

Motivation

Über den Wolken...

Das Spiel mit dem Element Luft war schon immer meine Leidenschaft. In Jugendtagen durch den Modellbau ausgelebt, genieße ich heute das Fallschirmspringen, das wie kaum eine andere Sportart die Möglichkeit bietet, sich beinahe grenzenlos frei in der Luft zu bewegen. In der knappen Minute, die man vom Sprung aus dem Flugzeug bis zum Öffnen des Fallschirmes frei fällt, ist man im wahrsten Sinne des Wortes im Himmel. Umgeben von scheinbar unendlich viel Raum und mit Blick ringsum bis zum Horizont fühlt man sich leicht wie eine Feder.

Vor dem Sprung in die Tiefe gilt es allerdings, die Absprunghöhe zu erreichen. Hier walten nach wie vor altbewährte Flächenflugzeuge ihres Amtes. Noch sind Wolkenkratzer keinen Kilometer hoch, geschweige denn vier. Wie einfach wäre es, wenn man ganz einfach per Fahrstuhl die nötige Höhe erreichen könnte, unkompliziert, effizient und schnell?

Als Passagier der derzeit verwendeten Flugzeuge hat man jedoch eher das Gefühl, sich mit einem alten VW-Bus in die Lüfte zu heben als mit einem modernen Gerät den Himmel zu erklimmen. Fünfzehn Minuten zumindest dauert der Aufstieg in den vibrierenden, lärmenden Blechkisten, die oben drein noch ordentlich Kerosin verbrennen.

Es ist an der Zeit, dass etwas wie ein Tesla S-Type fliegen lernt!
Einfach wie ein Aufzug, leise, effizient und leistungsfähig darf es sein:
Das Fallschirmspringer-Absetzsystem von morgen!

Warum Elektroantrieb?

Während meines Studiums an der TU Graz konnte ich wertvolle Erfahrungen im Bereich Elektromobilität und Prototypenentwicklung sammeln. Als Verein „TERA TU Graz“ haben wir zweimal das effizienteste Elektrofahrzeug der Welt entwickelt und gebaut. Antriebsseitig bin ich ganz klar ein Freund des effizienten, leisen Elektromotors.

Selbst wenn uns Verbrennungsmotoren noch eine Weile begleiten werden, ich sehe sie längst als das, was die Dampfmaschine im letzten Jahrhundert für uns darstellte.

Mein Wirken in der Technik kann nur dort stattfinden, wo ich die Zukunft sehe. Und so will ich meine Leidenschaft für das Fliegen mit meiner Vorliebe für den Elektroantrieb kombinieren.

Die vorliegende Arbeit bietet die Möglichkeit, genau das zu tun.

Skylift – Eine Konzeptstudie

Kurzfassung

Elektrisch betriebene Multicopter haben sich vor allem als fliegende Kameraplattformen längst ihren Platz im Luftraum gesichert. Die Größe und Leistungsfähigkeit der Geräte nimmt stetig zu. Die Idee, das Erfolgskonzept auch auf manntragende Flugsysteme auszuweiten ist entsprechend naheliegend. Wir werden in nicht allzu ferner Zukunft erleben, dass moderne Städte wie Shanghai, Dubai oder New York ihren (Taxi-) Verkehr in die dritte Dimension ausweiten. Aufgrund der im Vergleich zu Hubschraubern höheren erreichbaren Betriebssicherheit, der wesentlich geringeren Anforderungen an die Piloten, der höheren energetischen Effizienz, Schadstoff-Freiheit und nicht zuletzt des niedrigeren Betriebsgeräusches werden elektrisch betriebene Multirotorsysteme die Technik der Wahl für die Flugtaxi von morgen sein. Mehrere Unternehmen weltweit beschäftigen sich bereits intensiv mit diesem Thema.

Die erforderliche Technik ist in ihrem gesamten Spektrum grundsätzlich bereits beherrschbar. Was fehlt sind elektrische Energiespeicher, die entsprechend lange Flugzeiten zulassen. Aktuell reicht die Speicherkapazität verfügbarer Akkus noch nicht aus, um herkömmlichen Hubschraubern Konkurrenz zu machen.

Beim Absetzen von Fallschirmspringern ist dieser Nachteil jedoch unbedeutend, da die einzelnen Flüge jeweils sehr kurz sind. Der Elektroantrieb kann in diesem Anwendungsfall seine Vorteile voll ausspielen und so den Sport günstiger und vor allem umweltfreundlicher machen. Das Absetzen von Fallschirmspringern könnte daher ein wertvolles Sprungbrett für elektrisch betriebene Multirotorflugsysteme am Weg zu deren wirtschaftlicher Anwendbarkeit darstellen.

