

KONZEPTION, IMPLEMENTIERUNG UND TEST EINES MEHRKRITERIELLEN LENKGESETZES

Thomas Kuhn und Berno J. E. Misgeld, Diehl BGT Defence GmbH & Co. KG
Alte Nußdorfer Str. 13, 88662 Überlingen, Deutschland

Zusammenfassung

In dieser Arbeit wird ein mehrkriterielles Lenkgesetz vorgestellt, das in der Lage ist, verschiedene, zum Teil auch widersprüchliche Anforderungen an die Lenkung eines Flugkörpers, wie die Präzision bezüglich des zu erreichenden Ziels bzw. der anzufliegenden Wegpunkte, gleichzeitig aber die in den einzelnen Missionsphasen geforderten Geschwindigkeiten und Bahnwinkel sicher einzuhalten. Dieses Ziel wird durch die Superposition mehrerer Lenkverfahren mittels Fuzzy Logik erreicht. Dabei werden linguistisch definierte Missionsphasen aus einem Regelwerk und entsprechenden Zugehörigkeitsfunktionen linguistisch definierter Attribute relevanter Flug- und Navigationsgrößen bestimmt. Die Superposition erfolgt durch die gewichtete Addition der zuvor limitierten Kommandos der zu den jeweiligen Missionsphasen gehörigen Lenkverfahren. Damit ist eine weiche (fuzzy) Umschaltung zwischen den einzelnen Lenkphasen sichergestellt. In der Anwendung wurde das Lenkkommando über eine *Bank-To-Turn* Strategie in Kommandos für einen 3-Achsen Autopiloten mit *Gain-Scheduling* umgewandelt.

1. MOTIVATION

Komplexe Flugkörper durchlaufen in ihren Missionen mehrere Phasen, in denen die jeweils unterschiedlichen Aufgaben durch die Lenkung und Regelung zu erfüllen sind. Solche Missionsphasen können beispielsweise Start, Umlenkung, Mittikurs und Endanflug sein. Die Umschaltung zwischen den Missionsphasen erfolgt üblicherweise nach binären Kriterien mit Hilfe eines Zustandsautomaten. Einige Umschaltkriterien liegen bereits in binärer Form vor, beispielsweise wenn der Suchkopf die Zielauflassung meldet. Andere Umschaltkriterien entstehen jedoch aus dem Vergleich kontinuierlicher Größen mit oft willkürlich vorgegebenen Schwellwerten. In jedem Fall führt eine Umschaltung bzw. ein Zustandsübergang zu sprungförmigen Anregungen in den Regelkreisen der Lenkung und Regelung des Flugkörpers. Problematisch ist außerdem die Wahl der geeigneten Schwellwerte für die auf kontinuierlichen Größen basierenden Umschaltkriterien. Hier gilt es im Entwurf einen geeigneten Kompromiss zwischen Güte und Robustheit zu finden. Beispielsweise führt eine möglichst späte Umschaltung eines Flugabwehrflugkörpers von der Mittikurs- in die Endanflugsphase zu einer energetisch vorteilhaften Trajektorie, da der Flugkörper eventuellen Täuschmanövern des Ziels nicht folgt, andererseits kann eine zu späte Umschaltung zum Zielverlust führen.

Eine weiche Umschaltung zwischen den Missionsphasen kann sowohl die sprungförmigen Anregungen in den Regelkreisen vermeiden, als auch einen ausgewogenen Kompromiss zwischen Performance und Robustheit herbeiführen. So würde der Flugabwehrflugkörper bereits in der Mittikursphase die Anforderungen des Endanfluges im Blick behalten und so einen Zielverlust durch zu späte Umschaltung auf Endanflug vermeiden.

Eine derartige weiche Umschaltung zwischen den Missionsphasen kann erreicht werden, indem der betreffende

Zustandsautomat anstelle mit binärer Logik mit Mitteln der Fuzzy Logik entworfen wird. In diesem Artikel werden die grundlegenden Gedanken hierzu entwickelt und ein Anwendungsbeispiel hierzu anhand eines schweren Luft-Bodenflugkörpers gegeben.

2. KONZEPTION

2.1. Missionssteuerung

Innerhalb der Funktionen zur Navigation, Lenkung und Regelung (GNC) eines autonomen Flugkörpers nimmt die Missionssteuerung eine zentrale Rolle ein. Der Versuch einer schematischen Darstellung wird mit BILD 1 unternommen.

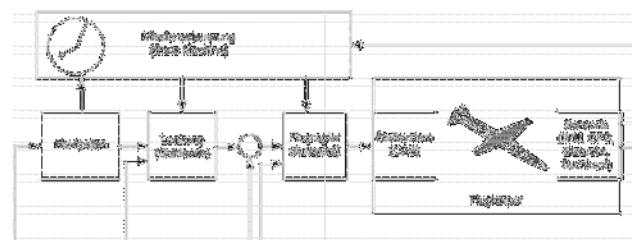


BILD 1: Struktur der GNC Funktionen

Diese Struktur besagt, dass die Modi der Lenkung und Regelung von der Missionssteuerung in Form eines Zustandsautomaten umgeschaltet werden, wobei die Bedingungen für die Zustandsübergänge sowohl direkt aus den Messwerten der Sensoren, beispielsweise dem Suchkopf, als auch aus gefilterten Werten der Navigation abgeleitet werden. Auch die (Flug-) Zeit kann Bedingung für einen Zustandsübergang sein.

In der konkreten Implementierung kann die Missionssteuerung durchaus getrennt der Lenkung bzw. der Regelung

zugeordnet werden, wobei dann sowohl Lenkung, als auch Regelung jeweils einen eigenen Zustandsautomaten und eigene Modi haben [3].

Das hier vorgestellte Beispiel behandelt eine Missionssteuerung, die ausschließlich die Lenkung betrifft. Diese Missionssteuerung dient der Erfüllung mehrerer, zum Teil widersprüchlicher Anforderungen, die an die Lenkung gestellt werden.

2.2. Multikriterielle Lenkung

Eine multikriterielle Lenkung ist immer dann erforderlich, wenn zugleich mehrere, oft widersprüchliche Anforderungen von einem Lenkgesetz zu erfüllen sind.

