

UNTERSUCHUNG VON NOTVERFAHREN FÜR UNBEMANNTES LUFTFAHRZEUGE

T. Ostermann, S. Löchelt, W. Alles,
Lehrstuhl für Flugdynamik - RWTH Aachen,
Wüllnerstraße 7, 52062 Aachen, Deutschland

Zusammenfassung

Ein wichtiges Thema im Hinblick auf künftige Betriebsgenehmigungen von unbemannten Luftfahrzeugen (engl. unmaned aerial vehicle, UAV) ist die Sicherheit beim Ausfall kritischer Systemkomponenten. Um einen hinreichenden Schutz für die Fluggeräte und vor allem Dritte zu gewährleisten, müssen Verfahren und/oder Rettungssysteme implementiert werden, die im Notfall eine sichere Landung ermöglichen. In diesem Beitrag werden unterschiedliche Notverfahren vorgestellt, die im Rahmen einer Untersuchung am Lehrstuhl für Flugdynamik der RWTH Aachen für den Einsatz in einer projektierten Drohne betrachtet wurden. Für eine Bewertung wurden die Verfahren in Matlab/SIMULINK® modelliert und anschließend simuliert. Aus den Ergebnissen konnten Rückschlüsse auf die Effektivität sowie operationelle Betriebsbereichsgrenzen der Drohne gezogen werden.

NOMENKLATUR

A	Auftrieb
AI	Autorotative Index
C	Beiwert, Sprengstoffmasse
D	Durchmesser
D.L.	Rotorscheibenbelastung
E	Energie
F	Kraft
G	Gewichtskraft
H	Initialhöhe
J	Trägheitsmoment
K	Geometriefaktor
R	Radius
S	Projektionsfläche
V	Geschwindigkeit
W	Widerstand
b	Blattzahl
c	Blatttiefe
g	Erdbeschleunigung
f	Zeitabhängiger Öffnungsfaktor
k _f	Katzenberger Faktor
m	Masse
q	Staudruck
u	Geschwindigkeit in x-Koordinatenrichtung
w	Geschwindigkeit in z-Koordinatenrichtung
α	Anstellwinkel
Ω	Rotordrehgeschwindigkeit
ε	Gleitverhältnis
γ	Gleitwinkel, Lockzahl
ρ	Dichte
Δe	Gurney-Konstante
<u>Indizes</u>	
0	Bodenhöhe, Startwert
1	Hauptrotor
A	Auftrieb
ES	Extraktionsschirm
HS	Hauptschirm

PS	Pilotschirm
S	Schirm
W	Widerstand
E	Effektiv
kin	Kinetisch
pot	Potentiell
x,y,z	Koordinatenrichtungen

1. EINLEITUNG

Unbemannte Luftfahrzeuge könnten in absehbarer Zeit zu einem festen Bestandteil des allgemeinen Luftverkehrs werden. Nachdem sie zunächst ausschließlich zur Verwendung für militärische Zwecke entwickelt wurden, besteht mittlerweile auch ein zunehmendes Interesse an zivilen Anwendungen. Dies hätte mittelfristig eine Koexistenz von bemannten und unbemannten Luftfahrzeugen im selben Luftraum zur Folge. Bislang ist ein ziviler Betrieb von UAV noch nicht möglich, da keine international gültigen Zulassungsvorschriften und -verfahren für diese Luftfahrzeuge existieren. Ein besonderes Augenmerk muss dabei dem Aspekt der Sicherheit gewidmet werden. Diese ist zwar ebenso wie bei der bemannten Luftfahrt in erster Linie an die allgemeine Systemzuverlässigkeit gekoppelt, ein Unterschied besteht aber beim Auftreten eines kritischen Defekts an Bord. In diesem Fall sind UAV führungslos und ihr weiteres Verhalten ist gegebenenfalls nur noch unzureichend oder gar nicht mehr von außen beeinflussbar. Damit solche Situationen nicht zu Gefährdungen von anderen Teilnehmern des Luftverkehrs sowie Personen und Objekten am Boden führen, ist es erforderlich, geeignete Notverfahren zu implementieren. Diese müssen in Form von Rettungssystemen und/oder Flugmanövern sicherstellen, dass ein havariertes Luftfahrzeug in einer Notsituation den Luftraum unverzüglich verlässt, ohne seine direkte Umwelt in irgendeiner Form zu beeinflussen. Dabei dürfen vorhandene Luftraumbeschränkungen oder Hoheitsgebietsgrenzen selbst in einem solchen Ausnahmestand nicht überschritten werden, wodurch die Flugveloppe weiter eingeschränkt wird.

2. ANFORDERUNGEN AN NOTVERFAHREN

An Notverfahren werden vielfältige Anforderungen gestellt. Diese können in zwei Kategorien unterteilt werden. Zum einen bestehen die allgemeinen Systemanforderungen, die unmittelbar auf die physikalische Integrität und die Leistungsfähigkeit des Systems oder der Prozedur eingehen. Zum anderen gibt es die Aufgaben eines Notverfahrens nach der Aktivierung, womit in erster Linie die Wirkung beschrieben wird. Eine Vereinigung sämtlicher Aspekte ist nur schwer umzusetzen. Es sollte jedoch stets das Ziel und auch ein wichtiges Auswahlkriterium eines Notverfahrens sein, so viele Punkte wie möglich zu erfüllen [1].

Allgemeine Systemanforderungen

- Hohe Zuverlässigkeit
- Hoher Autonomiegrad sowohl bei der Aktivierung als auch der Operation
- Einfache Integrierbarkeit in das vorhandene Flugsystem ohne bauliche Änderungen
- Geringes Gewicht
- Wartungsfreundlichkeit bis -freiheit
- Sicherung gegen unbeabsichtigtes Aktivieren
- Keine oder geringe Nutzung von Ressourcen des zu sichernden Systems

Aufgaben von Notverfahren

- Sicherstellung, dass die Grenzen des festgelegten Betriebsgebiets im Notfall nicht überschritten werden
- Minimierung von Gefahren und Schädigungen für Personen und Objekte in der Luft sowie am Boden
- Rettung des Fluggeräts vor einem Absturz mit Totalschaden

3. UNTERSUCHUNG VERSCHIEDENER NOTVERFAHREN

Mit diesen Vorgaben wurde am Lehrstuhl für Flugdynamik der RWTH Aachen eine Untersuchung von verschiedenen Notverfahren zur Rettung havarierter UAV Systeme durchgeführt. Als Versuchsträger wurde eine unbemannte Koaxialrotordrohne verwendet, über die bereits ein Datensatz aus einem früheren Projekt des Lehrstuhls bestand. Die mittels unterschiedlicher Simulationen generierten Ergebnisse der Verfahren sind zwar aufgrund der speziellen Beschaffenheit des Fluggeräts nicht allgemeingültig, können jedoch in weiten Teilen auch auf andere UAV, sowohl Starr- als auch Drehflügler, übertragen werden und geben einen Ausblick auf mögliche Auswirkungen und Einsatzszenarien [1].

Daten des betrachteten Versuchsträger

Maße	BxHxL	1,2x0,7x2,65 m
Geschwindigkeit	V _{max}	150 km/h
	V _{Reise}	100 km/h
Gewicht	MTOW	>150 kg
	m _{Nutzlast}	50 kg
Flughöhe	Alt _{Service}	3000 m
Koaxial-Rotor	Blattzahl	2x3
	D _{Rotor}	3,2 m

3.1. Gleitflug / Autorotation

Die einfachste und günstigste Variante zur Rettung von UAV-Systemen ist die Verwendung der bordinhärenten Systeme zur Ausführung von automatischen Notlandeverfahren. Eine Aufrüstung der Hardware ist dazu in der Regel nicht erforderlich, da die Fluggeräte bereits mit allen notwendigen Komponenten sowie leistungsfähigen Regelungssystemen ausgestattet sind. Allerdings muss die Software des Flugführungssystems um entsprechende Algorithmen erweitert werden, in denen die Manöverabläufe definiert sind. Eine Grundvoraussetzung für die Durchführung der Verfahren ist jedoch, dass die wichtigsten avionischen Systemkomponenten und Steuerorgane an Bord noch intakt sind, um die Manöver kontrollieren zu können. Ist dies nicht der Fall, bleiben die Reglervorgaben wirkungslos mit der Folge eines Totalverlustes. Demnach handelt es sich nicht um unabhängige Rettungssysteme, sondern lediglich um kontrollierte Notverfahren unter Einbezug der bordeigenen Komponenten. Sie können daher nur eingeschränkt beim Defekt bestimmter Systeme, wie beispielsweise dem Motor, angewendet werden und bieten somit keinen universellen Schutz.