Im Zuge der vorliegenden Konzeptstudie soll geklärt werden, wie ein entsprechendes Fluggerät in das gültige Luftfahrtrecht integriert werden kann, mit welchen technischen Eckdaten zu rechnen ist und ob ein solches Fluggerät zu gegebenen Bedingungen wirtschaftlich betrieben werden kann.

Die Ergebnisse zeigen, dass ein mit aktuell verfügbarer Technik konzipiertes und entsprechend für den Anwendungsfall optimiertes, elektrisch betriebenes Multirotorfluggerät nicht nur machbar ist, sondern auch in allen Belangen überzeugen kann. Im Vergleich zu herkömmlichen Fallschirmspringer-Absetzflugzeugen ist bei größerer Steiggeschwindigkeit und gleichzeitig höherer energetischer Effizienz mit deutlich niedrigeren Betriebskosten zu rechnen.

Abstract

Electrically driven multicopter which serve as flying camera platforms have already secured their space in the air. Size and capacity of the equipment are constantly increasing. The idea to extend this successful concept on man-carrying flight systems is accordingly obvious. In a not too distant future we will see modern cities like Shanghai, Dubai or New York extend their (taxi-) traffic to the third dimension. Due to their higher reliability, the lower requirements for pilots, the higher energy efficiency, emission-free operating and last but not least their lower operating noise in comparison to conventional helicopters, electrically powered multicopter-flight-systems will be the technology of choice for the air taxis of tomorrow. Several companies worldwide are already focusing extensively on this topic.

The required technology is basically already manageable. What is missing are electric energy storage units, which allow adequate flight times. Currently available batteries are not yet powerful enough to let the new technology compete with conventional helicopters.

However, for dropping parachutists this disadvantage is insignificant, since the flights are each very short. In this application the electric drive can make full use of its advantages to make the sport cheaper and more environmentally friendly. Dropping skydivers could be a useful springboard for electrically operated multicopter-flight-systems on the way to their economic applicability.

This concept study should clarify how an appropriate aircraft could be integrated into the current aviation law, what technical specifications can be expected and whether such an aircraft can be operated economically.

The results show that an electrically powered multicopter aircraft designed with currently available technology is not only feasible but also convincing in all aspects. Compared to traditional skydiving aircrafts, higher climb rates, greater energy efficiency and significantly lower operating costs can be expected.

Inhalt

1	Einleitung.....	1
1.1	Vision Skylift - Grundkonzept	1
1.2	Vorgehensweise und Aufbau der Arbeit	4
1.3	Festlegung der Skylift-Leistungsdaten	5
1.3.1	Leistungsdaten herkömmlicher Absetzflugzeuge	5
1.3.2	Zielvorgaben Skylift	6
2	Rechtliche Grundlagen	7
2.1	Sicherheit im Flugverkehr	7
2.1.1	System Safety Assessment 1309	8
2.1.2	Aufgaben der Flugsteuerung	9
2.1.3	Einsatz von Flugsteuerungssoftware.....	9
2.1.4	Complexity levels.....	10
2.2	Steuerungsvarianten Skylift	12
2.2.1	Standardbetrieb, Pilot an Bord.....	12
2.2.2	RPAS, Fernlenkbetrieb mit Pilot an der Bodenkontrollstation.....	13
2.2.3	Autonomer Betrieb ohne Pilot	13
2.2.4	Wahl der Steuerungsvariante für die Skylift-Konzeptionierung	15
2.3	Lufttüchtigkeit	16
2.3.1	Bauvorschriften	17
2.3.2	Certification Specification for Small Rotorcraft CS-27	17
2.4	Experimentalzulassung.....	22
3	Technische Ausarbeitung	24
3.1	Änderung des Grundkonzeptes.....	24
3.2	Ausarbeitungskonzept.....	25
3.2.1	Rotoren und Collective Pitch Steuerung	26
3.2.2	Motoren	27
3.2.3	Motorregler	27
3.2.4	Ausleger.....	28
3.2.5	Flugsteuerung.....	28
3.2.6	Flugakku und Akkuwagen.....	29
3.2.7	Tragstruktur und Passagierkabine.....	30
3.2.8	Landekufen	30

