

KONZEPTSTUDIE EINES FLIEGENDEN AUTOS MIT INTEGRIERTER VORGABEREGELUNG FÜR FLUG- UND FAHRBETRIEB

Matthias Heinicke¹, Alexander Köthe²

¹Otto-von-Guericke-Universität Magdeburg, Fakultät für Maschinenbau, Universitätsplatz 2, 39106 Magdeburg, Deutschland, matthias.heinicke@ovgu.de

²Marchstr. 12, 10587 Berlin, Deutschland, Alexander.Koethe@ilr.tu-berlin.de

Kurzfassung

Vor dem Hintergrund einer zunehmenden Individualisierung des Personenverkehrs scheint gerade hinsichtlich längerer Strecken eine Betrachtung flugfähiger Objekte, die auch für den Straßenverkehr geeignet sind, sinnvoll. Im vorliegenden Beitrag wird ein ganzheitliches Konzept vorgestellt, das erstmals als Grundlage ein bestehendes straßenzugelassenes Fahrzeug nutzt. Die Definitionen der Flugleistungen erfolgt dabei in Anlehnung an ein existierendes Kleinflugzeug. In der Konzeptstudie wird zunächst ein Flugzeugvorentwurf durchgeführt, wobei das Leitwerk in Endkonfiguration ausgeführt ist, um es optimal am Referenzfahrzeug zu adaptieren. Darüber hinaus werden alle erforderlichen aerodynamischen Stellflächen definiert und anschließend das konzipierte Vehikel bezüglich statischer Stabilität und Steuerbarkeit flugmechanisch analysiert. Des Weiteren stellt der Beitrag einen Ansatz für ein ganzheitliches hybrides Antriebssystem vor und bietet mit der Auslegung selbsttragender Teleskope bei Begrenzung aller strukturmechanischen Freiheitsgrade im Flugbetrieb eine zweckmäßige Möglichkeit zum Einfahren der aerodynamischen Komponenten im Fahrmodus. Den Abschluss bildet die Entwicklung einer gekoppelten Vorgaberegulierung unter Nutzung eines zentralen Bedienelementes, das sowohl für den Fahr- als auch den Flugbetrieb geeignet ist.

Nomenklatur

A	Auftriebskraft	l_V	Abstand Vorderachse - Schwerpunkt
a	Beschleunigung	l_μ	Flügelteufe
a_y	Vertikalbeschleunigung	m_B	Kraftstoffmasse
\underline{A}	Systemmatrix	$MTOW$	Maximale Abflugmasse
\underline{B}	Stellmatrix	n_z	Lastvielfaches
\bar{b}_e	spezifischer Kraftstoffverbrauch	P	Leistung
\underline{C}	Ausgangsmatrix	q	Nickrate
\bar{C}_A	Auftriebsbeiwert	\bar{q}	Staudruck
C_n	Rollmomentbeiwert	R	Reibung
C_m	Nickmomentbeiwert	r_H	Abstand Neutralpunkte zw. Flügel und Leitwerk
$C_{m,0}$	Nickmomentbeiwert bei Nullauftrieb	S	Flügelfläche
C_l	Rollmomentbeiwert	\underline{u}	Stellvektor
C_Q	Querkraftbeiwert	V	Geschwindigkeit
C_W	Widerstandsbeiwert	W	Widerstand
$C_{W,0}$	Nullwiderstandsbeiwert	\underline{x}	Zustandsvektor
$C_{W,i}$	induzierter Widerstandsbeiwert	x_N	Neutralpunkt
F	Schub	\underline{y}	Ausgangsvektor
F_V	Vortriebskraft	α	Anstellwinkel
F_{y_h}	Seitenführungskraft Hinterrad	β	Schiebewinkel
F_{y_v}	Seitenführungskraft Vorderrad	β_S	Schwimmwinkel
FR	Flügel-Rumpf (als Index)	γ	Bahnneigungswinkel
g	Erdbeschleunigung	δ	Lenkwinkel
H	Heizwert	ε	Abwind
H	Höhenleitwerk (als Index)	ζ	Seitenruderausschlag
h	Höhe	η	Höhenruderausschlag
\dot{h}	Steigrate	η_K	Wölbklappenausschlag
\underline{I}	Massenträgheitsmoment	Λ	Streckung
\bar{k}	Stauchung der Lilienthal-Polare	μ_R	Rollreibungskoeffizient
l	Länge	ξ	Querruderausschlag
l_H	Abstand Hinterachse - Schwerpunkt	Ψ	Gierwinkel

1 EINFÜHRUNG

In Anbetracht einer möglichen hybriden Nutzung von Vehikeln sowohl für den Flug- als auch den Fahrbetrieb versuchen Erfinder weltweit seit fast 100 Jahren ein optimales Konzept zu entwickeln. Dabei verfolgen bisherige Ansätze vorrangig das Ziel, bereits flugfähige Vehikel auf die herrschenden Restriktionen zur Zulassung im Straßenverkehr anzupassen bzw. besonders hinsichtlich des Antriebssystems und der Dimensionen des Objektes zu adaptieren. Hinsichtlich der Sinnhaftigkeit und Zweckmäßigkeit derartiger Entwürfe herrscht insgesamt ein Dissens, obwohl die Entwickler stets auf wirtschaftliche Vorteile und Zeitersparnisse beim Reisen hinweisen (Vgl. z. B. [4]). Allerdings hängt der Ausgang der Wirtschaftlichkeitsbetrachtungen von Hybriden aus Kraftfahrzeug und Kleinflugzeug stark von den gewählten Parametern ab und unterliegt daher des Öfteren einer subjektiven Färbung des Erstellers. Dennoch versuchen bisherige Konzepte fliegender Fahrzeuge bzw. fahrender Flugzeuge immer wieder, die Vorteile des Fliegens mit den Annehmlichkeiten des Fahrens zu verbinden, jedoch bisher vergebens. In zahlreichen deutschen, europäischen und internationalen Gebrauchsmustern und Patentschriften werden in diesem Zusammenhang technische Teilsysteme oder Komponenten vorgestellt (Vgl. z. B. [17]). Jedoch scheitert der Grundgedanke des fliegenden Automobils auf Grund von unpraktikablen Konfigurationen (z. B. manueller Wechsel von Flug- und Fahrmodus), schlechter Bedienbarkeit sowie schlechtem Betriebsverhalten bei Fliegen und/oder Fahren. Im Fokus dieses Beitrags steht kein wirtschaftliches Konzept. Stattdessen erachten es die Verfasser als besonders wichtig, sich der Alltagstauglichkeit eines solchen Hybriden zu widmen. Aus der Zielstellung heraus, ein Objekt zu konfigurieren, das sowohl Fliegen als auch Fahren kann, entstehen vielfältige Anforderungen aus beiden Bereichen, für die im Folgenden technische Lösungen vorgestellt werden. Im Fokus steht dabei eine ganzheitliche Betrachtungsweise, um Teilprobleme im Sinne eines schlüssigen Gesamtkonzeptes zu lösen. Grundlage ist eine Konzeption, die den Belastungszuständen und Anforderungen des Flug- und Fahrbetriebs gleichermaßen standhält.

2 ENTWURFSZIELE

Im Gegensatz zu vielen veröffentlichten Arbeiten ist das Ziel dieses Manuskriptes ein fliegendes Automobil und kein fahrendes Flugzeug zu konzipieren. Hierfür ist ein Referenzfahrzeug zu wählen, an dem keine Modifikationen hinsichtlich vorhandener Elemente, wie Antriebsaggregat, Tankvolumen oder Fahrgastzelle, vorzunehmen sind. Das Referenzfahrzeug soll im Straßenbetrieb weiterhin als Kraftfahrzeug betrieben werden können. Durch das Anbringen von Elementen für den Flugbetrieb, wie Flügel oder Leitwerk, wird die Masse und Geometrie des Referenzfahrzeugs beeinflusst und somit auch die Fahrdynamik. Daraus resultiert die Anforderung, dass trotz der vorzunehmenden Modifikationen am Referenzfahrzeug die Fahreigenschaften des fliegenden Automobils identisch zu den Fahr-Charakteristika des Ausgangsvehikels sind.

Die Transformation vom Fahr- zum Flugzeug soll ohne Demontage von Flügel oder Leitwerken erfolgen, so dass

ein Mitführen aller aerodynamischen Elemente ermöglicht wird. Dies bedingt ein Einfahren oder anderweitiges Verstauen dieser Komponenten für die Straßenfahrt. Allerdings bedarf es weiterhin der Schaffung einer Struktur und Topologie, die sowohl ausreichende Stabilität als auch die erforderliche Leistungsfähigkeit im Flug bietet. Dies verlangt eine Erzeugung von ausreichend Auftrieb durch die aerodynamischen Elemente sowie eine Dimensionierung der Leitwerke für einen stabilen Flugbetrieb. Demzufolge sollen die entsprechenden Komponenten (Flügel, Leitwerke, Klappen) derart konzipiert werden, dass sie die statischen und dynamischen Belastungen im Flug- und Straßenbetrieb aufnehmen können.

Die Steuerung des Vehikels soll für beide Fortbewegungsmodi mit möglichst einem einheitlichen Bedienelementen erfolgen, um die Alltagstauglichkeit des Entwurfs zu gewährleisten. Hierfür ist eine geeignete Systemarchitektur und ein zugehöriges Regelungssystem zu entwerfen.