Eine analytische Lösung gelingt noch, wenn beispielsweise ein präziser Treffer gefordert wird, zugleich aber ein bestimmter Winkel beim Treffen des Ziels einzuhalten ist. Beispielsweise löst die in [1] vorgeschlagene *Trajectory Shaping Guidance* dieses Problem.

$$(1) \quad n_c(t) = 4V_c \dot{\lambda} + \frac{2V_c(\lambda - \lambda_F)}{t_{go}} + n_T$$

Hierbei ist $n_c(t)$ das zur Lenkung zu kommandierende Lastvielfache, V_c ist die Annäherungsgeschwindigkeit an das Ziel, λ ist der inertiale Sichtlinienwinkel, $\dot{\lambda}$ dessen zeitliche Änderung (Sichtliniendrehrate), λ_F ist der gewünschte terminale Sichtlinienwinkel, t_{go} bezeichnet die Restflugzeit zum Ziel und n_T das konstante Lastvielfache des manövrierenden Ziels. Dieses Lenkgesetz vermag es, die Zielablage zu minimieren und gleichzeitig den terminalen Sichtlinienwinkel auf den gewünschten Wert zu bringen. Allerdings funktioniert dies nur, wenn die Stellgröße, das zu kommandierende Lastvielfache, keinen Beschränkungen unterworfen ist. Problematisch an diesem Lenkgesetz ist, dass bei vorhandenen Beschränkungen bis zum Ende der Trajektorie größere Lastvielfache gefordert werden, wobei beim Eintreffen im Ziel immer noch Anstellwinkel auftreten. Für die Lenkung eines Penetrators ist es aber wünschenswert, dass dieser ohne Anstellwinkel auf das Ziel trifft, da so die höchste Penetrationsleistung erzielt wird. Für einen solchen Flugkörper wird neben Präzision und Einhaltung eines vorgegebenen Angriffswinkels auch die Vermeidung terminaler Anstellwinkel gefordert. Es wird also ein Lenkgesetz benötigt, das den Flugkörper auf eine Trajektorie bringt, die ohne weiteren Lenkaufwand ins Ziel führt. Ein solches Lenkgesetz wird in [1] unter der Bezeichnung *Zero Effort Miss* (ZEM) beschrieben.

$$(2) \quad n_c(t) = K_{Guide} \frac{ZEM_{PLOS}}{t_{go}^2}$$

Hierbei steht ZEM_{PLOS} für *Zero Effort Miss perpendicular to the Line of Sight*. Mit K_{Guide} ist ein frei wählbarer Faktor in der Größenordnung der Verstärkung der Propor-

tional Navigation (3-5) bezeichnet. In [1] wird weiterhin abgeleitet, dass dieses Lenkgesetz sich auf die *Proportional Navigation* zurückführen lässt. Das bedeutet im Falle nicht manövrierender Ziele (und dazu gehören auch die stationären Ziele eines Penetrators), dass der Lenkaufwand insbesondere am Beginn der Trajektorie anfällt und gegen Ende der Zielannäherung keine Lenkmanöver mehr notwendig sind, weil dann die Sichtliniendrehrate bzw. der *Zero Effort Miss* (ZEM) Null beträgt. Jener ZEM darf man interpretieren als den Lenkfehler, der ohne weiteren Lenkaufwand, also bei rein ballistischem Weiterflug eintreten würde. Dieses Lenkgesetz eignet sich sehr gut für einen Flugkörper, der möglichst präzise und ohne Anstellwinkel auf sein Ziel treffen soll. Leider findet der gewünschte Angriffswinkel darin keine Berücksichtigung.

Schließlich kann von der Lenkung gefordert werden, eine energetisch günstige Annäherung an das Ziel sicherzustellen, indem bei einem nicht angetriebenen Flugkörper im Gleitflug beispielsweise die optimale Machzahl einzuhalten ist. Hierfür kann ein einfaches proportionales Lenkgesetz verwendet werden. Ist der Flugkörper beispielsweise zu schnell, so wird durch ein negatives Lastvielfaches der Flugkörper nach oben beschleunigt und damit abgebremst. Spätestens mit dieser Forderung werden die Widersprüche zwischen den Kriterien offensichtlich und die analytische Auslegung des multikriteriellen Lenkgesetzes „aus einem Guss“ wird unmöglich.

Die naheliegende Lösung besteht darin, einzelne Lenkphasen zu definieren und für diese getrennte Lenkgesetze zu formulieren, mit denen die für die jeweilige Lenkphase maßgeblichen Anforderungen erfüllt werden. Beispielsweise könnte eine solche Einteilung in Lenkphasen für einen Penetrator aus einer Gleitflugphase, in der die optimale Machzahl als maßgebliche Forderung eingehalten wird, einer Umlenphase, in der beispielsweise mit *Trajectory Shaping Guidance* (vgl. Gleichung 1) der gewünschte Angriffswinkel eingestellt wird und einer Endphasenlenkung mit ZEM (vgl. Gleichung 2) zur Sicherstellung des präzisen Treffers bei gleichzeitiger Vermeidung terminaler Anstellwinkel bestehen. Die Problematik eines solchen Entwurfs sind die heuristisch festzulegenden Kriterien für die Phasenübergänge. Wie schon im Abschnitt Motivation angedeutet gilt es hier einen Kompromiss zwischen Güte und Robustheit der Lenkung zu finden.

Das hier beschriebene Vorgehen basiert darauf, auf die binäre Logik eines Zustandsautomaten zugunsten eines Fuzzy Logik Systems zu verzichten. Der Kern wird von einem Lenkgesetz gebildet, das die beim Eintreffen im Ziel einzustellenden Größen prädiziert, dem Lenkgesetz der Aufschlagvorhersage.

2.3. Aufschlagvorhersage

Das Lenkgesetz der Aufschlagvorhersage (*Instantaneous Impact Prediction – IIP*) ist eine spezielle Realisierung der ZEM Lenkung für eine Klasse von Flugkörpern, bei denen die Gravitation einen entscheidenden Beitrag zur Flugbahnformung liefert. Der als Anwendungsbeispiel angeführte schwere Penetrator gehört genauso dazu wie geladene Artillerieraketen oder taktische Kurzstreckenraketen. Ziel des Algorithmus ist es, unter dem Einfluss der Gravitation und Aerodynamik zu einem möglichst guten

Vorhersagewert für den *Zero Effort Miss* (ZEM) zu kommen. Dazu wird in der Lenkung die ballistische Differentialgleichung numerisch gelöst.

$$(3) \quad \ddot{\vec{x}}_G = C_P^G \begin{pmatrix} \frac{\rho}{2} V_0^2 A_R C_{W0}(Ma) \\ 0 \\ 0 \end{pmatrix} + C_{NED}^G \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ g_0 \end{pmatrix}$$

Hierbei bezeichnet \vec{x}_G den Ort des zu lenkenden Flugkörpers im (inertialen) Koordinatensystem der Lenkung, C_P^G stellt die Transformationsmatrix vom flugbahnenfesten zum Koordinatensystem der Lenkung dar, ρ bezeichnet die Luftdichte, A_R die Referenzfläche der aerodynamischen Beiwerte, $C_{W0}(Ma)$ den Nullwiderstandsbewert als Funktion der Machzahl, C_{NED}^G die Transformation vom North-East-Down Koordinatensystem in das der Lenkung und schließlich g_0 die Gravitationskonstante. Die Vorhersage wird unter der Annahme des ballistischen Weiterfluges vorgenommen, so dass keine Lenkbewegungen durchgeführt werden und somit keine Anstellwinkel vorhanden sind. Die einzigen wirkenden Kräfte sind der aerodynamische Widerstand und die Gravitation. Bestandteil der Differentialgleichung ist ein geeignetes Atmosphärenmodell, das die Luftdichte berechnet. Diese Differentialgleichung wird in jedem Zyklus der Lenkung gelöst. Dazu werden Ort und Geschwindigkeit des Flugkörpers mit den aktuellen Werten aus der Navigation initialisiert. Danach wird die Differentialgleichung solange integriert, bis ein Aufschlagkriterium erfüllt ist, beispielsweise wenn der Flugkörper die Zielhöhe erreicht hat. Dabei wird mit einer Schrittweitensteuerung gearbeitet, so dass mit einem Minimum an Integrationsstufen eine präzise Lösung erarbeitet wird. Die Abweichung des vorhergesagten Aufschlagpunktes von den gewünschten Zielkoordinaten bildet den *Zero Effort Miss* (ZEM). Die Lösung der Differentialgleichung liefert auch die verbleibende Flugzeit t_{go} . Das eigentliche Lenkgesetz besteht in Gleichung 2. Gleichzeitig liefert die Vorhersage auch die beim Aufschlag zu erwartende Geschwindigkeit und die zugehörigen Bahnwinkel. Damit kann deren Abweichungen von den gewünschten Aufschlagwinkeln berücksichtigt werden.

