelliert.

Die Aktuatorik des Flugkörpers wurde über das Übertragungsverhalten eines schwingungsfähigen PT_2 Gliedes approximiert. Gleichung (4) zeigt die Übertragungsfunktion [6].

$$(4) \quad G(s) = \frac{K \omega_0^2}{s^2 + 2\omega_0 \zeta \cdot s + \omega_0^2}$$

Dabei ist

ω_0	Eigenfrequenz
ζ	Dämpfung
K	Verstärkung, (hier 1)

Dieses grundlegende Übertragungsverhalten wurde, entsprechend der Herstellerangaben und Messungen, mit Begrenzungen in Position, Geschwindigkeit und Beschleunigung sowie Zeitverzögerungen und mechanischem Spiel erweitert. BILD 3 zeigt das erweiterte Aktuatoremodell.

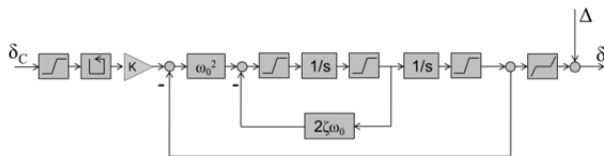


BILD 3. PT_2 Übertragungsfunktion mit Begrenzungen, Zeitverzögerungen und mechanischem Spiel

Die Parameter der Übertragungsfunktion, Begrenzungen und eingebauten Fehler können automatisiert verändert werden. Außerdem kann die Eigendynamik des Aktuators aktiviert und deaktiviert werden um den Detaillierungsgrad je nach Anwendungsfall diskret einstellen zu können.

Es ist außerdem möglich einen plötzlichen Aktuatorausfall zu simulieren und die Position der Steuerfläche auf dem aktuellen Wert einzufrieren.

2.3. Steuerflächen

Die eben modellierte Aktuatorposition kann bei einem fehlerhaft gefertigten Flugkörper nicht direkt mit einem Steuerflächenausschlag gleich gesetzt werden. Das Subsystem für die Umrechnung der Aktuatorpositionen in einen Steuerflächenausschlag berücksichtigt mögliche Schrägstellung der Canards und Finnen zur Rumpfachse durch Fertigung und Montage. Es dient der Modellierung von Parametervariationen und Fehlermodellen in der Berechnung aerodynamischer Kräfte und Momente.

2.4. Aerodynamik

Die aerodynamischen Kräfte und Momente sind neben der Schubkraft und der Gravitationskraft der dritte große Ursprung von Beschleunigungen des Körpers. Während der Flugkörper durch seine Form bereits aerodynamische Eigenschaften aufweist, können diese zu einem gewissen Teil durch gezielte Veränderung der Geometrie über Steuerflächenausschläge beeinflusst werden. Diese Ausschläge verändern die Luftströmung um den Körper und induzieren Kräfte und Momente, über die die Bewegung des Flugkörpers gesteuert werden kann.

Das Subsystem für die Berechnung der aerodynamischen Kräfte und Momente ist eine auf Look-up Tables basierende Implementierung. Die entsprechenden Koeffizienten- und Derivatitabellen wurden mit Hilfe von Missile DATCOM und einer eigens dafür entwickelten Schnittstelle mit MATLAB erstellt [7]-[11].

Die Koeffizienten sind approximiert über die lineare Überlagerung eines Referenzzustandes mit den isolierten Einflüssen der Höhe, des Base Drags, der Ausschläge der einzelnen Fin- und Canardflächen sowie der Nick-, Gier- und Rollrate. Als Referenzzustand wird ein Flugzustand ohne Fin- bzw. Canardauschlag oder Drehraten auf Meereshöhe definiert. Die Tabellen sind über ein Gitter aus Mach, α (aerodynamischer Anstellwinkel) und β (aerodynamischer Schiebewinkel) aufgebaut. Im Falle von Höhe und Canard- bzw. Finausschlägen kommt eine weitere Dimension in der Tabelle hinzu.

TAB 2 zeigt eine Aufstellung der berücksichtigten Parameter der aerodynamischen Koeffizienten. Im Fall von C_x wird noch zusätzlich der Base Drag berücksichtigt.

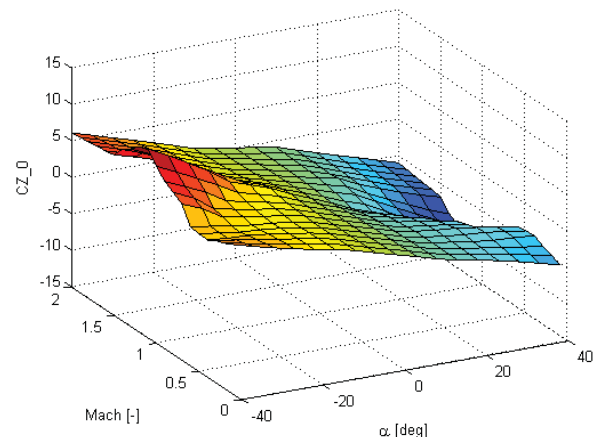


BILD 4. 3D Darstellung von C_{z0} bei $\beta=0$ [°]

BILD 4 zeigt exemplarisch die hinterlegten Tabellenwerte für den Basiskoeffizienten für C_z , C_{z0} , bei $\beta = 0$ [°].