3.2.9	Sicherheitsvorkehrungen	31
3.3	Berechnungsmodell Skylift.....	33
3.3.1	Berechnung des Gesamtgewichtes	33
3.3.2	Festigkeitsberechnung	37
3.3.3	Berechnung der Antriebsleistung.....	38
3.3.4	Strömungsverluste	47
3.3.5	Berechnung des Energiebedarfes.....	50
3.3.6	Motorauslegung	56
3.3.7	Energiespeicherauslegung.....	57
3.3.8	Absetzleistung	60
3.3.9	Energetischer Wirkungsgradvergleich	60
3.3.10	Kosten pro Absetzvorgang	62
3.4	Inputparameter	64
3.4.1	Gewichtsberechnung.....	65
3.4.2	Festigkeitsberechnung	70
3.4.3	Antriebsleistung	71
3.4.4	Strömungsverluste	72
3.4.5	Energiebedarf.....	74
3.4.6	Motorauslegung	78
3.4.7	Energiespeicherauslegung.....	78
3.4.8	Wirkungsgradvergleich.....	82
3.4.9	Betriebskostenberechnung	83
3.5	Berechnungsergebnisse vor Optimierung.....	86
3.6	Technische Optimierung	88
3.6.1	Gewichtsoptimierung.....	88
3.6.2	Strömungsoptimierung des Rumpfes.....	89
3.6.3	Rotoroptimierung.....	92
3.6.4	Steiggeschwindigkeit.....	94
3.6.5	Translatorischer Auftrieb	96
3.6.6	FEM-Analyse Auslegerstruktur	97
3.7	Berechnungsergebnisse nach der Optimierung.....	103
3.8	Flugakku	105
4	Wirtschaftliche Betrachtung	108
4.1	Betriebskostenberechnung	108

4.1.1	Akkukosten	108
4.1.2	Energiekosten pro Steigflug	109
4.1.3	Steigflugkosten gesamt	109
4.1.4	Betriebskostensenkung durch Erhöhung der Zyklenzahl	110
4.2	Kostenrahmen Skylift	113
4.3	Absatzpotential	114
5	Schlussbetrachtung	115
5.1	Endergebnisse	115
5.2	Zusammenfassung und Ausblick	117

Abbildungen¹

Abbildung 01: Skylift.....	2
Abbildung 02: Grundkonzept	3
Abbildung 03: Cessna Grand Caravan C208B, UPCS Hohenems	5
Abbildung 04: SIAI-Marchetti SF.600 „Canguro“ des 1. OEFC Graz	6
Abbildung 05: Seilanbindung der Passagierkabine ersetzt durch direkte Anbindung	24
Abbildung 06: Skylift Ausarbeitungskonzept, Passagierkabine direkt angebunden	25
Abbildung 07: Rotoranordnung.....	26
Abbildung 08: Collective Pitch Verstellung	26
Abbildung 09: Motorposition an den Auslegern	27
Abbildung 10: Ausleger	28
Abbildung 11: Akkuposition unter der Kabine, Akkuwagen.....	29
Abbildung 12: Passagierkabine.....	30
Abbildung 13: Gesamttretungssysteme im Einsatz.....	32
Abbildung 14: Rumpfmmodell Sechsstern mit Kugel	34
Abbildung 15: Diagramm spezifisches Rotorblattgewicht	35
Abbildung 16: Rotorstrahl im Schwebeflug.....	40
Abbildung 17: Rotorstrahl im Steigflug	44
Abbildung 18: Diagramm cw-Wertverlauf Kreiszyylinder und Profil	89
Abbildung 19: Rumpfmmodell mit strömungsoptimierten Auslegerprofilen	90
Abbildung 20: Diagramm cw-Wertverlauf Kugel.....	91
Abbildung 21: Diagramm Leistungsdaten über Rotordurchmesser	93
Abbildung 22: Diagramm Leistungsdaten über Steiggeschwindigkeit	95
Abbildung 23: Leistungspolare Bo 105.....	97
Abbildung 24: CAD-Modell Ausleger	98
Abbildung 25: Gewicht und Belastungssituation Ausleger	98
Abbildung 26: Wandstärkenbereiche.....	100
Abbildung 27: Materialeinstellungen Hyperworks.....	100
Abbildung 28: Verformung bei Betriebsbelastung.....	101
Abbildung 29: Verformung bei Bruchlast	101
Abbildung 30: Dehnungen bei maximaler Betriebsbelastung.....	102
Abbildung 31: Dehnung bei Bruchlast.....	102
Abbildung 32: ICR18650HG2 „Schoko“-Zelle und Entladekurve Lithium-Ionen-Zelle	105
Abbildung 33: Diagramm Kapazitätsnutzung über der Akkulebensdauer	106
Abbildung 34: Diagramme Leistungsdaten inkl. Steigflugkostenkurve.....	110
Abbildung 35: Diagramm Betriebskostensenkung bei Erhöhung der Zyklenzahl	110
Abbildung 36: Diagramm Kapazitätsnutzung über Lebensdauer, Ladeschluss bei 70%	112

¹ Die Quellen aller Abbildungen werden auf der jeweiligen Seite in der Fußnote angeführt. Für sämtliche Grafiken ohne Angaben liegt das Urheberrecht beim Autor. Selbiges gilt in weiterer Folge für die Tabellen.