3 AUSWAHL VON REFERENZOBJEKTEN

Für die Studie wurde als Referenzfahrzeug der Smart Roadster Coupé gewählt. Dieses straßenzugelassene Kraftfahrzeug zeichnet sich durch einen günstigen Widerstandsbeiwert bei Berücksichtigung der dazugehörigen Referenzfläche aus. Somit sind die Voraussetzungen dafür, einen Smart Roadster zum Fliegen zu bringen, die bestmöglichen, da sich kaum ein aerodynamisch geeigneteres Serienfahrzeug finden lässt. Zudem besitzt der Smart Roadster ein relativ geringes Leergewicht von 832 kg und in der Brabus-Version einen vergleichsweise leistungsstarken Motor mit 74 kW [15]. Darüber hinaus ist das Fahrzeug heckgetrieben, was sich sowohl in der Gewichtsverteilung mitunter positiv auswirken kann als auch dahingehend vorteilhaft ist, als dass der Hybrid einen Flugantrieb benötigt. Der Heckmotor erleichtert dabei prinzipiell die Integration einer Druckluftschraube in das zukünftige Antriebskonzept. Der Smart Roadster Coupé bietet zudem ausreichend Möglichkeiten zum An- bzw. Unterbringen aerodynamischer Komponenten. Hierzu zählt z. B. der vorderer Kofferraum, der Bauraum für zusätzlich Aggregate oder für die Unterbringung aerodynamischer Stellflächen im Fahrbetrieb zur Verfügung stellt. Auf Grund der einmaligen Tridion-Sicherheitsfahrgastzelle [15] erscheint die Aufnahme der spezifischen Belastungen im Flugbetrieb sowie der Gewichtskraft eines Tragflügels grundsätzlich möglich.

Bei der Vorgabe der konkreten Flugleistungen soll sich an modernen Kleinflugzeugen der Echo-Klasse (maximales Abfluggewicht von 2 t) orientiert werden. Hierfür wird die Diamond DA-20 gewählt, da diese ursprünglich als Motorsegler ausgelegt war und mit mehr als 1.000 km Reichweite eine gute Grundlage für den Entwurf darstellt. Aus den Flugleistungen für die DA-20 folgt für das fliegende Automobil eine maximale Reiseflughöhe von 4.000 m mit einer Geschwindigkeit von $220 \frac{\text{km}}{\text{h}}$. Von der DA-20 sollen das Flügelprofil und die Streckung des Tragflügels übernommen werden. Alle weiteren Flugleistungen ergeben sich aus diesen Randbedingungen und sollen im Entwurfsprozess möglichst maximiert werden.

4 KONZEPTION DES GESAMTANTRIEBSSTRANGS

Vor dem Hintergrund der bivalenten Nutzung des zu konzipierenden Vehikels ist es erforderlich, Antriebe für Fahr- und Flugmodus zu definieren. Im Sinne einer Gewichtersparnis erscheint es zweckmäßig, dabei so wenig wie möglich Redundanz vorzuhalten. Folglich ist ein zentraler Antriebsstrang zu bevorzugen, um die Komplexität nicht unnötig zu erhöhen. Grundsätzlich benötigt ein Antriebssystem für ein fliegendes Automobil folgende vier Komponenten: Energieerzeugung (Motor), Kraftübertragung und ggf. Übersetzung, Fahrtrieb (z. B. Räder) sowie Flugtrieb (z. B. Druckluftschraube). Da ein Rückgriff auf ein vorhandenes Fahrzeugkonzept, heckgetriebener Smart Roadster, erfolgt, sind Motor und Fahrtrieb determiniert und somit ist das Kriterium der Tauglichkeit des Fahrtriebs bereits erfüllt. Zur Redundanzvermeidung gibt es keinen zusätzlichen, separaten Motor für den Flugtrieb. Demzufolge ist eine Anpassung der bestehenden Kraftübertragung des Roadsters zur Integration des Flugtriebs erforderlich.

Hinsichtlich der Schuberzeugung im Flugbetrieb wird auf eine Druckluftschraube zurückgegriffen (Vgl. [4]), die hinter dem Tragflügel positioniert ist. Entsprechend der sich ergebenden Fluganforderungen (Vgl. Abschnitt 2) ergibt sich hinsichtlich der Auslegung des Durchmessers ein Betrag von 1,6 m. Zwar erscheint ein Mantelpropeller effizienter und effektiver, jedoch wäre dies nicht das platzsparendste Konzept. Durch die Verwendung eines Faltpropellers, z. B. ein Zweiblatt-Verstell-Propeller mit elektromechanischer Verstelleinrichtung der Firma Stemme, sind sowohl das Kriterium der Tauglichkeit für Flugbetrieb erfüllt als auch mögliche Restriktionen für eine Straßenzulassung umgangen. Die grundsätzliche Konfiguration des bivalenten Antriebsstranges für die hybride Nutzung beider Fortbewegungsmodi ist in Abbildung 1 dargestellt.

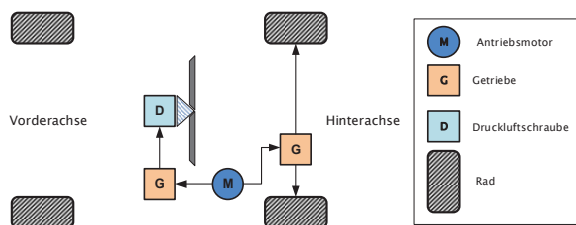


BILD 1: Konzeption des Gesamtantriebsstranges für Fahr- und Flugmodus

4.1 Schuberzeugung

Die mathematische Modellierung des Antriebs und des Verbrauchs erfolgt über die Leistungs- und Energiebeziehung. Nach [12] ist die maximale Kraft das Verhältnis aus maximal zur Verfügung stehender Leistung und maximaler Geschwindigkeit. Beide Werte sind für das Referenzfahrzeug mit $P_{v,max} = 74 \text{ kW}$ und $V_{0,max} = 190 \frac{\text{km}}{\text{h}}$ gegeben [7]. Das Kräftegleichgewicht für eine unbeschleunigte Fahrt wird mit

$$(1) \quad \begin{aligned} 0 &= F_V - W(V) - R \\ &= \frac{P_{v,max}}{V_{0,max}} - W(V_{0,max}) - R \end{aligned}$$

aufgestellt. Damit bestimmt sich die durch den Antrieb tatsächlich maximal verfügbare Kraft mit

$$(2) \quad \begin{aligned} F_{max} &= F_V + W(V) + R \\ &= \frac{P_{v,max}}{V_{0,max}} + \mu_R(mg) + \frac{\rho}{2} V_{0,max}^2 SC_W \end{aligned}$$

Bei der Annahme eines Rollreibungskoeffizienten von $\mu_R = 0,015$ [18], der Leermasse des Referenzfahrzeugs, einer Luftdichte von $\rho = 1,225 \frac{\text{kg}}{\text{m}^3}$, einem Widerstandsbeiwert $C_W = 0,38$ [15] und einer Referenzflächen von $S = 0,596 \text{ m}^2$ [15] ergibt sich eine maximale Kraft des Motors von $F_{max} = 1,911 \text{ kN}$. Der Verbrauch des Antriebs wird mithilfe des spezifischer Kraftstoffverbrauch bestimmt, der über die Beziehung

$$(3) \quad b_e = \frac{1}{\eta_M \eta_P H}$$

berechnet wird. Für den Propellerwirkungsgrad $\eta_P = 0,74$, einem Motorwirkungsgrad von $\eta_M = 0,35$ und einem Heizwert von $H = 11,3 \frac{\text{kWh}}{\text{kg}}$ [8] ergibt sich ein spezifischer Brennstoffverbrauch von $b_e = 0,342 \frac{\text{kg}}{\text{kWh}}$.

4.2 Konstruktive Anpassungen für den Flugbetrieb

In Anbetracht der Nutzung des vorhandenen Fahrzeugmotors insbesondere vor dem Hintergrund unterschiedlicher Leistungsanforderungen im Flug- und Fahrmodus ist das Aggregat hinsichtlich der Eignung für den Flugbetrieb zu prüfen. Diesbezüglich ergeben sich die Fahranforderungen aus einem kontinuierliche Wechsel der Motordrehzahl auf Grund einer wechselnden Belastung vor allem im urbanen Bereich. Wohingegen der Flugmodus, speziell der Reiseflug, einen konstanten Betrieb des Motors bedingt.

Vor diesem Hintergrund ist eine gezielte Kraftübertragung und Übersetzung der Antriebsleistung der eingebauten Verbrennungskraftmaschine (VKM) auf die angedachte Druckluftschraube unabdingbar. Dies erfordert eine Abstimmung von Motor- und Propellerdrehzahl, so dass für die Flugphase (Reiseflug als längster Zeitraum im Flugmodus bzw. der Propellernutzung) ein effizienter Betrieb ermöglicht wird. Dabei ist das Übersetzungsverhältnis abhängig von der konkreten Motordrehzahl (Verbrauchs- und Leistungsoptimum) der VKM und der erforderliche Luftschraubendrehzahl für eine ausreichende Vorschubgenerierung. Bei der Brabus-Version des Roadsters mit 74-kW-Motor (Optimum bei $5.600 \frac{\text{U}}{\text{min}}$ [7]) und erforderlichen $1.800 \frac{\text{U}}{\text{min}}$ des Propellers beim Reiseflug bzw. $2.500 \frac{\text{U}}{\text{min}}$ beim Steigflug ist eine feste Untersetzung der VKM von 1:3 und resultierender Propellerdrehzahl von $1.867 \frac{\text{U}}{\text{min}}$ möglich und zweckmäßig. Auf Grund des realisierten Leistungsüberschusses werden etwaige Verluste über die Wirkungskette der Untersetzung bereits abgefangen. Die einzelnen Elemente der Wirkungskette von der gemeinsamen Energieerzeugung des eingebauten Brabus-Motors über die jeweilige Kraftübertragung bis hin zum eigentlichen Antrieb sind in Abbildung 2 dargestellt.

