

# Auslegung eines unbemannten Aufklärungs-Systems

P. Kämpf

EADS Deutschland GmbH

85521 Ottobrunn

## 1 ÜBERSICHT

In dieser Arbeit werden Optionen zur Schließung der Lücke bei der operativen Aufklärung der Bundeswehr untersucht und eine vielversprechende Lösung in Form eines unbemannten, hochfliegenden Flugzeugs vorgestellt. Dabei stehen die Besonderheiten in großer Höhe und des unbemannten Fliegens im Vordergrund, da sie die Auslegung maßgeblich beeinflussen.

## 2 BEDARF

Zur Abdeckung der neuen Aufgabengebiete der Bundesluftwaffe bedarf es eines Ausbaus der Aufklärungsfähigkeiten besonders im operativen und strategischen Bereich. Erst durch eine kontinuierliche, allwetterfähige Überwachung großer Gebiete wird es möglich, friedenssichernde und friedenserhaltende Maßnahmen im Rahmen von UN-Aufträgen effizient und unter weitgehender Vermeidung von Kollateralschäden durchzusetzen. Die bisherigen Möglichkeiten zur Aufklärung in Deutschland können dieser Aufgabe nicht gerecht werden, da sie für Punkt- und Wirkungsaufklärung ausgelegt wurden.

## 3 ANFORDERUNGEN

Das benötigte Aufklärungssystem soll in der Lage sein, große Gebiete rund um die Uhr und bei jedem Wetter zu überwachen. Dabei soll sein Einsatzgebiet mehrere tausend Kilometer von der Empfangsstelle der Aufklärungsdaten entfernt sein und kurzfristig verlagert werden können, und die Daten sollen in nahezu Echtzeit übertragen werden. Zudem soll die Gefährdung von Menschenleben im Einsatz minimiert werden. Dabei ist eine Lösung anzustreben, die der gegenwärtigen angespannten Budgetsituation der deutschen Streitkräfte gerecht wird.

## 4 LÖSUNGSMÖGLICHKEITEN

Da die Größe des überwachten Gebiets mit der Höhe der Sensorposition anwächst, ist operative Aufklärung die primäre Domäne anfangs von Ballonen,

dann von Flugzeugen gewesen. Mit der Entwicklung der Raumfahrt kamen Aufklärungssatelliten hinzu, so daß prinzipiell drei Plattformen zur Auswahl stehen:

- **Luftschiff**
- **Flugzeug**
- **Satellit**

Da eine Plattform leichter als Luft nicht die für eine schnelle Verlagerung erforderliche Geschwindigkeit erreichen kann, und Satelliten durch ihren hohen Preis und ihre starren Bahnen nur für Streitkräfte mit globalen Ambitionen sinnvoll sind, ist das Flugzeug in diesem Falle als Plattform für die Aufklärungssensorik am besten geeignet. Der Wegfall aufwendiger Lebenserhaltungssysteme verkleinert das Flugzeug erheblich, so daß eine unbemannte, ferngeführte Auslegung untersucht werden soll.

Aus der Höhe, in der konventionelle Flugzeuge mit der erforderlichen Reichweite und Standzeit fliegen, ist die Sichtweite beschränkt, und zudem können dort starke Winde auftreten, die die Größenordnung langsam fliegender Flugzeuge erreichen [1]. Trägt man die Sichtweite über der Flughöhe für verschiedene Einfallswinkel auf, erhält man das Diagramm in Abbildung 1. Für einen Einfallswinkel von  $3^\circ$  erhält man aus 12 km Höhe eine Sichtweite von lediglich 170 km, die sich in 18 km Flughöhe auf 250 km verbessert.

Zusammenhang zwischen Flughöhe, Entfernung und Einfallswinkel

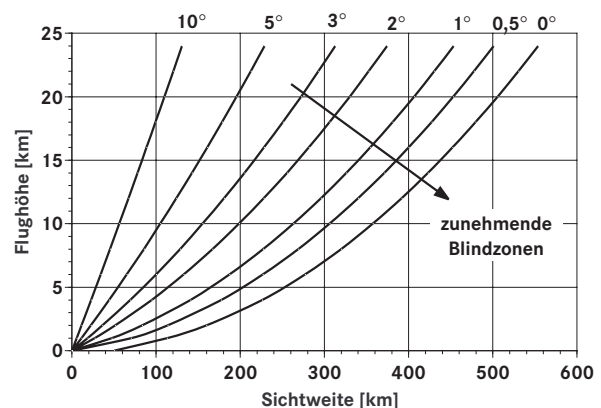


Abbildung 1: Sichtweite über Höhe

Da ein größerer Beobachtungsabstand die Gefährdung des Beobachters reduziert, soll die Einsatzhöhe unter vertretbaren Plattformkosten möglichst groß ausfallen. Zudem soll eine Höhe gewählt werden, in der die Beeinträchtigung durch starke Winde gering ist (siehe Abbildung 2).