2.4. Fuzzy Logik Missionsteuerung

Mit Hilfe der aktuellen Flugdaten aus der Navigation und den Ergebnissen der Aufschlagvorhersage kann nunmehr die Steuerung der einzelnen Lenkphasen erfolgen. Beispielsweise könnte ein Umschaltkriterium definiert werden, das die Entfernung zum Ziel und die Restflugzeit bewertet und entsprechend zwischen den Phasen Gleitflug, Umlenkung und Endanflug unterscheidet. Realisiert man diese Steuerung mit binärer Logik und schaltet zwischen den Lenkgesetzen hart um, so entstehen sprungförmige Anregungen im Lenkkommando. Bei ungünstiger Auslegung kann sich sogar eine Oszillation zwischen

Zuständen ergeben, so dass beispielsweise zwischen Gleitflugphase und Umlenkphase hin- und hergeschaltet wird. Diese Effekte sind sehr gut durch die Anwendung der Fuzzy Logik zu vermeiden. Dazu werden über den kontinuierlichen Merkmalen zur Umschaltung der Lenkphasen Zugehörigkeitsfunktionen definiert. Diese ordnen entsprechenden Wertintervallen linguistische Attribute zu. Da sich die Konventionen eines parametrischen Ansatzes der Fuzzy Logik aus [2] in anderen Einsatzfällen, unter anderem auch in der Flugregelung [3] bewährt haben, werden diese hier verwendet.

Diese Konventionen lassen ausschließlich lineare Zugehörigkeitsfunktionen, also Rampen, Dreiecke und Trapeze zu. Die Summe der Zugehörigkeiten eines Messwertes eines Merkmals beträgt dabei stets eins. Ein Beispiel für die Zugehörigkeitsfunktionen linguistischer Attribute über dem Merkmal der Restflugzeit (t_{go}) ist in BILD 2 dargestellt.

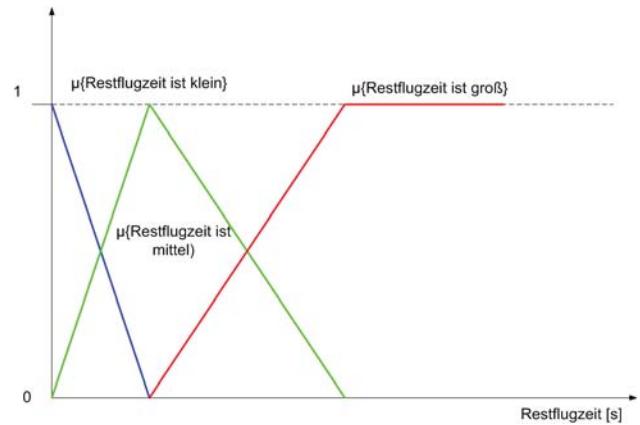


BILD 2: Zugehörigkeitsfunktionen über dem Merkmal Restflugzeit

Diese Fuzzy Attribute werden in entsprechenden Regeln zur Definition der zu verwendenden Lenkgesetze benutzt. Eine solche Regel könnte lauten:

**Wenn (Zielentfernung ist groß)
und (Restflugzeit ist groß)
dann (verwende Mach Guidance)**

Das Fuzzy „und“ wird durch den Minimum Operator berechnet, das Fuzzy „oder“ durch den Maximum Operator. Ist das aufgestellte Regelwerk abgearbeitet, so liegt für jedes der implementierten Lenkgesetze eine Zugehörigkeit vor. Bei der Definition der Regeln ist auf Vollständigkeit zu achten.

Im Unterschied zur Phasenumschaltung mit einem binären Zustandsautomaten werden bei der hier vorgestellten Realisierung sämtliche Lenkgesetze parallel gerechnet. Die von den einzelnen Lenkgesetzen erarbeiteten Kommandos werden sinnvoll limitiert und einer Fuzzy Fusion zugeführt. Diese besteht einfach darin, dass die mit den Zugehörigkeiten gewichtete Summe der Lenkkommandos berechnet wird und durch die Summe aller Zugehörigkeiten dividiert wird.

$$(4) \quad a_c = \frac{\sum_i \mu_i a_i}{\sum_i \mu_i}$$

Dabei ist a_c das resultierende Lenkkommando, μ_i ist die Zugehörigkeit des i -ten Lenkgesetzes und a_i das von i -ten Lenkgesetz erarbeitete Kommando. Auf diese Weise entsteht ein gewichteter Kompromiss, in dem in Abhängigkeit von ihrer jeweiligen Zugehörigkeit alle Lenkgesetze berücksichtigt sind.

Entscheidend ist die Feststellung, dass ein entsprechend der in [2] eingeführten Konventionen ausgelegtes Fuzzy System eine sehr geringe Anzahl einzustellender Parameter aufweist. Damit kann die Optimierung des Systems sowohl numerisch als auch durch manuelles Tuning sehr effizient vorgenommen werden.

3. ANWENDUNGSBEISPIEL

3.1. Hochleistungspenetrator HOPE

Das vorgestellte Verfahren wurde in der vom Bundesamt für Wehrtechnik und Beschaffung (BWB) finanzierten Demonstratorstudie **Hochleistungspenetrator (HoPe)** bei Diehl BGT Defence (DBD) erstmals erfolgreich angewendet. Bei HoPe handelt es sich um einen schweren Luft-Boden Flugkörper ohne eigenen Antrieb. Der Flugkörper und seine wesentlichen Sektionen sind in BILD 3 dargestellt.