Im Falle eines Antriebsverlustes können Starrflügler die Strecke bis zum nächsten geeigneten Landeplatz im Gleitflug zurücklegen. Bei Drehflüglern besteht als Äquivalent dazu die Autorotation. Dabei werden die Rotorwellen vom Motor entkoppelt und entnehmen ihre Antriebsenergie dem Luftstrom, der während des Sinkflugs durch Blattebene strömt. Auf diese Weise kann (Dreh-)Energie gespeichert werden, um bei einem Abfangmanöver nahe dem Boden ausreichend Auftrieb zu erzeugen.

3.1.1. Bewertungskoeffizienten

Zur Beurteilung der Fähigkeiten dieser Verfahren bestehen verschiedene Bewertungskoeffizienten, die bereits während der Entwurfsphase des Fluggeräts betrachtet und entsprechend optimiert werden sollten. Für den Starrflügler ist dies das Gleitverhältnis, das einen Quotient aus Widerstandskraft und Auftriebskraft bildet, dessen Reziprokerwert annähernd beschreibt wie viel Wegstrecke aus der aktuellen Höhe durch die Wandlung von potentieller in kinetische Energie maximal möglich ist (1),[2].

$$(1) \quad \epsilon = \frac{W}{A} = \tan \gamma$$

Das Gleitverhältnis lässt sich durch eine Vergrößerung der Flügelstreckung oder durch eine energieeffiziente Flugführung verbessern. So sollte für eine maximale Restflugzeit der optimale Gleitwinkel γ_{opt} eingehalten werden.

Beim Drehflügler existieren ebenfalls entsprechende Bewertungsfaktoren. Der „Autorotative Index“ gibt eine quantitative Aussage über die Abfangfähigkeit der Maschine beim Landemanöver und bezieht sich indirekt auf die im Rotor gespeicherte Energie (2). Je langsamer diese während des Abfangbogens dissipiert wird, umso länger kann der benötigte Schub bei großem Anstellwinkel zum Verzögern bereitgestellt werden. Die Folge ist eine Landung mit nur noch minimalen Geschwindigkeitskomponenten in horizontaler und vertikaler Richtung.

$$(2) \quad AI = \left[\frac{J \cdot \Omega^2}{m} \right] \cdot \left[\frac{\rho}{\rho_0} \cdot \frac{1}{D.L.} \right]$$

Der erste Term dieser Gleichung beschreibt dabei die Flughöhe, die mit der gesamten vorhandenen kinetischen Energie des Rotorsystems (Haupt- und Heckrotor) erreicht werden kann. Im zweiten Term werden die Abzüge aufgrund der Dichteabnahme und der Rotorschibenbelastung miteinbezogen. Als gute (satisfactory) Werte werden für einmotorige Hubschrauber Ergebnisse >60 ft³/lb und für zweimotorige >25 ft³/lb angegeben [3].

Der „Katzenberger Faktor“ betrachtet das Verhältnis von der Rotordrehenergie zur kinetischen Energie des sinkenden Hubschraubers (3). Je höher der errechnete Wert dabei ausfällt, umso besser sind die Autorotationseigenschaften des Drehflüglers.

$$(3) \quad k_f = \frac{\left[\frac{J_{\text{Hauptrotor}}}{m} \right]}{D.L. \cdot \gamma_1}$$

$$(4) \quad \gamma_1 = \frac{b \cdot c_e \cdot \frac{dC_A}{d\alpha} \cdot \rho \cdot R^4}{J_{\text{Hauptrotor}}}$$

Der Faktor γ_1 beschreibt die dimensionslose Lockzahl für den Hauptrotor (4). Diese wird häufig zur Beurteilung von Hubschrauberrotoren genutzt und repräsentiert das Verhältnis der aerodynamischen zu den Massenkräften am Rotor. Für einen hohen Katzenberger Faktor sollte γ_1 möglichst klein, also der Rotor schwer sein [4].

Entsprechend der Koeffizienten ist die Autorotation in erster Linie von den Rotorträgheitsmomenten abhängig. Ferner kann auch bei diesem Verfahren die maximale Reichweite durch eine effiziente Flugführung verbessert werden. Entscheidend für eine erfolgreiche Autorotation ist überdies die Einleitung des Abfangmanövers zum richtigen Zeitpunkt, da der Rotor nur für kurze Zeit ausreichend Schub bereitstellen kann.

3.1.2. Untersuchung und Simulation der Autorotation

Im Rahmen der Untersuchung wurden die beiden zuvor genannten Koeffizienten auch zur Bewertung der Autorotationseigenschaften des Koaxialrotorversuchsträgers bestimmt. Der Autorotative Index erreichte nur etwa die Hälfte des geforderten Wertes von 60 ft³/lb. Ähnliches ergab die Berechnung des Katzenberger Faktors, der im Vergleich mit Kennwerten anderer bekannter Drehflügler sehr klein ausfällt. Die Ergebnisse offenbarten, dass die Drohne nicht für Autorotationsmanöver geeignet ist. Dies ist auf das geringe Rotorträgheitsmoment zurückzuführen. In einer Simulation des Verfahrens wurden diese Ergebnisse verifiziert. Dazu wurde ein bereits bestehendes Sechs-Freiheitsgrade-Modell des Versuchsträgers verwendet, das im Kern aus einem Basisregler zur Steuerung der Manöverabläufe und einem Modell der Rotorengedynamik, das auf der Blattelemententheorie basiert, besteht [5].

In der Simulation wird zu einem definierten Zeitpunkt der Motor abgestellt, woraufhin sich die Rotordrehzahl sofort zu verringern beginnt. Des Weiteren wird durch simuliertes Auskuppeln der Rotorwelle auch die Übertragung von Giermomenten auf die Zelle aufgehoben. Mit einer Reaktionszeit von 0,5 Sekunden wird der kollektive Blattstellwinkel von 12° auf 3° verringert, um einen Sinkflug zu forcieren. Der zu dem Zeitpunkt negative Nickwinkel wird geringfügig erhöht, um eine bessere Anströmung durch die Rotorblattalebene zu gewährleisten. Durch weiteres Absenken des Kollektivwinkels bei konstantem Nickwinkel wird die Rotordrehzahl infolge des Sinkflugs wieder erhöht und nähert sich wieder ihrem Ursprungswert an, während der Versuchsträger in einen stationären Sinkflug übergeht. Ein abschließender Abfangvorgang konnte nicht simuliert werden, da das Modell die dynamischen Reaktionen in diesem Geschwindigkeitsbereich nicht korrekt berechnet und die Simulation abbricht.