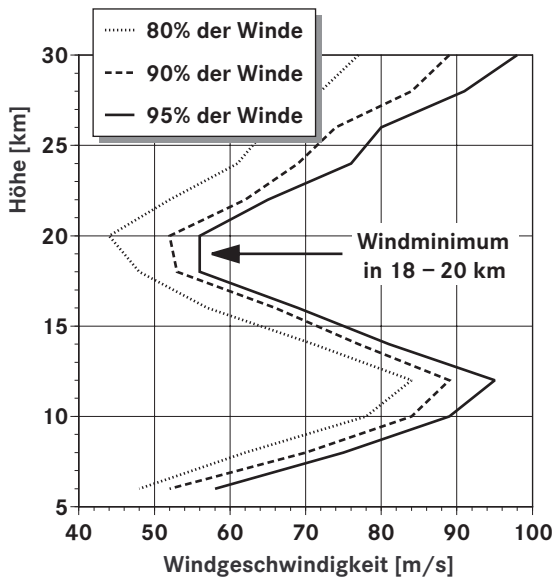


Abbildung 2: Windgeschwindigkeit nach Mil Std 210C

## 5 PLATTFORM

### 5.1 Randbedingungen in großer Höhe

#### 5.1.1 Auftrieb

Mit steigender Flughöhe nimmt die Luftdichte  $\rho$  ab, und um den gleichen Auftrieb  $A$  erzeugen zu können, muß die Fluggeschwindigkeit  $v$  entsprechend angehoben werden:

$$A = \frac{\rho}{2} \cdot v^2 \cdot F \cdot c_A \quad (1)$$

Dabei ist  $F$  die Flügelfläche und  $c_A$  der Auftriebsbeiwert. Schreibt man diese Gleichung mit Hilfe des idealen Gasgesetzes um, erhält man mit  $\kappa$ , dem Verhältnis der spezifischen Wärmen der Luft, und der Machzahl  $Ma$

$$A = \rho \cdot \kappa \cdot Ma^2 \cdot F \cdot c_A \quad (2)$$

und damit einen Ausdruck, der direkt die Abhängigkeit des Auftriebs vom Umgebungsdruck  $p$  – und damit letztlich der Höhe – darstellt. Um die erreichbare Druckhöhe zu maximieren, muß also das Produkt  $Ma^2 c_A$  maximiert werden. Da seine Größe praktisch die aerodynamische Güte zur Erreichung großer Flughöhen im Unterschall charakterisiert, wird es im Weiteren als Höhengütezahl bezeichnet. Bei

konventionellen Entwürfen beträgt  $(Ma^2 c_A)_{\max} = 0,25$  bis  $0,4$  (der obere Wert entspricht typischerweise einem  $c_A$  von  $1,4$  bei  $Mach = 0,55$  bzw.  $0,8$  bei  $Mach 0,7$ ). Für die Auslegung ist nicht der Maximalauftrieb relevant, sondern der Auftrieb, bei dem noch stoßfreie und damit widerstandsarme Strömung vorliegt. Eine Steigerung der Fluggeschwindigkeit über die bei maximaler Höhengütezahl führt – gerade in Verbindung mit hohen Auftriebsbeiwerten – zum Auftreten von stoßbedingten Ablösungen, die den Auftrieb bei drastischem Anwachsen des Widerstands reduzieren. Daher hat die Höhengütezahl im Unterschall ein ausgeprägtes Maximum. Die größten Werte der Höhengütezahl sind bei hoher Profildübelung und geringer Profildicke zu erreichen, was jedoch zu hohen Torsionsverformungen des Flügels im Fluge bzw. zu einem Anwachsen des Strukturgewichts führt. Abbildung 3 zeigt die maximale Flächenbelastung bei gegebener Höhengütezahl über der Höhe.