Parameter	Einheit
Anstellwinkel (α)	[rad]
Schiebewinkel (β)	[rad]
Machzahl (Ma)	[-]
Höhe	[m]
Winkel von Canard 1 ($\delta Canard_1$)	[rad]
Winkel von Canard 2 ($\delta Canard_2$)	[rad]
Winkel von Canard 3 ($\delta Canard_3$)	[rad]
Winkel von Canard 4 ($\delta Canard_4$)	[rad]
Winkel von Fin 1 (δFin_1)	[rad]
Winkel von Fin 2 (δFin_2)	[rad]
Winkel von Fin 3 (δFin_3)	[rad]
Winkel von Fin 4 (δFin_4)	[rad]
Rollrate (p)	[rad/s]
Nickrate (q)	[rad/s]
Gierrate (r)	[rad/s]

TAB 2. Berücksichtigte Einflussgrößen in der Aerodynamik

Formel (5) gibt die Berechnung des Koeffizienten $C_{X,total}$ an. Dieser Koeffizient berücksichtigt als einziger den Einfluss des Base Drags.

$$\begin{aligned}
 C_{X,total} = & C_{X,0}(Ma, \alpha, \beta) + C_{X,base}(Ma, \alpha, \beta) + \\
 & C_{X,altitude}(Ma, \alpha, \beta, h) + \\
 & \sum_{i=1}^4 C_{X,Canard_i}(Ma, \alpha, \beta, \delta Canard_i) + \\
 & \sum_{i=1}^4 C_{X,Fin_i}(Ma, \alpha, \beta, \delta Fin_i)
 \end{aligned}
 \quad (5)$$

Die Formeln (6) zeigt die Berechnung der Koeffizienten $C_{m,total}$ und $C_{n,total}$. Dieser Koeffizient haben ein zusätzliches Derivat bezüglich α .

$$\begin{aligned}
 C_{m,total} = & C_{m,0}(Ma, \alpha, \beta) + \\
 & C_{m,p}(Ma, \alpha, \beta) \cdot \frac{pl_{ref,lat}}{2V_A} + \\
 & C_{m,q}(Ma, \alpha, \beta) \cdot \frac{ql_{ref,long}}{2V_A} + \\
 & C_{m,\dot{\alpha}}(Ma, \alpha, \beta) \cdot \frac{\dot{\alpha}l_{ref,long}}{2V_A} + \\
 & C_{m,r}(Ma, \alpha, \beta) \cdot \frac{rl_{ref,long}}{2V_A} + \\
 & C_{m,altitude}(Ma, \alpha, \beta, h) + \\
 & \sum_{i=1}^4 C_{m,Canard_i}(Ma, \alpha, \beta, \delta Canard_i) + \\
 & \sum_{i=1}^4 C_{m,Fin_i}(Ma, \alpha, \beta, \delta Fin_i)
 \end{aligned}
 \quad (6)$$

Durch die Unterstützung des Lehrstuhl für Aerodynamik der TU München konnten in Windkanalversuchen am Originalflugkörper Vergleichswerte zu den approximierten Werten von Missile DATCOM gemessen werden.

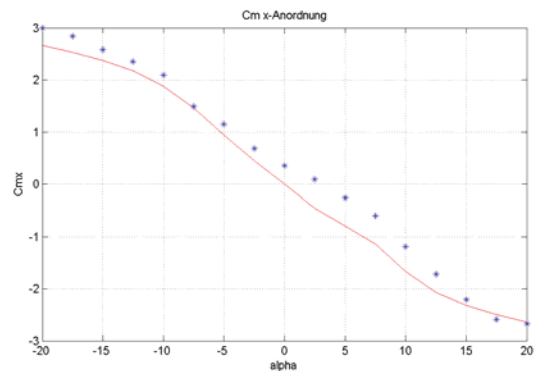
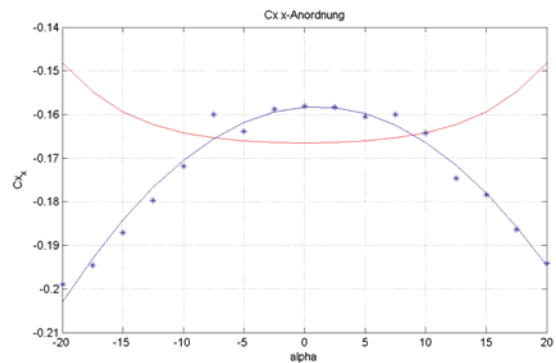

 BILD 5. Vergleich C_m Missile DATCOM (rote Linie) und Windkanaldaten (blaue Punkte) bei $h = 500$ [m] und $Ma = 0,17$ [-]

 BILD 6. Vergleich C_x Missile DATCOM (rote Linie) und Windkanaldaten (blaue Punkte) bei $h = 500$ [m] und $Ma = 0,17$ [-]

BILD 5 zeigt den Koeffizienten C_m im Vergleich mit den Abschätzungen durch Missile DATCOM bei Messbedingungen. Dabei ist eine gute Übereinstimmung zu erkennen. Da die Abweichungen im Bereich der Messungenauigkeiten liegen wurde keine Anpassungen der Wertetabellen vorgenommen.