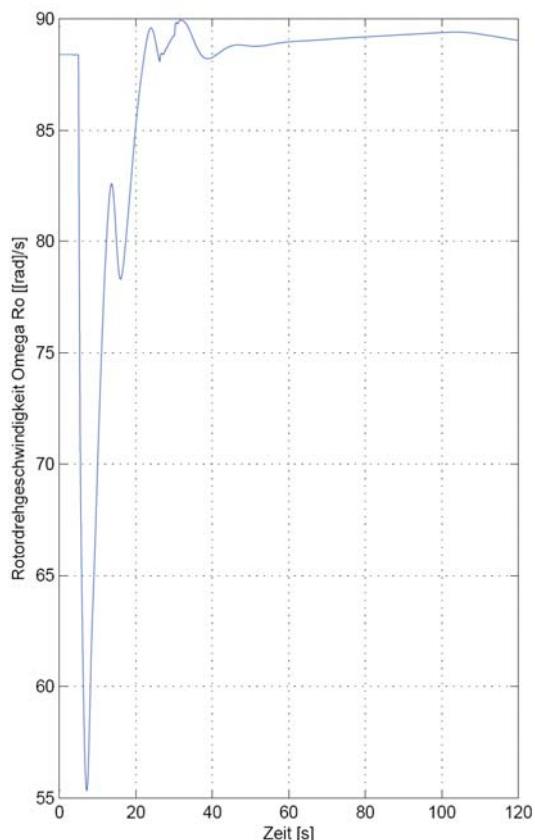


BILD 1. Autorotation - Rotordrehzahl

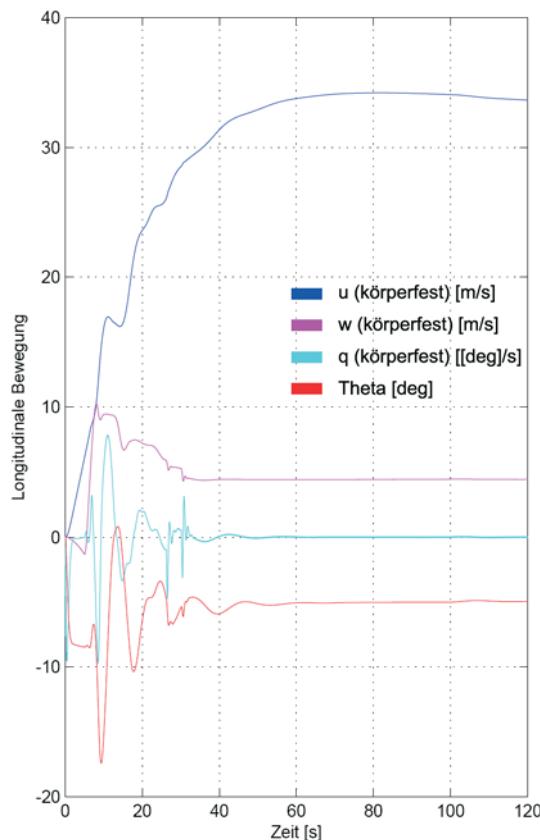


BILD 2. Autorotation - longitudinale Bewegung

Zwar kann die Betriebsrotordrehzahl, die nach dem Antriebsausfall zunächst schnell abnimmt infolge der Autorotation nahezu wieder ihr Ausgangsniveau erreichen, doch zeigt sich bereits hier die hochagile Reaktion des Rotors infolge des geringen Trägheitsmoments (BILD 1). In der stationären Endphase der Autorotation beträgt die Vertikalgeschwindigkeit noch 7,4 m/s und die Translationsgeschwindigkeit für eine Landung deutlich zu hohe 33,5 m/s (BILD 2). Da sich bei einem Abfangmanöver die Drehzahl, infolge der geringen Rototrägheit, zu schnell abbaut kann die erforderliche Drehenergie zum Verzögern des UAV nicht lange genug bereitgestellt werden.

Die Ergebnisse zeigen, dass unbemannte Luftfahrzeuge zwar aufgrund ihrer vorhandenen Reglerelektronik mit entsprechenden Algorithmen in der Lage sind entsprechende Notverfahren durchzuführen, jedoch nicht jedes System aus physikalischer Sicht dazu geeignet ist.

3.2. Fallschirmlandung

Die Fallschirmlandung ist eine andere Option als Notverfahren. Dabei tritt der Fallschirm in Form eines unabhängigen Gesamtrettungssystems in Erscheinung, das eine unbeschädigte Landung des Fluggeräts vorsieht. Die wichtigste Eigenschaft besteht darin, dass die Endsinkgeschwindigkeit durch eine entsprechende Auslegung des Hauptfallschirms frei festgelegt und dadurch bis auf nur noch sehr geringe Sinkraten bzw. eine maximal zulässige Landegeschwindigkeit reduziert werden kann. Demnach kann es optimal auf die Bedürfnisse der vorgesehenen Rettungsaufgabe abgestimmt werden.

Die wesentlichen Nachteile gegenüber anderen Notverfahren bestehen im zusätzlichen Gewicht, dem erforderlichen Bauraum sowie einem geeigneten Einbauort. Diese drei Aspekte wirken sich negativ auf die verbleibenden Nutzlastreserven sowie die Flugeigenschaften aus. Insfern muss ein solches System bereits in der Entwurfsphase des Luftfahrzeugs mit eingeplant werden. Des Weiteren ist die Flugbahn der Fallschirm-Last-Kombination nicht gezielt beeinflussbar, sondern von den Umgebungsparametern abhängig.

3.2.1. Funktionsweise eines Fallschirms

Fallschirme existieren für einen weiten Anwendungsbereich, vom komplexen Schwerlastträger bis zum einfachen Bremsschirm. Aufgrund dieser vielfältigen Anforderungsprofile sind sie in verschiedenen Bauformen und -größen sowie mit unterschiedlichen Charakteristiken erhältlich. Dabei ist das Wirkprinzip jedes Schirms stets gleich. Durch nichtstarre Verbindungen zwischen Last und Kappe, in der Regel durch Leinen, legt sich der Schirm zu Beginn des Öffnungsvorgangs selbstständig in die Strömung und positioniert sich exakt entgegen der Bewegungsrichtung der Last. Beim anschließenden Ausbreiten der Schirmkappe entsteht eine Widerstandsfläche, die je nach Größe und Materialporosität eine Zugkraft entgegen der Fahrt- bzw. Flugrichtung erzeugt, wodurch eine Verzögerung der Last bewirkt wird (5). Diese Kraft ist dabei quadratisch proportional zur Eigengeschwindigkeit und wird, sofern keine weitere Windkomponente am Schirm angreift, beim Stillstand der Last zu null.

$$(5) \quad W = C_w \cdot S \cdot \frac{\rho}{2} \cdot V \cdot |V|$$

3.2.2. Anforderungen an ein Fallschirmsystem

Ein Fallschirmsystem sollte idealerweise die folgenden Anforderungen erfüllen:

- hoher Widerstandsbeiwert
- geringe Oszillation
- geringes Gewicht
- geringer Platzbedarf

Dafür eignet sich laut [6] am besten ein Verbund, in der Literatur als Cluster bezeichnet, aus mehreren Fallschirmen mit

- konischen, multikonischen oder viertelkugelförmigen Formen. Diese Formtypen bieten eine besonders hohe fliegodynamische Stabilität und große Widerstandsbeiwerte.
- geringer Porosität der Hauptschirme. Dies führt ebenfalls zu hohen C_w -Werten. Die Gefahr der möglichen Oszillation wird sowohl durch den Verbund aus mehreren Schirmen als auch durch die dynamisch stabile Schirmform gebannt.
- langen Schirmleinen. Diese sorgen für zusätzlichen Widerstand. Ferner ist ein ausreichender Abstand zur Last zu gewährleisten, damit die Schirme nicht von deren Wirbelnachlauf angeströmt werden. Als Faustregel wird eine Entfernung zwischen Last und Schirmkappe von vier- bis sechsmal dem Lastdurchmesser empfohlen.

Ein Cluster besteht aus verschiedenen Schirmtypen, die sich in drei Stufen nacheinander entfalten. Als Letztes sind dies die Hauptschirme, deren Größe, Form und Material darauf ausgelegt sind, das Gewicht der Last zu tragen und eine entsprechend definierte maximale Sinkrate nicht zu überschreiten. Die Hauptschirme werden von jeweils einem Extraktionsschirm anderen Schirmtyps mit kleineren Durchmesser und Widerstandsbeiwert aus dem Rumpf gezogen, in dem sie auf ein minimales Packmaß gepresst verstaut sind. Die Extraktionsschirme wiederum werden von einem oder mehreren kleinen Pilotschirmen aus ihrem Stauraum befördert. Diese werden beim Einleiten des Notverfahrens in die Strömung hinter dem Luftfahrzeug katapultiert und bleiben im weiteren Verlauf entweder Teil des Gesamtrettungssystems oder werden mittels einer Trennvorrichtung gekappt. Bezuglich des Öffnungsvorgangs weisen die Hauptschirme gegenüber den anderen sich direkt entfaltenden Schirmen noch eine zusätzliche Besonderheit auf. Sie sind in der Regel zunächst durch eine Leinenvorrichtung am unteren Ende der Kappe zusammengerefft und können sich so zu Beginn nur teilweise füllen. Erst nach dem zeitverzögerten Durchtrennen dieser Reffleine entfalten sie sich vollständig. Dieses Verfahren wird bei den großen Schirmen bewusst eingesetzt, um sicherzustellen, dass sie sich im Verbund gleichmäßig füllen. So wird nach der anfänglichen Teillösung zunächst gewartet, bis sich die Kappen in der Strömung stabilisiert haben und dann anschließend die komplette Füllung zugelassen. Wird dieser Vorgang nicht kontrolliert, besteht die Gefahr, dass einer der Schirme aufgrund seiner temporären Lage besser angeströmt wird und sich dadurch schneller füllt. Der abrupte Bremsstoß hätte zur Folge, dass der andere Clusterteil nicht mehr ausreichend von der Strömung versorgt würde, um sich vollends zu entfalten. Somit wäre die Wirkung des Rettungssystems stark eingeschränkt, woraus im Extremfall ein Absturz resultieren würde [6].