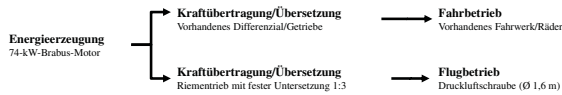


BILD 2: Energieerzeugung und Kraftübertragung für Hybridantrieb

Mit Hinblick auf den Fahrtrieb kann die Kraftübertragung und Übersetzung mit dem eingebauten Getriebe beibehalten werden. Die Kraftübertragung von VKM zur Druckluftschraube kann mittels vorgespannten Riementrieb auf der Aggregatenseite erfolgen. Dabei ist ein Riemenanschluss (Zahnriemen oder Kette) an der vorhandenen Kurbelwelle aus Sicht der Verfasser trotz des eingeschränkten Bauraumes prinzipiell möglich. Allerdings erfordert dies ein spezielles Kupplungskonzept zum Umschalten zwischen Fahr- und Flugtriebssystem. Für den Fahrtrieb wird die vorhandene Technik genutzt. Zur Realisierung des Flugmodus erfolgt eine Umschaltung durch Leerlaufstellung des bestehenden Getriebes sowie ein zusätzliches ON-Signal, z. B. über einen separaten Schalter, wodurch der Riementrieb für den Propeller gespannt wird.

5 AERODYNAMISCHE MODIFIKATIONEN

Die Adaption des Referenzfahrzeugs an den Flugbetrieb erfordert aus aerodynamischer Sicht das Anbringen von Flügeln und Leitwerk, welche aerodynamische Kräfte und Momente erzeugen. Die Bewegung des Vehikels im Flugbetrieb, unter Einwirkung von aerodynamischen Kräften und Momenten, Schubkraft und -moment, sowie der Gewichtskraft wird mit den nichtlinearen Bewegungsgleichungen der Flugmechanik im flugzeugfesten Koordinatensystem nach [2] mit

$$(4) \quad \left(\frac{dV_K}{dt} \right)_f^g = \underline{F}_f + \underline{T}_{fe} R_e^A + \underline{T}_{fg} G_g$$

und

$$(5) \quad \underline{I}_f \frac{d\Omega_{Kf}}{dt} + \Omega_{Kf} \times (\underline{I}_f \Omega_{Kf}) = \underline{M}_f^F + \underline{T}_{fe} M_e^A$$

beschrieben. Die Dimensionierung von Tragflügel und Leitwerken ist ausschlaggebend für den Beitrag der Kräfte und Momente. Um Änderungen in der Fluglage zu erzielen, müssen aerodynamische Stellflächen am Referenzfahrzeug angebracht werden. Diese Aspekte werden in den folgenden Unterkapiteln diskutiert und die Ergebnisse in Hinblick auf Flugleistungen, Flugeigenschaften und Gesamtkonzept dargestellt.

5.1 Auslegung des Tragflügels zur Auftriebserzeugung

Das Referenzfahrzeug ist nur dann flugfähig, wenn die aerodynamische Kraft die Gewichtskraft kompensiert. Für die Dimensionierung des Tragflügels ist es daher essentiell, die Masse des Vehikels im Flugbetrieb zu kennen. Basierend auf der ermittelten maximalen Abflugmasse wird der Tragflügel dimensioniert. Dieser ist, unter Berücksichtigung der Nutzung im Straßenverkehr, teleskopierbar auszuliegen.

5.1.1 Massenabschätzung

Der Smart Roadster Brabus besitzt eine Leermasse von 832 kg [7]. Durch die Integration von Flügel, Leitwerk, Propeller und zusätzlicher Systeme wird eine Zusatzmasse von 20 % der Leermasse der Diamond DA-20, die 529 kg beträgt [6], auf die Leermasse des Smart Roadsters addiert. Unter Berücksichtigung von einem Piloten und Passagier, für die jeweils eine Masse von 90 kg angesetzt werden, und einer Fracht von 40 kg ergibt sich eine Nutzmasse von 220 kg. Aus [10] kann eine durchschnittliche Dichte von $775 \frac{\text{kg}}{\text{m}^3}$ für Benzin entnommen werden. Bei einem Tankvolumen von 35 l [7] ergibt sich eine Kraftstoffmasse von 27,13 kg. Damit beträgt die maximale Abflugmasse 1185 kg.

5.1.2 Flügeldimensionierung

Flügelfläche	28,561 m ²
mittlere Flügeltiefe	1,69 m
Spannweite	16,9 m
Referenzantriebsbeiwert	0,269
Auftriebsbeiwert in Abhängigkeit des Anstellwinkels	4,903 rad ⁻¹
Nullwiderstandsbeiwert	0,005
Stauchung der Lilienthal-Polare	0,0834

TAB 1: Parameter des Flügels für das Referenzfahrzeug

Als Randbedingungen für die Dimensionierung der Flügel wird das Flügelprofil FX 63-137 und eine Streckung von $\Lambda = 10$ der Diamond DA-20 verwendet. Zudem sind die in den Entwurfszielen festgesetzte Reiseflughöhe und -geschwindigkeit zu verwenden. Mithilfe eines Optimierungsalgorithmus und dem frei verfügbaren Tragflächenverfahren Tornado [13] wurde ein Algorithmus entwickelt, der die Flügelfläche iterativ anpasst. Als Ergebnis ergibt sich ein Flügel, dessen wesentliche Parameter in Tabelle 1 aufgelistet sind. Durch die frei verfügbare Software Digital Datcom [16] wurde der zum Flügel zugehörige Nullwiderstand bestimmt.

5.2 Konstruktive Maßnahmen zur Unterbringung aerodynamischer Elemente

Für die Realisation aerodynamischer Elemente im Rahmen des Entwurfes eines fliegenden Automobils erscheint aus sich der Verfasser das Teleskopkonzept als viel versprechendste Variante. Es stellt zweifelsohne eines der kompaktesten Verfahren zum Verstauen der Flügel im Straßenbetrieb dar [17], [5]. Allerdings erfolgt bei dem vorliegenden Entwurf kein Rückgriff auf einen V-Flügel, um trotz dadurch verbesserter Flugstabilität das Platzproblem nicht unnötig zu vergrößern [4]. Jedoch ist ein Tragflügel mit leicht positiver Pfeilung zur Erhöhung der Stabilitätskennwerte im Flugbetrieb durchaus denkbar. Die nachfolgenden Ausführungen beschränken sich aber zunächst auf einen Parallelflügel.

5.2.1 Prinzip des Teleskopflügels

Bei der konstruktiven Gestaltung der aerodynamischen Elemente wird grundlegend auf das technische Prinzip von Clausen, Czajkowski und Sarh aufgebaut (Vgl. [4], [5], [17]), welches die Konfiguration eines Fahrzeuges ermöglicht, bei dem alle aerodynamischen Flugkomponenten automatisch mit Hilfe eines Teleskopsystems ein- und ausgefahren werden können. Hierbei stellen Kugelgewindespindeln (KGS) zugleich das Trag- und Antriebssystem des Teleskopflügels dar. Durch Rotation der Spindeln können die selbsttragenden Teleskopsegmente sequentiell oder synchron aus- und eingefahren werden [4]. Das Teleskopierkonzept umgeht die bisherigen Probleme von *fliegenden Autos* bei der Einhaltung der Abmessungen konventioneller PkWs, sollte aber im Sinne der Alltagstauglichkeit und Bedienerfreundlichkeit zwingend auf ein automatisiertes Ein- und Ausfahrssystem zurückgreifen. Als Material für die Außenhülle bietet sich CFK bzw. GFK auf Grund der spezifischen Gewichts- und Belastungsanforderungen an.

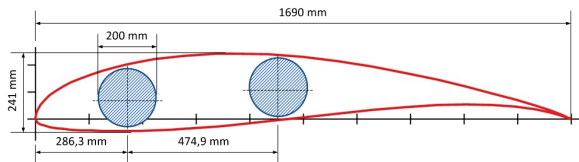


BILD 3: Flügelprofil mit Kugelgewindespindel-Positionen

Die Anordnung der KGS ist dabei abhängig vom gewählten Flügelprofil. Die berechnete Flügelbreite von 1690 mm entspricht der mittleren Sehnenlänge der Flügelprofile. Das gewählte Profil, FX 63-137, bietet bei einem ausreichend großen Abstand beider Teleskopholme einen möglichst großen Durchmesser der Teleskopelemente. Hierbei kann ein maximaler Holmdurchmesser von jeweils 200 mm bei einem Mittelpunktabstand von ca. 475 mm realisiert werden. Dies ist in Abbildung 3 dargestellt.

Damit kann ein ca. 27 % größerer Durchmesser realisiert werden als beim Clausen-Konzept [4], das statisch und dynamisch stabil ist. Daraus resultiert eine größere Belastbarkeit hinsichtlich Biegebeanspruchung des Gesamtflügels. Bei einer Spannweite von 16.900 mm und einer Breite des mittleren Kernsegments, welches in Form eines Dachmitelkastens angebracht ist, von höchstens 1.100 mm, beträgt die maximale Segmentbreite 500 mm. Demzufolge werden 8 Segmente pro Seite und somit 16 Segmente insgesamt zzgl. des Dachkastens benötigt.

5.2.2 Funktionsweise des Teleskopantriebs

Grundlegendes Prinzip stellt der Teleskopantrieb über integrierte KGS nach Barrenboim und Manthei [1] dar. Anders als bei Barrenboim und Manthei bilden bei der Konstruktion der Firma Bell Helicopter Textron Inc. die Kugelgewindespindeln selbst die tragenden Teleskopsegmente. Diese lineare Wirkung des teleskopischen Antriebes wird z. B. bei der Bell-Boing V-22 Osprey, einer Kombination aus Hubschrauber und Flugzeug eingesetzt (Vgl. [4]). Das von Sarh vorgestellte Konzept greift das Prinzip von Barrenboim und Manthei auf, verwendet aber Kugelgewindespindeln sowohl für die Teleskopsegmente als auch für den Antrieb

[17]. Während die Kugelgewindespindelvariante von Barrenboim und Manthei zwei sich linear verschiebende Teleskopsegmente vorsieht, spricht Sarh von sechs sich linear bewegenden Segmenten [17]. Grundgedanke der Konstruktion, auf die an dieser Stelle aufgebaut wird, ist das Alternieren von rotierbaren und nicht-rotierbaren (fix gelagerten) Kugelgewindespindeln. Alle Teleskopsegmente haben sowohl innen als auch außen Gewinde. Das Außengewinde des rotierbaren Segmentes ist linksgängig. Dies bedeutet, dass sich dieses Segmentes bei Rotation entgegen dem Uhrzeigersinn ausfährt und aus dem basisnahen fixen Segment herausschraubt. Dagegen sind das Innengewinde von dem rotierbaren Segment und das Außengewinde des äußeren fixen Segmentes rechtsgängig, wodurch gewährleistet wird, dass sich bei Rotation des rotierbaren Segmentes das fixe Segment ebenfalls aus dem rotierbaren Segment herausfährt. Eine Umkehrung der Drehrichtung ist gleichbedeutend mit einer Einfahrbewegung aller Segmente.