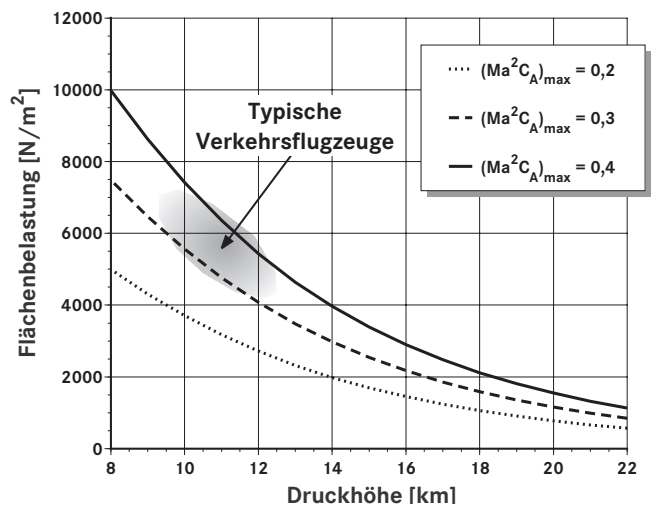


Abbildung 3: Maximale Flächenbelastung über der Druckhöhe

Mit der Abnahme der Dichte ist auch ein Rückgang der Dämpfung verbunden, da bei höheren Fluggeschwindigkeiten Störungen zu kleineren Winkeländerungen der Anströmung führen, die in kleineren rückstellenden Kräften resultieren.

#### 5.1.2 Antrieb

Eine weitere Begrenzung der Flughöhe wird durch luftatmende Antriebe vorgegeben. Der Schub einer Gasturbine nimmt in erster Näherung proportional mit der Luftdichte ab. Zudem geht in großer Höhe der Drosselbereich zurück, da bei geringem Umgebungsdruck und kleinem Druckverhältnis der Brennkammerdruck unter die Zündgrenze sinken kann. Bis ca.  $20$  km Flughöhe können herkömmliche Strahl-



Ausschlaggebend für die Wahl des Antriebs war jedoch eine Optimierungsrechnung, in der ein propeller- und ein turbinengetriebenes Höhenflugzeug für die gleiche Einsatzaufgabe mit einem genetischen Algorithmus optimiert wurden. Das zunächst überraschende Ergebnis ist, daß das propellergetriebene Flugzeug mit  $96\text{m}^2$  fast die doppelte Flügelfläche der turbinengetriebenen Variante hat. Wegen der Schubabnahme mit steigender Fluggeschwindigkeit fliegt das propellergetriebene Flugzeug wesentlich langsamer und braucht aufgrund des geringeren Staudrucks eine entsprechend größere Flügelfläche.

**Tabelle 1: Optimierungsergebnisse bei Variation des Antriebs**

	Antrieb mit Kolbenmotor	Antrieb mit Gasturbine
Spannweite	46 m	41,8 m
Flügelfläche	$96\text{ m}^2$	$53\text{ m}^2$
Flügelstreckung	22	33
Antrieb	Leistung 2 x 190 kW	Stand Schub 20,6 kN
Leermasse	2900 kg	2460 kg
Abflugmasse	7300 kg	9650 kg

Mit der Gasturbine erhält man also ein schnelleres, kompakteres und einfacheres Flugzeug, das zudem besser in existierende Strukturen paßt. Außerdem hat eine Konfiguration mit zwei Gasturbinen deutliche Sicherheitsvorteile, da Gasturbinen zuverlässiger als Kolbentriebwerke sind und durch ihre Schubcharakteristik in geringerer Höhe die für Einmotorenflug notwendigen Reserven mitbringen.

## 5.4 Lösungsfindung

### 5.4.1 Missionsprofil

Zunächst wurde auf Basis der oben gemachten Überlegungen ein Missionsprofil als Entwurfsmission definiert, in dem das Flugzeug eine definierte Sensornutzlast über 6000 km Entfernung transportiert und im Aufklärungsgebiet in Höhen von 18 bis 20 km für 24 Stunden positioniert. Die Nutzlast selbst besteht dabei aus einem Synthetic Aperture Radar, der dazu erforderlichen Datenverarbeitung und der Ausrüstung zur Übertragung der Daten.

### 5.4.2 Konfiguration

Um diese Aufgabe optimal zu erfüllen, sollten entsprechende Forderungen an das Höhenflugzeug gestellt und analysiert werden. Damit läßt sich eine geeignete Konfiguration schon weitgehend eingrenzen, wie Tabelle 2 zeigt, in der Forderungen und Wege zu ihrer Erfüllung gegenübergestellt werden:

**Tabelle 2: Forderungen an die Höhenflugzeug-Konfiguration**

Forderung	Konfigurationseigenschaft zu ihrer Erfüllung
Keine Behinderung der Aufklärungsnutzlast in der vorderen und unteren Hemisphäre durch Bauteile der Plattform	mehrere Meter lange Rumpfspitze ohne Sichtbeeinträchtigung
Effizienteste Auftriebs-erzeugung	Gerader Flügel hoher Streckung mit gewölbtem Profil Elliptische Zirkulationsverteilung
Hohes $\text{Ma}^2 c_A$	Profil mit hoher, weit zurückliegender Wölbung
Dämpfung der Eigenformen	Flächen mit großem Abstand zum Schwerpunkt

Vergleicht man die verschiedenen Konfigurationsmöglichkeiten hinsichtlich der Erfüllung dieser Forderungen, findet man die wenigsten Nachteile bei der Drachenflugzeug-Konfiguration. Daher wurde ein entsprechendes Basisflugzeug entworfen, dessen Parameter dann mit einem nichtlinearen Optimierungsalgorithmus für die Entwurfsmission optimiert wurden [4].