Dagegen zeigen die Vergleichswerte für C_x in BILD 6 starke Abweichungen. Während die Absolutwerte in einem Anstellwinkelbereich von ± 10 [°] akzeptabel genau approximiert wurden zeigt der Trend deutliche Abweichungen auf. Dieser ergibt, gerade bei hohen Anstellwinkeln, hohe Fehler. In momentan durchgeführten Arbeiten wird daher ein verbesserter Datensatz erstellt, der den im Windkanalversuch beobachteten Trend berücksichtigt. Da aber für die Sicherheitsabschätzungen nur ein kleiner Anstellwinkelbereich entscheidend ist, wurde für die folgenden Simulationsergebnisse der ursprüngliche Missile DATCOM Datensatz verwendet.

2.5. Antrieb

Der Antrieb erzeugt neben Schwerkraft und Aerodynamik die größte Kraft auf den Flugkörper. Gerade bei Flugbeginn dominiert die Schubkraft und beschleunigt den Flugkörper innerhalb weniger Sekunden auf bis zu 200 [m/s].

Die Kraft des Treibsatzes wurde entsprechend der vom Hersteller vermessenen Kennlinie in BILD 7 als Look-Up Table über die Abbrandzeit hinterlegt. Die Kraft wird direkt in x-Richtung eines Antriebs-Koordinatensystems T und an einen Schubpunkt T angreifend angesetzt.

Der Abgasstrahl kann durch Fertigungs- oder Einbaufehler zur x-Achse des körperfesten Koordinatensystems verdreht sein. Die beiden Winkel ε und κ sind in BILD 8 schematisch dargestellt.

Die Transformationsmatrix M_{BT} stellt die Transformation vom Antriebs-Koordinatensystem T ins körperfeste System B dar. Formel (7) zeigt die Berechnung der Schubkraft.

$$(7) \quad (\vec{F}^T)_B = M_{BT} \cdot \begin{pmatrix} F_x^T \\ 0 \\ 0 \end{pmatrix}_T$$

Die Schubkraft bezieht sich auf den Schubpunkt T und muss auf den Referenzpunkt transformiert werden. Die Kraft bleibt dabei, wie in Gleichung (8), gleich da keine Koordinatensystemdrehung vollzogen wurde.

$$(8) \quad (\vec{F}^R)_B = (\vec{F}^T)_B$$

Um die Verschiebung zu kompensieren muss das Moment wie in Gleichung (9) berechnet werden.

$$(9) \quad (\vec{M}^R)_B = (\vec{x}^{RT})_B \times (\vec{F}^T)_B = -(\vec{F}^T)_B \times (\vec{x}^{RT})_B$$

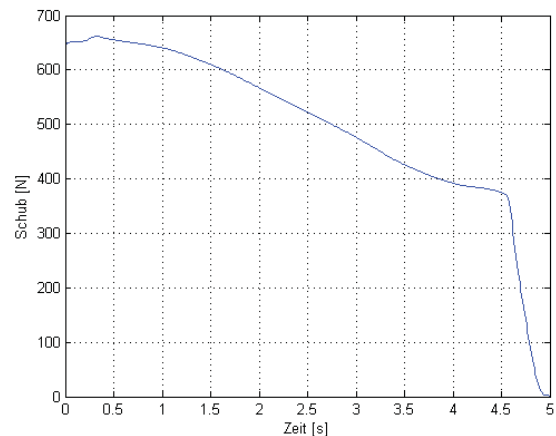


BILD 7. Schubkurve Treibsatz



BILD 8. Schrägstellung Schubrichtung zu Rumpfachse

Eine Schaltlogik wurde mit eingefügt um die Zündung des Treibsatzes von außerhalb des Modells zu ermöglichen. Außerdem wird damit sichergestellt, dass nach einmaligem Abbrand keine neue Zündung erfolgen kann solange das Modell nicht über einen „reset“ Kanal zurückgesetzt wird.

3. SICHERHEITSANALYSE

Das in den vorangegangenen Abschnitten beschriebene Simulationsmodell wurde im Folgenden für die Bestimmung maximaler und erwarteter Leistungsdaten des Flugkörpers beim Flugbetrieb verwendet.