Ein korrekt ausgelegter Cluster bietet neben einer geringen bis gar nicht vorhandenen Oszillation noch weitere Vorteile. Falls ein Schirm nicht korrekt öffnet, ist zwar der Gesamtwiderstand geringer als im Vorfeld ausgelegt und die Sinkgeschwindigkeit steigt, es zeigen sich jedoch erfahrungsgemäß deutlich bessere Rettungschancen als mit einem einzigen teilweise oder gar nicht entfalteten Hauptschirm. Insofern ist stets eine gewisse Redundanz vorhanden. Ferner haben mehrere kleine Schirme eine geringere Füllzeit als ein einzelner großer und können somit schneller eine Verzögerung der Last einleiten. Ein Nachteil hingegen ist der bei insgesamt gleicher Schirmfläche etwas geringere Luftwiderstand aufgrund der leichten Schräglagestellung der Verbundschirme nebeneinander.

3.2.3. Auslegung eines Fallschirmsystems

Die Auslegung eines Fallschirmsystems erfordert zunächst die Bestimmung eines Zustandes (Arbeitspunktes), auf den die Wirkung des Systems optimal angepasst wird. Typischerweise liegt dieser in der Flugphase, die den größten Anteil an einer Mission hat, in der Regel dem Reise- bzw. Streckenflug. Ferner muss die später im Einsatz erwünschte stationäre vertikale Sinkgeschwindigkeit definiert werden, die nicht überschritten werden darf, um das Fahrwerk oder die Rumpfzelle nicht bei der Landung zu überlasten. Dabei gilt: Je geringer die maximale Sinkrate, desto schwerer wird das Schirmsystem infolge der verwendeten Materialmenge und -beschaffenheit.

Aus der festgelegten Sinkrate wird nach [6] der entsprechende Staudruck (in der Schirmkappe) bestimmt (6).

$$(6) \quad q_0 = \frac{\rho}{2} \cdot w_0^2$$

Für den stationären Sinkflug muss eine betragsmäßige Übereinstimmung aus Gewichtskraft und Widerstandschaft bestehen. Aus dieser lässt sich mit den Faktoren Masse, Staudruck und Erdbeschleunigung die Widerstandsfläche eines Fallschirms ($C_w \cdot S$) berechnen, der die Last mit der vorgegebenen Geschwindigkeit trägt (7),(8).

$$(7) \quad G = W$$

$$(8) \quad m \cdot g = (C_w \cdot S)_{HS} \cdot q_0$$

Die letztendlich benötigte Schirmfläche hängt noch vom Widerstandsbeiwert ab, der wiederum durch die Schirmform und -porosität bestimmt wird. Sind diese Faktoren festgelegt kann die berechnete Fläche einfach auf mehrere Hauptschirme aufgeteilt werden. Dabei gilt es jedoch einen Verlustkoeffizient infolge der Schräglagestellung mit einzuberechnen. Neben der Schirmkappe muss auch die Länge der Schirmleinen mit Hilfe entsprechender Auslegungsfaktoren, in Abhängigkeit des Schirmdurchmessers und der Schirmart dimensioniert werden. Ferner ist es erforderlich die Füllzeit entsprechend dem Öffnungsverhalten zu kalkulieren, um die Öffnungszeit der Reffleine sowie einen Zeitpunkt zur Trennung von nicht mehr benötigten Schirmstufen zu bestimmen.

Nach Abschluss der Auslegung des Hauptschirmsystems müssen die Extraktionsschirme samt Leinen anhand von Koeffizienten aus der Literatur in Abhängigkeit des Hauptsystems kalkuliert werden. Die Dimensionierung der Schirmparameter erfolgt dabei nicht mehr hinsichtlich einer zu erreichenden Sinkgeschwindigkeit. Stattdessen müssen diese eine ausreichende Kraft zur Extraktion der nächsten Schirmstufe entfalten. In gleicher Weise ist auch die Berechnung der Pilotschirme durchzuführen [6].

3.2.4. Simulation einer Fallschirmlandung

Mit den Daten des Versuchsträgers wurde ein entsprechend abgestimmtes Fallschirm-Clustersystem bestehend aus einem Pilotschirm, zwei Extraktionsschirmen und zwei Hauptschirmen ausgelegt, das die Forderung nach einer maximalen vertikalen Sinkrate von 6 m/s erfüllen sollte. Mit Hilfe einer Simulation wurde im Anschluss die tatsächliche Sinkrate ermittelt sowie ein maximaler Radius bis zum Aufsetzen des havarierten UAV am Boden für verschiedene Kombinationen aus Eigen- und Windgeschwindigkeit bestimmt [1].

Für die Auslegung des Schirmclusters und die Simulation wurden die folgenden Bezugswerte verwendet:

- Auslösungshöhe: 3000 m
- Fluggeschwindigkeit: 27,78 m/s
- Gesamtgewicht: 200 kg
- Stationäre Sinkgeschwindigkeit: 6 m/s

Die Simulation betrachtet die sich aufbauenden Widerstands Kräfte der einzelnen Fallschirmstufen über die Zeit. Dabei werden das Öffnungsverhalten der unterschiedlichen Schirmtypen sowie die zuvor kalkulierten Öffnungs-

und Füllzeiten berücksichtigt. Während die Pilot- und Extraktionsschirme ein lineares Öffnungsverhalten aufweisen, zeichnen sich die Hauptschirme infolge ihrer Schirmart und der Reffung durch einen nichtlinearen Öffnungsvorgang aus, der annähernd dem Signalverlauf einer Reihenschaltung eines PT1 und PT2 Reglers entspricht. In BILD 3 ist das Ausbreiten der Widerstandsflächen in Abhängigkeit der Zeit schematisch für die unterschiedlichen Schirmstufen und -typen dargestellt.

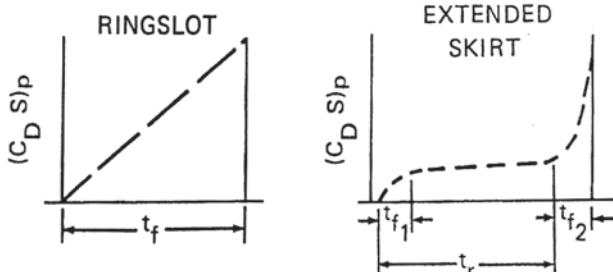


BILD 3. Öffnungsverhalten versch. Schirmtypen [6]

Neben den Schirmkräften werden auch der Widerstand der UAV-Zelle sowie der Gewichtseinfluss des Versuchsträgers sowie der Schirme berücksichtigt. Ferner wird auch die unterschiedliche Anströmung der Last infolge der sich ändernden Translationsrichtung erfasst (9) - (14).

$$(9) \sum F_x = F_{x_Zelle} + F_{x_PS} + 2 \cdot F_{x_ES} + 2 \cdot F_{x_HS}$$

$$(10) F_{x_Zelle} = -C_w \cdot S_{yz} \cdot \frac{\rho}{2} \cdot u \cdot |u|$$

$$(11) F_{x_S} = -C_{ws} \cdot S_S \cdot \frac{\rho}{2} \cdot u \cdot |u| \cdot (f_s)$$

$$(12) \sum F_z = F_{z_Zelle} + F_{z_PS} + 2 \cdot F_{z_ES} + 2 \cdot F_{z_HS}$$

$$(13) F_{z_Zelle} = -C_w \cdot S_{xy} \cdot \frac{\rho}{2} \cdot w \cdot |w| + m_{Zelle} \cdot g$$

$$(14) F_{z_S} = -C_{ws} \cdot S_S \cdot \frac{\rho}{2} \cdot w \cdot |w| \cdot (f_s) + m_s \cdot g$$