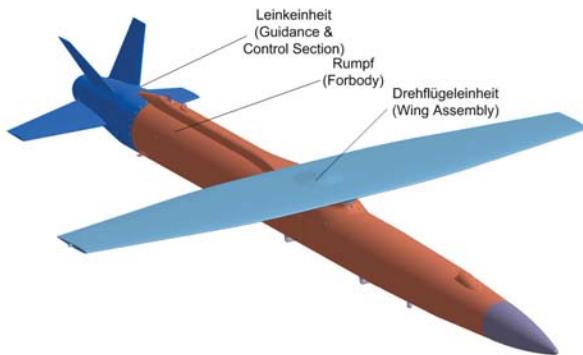


BILD 3: Hochleistungspenetrator (HoPe)

HoPe ist die als Demonstrator realisierte Anwendung der bei Diehl BGT Defence entwickelten Kombination aus Drehflügel- und Lenkeinheit. Künftig können auch weitere Luft-Boden Effektoren (Bomben) mit diesen Einheiten ausgestattet und so zu abstandsfähigen Präzisionswaffen umgerüstet werden. Ein Beispiel dazu stellt die **Hochleistungssprengbombe (HOSBO)** dar. Die gesamte „Intelligenz“ ist in der Lenkeinheit integriert. Deren Herzstück wird von der Navigations- und Autopilotenplattform (NAPLA) gebildet. Diese vereinigt Inertialsensorik, GPS-Empfänger und Flugrechner. Weiterhin sind Spannungsversorgung und das Stellsystem in der Lenkeinheit untergebracht. Die Drehflügeleinheit besteht aus dem eigentlichen Drehflügel und dem Flügelkasten. In letzterem befindet sich ein Ausdrehmechanismus, der auf das entsprechende Kommando den Flügel aus seiner Stauposition in die Flugposition dreht.

Der Missionsablauf ist Folgender: HoPe wird mit dem nach unten gerichteten eingeklapptem Flügel unter dem Trägerflugzeug transportiert. Nach der Initialisierung kann der Abwurf erfolgen. Nach einem Zeitintervall, das das *Safe Separation* Kriterium garantiert, beginnt ein Rollmanöver, wobei der Flügel nach oben gerollt wird. Danach wird der Flügel geöffnet. Der Flugregler stabilisiert den Flugkörper während dieser kritischen Phase auf einer *Zero-G*-Bahn. Nachdem der Flügel sicher in Flugposition gedreht wurde, übernimmt die Lenkung die Kommandierung des Flugreglers, um den Flugkörper über eine große Reichweite (Abstandsfähigkeit), ggf. auch über vorgegebene Wegpunkte, zum Ziel zu führen und dieses unter vorgegebenen Bahnwinkeln präzise anzugreifen. Es ist möglich, ein Bodenziel relativ unabhängig von Entfernung und Kurs des Trägerflugzeugs aus beliebiger Richtung und mit beliebig einstellbarem Angriffswinkel anzufliegen.

3.2. Auslegung der Lenkung

Die nach Priorität geordneten Anforderungen an die Lenkung seien an dieser Stelle stichwortartig zusammengefasst:

- 1) Der (reine) Lenkfehler im Ziel soll stets kleiner als x_1 m sein. Mit dieser Forderung ist der für das Gesamtsystem spezifizierte CEP auch unter gestörten Bedingungen sichergestellt, da der zulässige Lenkfehler deutlich kleiner als der zulässige Navigationsfehler gewählt wurde.
- 2) Der Anstellwinkel soll für die ungestörte Auslegung beim Einschlag kleiner als x_2° sein.
- 3) Der Aufschlagwinkel soll als vorgegebener Missionsparameter von der Lenkung mit einer Genauigkeit von $\pm x_3^\circ$ eingestellt werden.
- 4) In der Gleitphase soll die Lenkung die vorgegebene Machzahl mit einer Genauigkeit von $\pm x_4$ einhalten.
- 5) Der Anflugwinkel soll durch den Ort der Aktivierung der Lenkung relativ zum Ziel (Initial Target Heading) vorgegeben und von der Lenkung mit einer Genauigkeit von $\pm x_5^\circ$ eingestellt werden.

Entsprechend dieser Anforderungen wurden 4 Missionsphasen definiert:

- 1) Abfangbogen: In dieser Phase ist der Flugkörper so schnell wie möglich aus dem *Zero-G*-Flug auf den Gleitpfad zu bringen.
- 2) Gleitpfad: Diese Phase entspricht dem „Reiseflug“. Es ist die vorgegebene Machzahl einzuhalten und ggf. definierte Wegpunkte sind abzufliegen.
- 3) Umlenkbogen: Der Flugkörper ist so in den Sturzflug zu überführen, dass der gewünschte Aufschlagwinkel im Ziel während des anschließenden Sturzflugs erreicht wird.
- 4) Sturzflug: Das Ziel ist unter Einhaltung des vorgegebenen Aufschlagwinkels präzise anzufliegen. Der Anstellwinkel ist bis zum Eintreffen im Ziel abzubauen.

In herkömmlicher Realisierung hätte man für jede Missionsphase ein eigenes Lenkgesetz formuliert, einen entsprechenden Zustandsautomaten entworfen und die Kriterien für den Zustandübergang hart definiert. In der hier vorgestellten Implementierung wurde der Zustandsautomat durch ein entsprechendes Fuzzy Logik Modul ersetzt.

Die Lenkung transformiert das Navigationsergebnis in die Guidance Koordinaten, erarbeitet Beschleunigungskommandos für beide Lenkebenen, transformiert diese in körperfeste Koordinaten und kommandiert über eine Bank-To-Turn Strategie den Flugzustandsregler (FZR). Der FZR wurde mit einem automatisierten Verfahren mittels Polvorgabe und Parameteroptimierung ausgelegt [5]. Parallel zur eigentlichen Lenkung wurde ein *Guidance Termination System* implementiert, das das Navigationsergebnis auf Plausibilität prüft und ggf. einen Missionsabbruch auslöst. Die entsprechende Struktur der Lenkung ist in BILD 4 dargestellt.

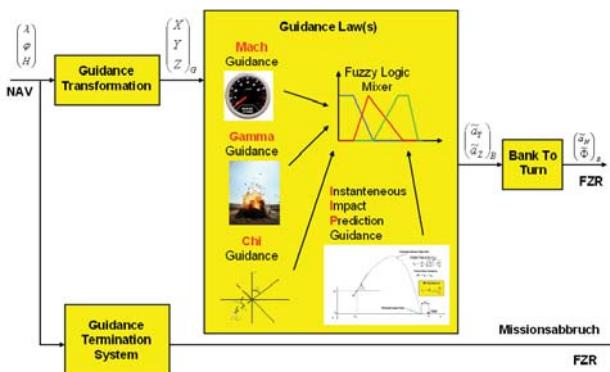


BILD 4: Struktur der Lenkung

Das eigentliche Lenkgesetz ist eine weiche Überlagerung von vier parallel arbeitenden Lenkstrategien zur Umsetzung der Anforderungen. Diese Lenkstrategien, ihre Aufgaben und ihre Realisierung seien hier stichwortartig zusammengefasst:

IIP Guidance

- Sicherstellen des Treffers (Terminal Zero G) auf Basis einer Vorhersage des ballistischen Weiterfluges (3D-Modell).
- Bestimmung von (ballistischer) Restflugzeit, Ablage und Aufschlagwinkel.

Mach Guidance

- Einhaltung der gewünschten Machzahl während des Gleitpfades.
- Nichtlinearer Proportional-Regler.

Gamma Guidance

- Proportionale Regelung des gewünschten Aufschlagwinkels auf Basis des aktuellen Bahnwinkels und der IIP-Vorhersage (Regelung eines Sollbahnwinkels).

Chi Guidance

- Einhaltung des gewünschten Kurswinkels zur Wegpunktlenkung und Zielannäherung.