Tabellen

Tabelle 01: Unfallhäufigkeiten nach Flugzeugklassen.....	7
Tabelle 02: Risikoanalyse.....	32
Tabelle 03: Datenbasis Rotorblattgewicht	35
Tabelle 04: Druck- und Schubspannungsanteil in Abhängigkeit von der Körperform	48
Tabelle 05: Gewichtungstabelle Inputparameter	64
Tabelle 06: Inputparameter Springer und Pilot.....	65
Tabelle 07: Inputparameter Dichte Carbon.....	65
Tabelle 08: Inputparameter Abstand Rotorblattspitzen	66
Tabelle 09: Inputparameter Ausleger Durchmesser	66
Tabelle 10: Inputparameter Ausleger Wandstärke	66
Tabelle 11: Inputparameter Durchmesser Rumpf.....	67
Tabelle 12: Inputparameter Rumpf Wandstärke	67
Tabelle 13: Inputparameter Rotordurchmesser	67
Tabelle 14: Inputparameter Leistungsdichte Motoren	68
Tabelle 15: Inputparameter Masse Gesamtrettungssystem.....	68
Tabelle 16: Inputparameter Masse Motorelektronik.....	69
Tabelle 17: Inputparameter Masse Lager und Wellen.....	69
Tabelle 18: Inputparameter Masse Collective Pitch pro Rotor	69
Tabelle 19: Inputparameter Masse Flugsteuerung	70
Tabelle 20: Inputparameter Strukturbelastung im Flug.....	70
Tabelle 21: Inputparameter Faktor Bruchlast	70
Tabelle 22: Inputparameter Luftdichte auf Meeresniveau	71
Tabelle 23: Inputparameter Strahlkontraktion	71
Tabelle 24: Inputparameter translatorischer Auftrieb.....	72
Tabelle 25: Inputparameter Rotorwirkungsgrad.....	72
Tabelle 26: Inputparameter dynamische Viskosität Luft	73
Tabelle 27: Inputparameter cw-Wert Ausleger.....	73
Tabelle 28: Inputparameter cw-Wert Rumpf	73
Tabelle 29: Inputparameter Steiggeschwindigkeit.....	74
Tabelle 30: Inputparameter Sinkgeschwindigkeit.....	74
Tabelle 31: Inputparameter Startdauer	74
Tabelle 32: Inputparameter Absetzdauer	75
Tabelle 33: Inputparameter Dauer der Landung.....	75
Tabelle 34: Inputparameter Akkuwechselzeit.....	75
Tabelle 35: Inputparameter Sinkstrecke vor Beginn der Autorotation.....	75
Tabelle 36: Inputparameter Flughöhe bei Ende der Autorotation	76
Tabelle 37: Inputparameter Betz-Limit	76
Tabelle 38: Inputparameter Generatorwirkungsgrad	76
Tabelle 39: Inputparameter Umrichterwirkungsgrad	77
Tabelle 40: Inputparameter Wirkungsgrad der Akkuladung.....	77
Tabelle 41: Inputparameter Wirkungsgrad Motor und Motorsteuerung.....	78
Tabelle 42: Inputparameter Reserveleistung Motor.....	78

Tabelle 43: Inputparameter Sicherheits-Reservekapazität der Flugakkus.....	78
Tabelle 44: Inputparameter Kapazität am Akku-Lebensdauerende	79
Tabelle 45: Inputparameter Ladestopp.....	79
Tabelle 46: Inputparameter Zellspannung	80
Tabelle 47: Inputparameter Zellkapazität	80
Tabelle 48: Inputparameter Zellgewicht	80
Tabelle 49: Inputparameter maximaler Ladestrom	80
Tabelle 50: Inputparameter maximaler Entladestrom.....	80
Tabelle 51: Inputparameter Gewichtsanteil Akkutechnik.....	81
Tabelle 52: Inputparameter Ladeanschlussleistung.....	81
Tabelle 53: Inputparameter Anzahl Akkusätze	82
Tabelle 54: Inputparameter Energieinhalt Kerosin	82
Tabelle 55: Inputparameter Verbrauch Canguro	82
Tabelle 56: Inputparameter Anzahl Springer Canguro.....	83
Tabelle 57: Inputparameter Verbrauch Caravan.....	83
Tabelle 58: Inputparameter Anzahl Springer Caravan	83
Tabelle 59: Inputparameter Kosten pro Kilowattstunde	83
Tabelle 60: Inputparameter Stückkosten Akkuzelle.....	84
Tabelle 61: Inputparameter Akkuzyklen bis Lebensdauerende	84
Tabelle 62: Inputparameter Kosten Akkublockherstellung.....	85
Tabelle 63: Inputparameter Restwert Altakku	85
Tabelle 64: Berechnungsergebnisse vor Optimierung	87
Tabelle 65: Vergleich Systemdaten bei Änderung des cw-Wertes der Ausleger	91
Tabelle 66: Vergleich Systemdaten bei Änderung der Steiggeschwindigkeit	96
Tabelle 67: Belastungsfälle	99
Tabelle 68: Berechnungsergebnisse nach Optimierung.....	104
Tabelle 69: Vergleich Systemdaten bei Änderung der Akkuwerte.....	107
Tabelle 70: Akkukosten	108
Tabelle 71: Steigflugkosten	109
Tabelle 72: Vergleich Systemdaten bei Verschiebung des Ladeschlusspunktes.....	111
Tabelle 73: Kostenrahmen Skylift.....	113
Tabelle 74: Anzahl der weltweiten Fallschirmsprungplätze.....	114
Tabelle 75: Endergebnisse.....	116
Tabelle 76: Zielvorgaben im Vergleich mit den Berechnungswerten	117