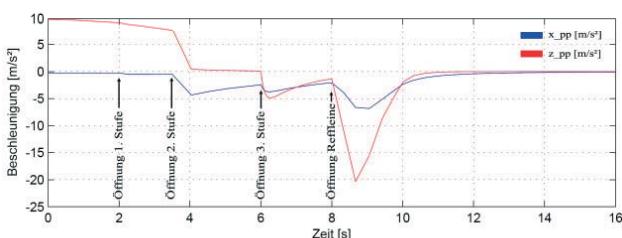


BILD 4. Öffnungsvorgang der Schirmstufen

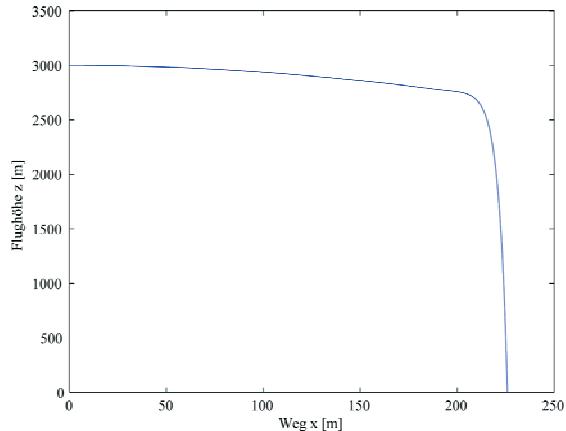


BILD 5. Flugbahn Schirmsystem+Last über Grund

In BILD 4 sind die drei Öffnungszeitpunkte der einzelnen Schirmstufen gut zu erkennen. Der Pilotschirm wird nach zwei Sekunden ausgelöst und führt zu einem geringfügigen Abbremsen der Vorwärts- sowie einem etwas stärkeren Verzögern der Sinkgeschwindigkeit. Die Extraktionschirme beginnen dann nach insgesamt dreieinhalb Sekunden mit dem Öffnungsvorgang. Hier ist bereits eine wesentlich deutlichere Verzögerung des Versuchsträgers in beide Komponentenrichtungen festzustellen. Die Schirme führen bei vollständiger Entfaltung dazu, dass sich die Sinkgeschwindigkeit des fallenden Systems nicht weiter erhöht und halten diese bis zur Aktivierung der dritten Rettungsstufe nahezu stationär bei ca. 35 m/s. Die Füllung der Hauptschirme beginnt dann nach insgesamt sechs Sekunden. Deutlich erkennbar ist der gereffte Zustand, der zunächst nur eine Teillösung zulässt und somit auch das Bremsverhalten einschränkt, bis die Rettleine nach weiteren zwei Sekunden durchtrennt wird und die Schirme sich vollständig entfalten. Dies zieht einen großen Verzögerungsstoß nach sich und führt an dessen Obergrenze zu einem Lastvielfachen von 2 g, das auf die Zelle einwirkt. Gleichzeitig verringert sich dadurch die Sinkgeschwindigkeit innerhalb von 1,5 Sekunden auf ca. 6,5 m/s und es stellt sich nach insgesamt 14 Sekunden ein nahezu stationärer Sinkflug ein. Während der gesamten Zeit verliert der Versuchsträger etwa 250 m an Höhe. Bis zum vollständigen stationären Sinkflug ohne Vorwärtsgeschwindigkeit vergehen insgesamt ungefähr 45 Sekunden, wobei die Schirm-Last-Kombination weitere 250 m an Höhe, also insgesamt 500 m verliert und eine Gesamtwegstrecke über Grund von 230 m zurückgelegt hat (BILD 5). Die Sinkgeschwindigkeit bleibt weiterhin bei etwas mehr als 6,5 m/s, nimmt jedoch bis zum Bodenkontakt auf 5,9 m/s ab. Als gesamte Restflugdauer ergeben sich vom Auslösen des Notverfahrens bis zum Aufsetzen ca. 7,5 Minuten.

Um die Einsetzbarkeit des Rettungssystems bei anderen Flugzuständen beurteilen zu können, wurde die Simulation auch für eine geringere Translationsgeschwindigkeit von 13,89 m/s (50 km/h) sowie für den Schwebeflug 0 m/s durchgeführt und so die allgemeine Anwendbarkeit verifiziert (BILD 6).

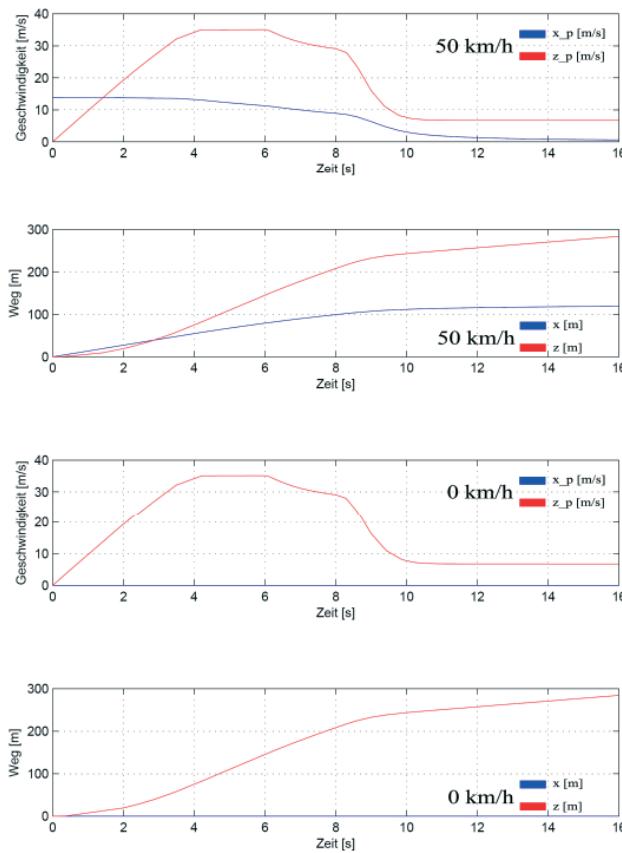


BILD 6. Fallschirmsprungversuch verschiedener Geschwindigkeiten

3.3. Sprengung

Die Sprengung als Notverfahren hat eine komplettete Zerlegung des Luftfahrzeugs zur Folge. Sie schließt somit bereits von vornherein eine der wichtigsten Forderungen aus Kapitel 2 aus; die Rettung des Fluggeräts. Infolgedessen ist sie als eine besondere Variante der Notfallprozeduren zu betrachten, die nur als „letztes Mittel“ angesehen werden kann, wenn beispielsweise ein Überschreiten von Hoheitsgebietsgrenzen verhindert werden muss oder die an Bord befindliche Technologie Unbefugten nicht zugänglich gemacht werden soll.