Diese Lenkstrategien können (und sollten) sich in Abhängigkeit von der Annäherungssituation an das Ziel widersprechen. Die eigentlichen Lenkkommandos werden durch eine intelligente Kompromissfindung unter Verwendung von Elementen der Fuzzy Logik generiert. Über heuristische Zugehörigkeitsfunktionen wird eine weiche Auswertung von Merkmalen zur Bestimmung der jeweiligen Annäherungssituation erreicht. Fuzzy Regeln bestimmen die Superposition der Lenkkommandos in der aktuellen Missionsphase:

Regel 1:

Wenn (Restflugzeit ist groß)

und (**Zielentfernung ist groß**)
dann
verwende Mach Guidance und Chi Guidance.

Regel 2:

Wenn (Zielentfernung ist mittel)
und (**prädizierte Ablage ist klein**)
dann **verwende Gamma Guidance.**

Regel 3:

Wenn (keine Mach Guidance)
dann **verwende Out of Plane IIP-Guidance.**

Regel 4:

Wenn (keine Gamma Guidance)
dann **verwende In-Plane IIP-Guidance.**

Für die Zugehörigkeitsfunktionen zur Definition der in diesen Regeln verwendeten linguistischen Attribute waren aufgrund der Verwendung der in [2] vorgeschlagenen Konventionen lediglich 7 Parameter auszulegen.

Die Mischung der Einzelkommandos durch Fuzzy Superposition entspricht einem Ein- bzw. Ausblenden der einzelnen Lenkstrategien.

Die einzelnen Missionsphasen stellen demzufolge aus Sicht der Lenkung keine harten Kategorien dar, sondern sind als Überblendvorgänge zwischen den verschiedenen Lenkstrategien zu verstehen. An dieser Stelle soll beispielhaft eine kurze Interpretation der Missionsphasen aus Sicht der Lenkung geliefert werden:

- 1) Abfangbogen: In diesem ersten Manöver mit aktiver Lenkung überlagern sich *Mach*- und *IIP-Guidance*, wobei die *IIP-Guidance* aufgrund der großen Zielablage dominiert. Es wird ein maximales *Pull-Up*-Kommando generiert.
- 2) Gleitphase: Hier sollten sich *Mach*- und *IIP-Guidance* überlagern, wobei ein ausgewogener Kompromiss dafür sorgt, dass ein Gleitflug mit optimaler Machzahl in Richtung des Ziels durchgeführt wird. Es ist ein Kommando zur Kompensation der Gravitation (ca. -1g) zu erwarten.
- 3) Umlenkbogen: In dieser Phase überlagern sich *IIP*- und *Gamma-Guidance* wobei letztere im Falle der erwarteten Zielannäherung dominiert. Für einen geforderten steilen Aufschlagwinkel ist hier mit einem deutlichen *Pull-Up*-Manöver zu rechnen.
- 4) Sturzflug: In dieser finalen Missionsphase wirkt ausschließlich die *IIP-Guidance*. Diese lenkt den Flugkörper auf eine Flugbahn, deren weiterer Verlauf ohne Lenkmanöver ballistisch im Ziel endet. Es ist mit einem gegen Null konvergierenden Lenkkommando zu rechnen. In den letzten beiden Flugsekunden kommandiert die Lenkung hart *Zero-G* um ggf. vorhandene Anstellwinkel sicher abzubauen und auf finale Lenkmanöver aufgrund von kurz vor dem Aufschlag eingearbeiteten GPS-Updates zu verzichten. Die IIP-Strategie sollte bis zu dieser Missionsphase bereits für einen ballistisch erzielbaren Treffer gesorgt haben.

3.3. Implementierung der Lenkung

Die Eingangsgrößen der Lenkung stammen aus der Navigation bzw. einem Funktionsblock zur Aufbereitung der

dynamischen Flugzustandsdaten. Positions- und Geschwindigkeitswerte werden in einem lokalen *North-East-Down* (Index NED) Koordinatensystem, dessen Ursprung vom Ziel gebildet, wird zur Verfügung gestellt.

Das Lenkgesetz ist in zwei orthogonale Ebenen eingeteilt (vgl. BILD 5). Diese werden im weiteren *In-Plane* und *Out-Of-Plane* genannt. Diese Ebenen werden durch das inertielle Koordinatensystem der Lenkung (Index G) definiert. Das inertielle Koordinatensystem der Lenkung hat seinen Ursprung in den Zielkoordinaten. Die Z-Achse zeigt in Gravitationsrichtung, die X-Achse weist vom Ort der Aktivierung der Lenkung über Grund zum Ziel und die Y-Achse bildet mit diesen ein orthogonales Koordinatensystem.

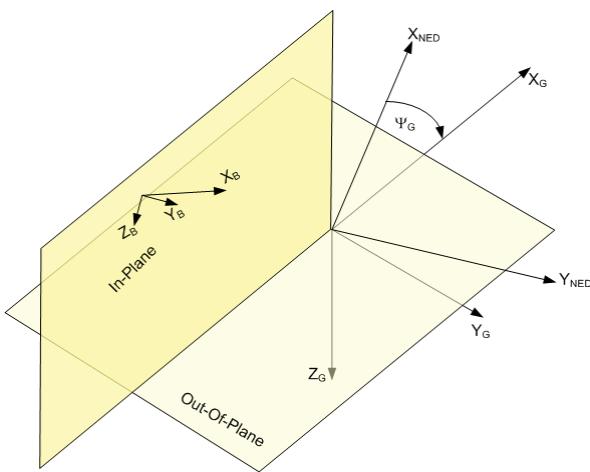


BILD 5: Koordinatensysteme der Lenkung

Sämtliche Eingangsgrößen werden in dieses Koordinatensystem transformiert. Die Transformation entspricht einer Drehung um den Anfangzielkurs Ψ_G (*Initial Target Heading*). Die Lenkkommandos werden von der Lenkung in deren Koordinatensystem erarbeitet. Anschließend werden diese in das NED System transformiert um von dort in das körperfeste Koordinatensystem (Index B) transformiert zu werden. Die Lenkkommandos werden dem Autopiloten in körperfesten Koordinaten erteilt, wobei die Z-Komponente kommandiert wird (Normalbeschleunigung) und aus dem Verhältnis von Y- und Z-Komponente eine zu kommandierende Änderung des Rollwinkels (Bank to Turn) berechnet wird. Ein Gierkommando (körperfeste Y-Komponente des Lenksignals) wird nicht erteilt.

Die Lenkung wurde innerhalb der detaillierten 6DOF Systemsimulation in Simulink implementiert [4], wobei große Teile des Algorithmus als *Embedded Matlab Function* realisiert wurden. Der Test erfolgte in umfangreichen Monte Carlo Simulationen. Die Parameter des Fuzzy Systems wurden nach wenigen manuellen Tuning Iterationen so eingestellt, dass sämtliche Anforderungen mit dem entsprechenden Fehlerhaushalt für alle zu betrachtenden Missionen sicher erfüllt wurden. Anschließend wurden sämtliche Algorithmen zur Navigation, Lenkung und Regelung mittels *Embedded Realtime Workshop* in C-Code umgewandelt und auf dem Zielrechner der NAPLA implementiert. Auf diesem Rechner wurden die Unit- und *Computer in the Loop* (CIL)-Tests im Vergleich der Telemetrie-

signale zur Simulink-Simulation durchgeführt und die korrekte Implementierung verifiziert.