Dafür wurde ein Missionsprogramm mit einem aerodynamischen Entwurfsprogramm gekoppelt, so daß für eine beliebige vorgegebene Konfiguration zunächst ein aerodynamischer Beiwertesatz und aus statistischen Korrelationen die Massedaten erstellt werden konnten. Die Flügelmasse wurde wegen der geringen statistischen Basis für hochgestreckte Konfigurationen mit einer überschlägigen Dimensionsrechnung bestimmt, wobei eine einholmige Kohlefaser-Verbundbauweise zugrunde gelegt wurde. Danach wurden mit diesen Daten die Missionsleistungen berechnet, und als Gütezahl wurde die zur Missionserfüllung erforderliche Startmasse definiert. Indem diese Schritte für verschiedene Flugzeugkonfigurationen wiederholt wurden, ließ sich

diejenige mit der geringsten Startmasse finden. Dabei wurden folgende Parameter variiert:

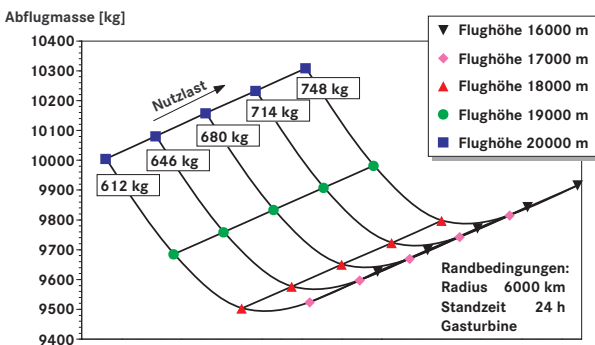
- Spannweite
- Flügeltiefe
- Zuspitzung
- Flügelpfeilung
- Flügelposition
- Rumpfvolumen
- Triebwerksgröße
- Tankinhalt von Außentanks

Mittels eines genetischen Algorithmus wurde dann eine Optimalkonfiguration gefunden, die durch ihre hohe Streckung und den geraden Flügel einem Segelflugzeug ähnelt (siehe auch Abb. 8). Das Optimum war dabei vom Vorhandensein von Außentanks abhängig: Fehlten sie, war die optimale Flügelstreckung geringer, um das Tankvolumen im Flügelinneren zu steigern. Durch eine Variation der Entwurfsmission und der Nutzlast konnte das Verfahren zugleich noch für Parameterstudien herangezogen werden, von denen einige vorgestellt werden sollen.

### 5.4.3 Einfluß der Missionsparameter

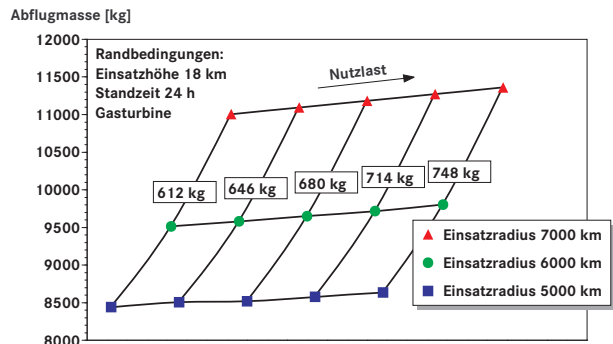
Eine Steigerung der Anfangshöhe im Einsatzraum (Abb. 5) führt zu einem deutlichen Anwachsen der Abflugmasse, da ein größeres, schwereres Triebwerk erforderlich ist, um in größerer Höhe fliegen zu können. Bei Verminderung der Größe wurde dagegen das für 18 km optimierte Triebwerk beibehalten, wodurch das nun mehr im Teillastbereich laufende, für die Höhe zu große Triebwerk einen schlechteren spezifischen Verbrauch aufwies und damit ein erneutes Ansteigen der Startmasse verursachte.