In Monte Carlo Simulationen wurden die Parameter in TAB 3 in den angegebenen Bereichen über Gauß-Verteilungen variiert. Die angegebenen Werte gegen den Bereich von $\pm 3\sigma$ um den Erwartungswert und damit den Bereich an, in dem statistisch 99,73 % der Stichproben liegen werden.

Name	Min	Max
Windgeschwindigkeit in x_0 Richtung [m/s]	-20	20
Windgeschwindigkeit in y_0 Richtung [m/s]	-20	20
Windgeschwindigkeit in z_0 Richtung [m/s]	-10	10
Schwerpunktlage in x_B Richtung [m] (ausgehend von abgeschätzten Lage)	-0,04	0,04
Schwerpunktlage in y_B Richtung [m] (ausgehend von abgeschätzten Lage)	-0,005	0,005
Schwerpunktlage in z_B Richtung [m] (ausgehend von abgeschätzten Lage)	-0,005	0,005
Trägheitsmoment I_{xx} im körperfesten System (angegeben in Relation zum abgeschätzten Trägheitsmoment)	95%	105%
Trägheitsmoment I_{yy} im körperfesten System (angegeben in Relation zum abgeschätzten Trägheitsmoment)	95%	105%
Trägheitsmoment I_{zz} im körperfesten System (angegeben in Relation zum abgeschätzten Trägheitsmoment)	95%	105%
Deviationsmoment I_{xy} im körperfesten System (angegeben in Relation zum abgeschätzten Deviationsmoment)	95%	105%
Deviationsmoment I_{xz} im körperfesten System (angegeben in Relation zum abgeschätzten Deviationsmoment)	95%	105%
Deviationsmoment I_{yz} im körperfesten System (angegeben in Relation zum abgeschätzten Deviationsmoment)	95%	105%
Masse (angegeben in Relation zur abgeschätzten Masse)	95%	105%
κ (kappa), Winkel des Schubvektors um z_B Achse	-2°	2°
σ (sigma), Winkel des Schubvektors um y_B Achse	-2°	2°
Schubkurve (in Relation zum Nominalschub)	90%	110%
Aerodynamische Kräfte (in Relation zu den Nominalkräften)	90%	110%

TAB 3. Angenommene Variationsbereiche für Modellparameter

Für die Erstellung des Simulationsmodells und die folgenden Analyseschritte wurden zudem folgende Annahmen getroffen:

- Der Flugkörper ist unbeschädigt. Das strukturelle Versagen einer der Steuerflächen oder des Rumpfs führt zu einem unvorhersehbaren Flugverhalten. Aufgrund des höheren Widerstands im Falle von Schädigungen resultiert eine geringere Gesamtreichweite. Deshalb wird für die Abschätzung der maximalen Reichweite und Höhe nur der unbeschädigte Flugkörper betrachtet, da dies einer konservativen Betrachtung entspricht.
- Die implementierten Modellparameter unterliegen gewissen Unsicherheiten, die zuvor abgeschätzt und angenommen werden müssen. Die abgeschätzten Werte werden im Folgenden als ideale Parameter be-

zeichnet. TAB 3 gibt die Parameter und die angenommenen Grenzen der Unsicherheiten an.

- Das Bergungssystem ist nicht berücksichtigt. Das Gefahrenpotential des ungebremst aufschlagenden Flugkörpers ist weitaus größer als beim verlangsamten Flug am Fallschirm. Die im Weiteren errechnete maximale Reichweite ist daher für den unbeschädigten und nicht getrennten Flugkörper zu sehen. Bei der Fallschirmbergung ist ein größerer Windantrieb möglich.
- Die Simulationen erfolgen mit fixierten Steuerflächen. Ein gesteuerter bzw. geregelter Flug hätte aufgrund höherer Energiedissipation durch Steuerausschläge eine geringere maximale Reichweite und Höhe zur Folge. Durch diese Einschränkung sind die gewonnenen Ergebnisse außerdem unabhängig von den später verwendeten Regleralgorithmen.

3.1. Analyse des geplanten Testbetriebs

Der FSD hat sich Rahmenbedingungen vorgegeben, unter denen der nominale Testbetrieb stattfinden soll. Diese Bedingungen sind:

- Maximal 20 [m/s] Gegenwind
- Maximal 5 [m/s] Rückenwind
- Maximal 20 [m/s] Seitenwind
- Start-Azimut kann bis auf ± 20 [°] genau vorgegeben werden
- Geplante Nicklage beim Start ist 70 [°]
Nicklage beim Start kann bis auf ± 20 [°] genau vorgegeben werden

Mit diesen Rahmenwerten wurden Monte Carlo Simulationen durchgeführt. Die Parameter, die in dieser Aufstellung nicht aufgeführt sind, wurden entsprechend TAB 3 über Zufallsgeneratoren variiert. Azimut und Nicklage wurden ebenfalls zu jedem Simulationsstart über Zufallsgeneratoren entsprechend einer Gauß'schen Normalverteilung variiert. Die Simulationen gehen von einem geplanten Start-Azimut von 0 [°] aus, also ein Start in Richtung Norden.