3.4. Test der Lenkung

Das Demonstratorssystem HoPe hat in den Jahren 2007 und 2008 zwei Testflüge absolviert. Die hier beschriebene Lenkung wurde im zweiten Testflug im September 2008 eingesetzt. Das System erreichte einen präzisen Treffer des Bodenzieles auf der Testrange. Die Lenkung hat bei diesem Versuch wie erwartet und völlig fehlerfrei gearbeitet. Leider dürfen die originalen Versuchsdaten an dieser Stelle nicht präsentiert werden, so dass in diesem Abschnitt anschauliche Ergebnisse aus einem ähnlich gearbeiteten Simulationsszenario dargestellt werden sollen. Diese Ergebnisse sollen in Form von Momentaufnahmen einzelner Zyklen erfolgen, so dass ein anschaulicher Eindruck zur Funktion der Fuzzy Logik Elemente innerhalb der Lenkung entsteht. Aus Gründen der Übersichtlichkeit wird auf die Darstellung der *Out-Of-Plane* Lenkung verzichtet.

Die erste Momentaufnahme zeigt einen Lenkzyklus unmittelbar nach dem Ausdrehen des Flügels. Der Flugkörper befindet sich im Abfangbogen. Es gilt den Flugkörper aus dem freien Fall auf einen Gleitpfad zu bringen. Einige interne Größen der Lenkung sind in BILD 6 dargestellt.

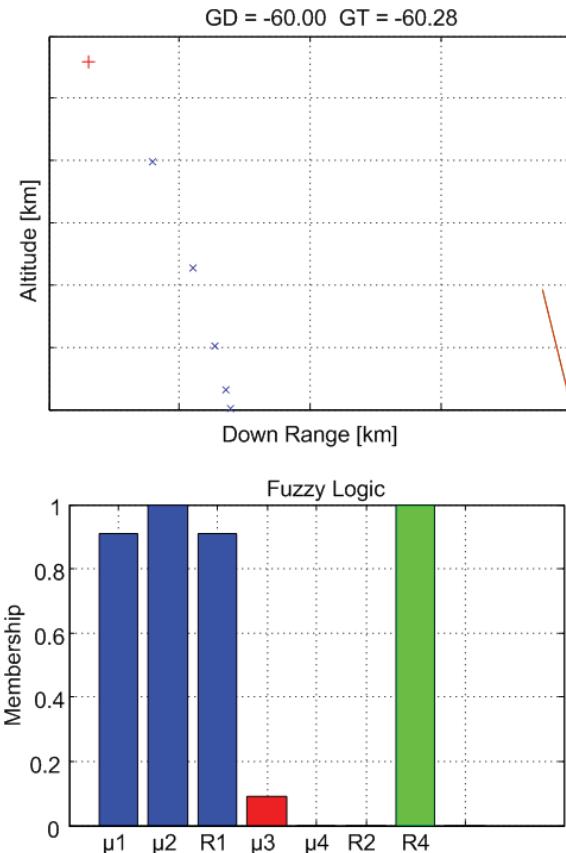


BILD 6: Lenkung im Abfangbogen

Das obere Diagramm zeigt die In-Plane, wobei der Flugkörper mit einem roten + markiert ist. Die blauen x zeigen die Iterationen der Aufschlagvorhersage (rein ballistischer

Weiterflug). Es zeigt sich ein großer *Zero Effort Miss* (ZEM). Die grüne Linie zeigt den gewünschten Aufschlagwinkel, die rote den vorhergesagten. Beide Winkelangaben sind nochmals numerisch über dem Diagramm zu finden. Es zeigt sich, dass der gewünschte Aufschlagwinkel von -60° zwar im ballistischen Weiterflug erreicht werden würde, der Aufschlag jedoch weit vor dem eigentlichen Ziel läge. Die einzelnen Lenkgesetze liefern zu diesem Zeitpunkt folgende Ergebnisse:

1. Die *Mach Guidance* liefert kein signifikantes Lenksignal, da sich der Flugkörper im gewünschten Machzahlbereich befindet.
2. Die *IIP Guidance* fordert ein maximales *Pull-Up* zur Minimierung des ZEM.
3. Die *Gamma Guidance* liefert kein signifikantes Lenksignal, da der vorhergesagte Aufschlagwinkel in etwa dem gewünschten Wert entspricht.

Die Fuzzy Logik kommt zu folgenden Ergebnissen:

1. Das linguistische Attribut μ_1 (Zielentfernung ist groß) hat eine Zugehörigkeit von etwa 92%. Das linguistische Attribut μ_2 (Restflugzeit ist groß) hat eine Zugehörigkeit von 100%. Damit ergibt sich als Zugehörigkeit von Regel 1 (Wenn Restflugzeit ist groß und Zielentfernung ist groß dann verwende *Mach Guidance*) entsprechend des Minimum Operators $R1 = \min\{\mu_1, \mu_2\} = 92\%$.
2. Die Zugehörigkeit zum linguistischen Attribut μ_3 (Zielentfernung ist mittel) beträgt entsprechend der verwendeten Konventionen bei der Definition der Zugehörigkeitsfunktionen 8%. Die Zugehörigkeit zum linguistischen Attribut μ_4 (prädizierte Zielablage ist klein) beträgt 0%. Dementsprechend ist das Ergebnis von Regel 2 (Wenn Zielentfernung ist mittel und prädizierte Ablage ist klein dann verwende *Gamma Guidance*) $R2 = \min\{\mu_3, \mu_4\} = 0\%$.
3. Regel 3 betrifft nur die *Out-Of-Plane Guidance* und wird hier nicht betrachtet. Bleibt Regel 4: (Wenn keine *Gamma Guidance* dann verwende *IIP Guidance*) $R4 = 100\% - R2 = 100\%$.

Dementsprechend entsteht das *In-Plane* Lenkommando aus der Mischung von *Mach*- und *IIP-Guidance*, wobei erstere keinen signifikanten Beitrag liefert. Das resultierende Kommando führt zu einem maximalen *Pull-Up*-Manöver, der Afbangbogen wird ausgeführt.

Die zweite Momentaufnahme zeigt einen Zyklus aus dem Gleitpfad. Der Flugkörper ist bestrebt mit der optimalen Machzahl in Richtung der vorgegebenen Wegpunkte bzw. des Ziels zu fliegen. Die internen Größen der Lenkung sind in BILD 7 dargestellt.

Die Aufschlagvorhersage liefert immer noch einen großen ZEM. Der vorhergesagte Aufschlagwinkel ist außerdem um $2,1^\circ$ zu flach. Die einzelnen Lenkgesetze liefern folgend Beiträge:

1. Die *Mach Guidance* fordert ein *Pull-Down* um wieder Fahrt aufzunehmen. Offensichtlich ist die Machzahl kleiner als der vorgegebene Optimalwert.
2. Die *IIP Guidance* liefert ein maximales *Pull-Up* um den noch immer großen ZEM zu korrigieren.