Durch Aneinanderreihung von rotierbaren und nicht-rotierbaren Segmenten wird ein hier sechstelliges Teleskop mit synchronisierten Längsbewegungen aller Segmente geschaffen, welches allerdings beliebig erweitert werden kann. Als weiterer Vorteil wird angesehen, dass unter Voraussetzung der Spielfreiheit der Kugeln alle Freiheitsgrade sämtlicher Segmente bis auf eine rotatorische Achse und eine translatorische Achse eingeschränkt sind, wodurch ein sehr steifes Teleskop geschaffen werden kann [4]. Der Antrieb jeder zweiten rotierbaren Gewindespindel soll durch eine wiederum teleskopische Antriebswelle im Inneren der Spindel erfolgen, welche an der Wurzel des Teleskops durch einen 12-V-Elektromotor angetrieben wird [5].

5.2.3 Betrachtung spezifischer Belastungen am Teleskopflügel

Hinsichtlich der Belastung des Tragflügels ist zum einen die Eigenbelastung infolge des Gewichtes als auch die dynamische Belastung beim Fliegen zu berücksichtigen. Dabei beträgt das Flügelgewicht (20 % von 529 kg =) 105,8 kg, wobei diese Last problemlos durch das Roadster-Dach aufgenommen werden kann. Die Pendelruder der Entenkonfiguration weisen im Flugbetrieb eine Spitzenlast von lediglich 50 kg pro Seite auf. Der Tragflügel muss hingegen eine Gesamtbelastung von 1185 kg beim Fliegen aufnehmen. Die spezielle Tridion-Sicherheitsfahrgastzelle des Roadsters ist grundsätzlich in der Lage, selbst diese Last aufzunehmen [15]. Insgesamt weist die Belastungskurve des Tragflügels einen elliptischen Verlauf mit einem Hauptangriffspunkt des resultierenden Biegemoments in der Mitte der Konstruktion. Der Verlauf des Biegemoments ist in Abbildung 4 dargestellt.

Bei einem Flügelsegment, welches aus zwei parallelen holmartigen Teleskopsegmenten, der Flügelhaut und einer Flügelrippe bzw. Spante besteht, werden die Auftriebskräfte der Flügeloberfläche über die Rippen an die Teleskopholme übertragen. Zunächst nimmt die Flügelhaut folglich die aerodynamischen Belastungen im Flug auf und überträgt diese auf die zugehörigen Flügelspanten. Letztere übertragen die wirkenden Kräfte und Momente auf die jeweils davor- und dahinterliegenden Flügelholme. So-

mit trägt jeder Holmabschnitt die Belastung des eigenen Flügelsegments sowie die Gesamtbelastung aller äußeren Segmente. Darüber hinaus wird die Belastung auch an die inneren Holmbauteile weitergegeben. Bei der Betrachtung des Biegemomentes wird angenommen, dass das vorgestellte Konzept eine ausreichende Steifigkeit besitzt und sich somit wie ein starrer Flügel verhält. Die höchste Belastung herrscht in diesem Zusammenhang am Übergang vom Dachkasten zum 1. Segment. Daher wird sich im Folgenden auf diese Maximalbelastung in der konstruktiven Auslegung beschränkt. Die Darlegung des Gesamtaufbaus ist in Abbildung 5 veranschaulicht.

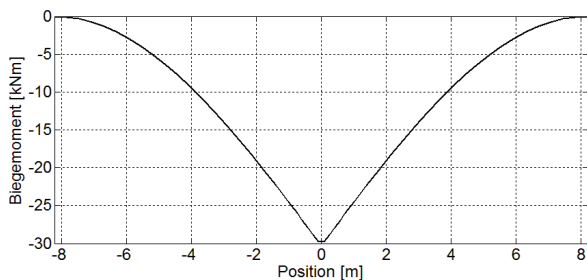


BILD 4: Verlauf des Biegemoments über den Tragflügel im Reiseflug

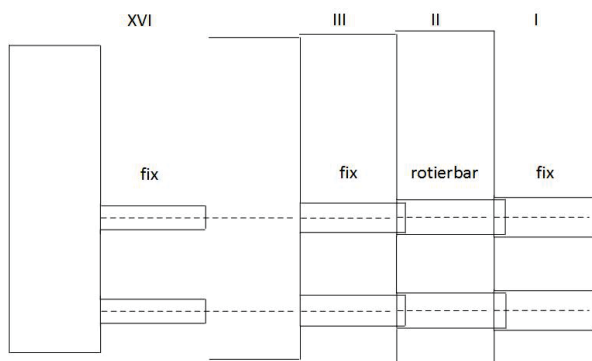


BILD 5: Darlegung des Gesamtaufbaus des Teleskopflügels

5.3 Anbringung von Leitwerken zur Flugstabilität und Steuerung

Der Angriffspunkt von aerodynamischen Kräften und der Gewichtskraft fallen nicht zusammen, sodass durch den Tragflügel auch aerodynamische Momente resultieren. Um die Lage des Flugzeugs im Raum halten zu können, muss die rechte Seite von Gleichung 5 identisch Null werden. Hierzu werden Leitwerke verwendet, welche die Stabilität (statische Stabilität). Für Änderungen der Lage, d.h. rechte Seite von Gleichung 5 ungleich Null, müssen jedoch Steuermomente zur Verfügung stehen. Basis für die Untersuchung ist das Flugzeug als starrer Körper, dessen Schwerpunktskoordinaten und Trägheitstensor bekannt sein müssen.

5.3.1 Schwerpunkt und Massenträgheitsmomente

Für das Referenzfahrzeug liegen keine Daten vor, sodass die Werte abgeschätzt werden. Das Referenzflugzeug mit und ohne ausgefahrenen Flügel wird daher in massenbehaftete Teilkörper zerlegt, deren Schwerpunktskoordinaten und Trägheitstensoren bekannt sind. Aus den einzelnen Koordinaten der Schwerpunkte wird unter Berücksichtigung der maximalen Abflugmasse der Schwerpunkt mit und ohne ausgefahrenen Flügel bestimmt. Unter Verwendung des Satz von Steiner wird der Trägheitstensor mit und ohne ausgefahrenen Flügel des Vehikels aus den einzelnen Trägheitstensoren der Teilkörper bestimmt. Die Ergebnisse für die Massenträgheitsmomente und Schwerpunktskoordinaten für die Konfigurationen mit aus- und eingefahrenen Flügeln sind in Tabelle 2 dargestellt. Nicht angegebene Werte sind null. Die Symmetrie der Massenträgheitsmomente bezüglich der Hauptdiagonalen ist zu berücksichtigen.

	Referenzfahrzeug mit	
	ausgefah. Flügeln	eingefah. Flügeln
I_{xx}	$2,979 \cdot 10^3 \text{ kgm}^2$	$0,745 \cdot 10^3 \text{ kgm}^2$
I_{yy}	$2,229 \cdot 10^3 \text{ kgm}^2$	$2,229 \cdot 10^3 \text{ kgm}^2$
I_{zz}	$4,230 \cdot 10^3 \text{ kgm}^2$	$1,999 \cdot 10^3 \text{ kgm}^2$
I_{yz}	$0,385 \cdot 10^3 \text{ kgm}^2$	$0,385 \cdot 10^3 \text{ kgm}^2$
x_s	$[1,976, 0, 0, 574]^T \text{ m}$	$[1,976, 0, 0, 574]^T \text{ m}$

TAB 2: Massenträgheitsmomente und Schwerpunktskoordinaten für die Konfigurationen mit aus- und eingefahrenen Flügeln

5.3.2 Höhenleitwerksdimensionierung

Höhenleitwerke können in der Drachenkonfiguration, bei der sich das Leitwerk hinter dem Flügel befindet, und der Entenkonfiguration, bei der das Leitwerk vor dem Flügel liegt, ausgelegt werden. Die entsprechenden Formeln zur Dimensionierung des Höhenleitwerks unter Berücksichtigung von Stabilitäts- und Steuergrenze lassen sich aus Gleichung 5 ableiten und sind in [2] und [3] nachzuempfinden.

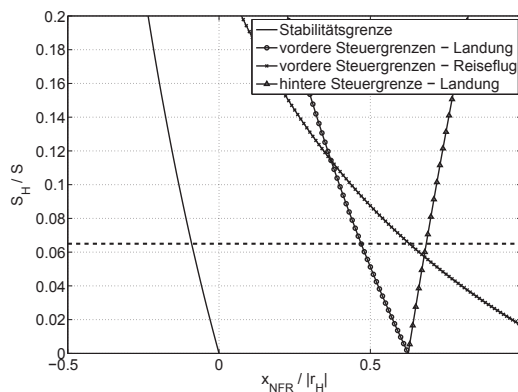


BILD 6: Berechnete Stabilitäts- und Steuergrenzen für die Entenkonfiguration

Für die Entenkonfiguration sind die ermittelten Stabilitäts- und Steuergrenzen in der Abbildung 6 dargestellt. Stati-

sche Stabilität in der Längsbewegung wird für Punkte links von der Stabilitätsgrenze erzielt. Punkte rechts von der vorderen Steuergrenze und links von der hinteren Steuergrenze sind steuerbar. Bei der Entenkonfiguration können keine Punkte gefunden werden, die statisch stabil und aussteuerbar sind. Ein Grund hierfür sind die hohen Momente am Flügel. Es sind Punkte möglich, bei denen die Bedingungen der vorderen und hinteren Steuergrenze erfüllt werden. Für einen dieser Punkte, bei einer Leitwerksfläche von 6,5 % der Flügelfläche (dicke Linie in Abb. 6), sind die Daten für das entsprechende Höhenleitwerk in Tabelle 3 aufgelistet.