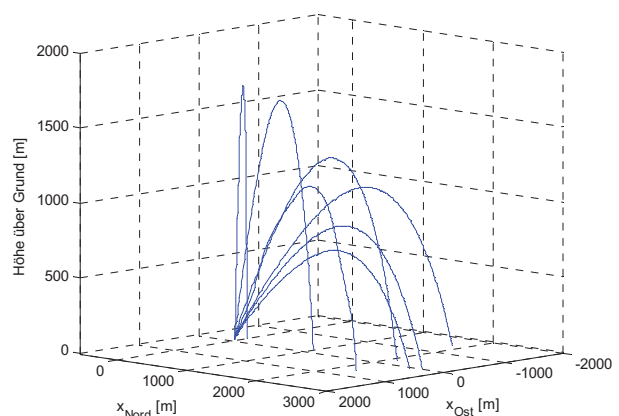


BILD 9. Exemplarische Trajektorien für die Testbedingungen

BILD 9 zeigt einige der errechneten Trajektorien in dreidimensionaler Darstellung. Auf der x- und y-Achse sind Ost- und Nordrichtung, auf der z-Achse die Höhe über Grund angegeben. Der Ursprung des Koordinatensystems befindet sich beim Startpunkt.

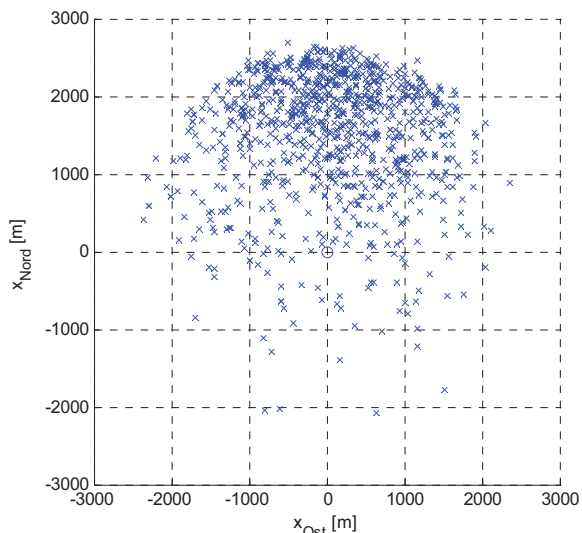


BILD 10. Aufschlagpunkte für die Stichprobenmenge zum geplanten Testbetrieb

In BILD 10 sind die Aufschlagpunkte der Stichprobenmenge relativ zum Startpunkt zu sehen. Die x- und y-Achse weisen nach Osten und Norden. Jedes Kreuz gibt einen Aufschlagpunkt an.

Während bei diskreten Zufallsvariablen direkt Wahrscheinlichkeiten für die einzelnen Ereignisse angegeben werden können, muss bei kontinuierlichen Zufallsvariablen auf Verteilungsdichtefunktionen ausgewichen werden. Bei Stichprobenmengen spricht man dabei von Häufungsdichte, bei theoretischen Verteilungen von Wahrscheinlichkeitsdichte bzw. Wahrscheinlichkeitsdichtefunktion. Durch Integration dieser Funktion über einen bestimmten Bereich kann die Wahrscheinlichkeit errechnet werden, mit der die Zufallsvariable einen Wert innerhalb dieses Intervalls annimmt. Die gesamte Fläche unter der Funktion hat damit immer den Wert 1.

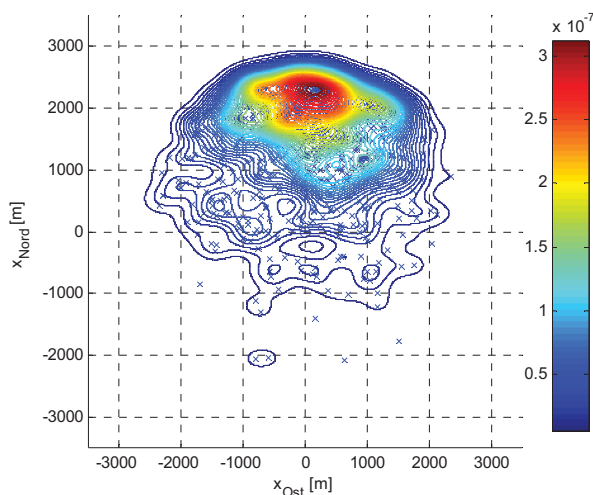


BILD 11. 2D Häufungsdichte der Aufschlagpunkte

Die aus den Aufschlagpunkten errechnete Häufungsdichte ist in BILD 11 dargestellt. Die x- und y-Achse zeigen Entfernungsangaben relativ zum Startpunkt in Ost- und Nordrichtung, die farbigen Linien stellen Höhenlinien der Dichtefunktion dar. Die roten Bereiche geben Gebiete hoher

Dichte an Aufschlagpunkten an, die blauen Bereiche solche mit niedriger Punktdichte.