3. Die *Gamma Guidance* liefert ein geringes *Pull-Up* Kommando um den Aufschlagwinkel wieder zu erhöhen.

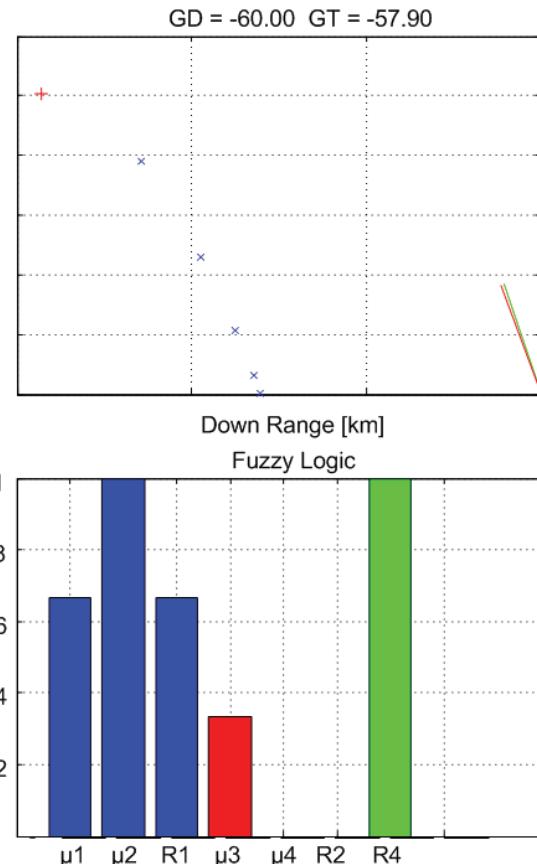


BILD 7: Lenkung auf dem Gleitpfad

Die Fuzzy Logik kommt zu folgenden Ergebnissen:

1. Das linguistische Attribut μ_1 (Zielentfernung ist groß) hat eine Zugehörigkeit von etwa 65%. Das linguistische Attribut μ_2 (Restflugzeit ist groß) hat eine Zugehörigkeit von 100%. Damit ergibt sich als Zugehörigkeit von Regel 1 (Wenn Restflugzeit ist groß und Zielentfernung ist groß dann verwende *Mach Guidance*) entsprechend des Minimum Operators $R1 = \min\{\mu_1, \mu_2\} = 65\%$.
2. Die Zugehörigkeit zum linguistischen Attribut μ_3 (Zielentfernung ist mittel) beträgt entsprechend der verwendeten Konventionen bei der Definition der Zugehörigkeitsfunktionen 35%. Die Zugehörigkeit zum linguistischen Attribut μ_4 (prädizierte Zielablage ist klein) beträgt 0%. Dementsprechend ist das Ergebnis von Regel 2 (Wenn Zielentfernung ist mittel und prädizierte Ablage ist klein dann verwende *Gamma Guidance*) $R2 = \min\{\mu_3, \mu_4\} = 0\%$.
3. Regel 4: (Wenn keine *Gamma Guidance* dann verwende *IIP Guidance*) $R4 = 100\% - R2 = 100\%$.

Entsprechend entsteht das Lenkommando aus einem Kompromiss aus *Mach*- und *IIP Guidance*. Während erstere eine steilere Flugbahn fordert um wieder Fahrt aufzunehmen, erzwingt die *IIP Guidance* eine flachere Flugbahn um das Ziel zu erreichen. Im Kompromiss entsteht ein Kommando in der Größenordnung der negativen Gra-

vitation. Somit befindet sich der Flugkörper auf dem Gleitpfad und die Lenkung kompensiert die Gravitation.

Die dritte Momentaufnahme zeigt einen Zyklus aus dem Umlenkbogen. Der Flugkörper ist bestrebt, den gewünschten Aufschlagwinkel einzustellen. Die internen Größen der Lenkung sind in BILD 8 dargestellt.

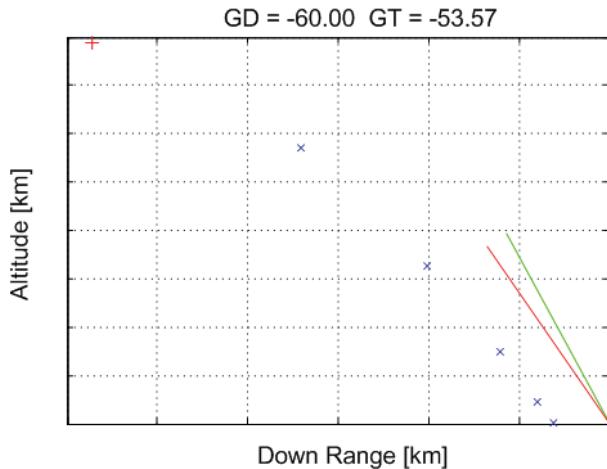


BILD 8: Lenkung im Umlenkbogen

Die Vorhersage berechnet jetzt den Aufschlag kurz vor dem Ziel. Allerdings ist der vorhergesagte Aufschlagwinkel um etwa 6° zu flach. Die einzelnen Lenkgesetze liefern jetzt folgende Beiträge:

1. Die *Mach Guidance* liefert ein Nullkommando, da der Flugkörper wieder im Bereich der gewünschten Machzahl unterwegs ist.
2. Die *IIP Guidance* liefert kleines ein *Pull-Up* Kommando, da der ZEM einen geringfügig zu kurzen Flug anzeigt.
3. Die *Gamma Guidance* liefert ein deutliches *Pull-Up* Kommando, da der berechnete Aufschlagwinkel deutlich zu flach ist.

Die Fuzzy Logik kommt zu folgenden Ergebnissen:

1. Das linguistische Attribut μ_1 (Zielentfernung ist groß) hat eine Zugehörigkeit von etwa 15%. Das linguistische Attribut μ_2 (Restflugzeit ist groß) hat eine Zugehörigkeit von 100%. Damit ergibt sich

als Zugehörigkeit von Regel 1 (Wenn Restflugzeit ist groß und Zielentfernung ist groß dann verwende *Mach Guidance*) entsprechend des Minimum Operators $R1 = \min\{\mu_1, \mu_2\} = 15\%$.

2. Die Zugehörigkeit zum linguistischen Attribut μ_3 (Zielentfernung ist mittel) beträgt entsprechend der verwendeten Konventionen bei der Definition der Zugehörigkeitsfunktionen 85%. Die Zugehörigkeit zum linguistischen Attribut μ_4 (prädizierte Zielablage ist klein) beträgt 65%. Dementsprechend ist das Ergebnis von Regel 2 (Wenn Zielentfernung ist mittel und prädizierte Ablage ist klein dann verwende *Gamma Guidance*) $R2 = \min\{\mu_3, \mu_4\} = 65\%$.
3. Regel 4: (Wenn keine *Gamma Guidance* dann verwende *IIP Guidance*) $R4 = 100\% - R2 = 35\%$.