Für die Drachenkonfiguration gibt es Leitwerke, die die Anforderungen nach statischer Stabilität und Steuerbarkeit erfüllen. Hierzu muss das Leitwerk jedoch minimal eine Fläche von 26 % des Tragflügels aufweisen, was zu großen Spannweiten führt, wie in Tabelle 3 aufgelistet ist.

	Entenkonfiguration	Drachenkonfiguration
x_s	1,976 m	1,976 m
$x_{N,FR}$	1,53 m	1,808 m
$x_{N,H}$	0,844 m	2,963 m
$\frac{S_H}{S}$	0,065	0,26
Λ_H	8	10
l_H	5,45 m	8,618 m

TAB 3: Daten zum Höhenleitwerk für die Enten- und Drachenkonfiguration

Aufgrund der Anforderung, dass das Leitwerk im Straßenbetrieb am Vehikel platzsparend untergebracht werden muss, wurde sich für die Entenkonfiguration entschieden. Die Defizite der statischen Stabilität sollen mit einem Flugsteuerungssystem (Dämpfer) ausgeglichen werden. Es ist zu beachten, dass weder die Hochlagen des Leitwerks, noch der Einfluss vom Schub, die Manöverforderungen oder Sicherheiten bei den Berechnungen berücksichtigt wurden, da es sich um eine Konzeptstudie handelt.

5.3.3 Seitenleitwerksauslegung

Mit dem Seitenleitwerk wird Windfahnenstabilität erreicht, wenn der Luftangriffspunkt (Neutralpunkt) des Seitenleitwerks hinter dem Schwerpunkt liegt. Um das Leitwerk an das Referenzfahrzeug platzsparend zu adaptieren, werden zwei Seitenleitwerke als Winglets an den Flügelenden angebracht. Die Länge an der Wurzel und die Höhe des Seitenleitwerks betragen 0,5 m. An den Flügelenden beträgt die Länge 0,2 m. Der Neutralpunkt des Seitenleitwerks liegt bei 2,547 m, wodurch sich ein Hebelarm für die Windfahnenstabilität von 0,572 m ergibt.

5.4 Dimensionierung von aerodynamischen Stellflächen

Die Steuerung des Vehikels im Luftbetrieb erfolgt in der Längsbewegung mit Schub, Höhenruder und Wölbklappen und in der Seitenbewegung mit Quer- und Seitenruder. Das Höhenruder wird über das Höhenleitwerk als Pendelruder realisiert. Dabei kann das gesamte Leitwerk im Winkelbereich von -15° bis 5° ausgeschlagen werden. Die Wölbklappen sind auf dem Flügel mit einer Länge von 2,50 m und einer Klappentiefe von 0,16 m angeordnet und können

um maximal 20° ausgeschlagen werden. Diese Beschränkung existiert, da die Wölbklappen auch als Querruder genutzt werden. Die Seitenruder sind an den Seitenleitwerken mit einer Klappentiefe von 0,1 m und einer Höhe von 0,5 m angeordnet. Die entsprechenden Steuerderivative wurden mithilfe des Tragflächenverfahrens Tornado ermittelt.

Da die Querruder gleichzeitig als Wölbklappen fungieren, ist folglich eine Gesamtklappenbreite von 5 m am Teleskopflügel unterzubringen. Dies entspricht 2,50 m pro Seite. Bei einer maximalen Segmentbreite 50 cm ist eine Klappenbreite von gut 40 cm an 6 Segmenten durchaus realisierbar. Dabei bilden die Wölbklappen die hintere Kante des Tragflügels und weisen keine seitlichen Abschlüsse auf, da ansonsten die Teleskopiereigenschaft beeinträchtigt und die Komplexität des Tragflügels unnötig erhöht wird. Die Pendelruder werden analog zum Tragflügel als selbsttragende Teleskope ausgeführt. In Anbetracht der Gesamtausmaße der Höhenleitwerke können diese als 2,725 m breite symmetrische teleskopierbare Pendelruder angeordnet werden. Zudem ermöglicht das Referenzfahrzeug, das auf Grund des Heckmotors ausreichend Platz im Bereich des vorderen Kofferraums bietet, eine derartige Unterbringung der Pendelruder im Fahrmodus.

5.5 Ergebnisse



BILD 7: Darstellung des Gesamtkonzepts im Flugbetrieb

Aufbauend auf der Konzeption des Gesamtantriebsstrangs und den aerodynamischen Modifikationen wurde ein Gesamtkonzept für den Fahr- und Flugbetrieb entworfen, das in der Abbildung 7 dargestellt ist. Eine detaillierte 3-Seiten-Ansicht des Vehikels einschließlich der aerodynamischen Stellflächen ist dem Anhang zu entnehmen. Die Berechnung der Flugleistungen des Gesamtkonzepts, die sich aus Gleichung 4 ergeben, wird nachfolgend durchgeführt. Die Bestimmung der Flugeigenschaften wird basierend auf den Zustandsraumdarstellungen für verschiedene Referenzflugzustände durchgeführt, die sich aus der Linearisierung der Gleichungen 4 und 5 ergeben.

5.5.1 Flugleistungen

Für die Berechnung der Flugleistungen wird der Flug in die Segmente Start, Steigflug, Reiseflug, Sinkflug, Endanflug und Landung aufgeteilt. Für die Berechnung der Startleistungen wird eine Simulation aus [11] genutzt. Es wird die

maximale Schubkraft, das maximale Abfluggewicht und ein maximaler Auftriebsbeiwert, dessen Bestimmung in Kapitel 5.4 erläutert wurde, zur Berechnung genutzt. Die Startgeschwindigkeit beträgt $102,3 \frac{\text{km}}{\text{h}}$. Der Steigflug erfolgt mit einer konstanten Geschwindigkeit, jedoch variiert die vorgegebene Steigrate mit der Höhe. In Anlehnung an das Flughandbuch der DA-20 [6] werden die Steigraten mit

$$(6) \quad \dot{h} = \begin{cases} 1,8 & \text{für } 0 \leq h \leq 1000 \text{ m} \\ 1,5 & \text{für } 1000 \text{ m} < h \leq 2000 \text{ m} \\ 1,3 & \text{für } 2000 \text{ m} < h \leq 3000 \text{ m} \\ 1,2 & \text{für } h > 3000 \text{ m} \end{cases}$$

vorgegeben. Der Steigflug endet beim Erreichen der Entwurfsflughöhe. Der Reiseflug wird mit der Entwurfsfluggeschwindigkeit und konstanter Höhe fortgesetzt, bis noch 5 % des gesamten Kraftstoffs übrig sind. Danach wird in den Sinkflug übergegangen. Der Bahnneigungswinkel und die Fluggeschwindigkeit werden für den Fall des minimalen Sinkens vorgegeben. In einer Höhe von rund 300 m wird mit dem Endanflug fortgefahren, bei dem ein konstanter Bahnneigungswinkel von $\gamma = -3^\circ$ vorgegeben wird. Die Anfluggeschwindigkeit ist um 30 % höher als die Abrissgeschwindigkeit mit voll ausgefahrenen Klappen. In einer Höhe von 50 ft wird die Landebahnschwelle überflogen und die Landung beginnt [3]. Die vorgegebene Aufsetzgeschwindigkeit soll 20 % höher als die Abrissgeschwindigkeit sein. Nach dem Aufsetzen bremsst das Vehikel mit $-5 \frac{\text{m}}{\text{s}}$.

Die damit ermittelte Startstrecke beträgt 428,85 m, die Landestrecke, vom Überfliegen der Schwelle bis zum Stillstand, 551,68 m. Die restlichen Flugeleistungen sind in Tabelle 4 aufgelistet. Insgesamt kann mit dem zur Verfügung stehenden Tankvolumen eine Distanz von 343,54 km in einer Zeit von 1:53 h zurück gelegt werden, was einer Durchschnittsgeschwindigkeit von $182,5 \frac{\text{km}}{\text{h}}$ entspricht. Damit weißt das Referenzfahrzeug im Flugbetrieb einen Verbrauch von 7,55 l auf 100 km auf.

	Distanz [km]	Kumuliert	
		Zeit [h:mm:ss]	Verbrauch [l]
Start	0,429	0:00:29	0,06
Steigflug	92,59	0:37:31	11,19
Reiseflug	281,18	1:28:57	25,77
Sinkflug	337,48	1:49:44	25,77
Endanflug	342,99	1:52:56	25,95

TAB 4: Flugeleistungen

5.5.2 Flugeigenschaften

Der dimensionierte Flügel, die dimensionierten Leitwerke und die Stellflächen werden zur Analyse der Flugeigenschaften des Referenzfahrzeugs genutzt. Hierzu wurden die Gleichungen 4 und 5 mit den Zustands- und Steuergrößen

$$(7) \quad \underline{x}^T = [q \quad \alpha \quad V \quad \gamma] \quad \text{und} \quad \underline{u}^T = [\eta \quad \eta_F]$$

in der Längsbewegung, sowie

$$(8) \quad \underline{x}^T = [r \quad \beta \quad p \quad \Phi] \quad \text{und} \quad \underline{u}^T = [\xi \quad \zeta]$$

in der Seitenbewegung für die in Tabelle 5 dargestellten Flugzustände linearisiert. Die Evaluation der Flugeigenschaften wird mithilfe der Flugeigenschaftsforderung MIL-F-8785C durchgeführt. Für die Analyse werden die Richtlinien für Class I Flugzeuge (kleine Flugzeuge) und Category B (Reiseflug) und C (Landung) verwendet. Optimale Flugeigenschaften werden mit Level 1 erzielt, sehr schlechte Flugeigenschaften mit Level 3. Flugeigenschaften, die nicht Level 3 erreichen sind nicht akzeptabel.