1 Einleitung

Der Arbeit liegt die Vision eines autonom operierenden Multirotor-Fluggerätes zum Absetzen von Fallschirmspringern zugrunde, welches einem Fahrstuhl gleich das Erreichen der Absprunghöhe von 4000 Metern ermöglicht. Im Zuge der Konzeptstudie soll geklärt werden, in welcher Form diese Vision zu gegebenen Bedingungen umgesetzt werden kann und ob ein wirtschaftliches Betreiben möglich ist.

1.1 Vision Skylift - Grundkonzept

Wie wäre es, mit einem einfach aufzubauenden Fluggerät im Anhänger auf einen passenden Startplatz zu fahren, den Flugbetrieb bei der zuständigen Luftaufsicht zu melden, einzusteigen und einfach Start zu drücken? Alles andere übernimmt die Flugsteuerung. Im senkrechten Steigflug geht es nach oben, bald ist die gewünschte Höhe erreicht und es heißt: „Absprung!“.

Das Absetzsystem Skylift kehrt daraufhin selbstständig zum Startplatz zurück, wo bereits ein vollgeladener Akku für den nächsten Flug wartet.

Das Skylift-Grundkonzept sieht einen autonom operierenden, elektrisch betriebenen Multicopter vor. Die Personentransportkapsel ist über eine Seilverbindung gekoppelt. Sie bietet Platz für fünf Springer und ist aus transparentem Material gefertigt, welches die Tragstruktur umgibt. Nach Aktivierung der Startsequenz hebt die Flugeinheit selbstständig ab, positioniert sich über der Transportkapsel, hebt diese vom Boden und geht in den senkrechten Steigflug über. Die Antriebsleistung wird bis zum Punkt besten Wirkungsgrades erhöht, die Passagiere genießen bei perfekter Rundumsicht die Zeit bis zum Erreichen der Absprunghöhe.

Nach Absprung der Fallschirmspringer startet das Flugsystem den autorotativen Sinkflug. Die Rotoren treiben die Antriebsmotoren an, welche in dieser Betriebsphase als Generatoren fungieren. Die rückgewonnene Energie wird im Flugakku gespeichert. Während des gesamten Sinkfluges wird der Abstiegskorridor überwacht. Sollte es zu einem highpull (Schirmöffnung in großer Höhe) eines Springers gekommen sein und sich dieser im Abstiegskorridor aufhalten, unterbricht das System den Abstieg bis der Korridor wieder freigegeben ist. Wenige hundert Meter über Boden wird die Autorotationsphase beendet, der Abstieg bis zum Landeplatz erfolgt im normal motorisierten Flug. Nach sanftem Absetzen der Kabine landet der Copter zu dieser seitlich versetzt. Das System schaltet die Motoren ab und ist bereit für den Akkuwechsel. Der Akku findet im Boden der Kapsel Platz. Dies bietet den Vorteil, dass die Kapsel in der Phase des zügigen Sinkfluges stabil unter der Flugeinheit hängen bleibt und nicht im Luftstrom zu pendeln beginnt. Zusätzlich gestaltet sich der Akkuwechsel einfacher, wenn dieser direkt an der Kapsel durchgeführt werden kann und nicht am Copter hantiert werden muss.

Die beiden folgenden Seiten zeigen das Konzeptblatt zur Grundidee.