Bei Änderung des Missionsradius fällt auf, daß die Verschiebung von 6000 auf 7000 km eine größere Änderung der Abflugmasse bewirkt als die von 6000



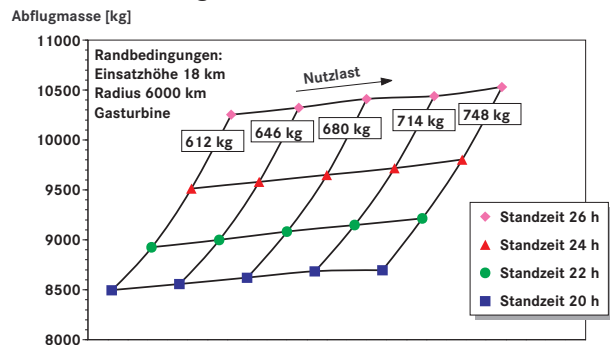
**Abbildung 5: Entwurfsdiagramm für den Höheneinfluß**

auf 5000 km. Zugleich verdeutlicht die Größenordnung der Änderung, daß der Missionsradius ein wesentlicher Entwurfstreiber ist und eine kostenoptimale Lösung sollte versuchen, mit einem möglichst geringen Radius auszukommen (Abb. 6).



**Abbildung 6: Entwurfsdiagramm für den Einfluß des Missionsradius**

Ähnliches gilt für die Standzeit im Einsatzraum, die in Abbildung 7 zwischen 20 und 26 Stunden verändert wurde.



**Abbildung 7: Entwurfsdiagramm für den Einfluß der Standzeit**

Eine Nutzlaständerung wirkt sich nur mit dem Doppelten ihrer Masse in der Abflugmasse aus, was durch die sehr effiziente Auftriebserzeugung der Plattform erreicht werden konnte.

## 6 SENSORIK

Die Forderung nach allwetterfähiger Beobachtung kann alleine mit einem Radar erfüllt werden. Moderne Radargeräte können durch die Integration der Signale längs des Flugwegs ihre Apertur künstlich erhöhen und damit in mehreren hundert Kilometern Entfernung Objekte von unter einem Meter Kantlänge auflösen. Diese Art der Beobachtung bedeutet, daß das Flugzeug quer und versetzt zu dem zu beobachtenden Gebiet fliegen muß, und daß es selbst ständig Radarsignale ausstrahlt. Damit verrät es seine Position, so daß es nur dann sinnvoll einge-

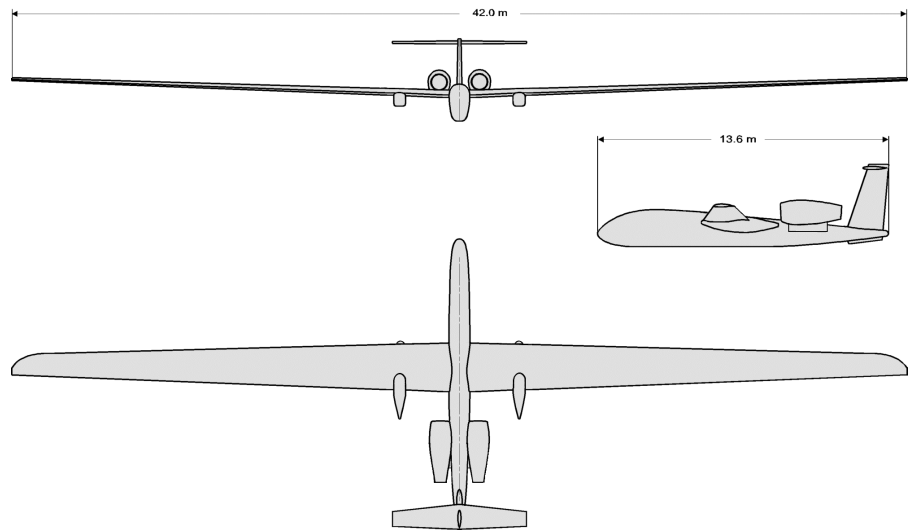
setzt werden kann, wenn es außerhalb der Hoheitsgebiete beobachteter Territorien operiert.

Mit einer sinnvollen Flughöhe zwischen 18 und 20 km und einem minimalen Schrägsichtwinkel von  $3^\circ$  muß die geplante Sensorik bis zu 250 km weit reichen, und sie erfordert große Antennenflächen und hohe Ausgangsleistungen. Bei der Auslegung der Plattform in Abbildung 8 wurde daher eine Nutzlastmasse von brutto 1500 kg angenommen, die im Rumpf montiert wird. Durch die Hochdeckeranordnung und die Lage der Triebwerke am Rumpheck ist das Blickfeld zur Seite nicht eingeschränkt.