In späteren Vergleichen zwischen Versuchsgelände und den identifizierten Anforderungen wird diese Häufungsdichte mit dem Kartenmaterial der untersuchten Gebiete verglichen.

3.2. Analyse der maximalen Reichweite

Zur Abschätzung der maximalen Reichweite wurden im ersten Schritt über den gesamten Nicklage-Bereich Simulationen ohne Parametervariationen durchgeführt. Dadurch soll die größte Reichweite im Idealfall, also mit den abgeschätzten Parameterwerten ohne zufallsgenerierte Veränderungen, ermittelt werden.

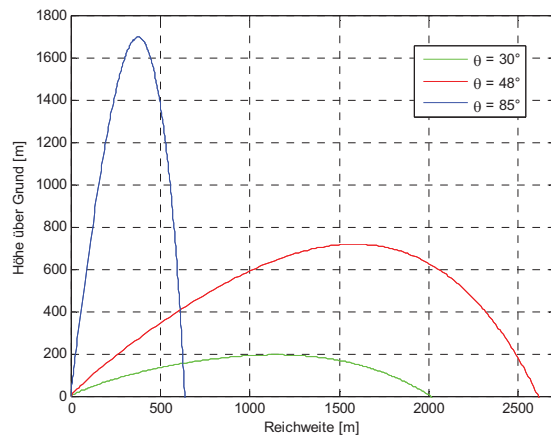


BILD 12. Trajektorien im Nominalfall

BILD 12 zeigt exemplarisch die Trajektorien für die drei Nicklagen $\Theta = 30^\circ$, $\Theta = 48^\circ$ und $\Theta = 85^\circ$. Die x- bzw. y-Achse geben die Reichweite bzw. die Höhe über Grund relativ zum Startpunkt in [m] an.

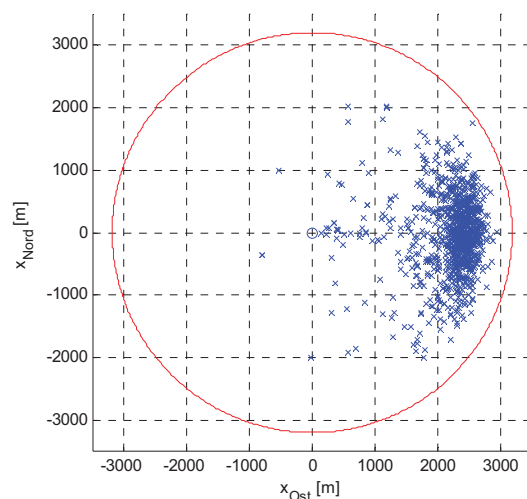


BILD 13. 2D Darstellung der Aufschlagpunkte

Die Berechnungen ergaben eine größte Reichweite für eine Nicklage beim Start von 48° (s. rote Linie in BILD 12). Dies stellt somit den ungünstigsten Abschusswinkel dar. Ausgehend von diesem schlechtesten Fall und konstantem Start-Azimuth wurden im zweiten Schritt Monte Carlo Simulationen durchgeführt, in denen die in TAB 3

angegebenen Parameter variieren.

Die entsprechenden Aufschlagpunkte des Flugkörpers sind in BILD 13 gezeigt. Der rote Kreis gibt die größte errechnete Reichweite der Stichprobenmenge an. Es ist ersichtlich, dass bei einem konstanten Start-Azimuth die möglichen Auftreffpunkte nicht beliebig variieren, sondern ebenfalls stark mit der Startrichtung zusammenhängen.

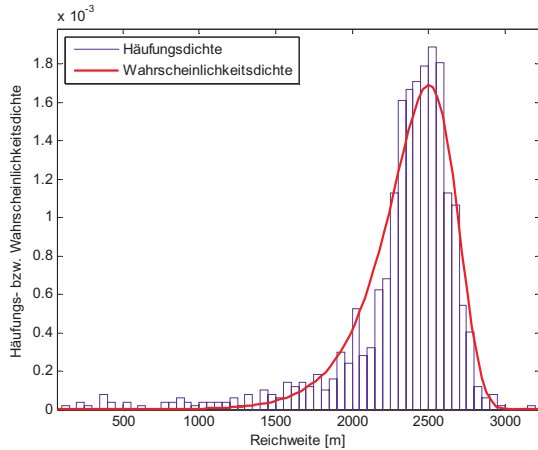


BILD 14. Häufungsdichte und angepasste Wahrscheinlichkeitsdichte für maximale Reichweite

BILD 14 zeigt die Häufungsdichte der Stichprobenmenge über der Reichweite in [m] als blaue Balken. Überlagert dazu ist als rote Linie die Wahrscheinlichkeitsdichte einer Extremwertverteilung dargestellt, die an die Häufungsdichte angepasst wurde. Die größte Wahrscheinlichkeits- und Häufungsdichte tritt bei etwa 2500 [m] auf.