Bei einer forcierten Explosion, ausgelöst durch den Einsatz eines Sprengstoffs, wird eine Masse in eine Vielzahl von Fragmenten unterschiedlicher Größe zerteilt. Im Gegensatz zu einer Sprengung am Boden bestehen in der Luft keinerlei Reflexionsflächen. Dies hat zur Folge, dass sich die einzelnen Partikel während der Detonation nahezu gleichmäßig in alle Richtungen des Raumes verteilen. Mit der idealisierten Annahme, dass sie sich bei der Ausbreitung nicht durch Interaktionen behindern, besitzen alle Teile nach dem Sprengimpuls die gleiche Geschwindigkeit, die mit der Analysemethode nach R. W. Gurney berechnet werden kann [7]. Basis für diesen Ansatz ist, dass „die kinetische Energie der fliegenden Fragmente plus der Energie der sich expandierenden Explosionsprodukte gleich der internen Energie der Explosion“ ist [7]. Mit der Bezeichnung „interne Energie der Explosion“ ist dabei der Energiegehalt des Sprengstoffs gemeint. Die Berechnung der Initialgeschwindigkeit der Partikel nach der Sprengung erfolgt nach (15).

$$(15) V_f = \sqrt{-2\Delta e} \cdot \left(\frac{C/m}{1+K \cdot (C/m)} \right)^{1/2}$$

Die Flugbahn der einzelnen Fragmente nach der Sprengung entspricht dabei physikalisch dem so genannten „schießen Wurf“ [8]. Ähnlich dem Kugelstoßen werden Teile mit einer vorgegebenen Anfangsgeschwindigkeit aus einer definierten Höhe über Grund abgestoßen, in diesem Fall mit einer Vielzahl unterschiedlicher Abwurfwinkel gleichzeitig. Auf die Fragmente wirken dann jeweils die Gewichtskräfte entsprechend der Teilchenmassen in z-Koordinatenrichtung und die Luftwiderstandskräfte entgegen der Bewegungen in den jeweiligen x-, y- und z-Koordinatenrichtungen, in Abhängigkeit der Widerstandsbeiwerte, Fragmentgrößen und des Staudrucks (16) - (19).

$$(16) G = m \cdot g$$

$$(17) W_x = C_w \cdot A \cdot \frac{\rho}{2} \cdot u \cdot |u|$$

$$(18) W_y = C_w \cdot A \cdot \frac{\rho}{2} \cdot v \cdot |v|$$

$$(19) W_z = C_w \cdot A \cdot \frac{\rho}{2} \cdot w \cdot |w|$$

3.3.1. Modellierung einer Sprengung des Versuchsträgers

Als Grundlage für eine Simulation musste zunächst ein Modell der Sprengung erstellt werden. Dazu wurde die Annahme getroffen, dass jedes Fragment nach der Sprengung die Geometrie einer Kugel hat, denn nur bei dieser Form bleibt der Widerstandsbeiwert unabhängig von der Anströmrichtung. Alle anderen Körpergeometrien haben in den verschiedenen Koordinatenrichtungen unterschiedliche C_w -Werte und erfahren infolgedessen auch unterschiedliche Widerstandskräfte in den Koordinatenrichtungen. Eine Rotation der Gegenstände während der Sinkbewegung und die daraus resultierenden permanent wechselnden Kräfte auf die Fragmente wären nur sehr schwer mathematisch abzubilden gewesen. Als Modell der Sprengprodukte wurde somit ein näherungsweise äquivalentes Abbild des Versuchsträgers aus Kugeln unterschiedlicher Größen entwickelt, die sich nach der Detonation verstreuen. Hintergrund der differenzierten Massenverteilung ist die Tatsache, dass das Fluggerät selber aus unterschiedlichen Materialien mit entsprechend variierenden Dichten besteht. Aus diesem Grund ist anzunehmen, dass sich bei einer Sprengung verschiedene Arten von Fragmenten ergeben. Für die Simulation werden insgesamt drei unterschiedliche Kugelradien bzw. -massen betrachtet, die sich aus einer Abschätzung der verwendeten Komponentendichten im Versuchsträger ergeben. So wurden die hauptsächlich metallischen Bauteile, wie z.B. der Motor, durch Kugeln modelliert, deren Dichte etwa dem Wert von Stahl $\rho_{\text{Stahl}} = 7.700 \text{ kg/m}^3$ entspricht. Das Material der Außenverkleidung war nicht bekannt. Es handelt sich aber wahrscheinlich um eine Kunst- oder Faserverbundstoffabdeckung, die mit einer Dichte von ca. 2.400 kg/m^3 abgeschätzt wurde. Für alle übrigen Bauteile wurde ein fiktiver Wert von ca. 5.000 kg/m^3 angenommen, womit zum Beispiel Mischkomponenten aus Kunststoff und Metall abgedeckt wurden. Somit verteilt sich das Systemgewicht von 175 kg (200 kg

Gesamtgewicht abzüglich 25 kg Treibstoff, die bei der Explosion verbrennen) auf Kugeln mit den folgenden Parametern [TAB 1].

Index	Anzahl	Dichte [kg/m³]	Masse [kg]	Radius [m]	Masse / Fläche [kg/m²]
M1	3.500	2.387	0,01	0,01	31,8
M2	150	4.850	0,4	0,027	174,7
M3	40	7.460	2	0,04	397,9

TAB 1. Modellparameter Kugeln

3.3.2. Abschätzung der Teilchengeschwindigkeit nach der Sprengung

Als Sprengstoff wurde für die Simulation das für militärische Anwendungen weit verbreitete Trinitrotoluol (TNT) gewählt, da es als sehr sicherer Sprengstoff gilt, der ausschließlich durch Initialzündung mittels Sprengkapsel zur Detonation gebracht werden kann. Bei Einwirkung durch Hitze und Feuer brennt das Material einfach ab, anstatt zu explodieren [9]. Dies minimiert zusätzlich die Gefahr einer ungewollten Sprengung am Boden, z.B. bei einem Motorschaden mit Feuer. Die Gurney-Konstante $\sqrt{-2\Delta e}$ hat für TNT einen Wert von 2320 m/s [7]. Aufgrund der ellipsoiden Form der zu sprengenden Versuchsträgerzelle wird der Geometriefaktor K mit 3/5 festgelegt. Als Gewichtsverhältnis C/m ergibt sich ein halbes Kilogramm Sprengstoff auf 175 kg Systemgewicht. Aus diesen Werten errechnet sich dann nach Gleichung (15) eine anfängliche Fragmentgeschwindigkeit $V_f = 123,9$ m/s für jedes Teil, unabhängig davon in welche Richtung es fliegt.

3.3.3. Simulation einer Sprengung

Mit einem 2D-Modell (x-,z-Koordinatenrichtungen) wurden die Auswirkungen einer Sprengung des Versuchsträgers in 3000 m Höhe simuliert. Dazu wurden die modellierten Fragmente unter verschiedenen Winkeln vom -90° bis +90° in 15°-Schritten mit der berechneten Ausbreitungsgeschwindigkeit abgestoßen. Für die Formulierung der auf die Teile wirkenden Kräfte wurde ein erdfestes Koordinatensystem verwendet, dessen Ursprung in eine Höhe H von 3000 m über Grund gelegt wurde. Mit den zuvor definierten Parametern wurde ein Modell der physikalischen Auswirkungen erstellt. Aus den berechneten Kräften, die auf die einzelnen Fragmente wirken lassen sich die Beschleunigungen, Geschwindigkeiten und Wegstrecken der Teile berechnen (20), (21), [1].

$$(20) F_x = -C_{wKugel} \cdot S_{Kugel} \cdot \frac{\rho}{2} \cdot u \cdot |u| = m \cdot \ddot{x}$$

$$(21) F_z = -C_{wKugel} \cdot S_{Kugel} \cdot \frac{\rho}{2} \cdot w \cdot |w| + m \cdot g = m \cdot \ddot{z}$$

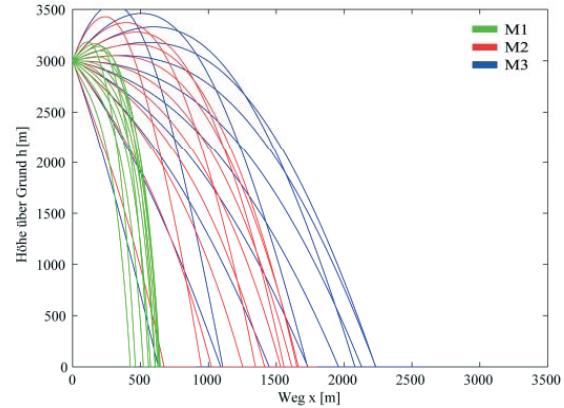


BILD 7. Ergebnisse Sprengung Schwebeflug

Die Ergebnisse in BILD 7 zeigen, dass die Kugeln mit dem größeren Verhältnis aus Masse zu Projektionsfläche eine weitere Flugstrecke zurücklegen und damit einen größeren Radius des Aufprallgebiets erwirken. Dieses Resultat ist auf den ballistischen Koeffizient β zurückzuführen, der beschreibt, wie stark ein Fragment verzögert wird (22). Je größer die Werte dabei ausfallen, desto geringer ist die Bremswirkung [10]. Da für alle Kugeln der gleiche C_w -Wert von 0,45 angenommen wurde, ist nur das Massen-Flächen-Verhältnis entscheidend, das laut TAB 1 von M1 nach M3 größer wird [8].

$$(22) \beta = \frac{m}{C_w \cdot S}$$

Bereits im günstigsten Fall, einer Sprengung im Schwebeflug ohne Windeinfluss, ergibt sich ein maximaler Streuradius der größten Fragmente von 2230 m. Innerhalb dieser Zone am Boden besteht die Gefahr von Teilen des Versuchsträgers getroffen zu werden. Im Weiteren wurde auch eine Sprengung bei verschiedenen Vorwärtsgeschwindigkeiten untersucht. Die folgende Abbildung BILD 8 zeigt die Ergebnisse für die größte Fragmentklasse, die entsprechend den weitesten Streuradius aufweist. So erhöht sich der Streuradius bei Reisefluggeschwindigkeit von 100 km/h noch um ca. 300 m auf knapp 2,5 km, die aus Sicherheitsgründen als Mindestabstand zu bewohntem Gebiet eingehalten werden müssten. Dadurch würde das Einsatzgebiet erheblich eingeschränkt.