Die Energieversorgung der Nutzlast muß von den Triebwerken mit übernommen werden, eine direkte Abnahme von der Hochdruckwelle würde jedoch diese über Gebühr belasten, da die Nutzlast in einer Betriebsart über 12% des Gesamt-Leistungsbedarfs beansprucht. Eine Lösung ist mit einem Impellerangetriebenen Generator denkbar, der bei günstiger Auslegung mit über 70% Gesamtwirkungsgrad lediglich den Widerstand der Plattform erhöht, ohne Hoch- und Niederdruckteil der Triebwerke gegeneinander zu verstimmen.

## 7 DATENÜBERTRAGUNG UND STEUERUNG

Obwohl das Flugzeug ohne Piloten fliegt, muß es jederzeit von einem Menschen überwacht und, falls erforderlich, umkommandiert werden können. Zum einen kann dies durch unerwartete Aufklärungsergebnisse erforderlich werden, die eine sofortige Reaktion bedingen, zum anderen ist dies eine der Voraussetzungen, die erfüllt werden müssen, um außerhalb von Beschränkungsgebieten fliegen zu können. Daher ist eine Verbindung zu einer Fernführungsstation erforderlich, über die Zustandsdaten der Plattform sowie Steuerbefehle und die Sprechverbindung mit der Luftverkehrsaufsicht übertragen werden kann. Diese Verbindung muß störfest und ausfallsicher ausgelegt werden, um mit ausreichender Wahrscheinlichkeit verfügbar zu sein und eine Manipulation des Flugzeugs durch Unbefugte zu verhindern. Diese Steuerung ist auf verschiedenen Ebenen denkbar:



**Abbildung 8: Dreiseiten-Ansicht des unbemannten Höhenaufklärers**

- **Direkter Eingriff des Fernführers**

Dabei werden wie von einem Piloten die Steueranschläge kommandiert. Dies kann nur bei direkter Verbindung zur Fernführungsstation geschehen, da die Signallaufzeit über Relais zu piloten-induzierten Schwingungen führt.

- **Vorgabe eines Vektors**

Ähnlich wie bei der Programmierung eines Autopiloten werden hier Steig- und Winkelgeschwindigkeiten kommandiert. Das Steuersystem an Bord übernimmt dabei die Stabilisierung.

- **Vorgabe von Wegpunkten**

Hier werden Punkte im Raum vorgegeben, und das Flugsteuersystem an Bord steuert diese quasi-autonom an.

Daneben ist zur Erfüllung der Forderung nach Übertragung der Aufklärungsdaten in quasi-Echtzeit eine Verbindung mit extrem hoher Bandbreite erforderlich, die zudem noch über den maximalen Missionsradius aufrecht erhalten werden soll.

Um diese Datenübertragung zu gewährleisten, bieten sich folgende Optionen an:

1. **Aufspannen einer Relaiskette**

Dabei werden Steuerungs- und Aufklärungsdaten entweder durch entsprechend positionierte Relaisflugzeuge oder durch Satelliten übertragen.

2. **Vernetzte Antennen an Flugplätzen bzw. im Einsatzraum**

Die stationäre Fernführungsstation ist über ein Datennetz mit Antennen entlang des Flugweges

verbunden und überträgt mit der dem Flugzeug jeweils nächsten Antenne.

### 3. **Fliegende Führungsstation**

Hier folgt ein bemanntes Führungsflugzeug dem Unbemannten.

### 4. **Selbststeuerung der Unbemannten (autonomer Betrieb)**

Dabei erfolgt die Vorgabe von Missionszielen durch den Fernführer, ihre Ausführung ist aber autonom. Dies bedingt einen hohen Aufwand für Sensorik und Datenverarbeitung an Bord und verlangt, daß alle denkbaren Entscheidungen des Flugführungssystems vorprogrammiert werden müssen.

Die Wahl des jeweiligen Verfahrens hängt natürlich von den Betriebsbedingungen ab. Während Verfahren 2 nur in infrastrukturell hoch erschlossenen Gebieten möglich sein wird, kann Verfahren 4 außerhalb von Sperrgebieten derzeit nur über den Ozeanen in internationalem, unreglementiertem Luftraum routinemäßig möglich sein.

Falls die Verbindung zur Fernführungsstation ausfällt, muß jedoch sichergestellt sein, daß sich das Flugzeug sinnvoll verhält und alles zur Schadensvermeidung mögliche unternimmt. Daher ist als Notfallmodus eine autonome Betriebsart vorgesehen, in der das Flugzeug in die Nähe einer Fernführungsstation fliegt, um die Wiederaufnahme der Verbindung zu erleichtern, und, falls dies mißlingt, den Flug sicher beendet. Um in allen denkbaren Fällen die Gefährdung Unbeteiligter auszuschließen, ist daher ein hochzuverlässiges Navigationssystem erforderlich.