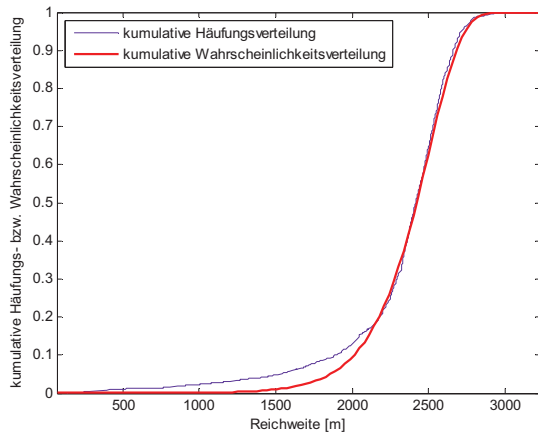


BILD 15. Vergleich der kumulativen Häufungsverteilung und der angepassten kumulativen Extremwertverteilung für maximale Reichweite

Durch Integration von Wahrscheinlichkeits- und Häufungsdichte wurden die kumulative Wahrscheinlichkeits- bzw. Häufungsverteilung errechnet und in BILD 15 als rote bzw. blaue Linie dargestellt. Bei der Anpassung der Extremwertverteilung wurde darauf geachtet, dass die Übereinstimmung der kumulativen Wahrscheinlichkeits- und Häufungsverteilung im Bereich großer Reichweiten maximal ist.

Für die so gefundene Verteilungsfunktion konnten nun stochastische Berechnungen angestellt werden. Daraus

ergab sich, dass ein Bereich mit 3000 [m] Radius 99,9% der möglichen Aufschlagpunkte enthält.

3.3. Analyse der maximalen Flughöhe

Analog zur Reichweitenabschätzung wurde für die Ermittlung der Maximalhöhe die Nicklage $\Theta = 90^\circ$ als Ausgangspunkt gewählt und mit Parametervariationen Trajektorien bis zum Gipfelpunkt simuliert.

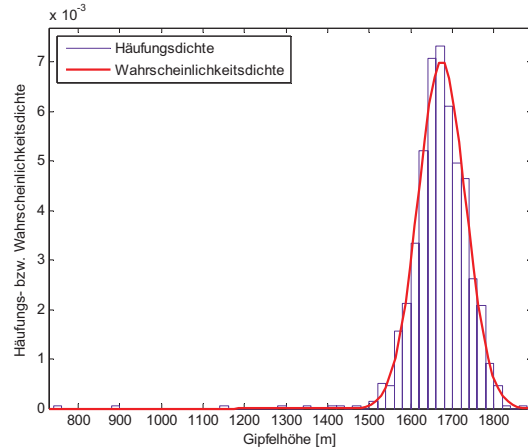


BILD 16. Häufungsdichte und angepasste Wahrscheinlichkeitsdichte für maximale Flughöhe

BILD 16 zeigt die Häufungsdichte der Stichprobenmenge über der Gipfelhöhe in [m] als blaue Balken. Überlagert dazu ist als rote Linie die Wahrscheinlichkeitsdichte einer Normalverteilung dargestellt, die an die Häufungsdichte angepasst wurde.

Die angepasste Normalverteilung hat einen Mittelwert μ von 1674 [m] und eine Standardabweichung σ von 57 [m].

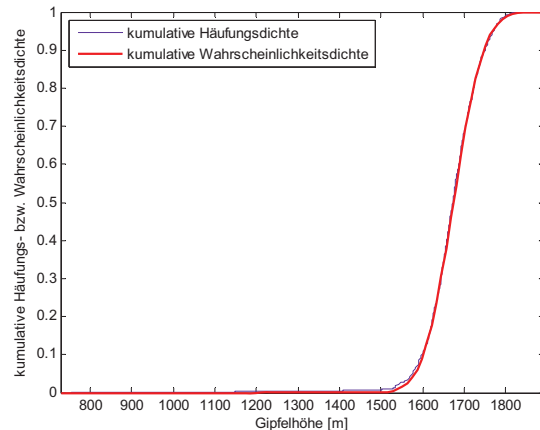


BILD 17. Vergleich der kumulativen Häufungsverteilung und der angepassten kumulativen Extremwertverteilung für maximale Flughöhe

Durch Integration von Wahrscheinlichkeits- und Häufungsdichte wurden die kumulative Wahrscheinlichkeits- bzw. Häufungsverteilung errechnet und in BILD 17 als rote bzw. blaue Linie dargestellt. Die beiden Verteilungen stimmen besonders im Bereich hoher Gipfelhöhen und Wahrscheinlichkeiten sehr gut überein.