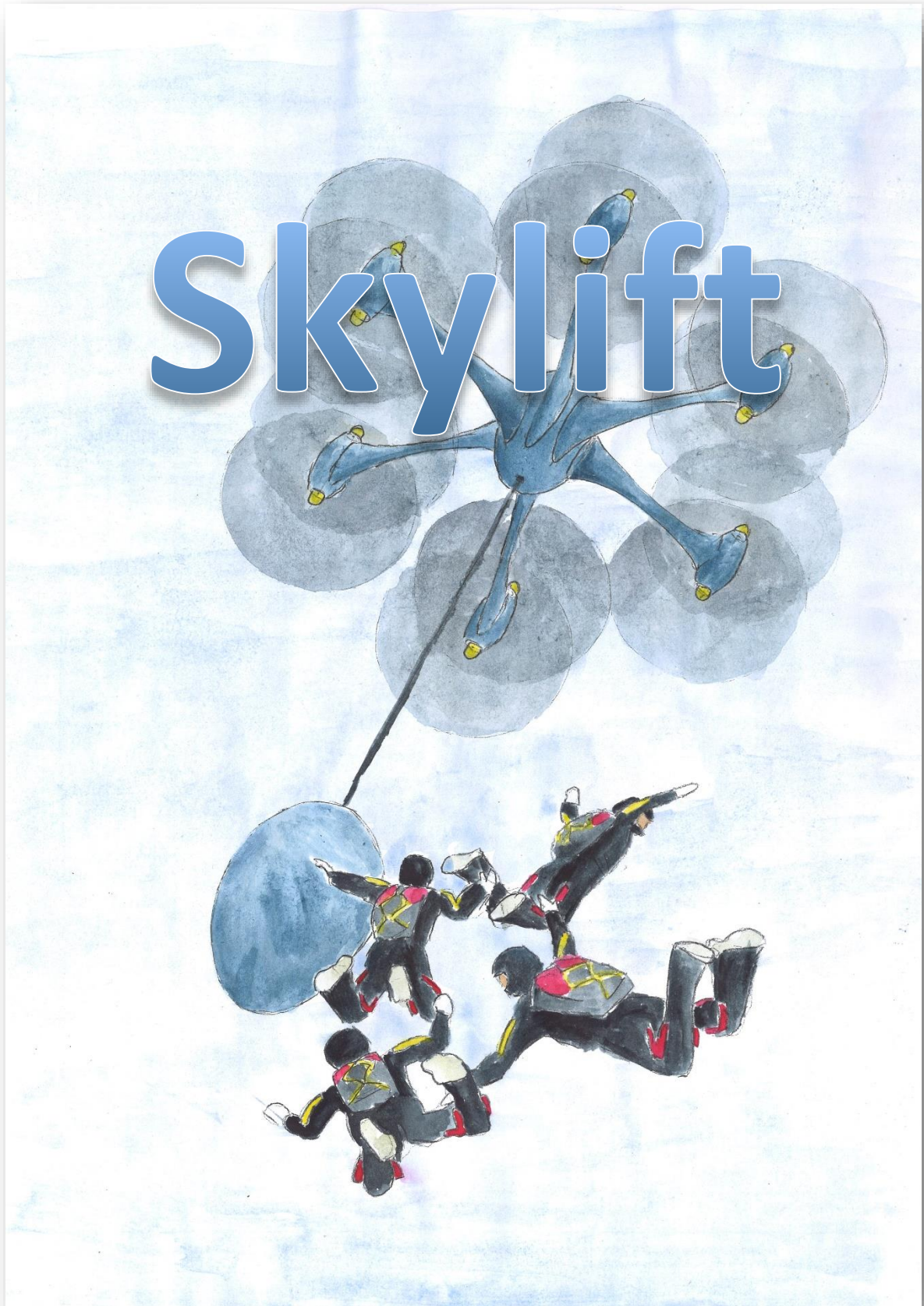
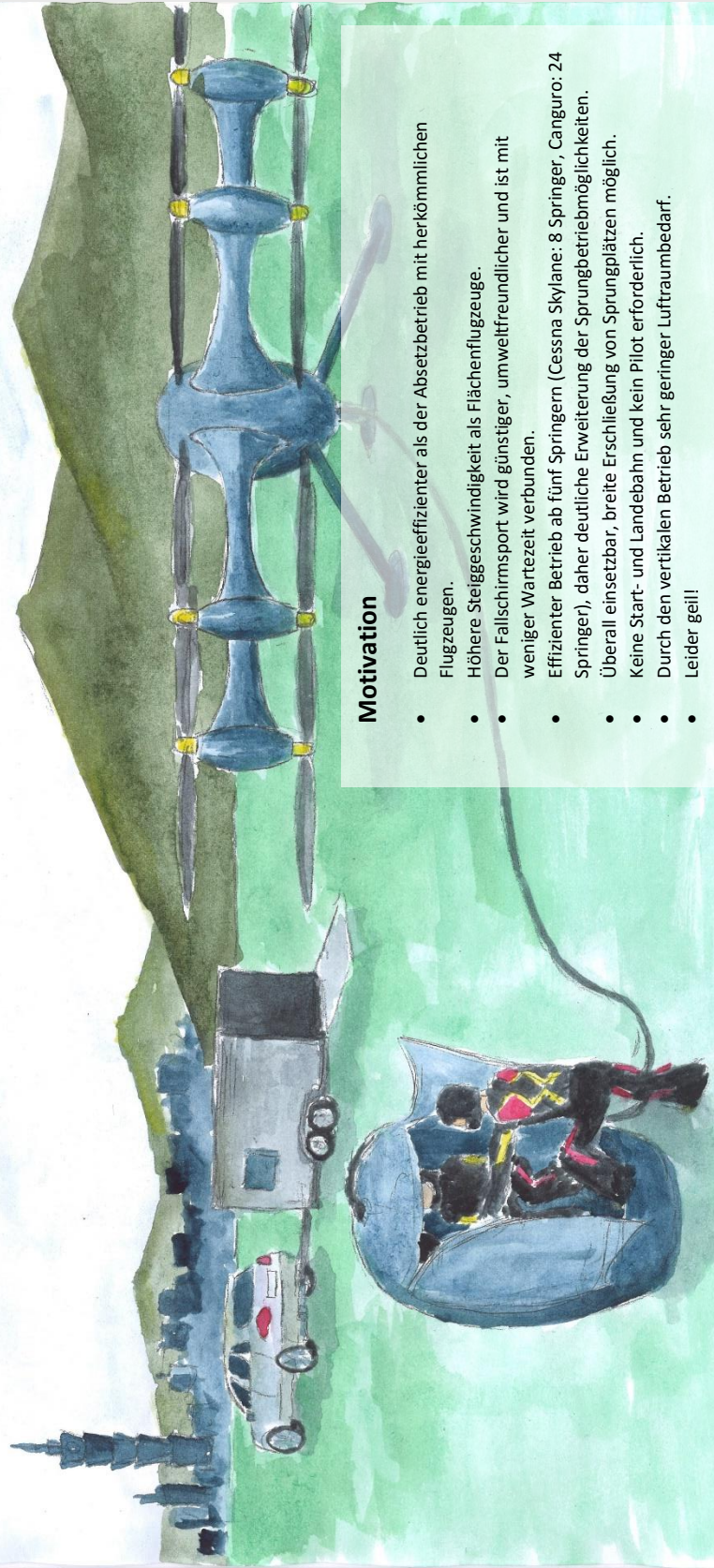