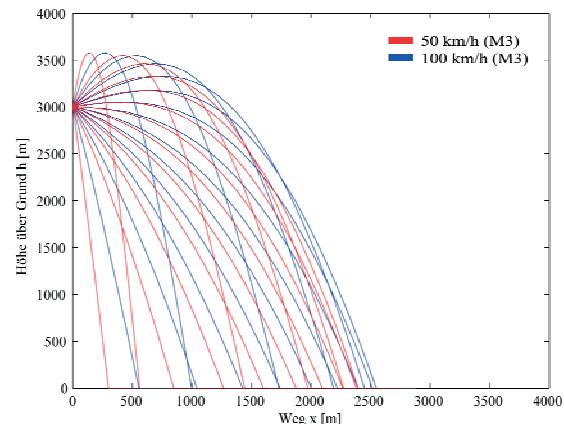


BILD 8. Ergebnisse Sprengung Translationsflug (M3)

3.3.4. Berechnung der Aufprallenergien

Die Aufprallenergie hat ausschließlich einen kinetischen Anteil, da die potentielle Energie am Boden zu null wird. Demnach ist die quadratisch eingehende Einschlaggeschwindigkeit ein Maß für die Aufprallenergie (23).

$$(23) E_{ges(h=0)} = E_{pot(h=0)} + E_{kin} = m \cdot g \cdot h + \frac{1}{2} \cdot m \cdot V^2$$

Die Fragmentgeschwindigkeiten beim Aufprall wurden ebenfalls durch Simulation bestimmt. Der Vergleich mit der Geschwindigkeit eines Squashballs äquivalenter Energie (zum besseren Anschaulichkeit in km/h) zeigt die Auswirkungen eines Einschlags. Bereits der Aufprall eines 10 g - Fragments am Boden hat die gleiche Einschlagswirkung wie ein Squashball mit 80 km/h.

Kugelmasse [kg]	V _{Aufprall} [m/s]	E _{kin} [J]	V _{Squashball} [km/h]
0,01	35	6	80
0,4	85	1.440	1.247
2	125	15.613	4.106

TAB 2. Vergleich der Aufprallenergien

4. OPERATIONELLE BETRIEBSBEREICHSGRENZEN

Aus den Ergebnissen der einzelnen Untersuchungen und den simulierten Flugbahnen nach Aktivierung der Verfahren konnten die operationellen Betriebsbereichsgrenzen für den Versuchsträger bestimmt werden. Die folgenden Abbildungen (BILD 9 - 11) zeigen den Mindestabstand zur Grenze (rechte Ordinate) für verschiedene Geschwindigkeiten der Drohne sowie auch den Einfluss einer zusätzlich auftretenden Rückenwindkomponente. Ferner bestehen Beschränkungen durch die maximale Operationshöhe des Versuchsträgers sowie verfahrensabhängige Mindestflughöhen. Hinweis: Die Abszissen sind unterschiedlich skaliert.

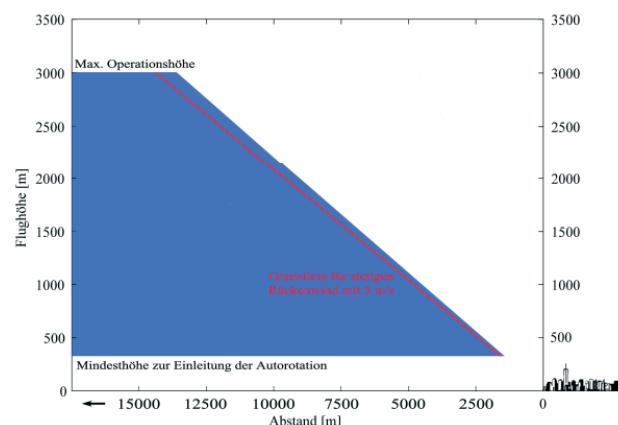


BILD 9. Betriebsbereichsgrenzen Autorotation

BILD 9 zeigt die theoretischen Betriebsbereichsgrenzen für die Autorotation im Geradeausflug. Die Untergrenze ergibt sich aus dem Höhenunterschied bis zum Übergang in den stationären Sinkflug. Die grenzseitige Beschrän-

kung wurde anhand der Gleitzahl 3,5 bestimmt, die während der stationären Phase erreicht wird. Bei einem Abfangmanöver, das nicht Teil der Simulation war, verringert sich dieser Koeffizient, so dass sich der Betriebsbereich geringfügig nach rechts erweitert. Im Fall einer Rückenwindkomponente von 5 m/s markiert die rote Linie die äußerste Grenze (für den betrachteten Fall).

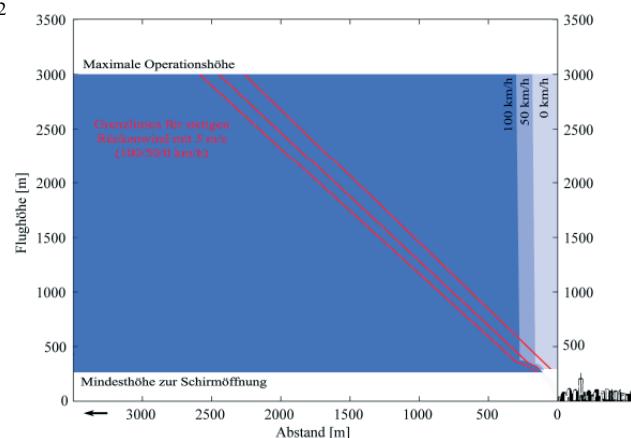


BILD 10. Betriebsbereichsgrenzen Fallschirmlandung

In BILD 10 sind die Betriebsbereiche für eine Fallschirmlandung bei verschiedenen Geschwindigkeiten zum Zeitpunkt der Systemauslösung dargestellt. Die untere Beschränkung ergibt sich aus der Mindesthöhe zur Schirmöffnung. Die Grenze für den Schwebeflug unmittelbar an der rechten Ordinate existiert nur theoretisch, da die Gefahr besteht von einer Böe darüber hinaus getrieben zu werden. Ferner zeigen die roten Linien, dass der Einfluss einer Rückenwindkomponente zu einer wesentlichen Einschränkung des Operationsgebiets führt.