## **8 ZULASSUNG UND BETRIEB**

### **8.1 Besonderheiten bei Unbemannten**

Während in der bemannten Fliegerei in über 100 Jahren ein Erfahrungsschatz zum sicheren Bau und Betrieb von Flugzeugen herangereift ist, der sich in umfangreichen Regelwerken zu jedem Aspekt niederschlägt, betritt man mit unbemannten Flugzeugen auf einigen Gebieten Neuland. Neben der Auslegung und dem Entwurf muß der Antragsteller für eine Zulassung in Deutschland auch die entsprechenden Vorschriften erarbeiten, da diese international nirgendwo existieren [5].

Ein weiteres Novum ist die Programmierung des autonomen Verhaltens. Bisher mußte ein Flugzeug-

hersteller nur gewährleisten, daß seine Konstruktion dem Piloten alle Mittel an die Hand gibt, einen Flug sicher zu beenden. In Zukunft werden die Verhaltensregeln gleich in das Flugsteuersystem einprogrammiert und zusammen mit den Flugzeug zugelassen. Dies bedeutet, daß bei der Zulassung nicht nur die reine Lufttüchtigkeit, sondern auch die Einhaltung der Verhaltensregeln geprüft werden muß.

### **8.2 Zulassungsvorschriften**

Damit müssen auch die Zulassungsvorschriften für unbemannte Flugzeuge eine Kombination von Lufttüchtigkeits- und Verhaltensvorschriften sein. Als übergeordnetes Ziel sollte das Erreichen einer Mindestsicherheit nachgewiesen werden, die eine Kollision mit anderen Luftfahrzeugen oder einen Schaden an Gut und Leben Unbeteiligter ausreichend unwahrscheinlich macht. Da entsprechende Sicherheiten im bemannten Luftverkehr allgemein akzeptiert sind, sollten sie unverändert auf unbemannte Flugzeuge übertragen werden können.

Alle bisherigen Zulassungsvorschriften für unbemannte Flugzeuge erreichen dies, indem sie deren Betrieb nur in Sperrgebieten erlauben. Indem dort keine Unbeteiligten eingelassen werden, kann die Zulassung auf eine Zuverlässigkeitsprüfung von Steuerung und Flugabbruchsystem beschränkt werden, um ein unfreiwilliges Verlassen des Sperrgebiets mit genügender Sicherheit auszuschließen.

Ein hochfliegendes, weitreichendes Aufklärungsflugzeug muß dagegen auch außerhalb von Sperrgebieten eingesetzt werden können und wird deshalb eine Sicherheit gegen technisches Versagen ähnlich der eines bemannten Flugzeugs nachweisen müssen. Sinnvollerweise wird man für Bereiche wie die Struktur, die Triebwerke und die Wartung bestehende Vorschriften unverändert übernehmen, während für die Funkverbindung oder die Fernführungsstation neue geschaffen werden müssen. Da bisher die Erfahrungsbasis auf den letztgenannten Gebieten fehlt, muß sich die Zulassung hier auf eine detaillierte Fehleranalyse stützen, in der nachgewiesen wird, daß jeder Ausfall mit ausreichender Sicherheit abgefangen werden kann, um ein katastrophales Versagen des Systems zu verhindern.

Dies bedeutet jedoch auch, daß ein unbemanntes Flugzeug ähnlich komplex und teuer sein wird wie ein bemanntes. Um die operationellen Einschränkungen bisheriger unbemanntes Systeme zu vermeiden, muß man einen erheblichen Anstieg an Entwicklungs- und Betriebskosten in Kauf nehmen.



### 8.3 Betrieb

Trotz dieser Einschränkungen ist eine unbemannte Plattform immer noch attraktiv. Durch die extreme Flughöhe kann sie oberhalb bisheriger Luftstraßen betrieben werden und kommt nur bei Auf- und Abstieg mit anderem Luftverkehr in Berührung. Das Fehlen einer bordseitigen Möglichkeit zur Überwachung des Luftraums läßt sich kompensieren, indem die unbemannte Plattform ausschließlich in Lufträumen betrieben wird, in dem nur Instrumentenflugverkehr zugelassen ist. Dabei wird die Kollisionsvermeidung von der Luftverkehrskontrolle sichergestellt, wenn das Flugzeug über eine entsprechende Mindestausrüstung verfügt und der Fernführer ständigen Funkkontakt mit der Luftverkehrskontrolle hält. Diese Art von Luftraum findet man in Deutschland oberhalb FL 100 (= 3048 m). Darunter muß sich der Einsatz auf Kontrollzonen beschränken, die für die Dauer des Flugs von Sichtflug-Verkehr freigehalten werden müssen [6].