Entsprechend der Eigenschaften einer Normalverteilung liegen damit 99,73 % aller erreichbaren Messwerte in einem Bereich von 0 [m] bis 1845 [m]. Letzterer Wert wird wie folgt berechnet.

$$(10) \quad \mu + 3\sigma = 1845 \text{ [m]}$$

Bei einer konservativen Abschätzung wird also eine Flugverbotszone vom Bodenniveau bis 1900 [m] über Grund benötigt.

4. BEWERTUNG VON VERSUCHSGEBIETEN

Die errechneten Leistungen des Flugkörpers und die sich damit ergebende Forderung nach einer bestehenden Flugverbotszone legen die Nutzung eines Truppenübungsplatzes nahe. Deshalb wurden vom FSD gezielt Liegenschaften des Bundes auf ihre Verwendbarkeit geprüft.

BILD 18 zeigt eine Karte eines möglichen Versuchsgeländes mit der überlagerten Landezone aus den Simulationen. Der rote Kreis gibt die in Abschnitt 3.3 errechnete Maximalreichweite an. Die farbigen Flächen zeigen die Dichteverteilung für einen realistischen Testbetrieb (s. Abschnitt 3.1).

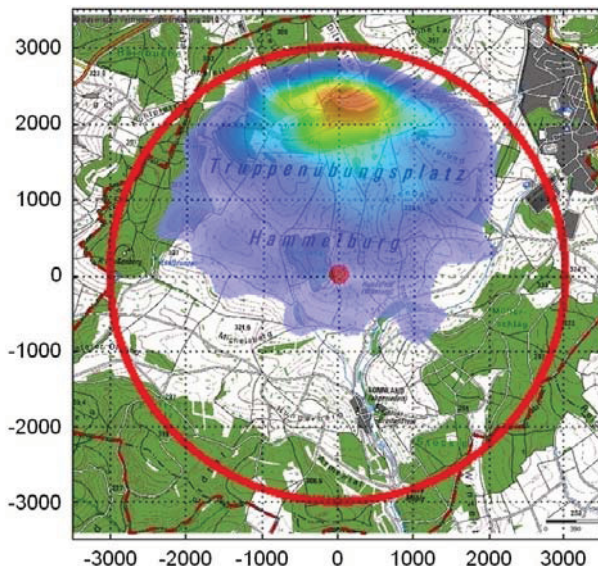


BILD 18. Darstellung des Sicherheitsradius über Kartenmaterial einer Liegenschaft mit Angaben in [m]

5. ZUSAMMENFASSUNG

In dieser Arbeit wurde ein hochgradig realistisches Simulationsmodell erstellt, das besonderes Augenmerk auf die Modellierung von Unsicherheiten und Parameterschwankungen legt. Für die einzelnen Parameter wurden geeignete Verteilungen und Wertebereiche angenommen und in Monte Carlo Simulationen variiert. Mit Hilfe dieses Modells wurden konservative Leistungswerte für Reichweite und Flughöhe des Experimentalflugkörpers xM1 errechnet und für die Bewertung einer Liegenschaft als mögliches Versuchsgelände genutzt.

DANK

Ich möchte mich bei den Mitarbeitern der Firma LFK-Lenkflugkörpersysteme GmbH, und insbesondere bei den

Herren Dr. Wallner und Dr. Wanie für ihre fachliche Unterstützung bedanken.

Außerdem gilt mein Dank den Herren Süss, Sturm und Metsker, die durch ihren engagierten Einsatz zum erfolgreichen Start des Projekts „Experimental Missile“ beigetragen haben.

LITERATURVERZEICHNIS

- [1] Fleeman, Eugene L., Tactical Missile Design, American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., 2001
- [2] Siouris, George M., Missile Guidance and Control Systems, Springer-Verlag New York, Inc., 2004
- [3] Zarchan, Paul, Tactical and Strategic Missile Guidance, 2nd Edition, American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., 1994
- [4] Shneydor, N. A., Missile Guidance and Pursuit: Kinematics, Dynamics and Control, Horwood Publishing Limited, 1998
- [5] Stevens BL, Lewis FL Aircraft Control and Simulation, 2nd Edition., John Wiley & Sons Inc, Hoboken, New Jersey, 2003
- [6] Peter H. Zipfel, Modeling and Simulation of Aerospace Vehicle Dynamics, American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., 2000
- [7] Blake, William B., MISSILE DATCOM User's Manual, Wright-Patterson AFB, Ohio, 1998
- [8] Nielsen, Jack N., Missile Aerodynamics, McGraw-Hill Book Company, Inc., 1960
- [9] Jerger, Joseph J., Principles of Guided Missile Design: System Preliminary Design, D. Van Nostrand Company, Inc., 1960
- [10] Baur, Bernhard, Missile DATCOM Tool – Technical Documentation, Lehrstuhl für Flugsystemdynamik (TU München), 2010
- [11] Nielsen, Jack N., Missile Aerodynamics, McGraw-Hill Book Company, Inc., 1960