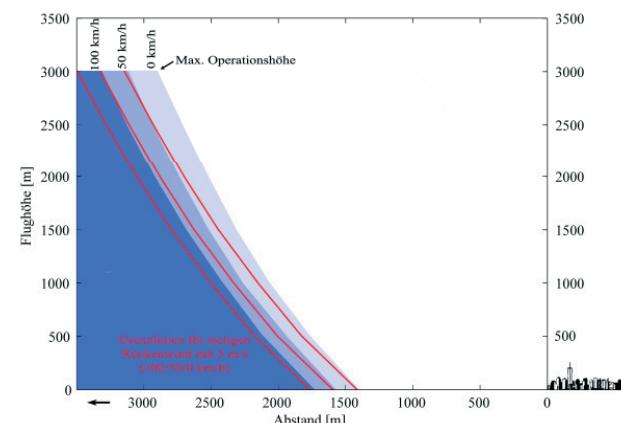


BILD 11. Betriebsbereichsgrenzen Sprengung

BILD 11 stellt ebenfalls die Betriebsbereiche für die drei untersuchten Fluggeschwindigkeiten dar. Die grenzseitige Beschränkung wurde anhand der Fragmentflugbahnen konstruiert. Eine Untergrenze für die Sprengung existiert nicht, da sie auch am Boden erfolgen kann. In diesem Fall treten jedoch Reflexionseffekte auf, die bei der Simulation der Fragmentbahnenkurven nicht berücksichtigt wurden. Trotzdem wird deutlich, dass selbst der Flugbetrieb in geringer Höhe einen großen Abstand von mindestens 1,5 km zur Gebietsgrenze erfordert. Der Einfluss einer Rückenwindkomponente ist im Verhältnis deutlich geringer als bei der Fallschirmlandung und liegt etwa auf dem Niveau der Autorotation.

5. FAZIT UND AUSBLICK

Die Untersuchung von drei möglichen Notverfahren für den Versuchsträger - Autorotation, Fallschirmlandung und Sprengung - verdeutlicht die Komplexität sämtliche Anforderungen an ein Notverfahren mit einem einzelnen System bzw. einer Prozedur zu erfüllen. So ist bei der Sprengung bereits von vornherein klar, dass keine Rettung des Fluggeräts erzielt, sondern allenfalls ein Überschreiten von Fluggebietsgrenzen verhindert werden kann. Die Ergebnisse einer simulierten Explosion der Drohne in 3000 m Höhe zeigen ferner, dass dabei eine fast 16 km² große Fläche von Trümmerteilen verschiedener Größen betroffen wäre, die am Boden zu schweren Verletzungen und Beschädigungen führen könnten (BILD 7). Selbst bei einer Sprengung in Bodennähe ergibt sich noch ein mehrere Quadratkilometer großer Streukreis (BILD 11). Insofern ist dieses Verfahren nur in ausreichendem Abstand zu bewohntem Gebiet einsetzbar, wodurch der Wirkradius des UAV stark eingeschränkt würde. Eine Fallschirmlandung hingegen zeichnet sich selbst bei hohen Fluggeschwindigkeiten als prädestiniertes Verfahren aus. Bei geeigneter Dimensionierung des Systems sind die Sinkraten nahezu frei definierbar, so dass das havarierte Fluggerät im Idealfall unbeschädigt auf dem Landegestell aufsetzen kann (BILD 4). Somit bietet das Verfahren gute Chancen zum vollständigen Erhalt des Luftfahrzeugs in Notsituationen. Die Betrachtung der möglichen operationalen Betriebsbereiche verdeutlicht die Vorteile des Fallschirmsystems, welches durch die Verzögerungswirkung der Schirme bereits nach kurzer Wegstrecke in einen stationären vertikalen Sinkflug übergeht und in Kombination mit einer geringen Mindestauslösungshöhe insgesamt das größte Operationsgebiet zulässt. Allerdings muss beachtet werden, dass im Verhältnis zu den anderen Verfahren eine größere Beeinflussbarkeit durch Rückenwind besteht, wodurch der Betriebsbereich deutlich eingeschränkt werden kann (BILD 10). Als dritte mögliche Notfallprozedur erweist sich die Autorotation als nur bedingt geeignet. Sie kann nur eingeschränkt beim Defekt bestimmter Systeme angewendet werden, sofern die erforderlichen Regler- und Steuerkomponenten noch intakt sind. Ferner ist nicht jeder Drehflügler aufgrund seiner physikalischen Beschaffenheit dazu geeignet ausreichend Energie für ein Abfangmanöver im Rotor zu speichern. Im untersuchten Fall deuten bereits die berechneten Bewertungskoeffizienten darauf hin, dass der Versuchsträger aufgrund seines, verglichen mit anderen Drehflüglern, geringen Rotorträgheitsmoments, ein schlechtes Autorotationsvermögen aufweist. Die Simulation eines Motordefekts hat gezeigt, dass der Rotor im Freilauf zu schnell an Drehgeschwindigkeit verliert und somit die für den Abfangbogen benötigte Drehenergie nicht lange genug zur Verfügung stellen kann. Die Folge ist eine wahrscheinlich für das Landegestell zu hohe Aufsetzgeschwindigkeit, welche einen Totalschaden des Rumpfes bedeuten könnte (BILD 1, BILD 2). Um dies zu verhindern, müsste das Notverfahren durch weitere aktive oder passive Systeme ergänzt werden, welche die hohe Aufprallenergie absorbieren bzw. umzuwandeln. Eine Betrachtung des operationellen Betriebsbereichs zeigt einen vermeintlich großen notwendigen Abstand zur Gebietsgrenze (BILD 9). In der Abbildung ist allerdings nur ein theoretischer Bereich für den ungünstigsten Fall dargestellt, bei dem das Fluggerät ausschließlich in eine Richtung fliegt. In der Praxis ist die Drohne jedoch steuerbar und kann ihre Flugrichtung ändern und demnach vor der Gebietsgrenze abdrehen.

Die vorgestellten Ergebnisse verdeutlichen sowohl die Notwendigkeit, als auch das Potential von verschiedenen Notverfahren für unbemannte Luftfahrzeuge. Dabei sind die Resultate nicht ohne weiteres auf jeden Typ von UAV übertragbar. Sie heben jedoch die Vor- und Nachteile der einzelnen Verfahren hervor und zeigen Probleme bei der möglichen Implementierung auf. Diese Erkenntnisse können bei der Entwicklung zukünftiger Fluggeräte dazu genutzt werden, entscheidende Parameter bereits in der Entwurfsphase mit zu berücksichtigen. So sollte beispielsweise bei Drehflüglern auf ein ausreichendes Rotorträgheitsmoment für eine optionale Autorotation geachtet werden. Ferner erscheint es sinnvoll, genügend Bauraum oder stabile Installationspunkte für zusätzliche Rettungssysteme vorzusehen. Darüber hinaus müssen durch die verschiedenen Luftfahrtbehörden einheitliche Standards geschaffen werden, die nicht nur die allgemeine Prüfung und den Betrieb von UAV regulieren, sondern auch Mindestanforderungen und zu erbringende Nachweise für Notverfahren genau definieren. Es besteht somit für die Zukunft noch Forschungs- und Entwicklungsbedarf bis der risikolose Einsatz von unbemannten Luftfahrzeugen möglich wird.

LITERATUR

- [1] OSTERMANN, T.: *Untersuchung von Notverfahren für unbemannte Flugsysteme der EADS*, Lehrstuhl für Flugdynamik, RWTH Aachen, Diplomarbeit, 2007
- [2] GÖTSCH, E.: *Luftfahrzeugtechnik*, Stuttgart: Motorbuchverlag, 2003
- [3] FRADENBURGH, E.A.: A Simple Autorotative Flare Index. In: *Journal of the American Helicopter Society* 29-3 (1984), S. 73 - 74
- [4] BITTNER, W.: *Flugmechanik der Hubschrauber*. Berlin, Heidelberg: Springer Verlag, 2. Auflage, 2005
- [5] HAHNEN, G.: *Erstellung eines Simulationsmodells für unbemannte Drehflügler*, Lehrstuhl für Flugdynamik, RWTH Aachen, Diplomarbeit, 2006
- [6] KNACKE, T.W.: *Parachute Recovery Systems Design Manual*. Santa Barbara, CA (USA): Para Publishing, 1992
- [7] KINNEY, G.F.; GRAHAM, K.J.: *Explosive Shocks in Air*. Berlin, Heidelberg: Springer Verlag, 2. Auflage, 1985
- [8] BEITZ, W., GROTE, K.-H.: *Dubbel - Taschenbuch für den Maschinenbau*. Berlin, Heidelberg: Springer Verlag, 19. Auflage, 1997
- [9] ESCALES, R.: *Nitrosprengstoffe*. Books on Demand GmbH, 1915, Reprint 2003
- [10] MESSERSCHMID, E.; FASOULAS, S.: *Raumfahrtssysteme*. Berlin, Heidelberg: Springer Verlag, 2. Auflage, 2005