Im Falle eines Schadens, der ein Fortsetzen des Fluges unmöglich macht, müssen entlang des Flugwegs vorbereitete Flugplätze aufgereiht sein, auf denen eine Notlandung stattfinden kann.

### 8.4 Flottengröße

Um eine durchgehende Überwachung zu gewährleisten, muß eine Flotte von unbemannten Flugzeugen betrieben werden, deren Größe von der Standzeit und der Gesamtflugzeit abhängig ist. Unter der Annahme von 500 km/h Reisegeschwindigkeit, drei Stunden für Wartung pro Flug und einem Klarstand von 67% erhält man in Abhängigkeit vom Einsatzra-

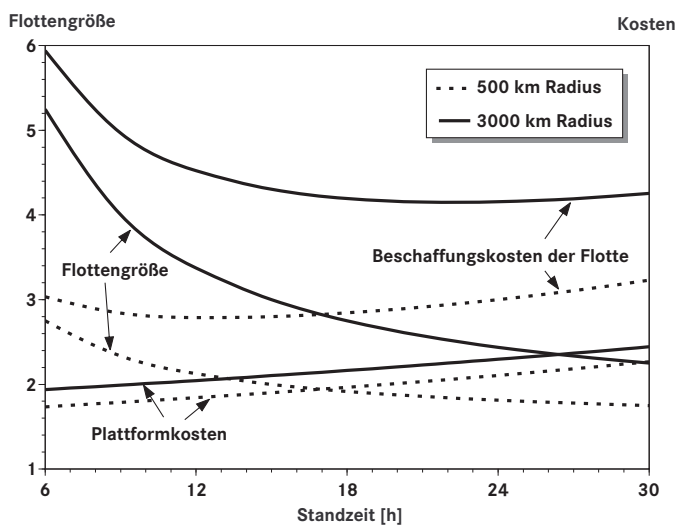


Abbildung 9: Kostenoptimale Standzeit und Flottengröße

dius die in Abbildung 9 dargestellte Flottengröße für die Entfernungen Basis–Einsatzraum von 500 km und 3000 km. Ein zweites Kurvenpaar stellt die Kosten einer einzelnen Plattform über der Standzeit für die beiden Einsatzradien dar. Dabei wurde angenommen, daß die Kosten proportional mit der Abflugmasse ansteigen.

Das oberste Kurvenpaar in Abbildung 9 ist das Produkt von Flottengröße und Plattformkosten und stellt damit die Beschaffungskosten der Flotte dar. Man erkennt ein Kostenminimum, das sich bei Vergrößerung des Einsatzradius zu längeren Standzeiten verschiebt.

## 9 ZUSAMMENFASSUNG

Ausgehend vom Bedarf einer weiträumigen Überwachung und den sich daraus ergebenden Anforderungen wurde ein hochfliegendes, unbemanntes Flugzeug konzipiert und die umfangreichen Einflußfaktoren auf seine Konfiguration dargelegt. Neben der Nutzlast und der Flugleistung kommen in diesem Fall noch die Fernführungsstation, die Verbindung zu dieser und die Einsatzbedingungen mit den daraus abzuleitenden Zulassungsvorschriften hinzu.

## 10 SCHRIFTTUM

- [1] US Military Standard MIL-STD-210C (Climatic Information to Determine Design & Test Requirements for Military Systems & Equipment)
- [2] Künkler, H.: Antrieb der Grob Strato 2C, DGLR 92-03-044.
- [3] Teledyne Ryan: Global Hawk System Description. International Briefing, 12. August 1999. [http://www.tdyryan.com/O4\\_Programs/Global\\_Hawk/GH\\_System\\_Desc.PDF](http://www.tdyryan.com/O4_Programs/Global_Hawk/GH_System_Desc.PDF)
- [4] Kämpf, P.: Konfigurationswahl im militärischen Flugzeugbau. Deutsches Symposium für unkonventionelle Flugzeugkonfigurationen, Dasa Airbus Hamburg 13. - 14.9.1999.
- [5] Papachristophilou, I., Kämpf, P. und Wagner, O.: System Layout of an Unmanned High Altitude Aircraft for Certification and Flight in Civil Airspace. Paper No 11, 8th Symposium of the AGARD Mission Systems Panel, Athen 1997
- [6] Strauß, M. und Kämpf, P.: UAV Operations Outside Restricted Airspace, Präsentation bei der JAA in Hoofddorp 3.2.2000.