In beiden Flugzuständen ist die Anstellwinkel instabil, was aus der statischen Instabilität folgt. Es werden somit keine Level 3 Flugeigenschaften erreicht. Die Phygoide erzielt in beiden Flugzuständen Level 1 Flugeigenschaften. In der Seitenbewegung wird bzgl. der Taumelschwingung im Reiseflug Level 2 und bei der Landung Level 3 Flugeigenschaften erzielt. Die Rolle erzielt in beiden Flugzuständen Level 1 Flugeigenschaften und die Spirale Level 1 im Reiseflug und Level 2 Flugeigenschaften bei der Landung. Daraus ist ersichtlich, dass mit dem aktuellen flugmechanischen Entwurf Defizite in den Flugeigenschaften auftreten, die mit einem Regelungssystem kompensiert werden müssen. Andernfalls ist das Referenzfahrzeug für einen Piloten unfliegar.

	Reiseflug	Landung
Flughöhe [m]	4000	250
Bahnneigungswinkel [°]	0	-3
Fluggeschwindigkeit [km/h]	220	100
Wölbklappen [°]	0	20
Masse [kg]	1171,4	1160,5
Anstellwinkel [°]	-0,08	4,84
Höhenruderausschlag [°]	2,5	-12,27
Schub [N]	574,83	449,1

TAB 5: Untersuchte Flugzustände zur Bewertung der Flugeigenschaften

6 VORGABEREGELUNG ZUR ANPASSUNG DER FAHR- UND FLUGEIGENSCHAFTEN

Aus den Ergebnissen in Hinblick auf die aerodynamischen Modifikationen ergab sich, dass die Auslegung von Flügel und Leitwerk optimal für die Symbiose von Straßen- und Luftfahrzeug geeignet sind, jedoch auf Grund der Flugeigenschaften das Vehikel für einen Piloten unfliegar ist. Weiterhin sollte nach den Spezifikationen ein zentrales Bedienelementes für die primäre Steuerung im Flug- und Fahrbetrieb verwendet werden, um die Benutzerfreundlichkeit zu steigern. Die Verbesserung der Flugeigenschaften und die Verwendung eines zentrales Bedienelementes für die primäre Steuerung im Flug- und Fahrbetrieb lassen sich nur mit einer Vorgaberegulung erzielen. Dabei bedeutet eine Vorgaberegulung, dass der Fahrzeugführer nicht mehr den Ausschlag der aerodynamischen Steuerflächen im Flugbetrieb oder von Lenkung und Gaspedal im Fahrbetrieb vorgibt, sondern andere physikalisch wahrnehmbare Größen, wie im Flug das Lastvielfache oder die Rollrate und im Fahrbetrieb die Beschleunigung und die Gierrate (Geschwindigkeit um die Hochachse) kommandiert.

In den folgenden Unterkapiteln wird die Vorgaberegulung motiviert und die Regelstrecke, insbesondere die des Straßenfahrzeugs, dargestellt. Anschließend werden für den

Fahr- und Flugbetrieb die für die primäre Steuerung gewählten Vorgabegrößen dargestellt und basierend auf diesen Ergebnissen die Reglerstruktur und die Ergebnisse vorgestellt.

6.1 Motivation zur Verwendung einer Vorgaberegung

In den bisherigen Ergebnisse zeigte sich, dass die ermittelten Flugeigenschaften das Flugzeug unfliegar machen. Diese Flugeigenschaften müssen nicht nur verbessert werden, sondern es soll gemäß den Entwurfszielen erreicht werden, dass sich das Vehikel im Flugbetrieb so verhält, wie konventionelle Flugzeuge. Hierdurch wird gewährleistet, dass ein ausgebildeter Privatpilot sich optimal an das Vehikel adaptieren kann.

Gleiches gilt für den Fahrbetrieb. Durch die Anbringung von Tragflügel, Leitwerk und Modifikation des Antriebsstranges haben sich die Aerodynamik und die inertialen Parameter (Masse, Schwerpunkt, Massenträgheitsmoment) geändert. Damit haben sich die Fahreigenschaften verändert, wodurch sich das Auto, beispielsweise bei einer Kurvenfahrt, anders verhält, als ein gängiger Smart Roadster. Mittels der Vorgaberegung soll dieses Defizit ausgeglichen werden, so dass sich das Referenzfahrzeugs trotz der aerodynamischen Modifikationen wie ein normales Auto verhält.

In konventionellen Flugzeugen (beispielsweise Airbus A320-Familie) wird zum Rollen von der Parkposition zur Start- und Landebahn und anders herum ein separates Steuerrad genutzt. Denkbar wäre bei einem Vehikel für Straßen- und Luftverkehr ein ähnlicher Ansatz: Ein Steuerhorn oder Joystick für den Flugbetrieb und Lenkrad, Gaspedal und Bremse für den Fahrbetrieb. Das Verbauen dieser Elemente verkleinert den Platz in der Fahrzeugzelle und sorgt für ein unübersichtliches Cockpit. Ziel muss es daher sein, eine zentrales Bedienelement für den Flug- und Fahrbetrieb nutzen zu können. Dies kann mithilfe einer Vorgaberegung erreicht werden, bei der keine direkte mechanische Verbindung zwischen Bedienelemente und Aktuator (beispielsweise Höhen- und Querruder oder Stellantrieb der Lenkung und Kraftstoffzufuhr) besteht. Die am zentralen Bedienelement vorgegebenen Größen werden durch einen Rechner, auf dem der Regler-Algorithmus implementiert ist, erfasst und zu Stellgrößen verarbeitet, die vom Rechner auf die Aktuatoren gebracht werden.

Diese Technologie, die in der Luftfahrt bei modernen Verkehrsflugzeugen als Fly-by-Wire-Technologie Standard ist, hat zur Folge, dass sich der Fahrzeugfahrer, durch die Anpassung von Fahr- und Flugeigenschaften, optimal an das fliegende Auto anpassen kann und nur ein Bedienelement für die primäre Steuerung im Fahr- und Flugbetrieb notwendig ist.

6.2 Modellierung der Regelstrecke

Die Bewegung im Flugbetrieb wird mit den Gleichungen 4 und 5 beschrieben, die sich für gewählte Flugzustände linearisieren lassen und so mit Zustand- und Stellgrößen (vgl. Gleichungen 7 und 8) in die Zustandsgleichung für Längs- und Seitenbewegung überführt werden.

Für die Beschreibung der Regelstrecke im Fahrbetrieb wird die Längsdynamik mit

$$(9) \quad \frac{dV}{dt} = a = F_V - F_W - R$$

und die Querdynamik unter Verwendung der Kinematik für das Einspurmodell, des Impulssatzes in Fahrzeugquerrichtung und dem Drallsatz um die Fahrzeughochachse, mit

$$(10) \quad \begin{aligned} mV (\dot{\Psi} + \dot{\beta}_S) \cos \beta_S &= F_{yv} \cos \delta + F_{yh} \\ I_z \ddot{\Psi} &= F_{yv} \cos \delta l_V - F_{yh} l_h \end{aligned}$$

modelliert [9]. Diese Gleichung lassen sich ebenfalls um Referenzzustände linearisieren und mit den Zustands- und Stellgrößen

$$(11) \quad \underline{x}^T = [\beta_S \quad \dot{\Psi} \quad a] \quad \text{und} \quad \underline{u}^T = [\delta \quad F_V]$$

in die Zustandsgleichung für die Reglersynthese überführen.

6.3 Vorgabegrößen für Flug- und Fahrbetrieb

Für die Auslegung der Vorgaberegung müssen die physikalischen Größen im Flug- und Fahrbetrieb definiert werden, die der Fahrzeugführer mit dem zentralen Bedienelement vorgibt. Dabei handelt es sich um Größen der primären Flug- bzw. Fahrsteuerung.

Für den Flugbetrieb wird in der Längsbewegung das Lastvielfache und in der Seitenbewegung die Rollrate als Vorgabegröße gewählt [2]. Das Lastvielfache ist - genau wie die Rollrate - eine für den Piloten sehr gut wahrnehmbare Größe, mit der er das Flugzeug steuern kann. Beide Größen sind in Verbindung mit einer geeigneten Reglerarchitektur nicht nur geeignet, um die primäre Flugsteuerung zu ermöglichen, sondern auch, um die Flugeigenschaften so zu modifizieren, dass sich das Flugzeug im gesamten Flugbereich verhält wie konventionelle Kleinflugzeuge. Eine direkte Beeinflussung des Schubs ist mit diesen Größen jedoch nicht möglich. Daher ist es unabdingbar, neben dem primären Bedienelement einen Schubhebel für die Regulierung der Drehzahl des Propellers zu verwenden. Weiterhin werden mit diesen Vorgabegrößen die Wölbklappen (Hochauftriebshilfen) nicht angesteuert. Daher müsste auch für diese Stellflächen ein zusätzliches Bedienelement im Cockpit verbaut werden. Da die Wölbklappen jedoch geschwindigkeitsabhängig gefahren werden, lässt sich das Aus- bzw. Einfahren der Hochauftriebshilfen auch über eine Steuerung realisieren [11]. Somit ist nur der Schubhebel als weiteres Bedienelement notwendig.

Im Fahrbetrieb wird die Beschleunigung (bzw. Verzögerung als negative Beschleunigung) und die Gierrate als Vorgabegröße gewählt. Die Bewegung des Autos auf der Straße lässt sich allein mit diesen beiden Größen vorgeben und es ist kein weiteres Bedienelement notwendig. Mit einer geeigneten Reglerarchitektur ist es möglich, dass sich das Fahrzeug über den gesamten Fahrbereich gleich verhält und darüber hinaus ein Über- bzw. Untersteuern ausgeschlossen wird.