In dieser Phase findet eine Fusion der Lenkkommandos aus allen Lenkgesetzen statt, wobei der Beitrag der *Gamma-Guidance* dominiert. Das Resultat ist ein deutliches *Pull-Up* Kommando. D.h., wenn der Flugkörper sich jetzt einfach „fallen ließe“, so würde er fast das Ziel treffen. Stattdessen „zieht er nach oben“ und befindet sich somit im Umlenkbogen.

Die vierte Momentaufnahme stammt aus einem Zyklus des Sturzflugs. Der Flugkörper hat in dieser Phase nur noch die Aufgabe das Ziel präzise zu treffen. Die internen Größen der Lenkung sind in BILD 9 dargestellt.

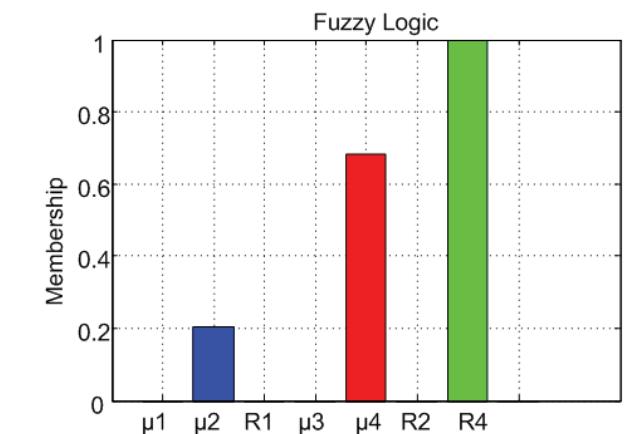
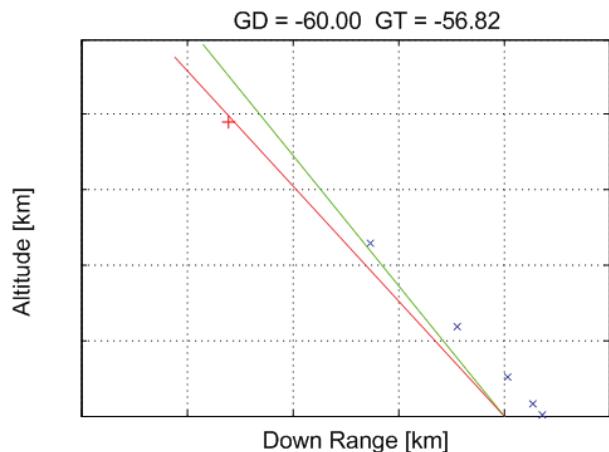


BILD 9: Lenkung im Sturzflug

Die Vorhersage berechnet jetzt den Aufschlag hinter dem Ziel. Dabei ist der vorhergesagte Aufschlagwinkel um etwa 3° zu flach. Die einzelnen Lenkgesetze liefern jetzt folgende Beiträge:

1. Die *Mach Guidance* liefert ein großes *Pull-Up* Kommando, da der Flugkörper in seinem Sturzflug zu schnell geworden ist.
2. Die *IIP Guidance* liefert deutliches *Pull-Down*, da der ZEM einen zu weiten Flug anzeigen und die Restflugzeit nicht mehr groß ist.
3. Die *Gamma Guidance* liefert ein kleines *Pull-Up* Kommando, da der berechnete Aufschlagswinkel noch etwas zu flach ist.

Die Fuzzy Logik kommt zu folgenden Ergebnissen:

1. Das linguistische Attribut μ_1 (Zielentfernung ist groß) hat eine Zugehörigkeit von 0%. Das linguistische Attribut μ_2 (Restflugzeit ist groß) hat eine Zugehörigkeit von 20%. Damit ergibt sich als Zugehörigkeit von Regel 1 (Wenn Restflugzeit ist groß und Zielentfernung ist groß dann verwende *Mach Guidance*) entsprechend des Minimum Operators $R1 = \min\{\mu_1, \mu_2\} = 0\%$.
2. Die Zugehörigkeit zum linguistischen Attribut μ_3 (Zielentfernung ist mittel) beträgt 0%, da die Zugehörigkeit zu (Zielentfernung ist klein) jetzt auf 100% angestiegen ist. Die Zugehörigkeit zum linguistischen Attribut μ_4 (präzidierte Zielablage ist klein) beträgt 70%. Dementsprechend ist das Ergebnis von Regel 2 (Wenn Zielentfernung ist mittel und präzidierte Ablage ist klein dann verwende *Gamma Guidance*) $R2 = \min\{\mu_3, \mu_4\} = 0\%$.
3. Regel 4: (Wenn keine *Gamma Guidance* dann verwende *IIP Guidance*) $R4 = 100\% - R2 = 100\%$.

In dieser Phase wirkt nur noch die *IIP-Guidance* und lenkt den Flugkörper ins Ziel. Dabei wurde die Trajektorie in der vorangegangenen Umlenkphase so deformiert, dass die IIP-Lenkung zwangsläufig den gewünschten Aufschlagswinkel einstellen muss, dabei jedoch sehr schnell gegen ein Nullkommando konvergiert, so dass der Flugkörper seine letzten Flugsekunden ohne Manöver und somit ohne Anstellwinkel zurücklegt.

4. ZUSAMMENFASSUNG

Während in [3] eine Anwendung der Methoden der Fuzzy Logik in der Flugregelung gezeigt wurde, wird in diesem Beitrag eine Anwendung zur Auslegung einer mehrkriteriellen Lenkung für einen Luft-Boden Flugkörper dargestellt. Auch hier zeigt sich, dass die angewendeten Elemente der Fuzzy Logik die vorhandenen konventionellen Methoden sinnvoll ergänzen können. Es ist weiterhin deutlich geworden, dass schon immer ingeniermäßige Problemlösungen genutzt wurden, wenn elegante analytische Verfahren aufgrund der komplexen Randbedingungen, beispielsweise aufgrund einer widersprüchlichen Forderungslage, an ihre Grenzen stoßen. Mit der Fuzzy Logik steht dem Systemingenieur ein weiteres Werkzeug zur Schaffung solcher Problemlösungen zur Verfügung.

Der Beitrag zeigt, dass es zu der herkömmlichen Vorgehensweise, nämlich der Formulierung binärer Zustands-

automaten zur Missionssteuerung eine „weiche“ Alternative gibt, die harte Umschaltvorgänge der Regelkreise vermeiden hilft und einen auf Güte und Robustheit ausgerichteten Entwurf ermöglicht.

5. LITERATUR

- [1] Zarchan, P.: *Tactical and Strategic Missile Guidance*. Fourth Edition, American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc. 2002.
- [2] Koch, M.; Kuhn, T.; Wernstedt, J.: *Fuzzy Control: Optimale Nachbildung und Optimale Entscheidungen*; Oldenbourg Verlag 1996.
- [3] Kuhn, T.: *Adaption von Flugreglern mittels Fuzzy Logic*. at 12/2000.
- [4] Misgeld, B. J. E.; Kuhn, T.: *Multiobjective guidance law design and implementation*. CEAS Conference 2009.
- [5] Kleinwächter, F., Kuhn, T.: *Robuste Auslegung strukturfester Flugregler mittels Polvorgabe und Parameteroptimierung*. DGLR Kongress 2005.