Abbildung 1: Skylift

We build the future!

Das Fallschirmspringer-Absetzsystem Skylift bringt fünf Springer oder Wingsuitpiloten auf Absprunghöhe und kehrt anschließend autonom zum Startplatz zurück. Die Basis bildet ein elektrisch betriebener Hexacopter in Doppelrotorbauweise. Der Transportkorb zur Aufnahme der Springer ist über eine Seilverbindung mit der Flugeinheit gekoppelt. Der Copter ist einfach demontierbar und findet auf einem Transportanhänger Platz, welcher gleichzeitig den Laderager für die Flugakkus sowie die Boden-Kontrollstation beinhaltet. Bei entsprechender verfügbarer Netzanschlussleistung kann im Dauerbetrieb geflogen und so bis zu vierzehn Springer pro Stunde abgesetzt werden.



Motivation

- Deutlich energieeffizienter als der Absetzbetrieb mit herkömmlichen Flugzeugen.
- Höhere Steiggeschwindigkeit als Flächenflugzeuge.
- Der Fallschirmsport wird günstiger, umweltfreundlicher und ist mit weniger Wartezeit verbunden.
- Effizienter Betrieb ab fünf Springern (Cessna Skylane: 8 Springer, Canguro: 24 Springer), daher deutliche Erweiterung der Sprungbetriebsmöglichkeiten.
- Überall einsetzbar, breite Erschließung von Sprungplätzen möglich.
- Keine Start- und Landebahn und kein Pilot erforderlich.
- Durch den vertikalen Betrieb sehr geringer Luftraumbedarf.
- Leider geil!

Abbildung 2: Grundkonzept

1.2 Vorgehensweise und Aufbau der Arbeit

Im Zuge der Konzeptstudie soll beantwortet werden:

- welche rechtlichen Rahmenbedingungen für ein Fluggerät wie den Skylift gelten,
- wie das System technisch zu dimensionieren ist
- und ob das System zu gegebenen Umständen wirtschaftlich betrieben werden kann.

Der erste Teil der Studie setzt sich daher mit der aktuellen Rechtssituation auseinander. Erst wird geprüft, wie ein Flugsystem à la Skylift betrieben werden kann und welche Vorgaben dabei einzuhalten sind. Es werden die Anforderungen für den Betrieb mit Pilot an Bord, den ferngelenkten und den im Grundkonzept vorgestellten autonomen Betrieb untersucht. Aus den Ergebnissen der Rechtsrecherche werden die Voraussetzungen für die technische Konzeptionierung abgeleitet.