Die Führungsgrößen für die Vorgaberegung sollen beim Referenzfahrzeug über einen *Side-Stick* durch den Piloten kommandiert werden, der ebenfalls in modernen Verkehrsflugzeugen zum Einsatz kommt. Die Zuordnung im

Flug- und Fahrbetrieb am *Side-Stick* ist in Abbildung 8 dargestellt. Die vorgegebenen Größen werden den Regler-Algorithmus, die auf einem Rechner implementiert sind, übergeben, der das Stellsignal für die Aktuatoren generiert, welche die aerodynamische Stellflächen im Flugbetrieb (Fly-by-Wire) und die Kraftstoffzufuhr (Throttle-by-Wire) bzw. Lenkung (Steer-by-Wire) im Fahrbetrieb verstellen. Die gesamte Architektur der Vorgaberegung ist in Abbildung 8 dargestellt.

6.4 Reglerstruktur

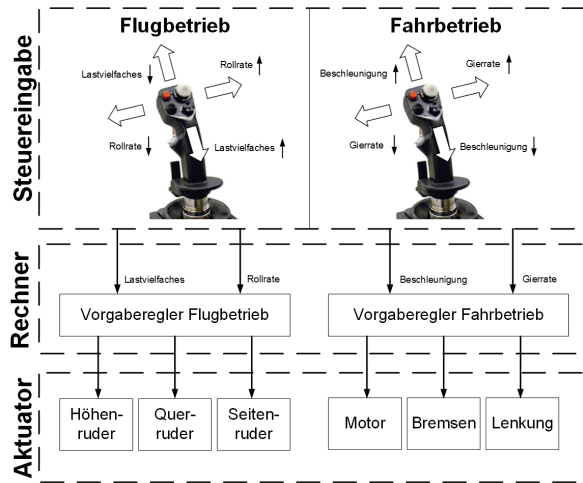


BILD 8: Darstellung der Systemarchitektur mit einem Sidestick als Bedienelement für Fahr- und Flugbetrieb, Foto aus [14]

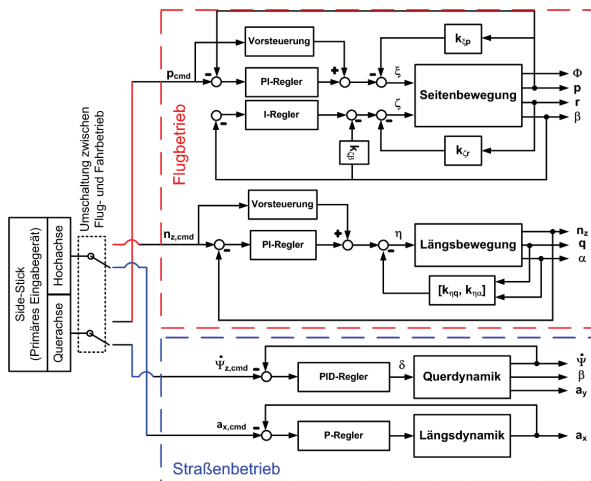


BILD 9: Darstellung der Reglerstruktur für Fahr- und Flugbetrieb

Basierend auf den ausgewählten Vorgabegrößen wurden die Reglerstruktur definiert. Die vorgegebenen Größen, werden in Abhängigkeit vom Fahr- oder Flugbetrieb, durch den Side-Stick kommandiert. Der Lastvielfachen- und Rollratenregler sind als PI-Zustandsregler implementiert, so dass Flugeigenschaften für Längs- und Seitenbewegung. Die Anregelzeit wird durch eine Vorsteuerung verkürzt. Die Erhöhung der Dämpfung der Anstellwinkelschwingung wird, genau wie die Beeinflussung der Rollzeitkonstante

und die Doppelwertzeit der Spirale über Zustandsrückführungen erreicht. Der Regler für den Schiebewinkel zur Reduzierung lateraler Beschleunigungen und zur Erhöhung der Dämpfung der Taumelschwingung wird als I-Regler mit Zustandsrückführungen ausgelegt. Für den Fahrbetrieb wird zur Vorgabe der Gierrate ein PID-Regler verwendet. Die Auslegung eines Reglers für die Längsdynamik ist nur dann sinnvoll, wenn die Motordynamik ebenfalls bekannt ist. Dies ist in der Konzeptstudie nicht gegeben, weshalb ein P-Regler verwendet wird, der den Zusammenhang zwischen vorgegebener Beschleunigung und benötigter Kraft über die Masse abbildet. Die gesamte Reglerstruktur ist in Abbildung 9 dargestellt.

6.5 Ergebnisse

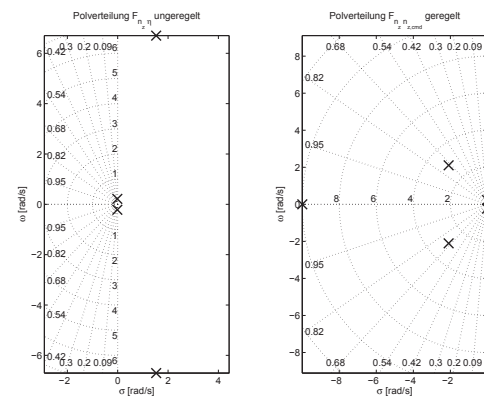


BILD 10: Pol-Nullstellen Verteilung für das unregelte und geregte Flugzeug im Reiseflug

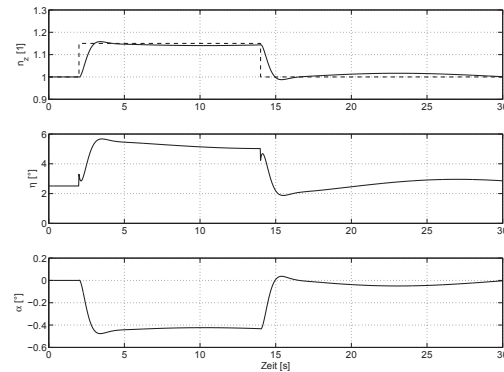


BILD 11: Darstellung von Lastvielfachen, Höhenruderschlag und Anstellwinkel bei zwei Sprüngen im kommandierten Lastvielfachen für den Reiseflug

Mit der ausgelegten Reglerstruktur konnten für, die in Tabelle 5 dargestellten Flugzustände signifikant verbessert werden. Besonderes Augenmerk ist dabei auf die Anstellwinkelschwingung zu richten, die auf Grund der statischen Instabilität in der Längsbewegung, ebenfalls instabil war. In Abbildung 10 ist die Verschiebung der Pole, bedingt durch die Regelung, in die linke Halbebene und damit in den stabilen Bereich dargestellt. Vielmehr konnten Dämpfungsgrad und Frequenz so modifiziert werden, dass Level 1

Flugeigenschaften erreicht werden. Das Führungsverhalten lässt des Systems ist in Abbildung 11 veranschaulicht. Mit dem ausgelegten Regler folgt das Referenzfahrzeug der Vorgabegröße unmittelbar, sodass der Fahrzeugführer das Verhalten des Referenzfahrzeugs sehr gut abschätzen kann.

Die Zeitschriebe für Sprünge in der kommandierten Rollrate sind in Abbildung 12 dargestellt. Es ist zu erkennen, dass die kommandierten Werte, wenn auch langsam, eingehalten werden. Ebenfalls wird der Schiebewinkel klein gehalten. Die Flugeigenschaften in der Seitenbewegung werden verbessert. Die Wahl der Verstärkungsfaktoren wurde beschränkt, wodurch zwar nicht optimale Flugeigenschaften erzielt werden, jedoch die Möglichkeit für Aktuatoren besteht, dem kommandierten Signal zu folgen.

Mittels PID-Reglers für die Querdynamik wird die Führungsübertragungsfunktion von der kommandierten Gierrate auf die Gierrate so geformt, dass diese PT₁ Verhalten mit einer Zeitkonstanten von $T_1 = \frac{1}{6} s$ aufweist. Für die Referenzgeschwindigkeiten $50 \frac{km}{h}$, $100 \frac{km}{h}$ und $150 \frac{km}{h}$ sind in Abbildung 13 Gierrate, Lenkwinkel, Schwimmwinkel und laterale Beschleunigung bei Sprüngen in der kommandierten dargestellt. Bei allen Geschwindigkeiten weist das Vehikel das gleiche Verhalten in der Gierrate auf. Unabhängig von der Geschwindigkeit besitzt das Vehikel die gleichen Fahreigenschaften. Unter- und Übersteuern sind durch die Vorgaberegulierung nicht möglich.

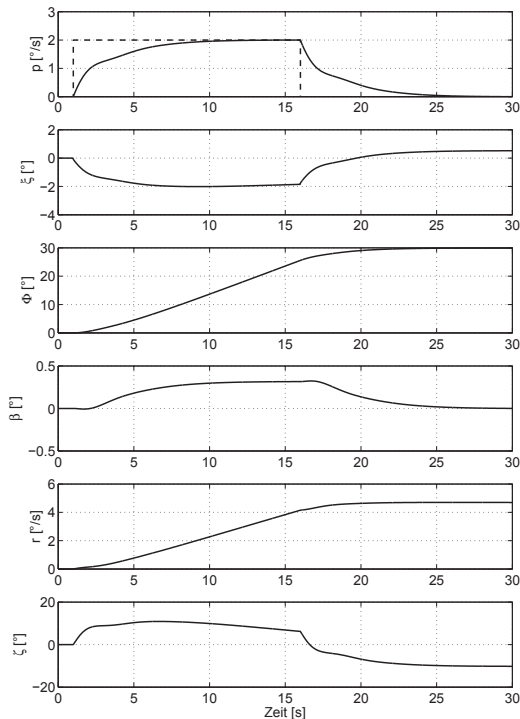


BILD 12: Darstellung der Ausgangs- und Stellgrößen in der Seitenbewegung bei Sprüngen in der kommandierten Rollrate für den Reiseflug

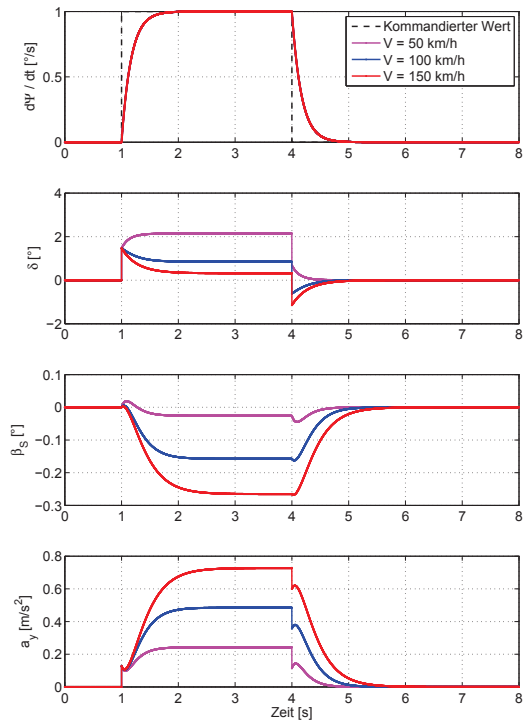


BILD 13: Darstellung der Ausgangs- und Stellgrößen für im Fahrbetrieb mit Sprüngen in der Gierrate bei drei unterschiedlichen Geschwindigkeiten

7 ZUSAMMENFASSUNG UND ABSCHLUSSBETRACHTUNGEN

Der vorliegende Beitrag bietet einen Entwurf, der erstmals ein schlüssiges Gesamtkonzept für die aerodynamische Auslegung bzw. Konfiguration sowie technische Umsetzung eines fliegenden Automobils beinhaltet. Dabei wurde das Leitwerk in Entenkonfiguration ausgeführt, um es optimal am Referenzfahrzeug zu adaptieren. Als primäre Steuerflächen wurden vordere trimmbare Leitwerke (Pendelruder), äußere Querruder am Flügel und Seitenruder an den Winglets definiert. Weiterhin wurden Wölbklappen als Hochauftriebshilfen vorgesehen. Darauf aufbauend wurde eine flugmechanische Analyse bezüglich statischer Stabilität und Steuerbarkeit in der Längsbewegung durchgeführt.

Hinsichtlich des Flügels wurde auf eine bereits erprobte Teleskopbauweise, die aus mehreren Segmenten besteht und ineinander fahrbar ist, zurückgegriffen. Hierbei wird auf Kugelgewindespindeln aufgebaut, die sowohl eine Begrenzung aller strukturmechanischen Freiheitsgrade im Flugbetrieb als auch die Lastaufnahmen sowie ein reibungsloses Ein- und Ausfahren der einzelnen Segmente in das Basiselement gewährleisten. Damit ist die Nutzung des Referenzfahrzeuges als Objekt im Fahrbetrieb als auch bei ausgefahrenen Teleskopflügeln im Flugbetrieb möglich. Darüber hinaus wurde ein geeignetes Antriebssystem für beide Fortbewegungsmodi vorgestellt.

Zudem gelang es unter einer Vorgaberegung, ein primäres Bedienelement zu konzipieren, das sowohl für den Fahr- als auch den Flugbetrieb geeignet ist. In diesem Zusammenhang gibt der Fahrzeugführer im Flugbetrieb das Lastvielfache und die Rollrate vor (Fly-by-Wire). Im Fahrbetrieb betrifft dies zum einen die Beschleunigung (Throttle-by-Wire) als auch die Fahrtrichtung (Steer-by-Wire). Neben den Vorteilen bei der Integration, können mit diesem Steuerungskonzept die Flug- und Fahreigenschaften so angepasst werden, dass der Fahrzeugführer keine Probleme bei der Adaption auf das Vehikel hat und die Sicherheit im Flug- und Fahrbetrieb gewährleistet ist.

In diesem Zusammenhang sind alle diskutierten Probleme des hier vorgestellten, theoretischen Entwurfs grundsätzlich mit bestehenden Ansätzen bzw. zur Verfügung stehender Technologie zu lösen. Zusammenfassend kann daher festgestellt werden, dass in der vorliegenden Konzeptstudie erfolgreich ein Flugzeugentwurf auf Basis eines straßenzugelassenen Fahrzeuges durchgeführt wurde und des Weiteren eine Symbiose von sowohl Fahrzeug- als auch Flugsteuerung mittels Vorgaberegung erfolgte.

LITERATUR

- [1] Barrenboim, M.; Manthei, L. W.: *Telescoping slide and drive assembly*: IBM Technical Disclosure Bulletin Nr. 4, 1983.
- [2] Brockhaus, R.; Alles, W.; Luckner, R.: *Flugregelung*. 3. Aufl. Springer, 2011.
- [3] Brüning, G.; Hafer, X.; Jurzig, W.; Sachs, G.: *Flugleistungen: Grundlagen, Flugzustände, Flugabschnitte*. Springer, 2006.
- [4] Clausen, G.: *Untersuchung teleskopartiger Strukturen unter Berücksichtigung ihrer Verwendung im Flugzeugbau*. Aachen: Shaker, 2000.
- [5] Czajkowski, M.; Clausen, G.; Sarh, B.: *Telescopic Wing of an Advanced Flying Automobile*. American Institute of Aeronautics und Astronautics, 1997.
- [6] DIAMOND AIRCRAFT: *Flughandbuch DA 20/100 KATANA*. 2. Aufl. Motorbooks, 2001.
- [7] Diez, W.; Zöllter, J.: *Smart: Small Car, Big Deal*. Motorbooks, 2008.
- [8] Eichlseder, H.; Klütting, M.; Piock, W.: *Grundlagen und Technologien des Ottomotors*. Springer, 2008.
- [9] Isermann, R.: *Fahrdynamik-Regelung: Modellbildung, Fahrerassistenzsysteme, Mechatronik*. Springer DE, 2006.
- [10] Köhler, E.; Flierl, R.: *Verbrennungsmotoren - Motormechanik, Berechnung und Auslegung des Hubkolbenmotors*. 6. Aufl. Berlin: Springer Verlag, 2012.
- [11] Köthe, A.: *Analyse und Bewertung der Startleistungen eines Luftfahrzeuges mit kontinuierlich fahrenden Hinterkantenklappen*: Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress, Hamburg, 2010.
- [12] Lesch, K.: *Periodische Optimalflugbahnen mit singulärer Steuerung*. Herbert Utz Verlag, 1996.
- [13] Melin, T.: *A Vortex Lattice MATLAB Implementation for Linear Aerodynamic Wing Applications*. Techn. Ber. Stockholm: Royal Institute of Technology (KTH). Department of Aeronautics, 2000.
- [14] N.N.: *Drive-by-wire: integrated system for greater safety*. <http://www.conceptcarz.com/vehicle/z963/Mercedes-Benz-F200-Imagination-Concept.aspx>, 2013.
- [15] Reichel, B.: *Der Smart Roadster Eine Hommage*. Purkersdorf: Hollinek, 2010.
- [16] Russell, J.; Cohn, R.: *USAF Digital Datcom*. Book on Demand, 2012.
- [17] Sarh, B.: *Telescopic Wing*: US Patent Nr. 4824053, 1989.
- [18] Stoffregen, J.: *Fahrwiderstände, Leistungsbedarf und Fahrleistungen*. In: , Springer, S.: 10–20, 2010.

ANHANG

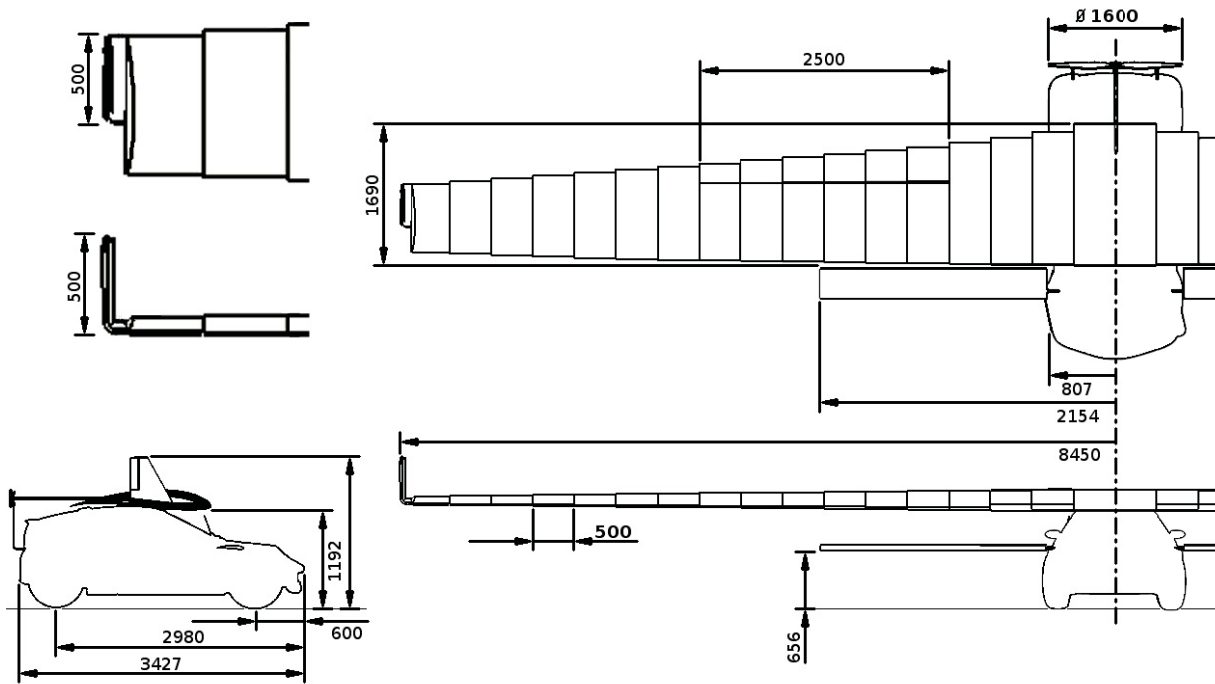


BILD 14: Darstellung der Drei-Seiten-Ansicht des Gesamtvehikels