Der zweite Teil der Arbeit beinhaltet die technische Ausarbeitung. Auf Basis der formulierten Zielvorgaben und rechtlichen Rahmenbedingungen wird das System Skylift ausgelegt. Hierzu erfolgt die Erstellung eines Berechnungsmodelles, das das Fluggerät und dessen Flug abbildet. Die Berechnungsergebnisse sollen zeigen, in welcher Größenordnung sich entscheidende Werte wie Abfluggewicht, Rotorendurchmesser, Energieverbrauch, Antriebsleistung, Akkukapazität und Wirkungsgrad bewegen.

Im dritten Teil wird das System nach wirtschaftlichen Kriterien beurteilt. Dies beinhaltet die Berechnung und Optimierung der Betriebskosten sowie eine Abschätzung des Kostenrahmens, innerhalb welchem sich der Skylift-Stückpreis bewegen darf, um von Fallschirmclubs finanziert werden zu können.

1.3 Festlegung der Skylift-Leistungsdaten

Im Fallschirmsport hat sich eine Absprunghöhe von 4000 Metern als Standard etabliert. Noch ohne Zusatzsauerstoff erreichbar bietet sie knapp eine Minute freien Fall. Ein kleines Absetzsystem mit einer Tragfähigkeit von zwei Springern würde im kommerziellen Einsatz als Tandemsprung-Absetzgerät bereits Sinn machen. Umfangreichere Einsatzmöglichkeiten bietet jedoch ein System mit Kapazität für mehr Springer. So ist das Springen in der Vierer-Formation weit verbreitet. Sowohl Wettbewerbs- als auch Trainingssprünge werden stets zur Analyse von einem Kameramann aufgezeichnet. Es gilt daher, ein einfach handhabbares Absetzgerät mit einer Tragfähigkeit von fünf Personen zu konzipieren, das im Betrieb energieeffizienter, kostengünstiger und leiser ist als herkömmliche Flächenflugzeuge. Ein zusätzlicher Vorteil soll das schnellere Erreichen der Absprunghöhe sein.

1.3.1 Leistungsdaten herkömmlicher Absetzflugzeuge

Die Konzeptionierung eines neuen Absetzsystems macht nur dann Sinn, wenn es deutliche Vorteile gegenüber bestehenden Systemen hat. Als Referenz dienen die Flugzeuge der beiden österreichischen Fallschirmsprung-Clubs Silvretta in Hohenems und 1.OEFC Graz.

Cessna Grand Caravan C208B, UPCS Hohenems

Am Sportflughafen Hohenems in Vorarlberg betreibt die Union Paraclub Silvretta die einmotorige Cessna Caravan. Diese bietet achtzehn Springern Platz und verbraucht für einen Steigflug 60 Liter Kerosin. Pro Springer verbrennt sie im Steigflug auf 4000 Meter folglich etwa 3,3 Liter Treibstoff. Die Steigzeit liegt bei ungefähr zwanzig Minuten.



Abbildung 3: Cessna Grand Caravan C208B, UPCS Hohenems²

² <http://www.upcs.at/index.php/dropzone/flugzeuge>. Datum des Zugriffs: 08.03.2016

SIAI-Marchetti SF.600 Canguro, 1.OEFC Graz

Der 1. OEFC Graz hat die zweimotorige Turbopropmaschine SF.600 Canguro im Einsatz. Sie bietet Platz für zehn Springer und erreicht die Absprunghöhe in etwa fünfzehn bis zwanzig Minuten. Während eines Absetzfluges verbrennt die Maschinen 75 Liter Kerosin. Das ergibt einen Verbrauch von durchschnittlich 7,5 Litern pro Person. Die Kosten für einen Steigflug auf 4000 Meter belaufen sich auf etwa 400 €, folglich 40 € pro Springer. Die Betriebsdaten beider Flugzeuge stammen aus Angaben der jeweiligen Fallschirmclubs.



Abbildung 4: SIAI-Marchetti SF.600 „Canguro“ des 1. OEFC Graz³

1.3.2 Zielvorgaben Skylift

Das System Skylift darf in allen Belangen bessere Werte aufweisen. Es soll bei weniger Energieverbrauch schneller steigen und insgesamt kostengünstiger operieren. Folgende Eckdaten dienen als Zielvorgabe für die Konzeptstudie:

- elektrisch betriebenes Multirotor-Fluggerät
- Tragfähigkeit: 5 Fallschirmspringer
- Steighöhe: 4000 Meter
- Energieverbrauch pro Springer < 3 Liter Kerosinäquivalent (103,5 MJ)
- Steigzeit < 10 Minuten
- Betriebskosten < 40 Euro pro Springer

³ <http://www.airliners.net/photo/Aviofun/SIAI-Marchetti-SF-600-Canguro/2332011/L/>. Datum des Zugriffs: 08.03.2016

2 Rechtliche Grundlagen

2.1 Sicherheit im Flugverkehr

Die Gewährleistung der Betriebssicherheit ist oberste Priorität aller Reglementierungen des Flugverkehrs.

Je nach Bauart und Größe werden Fluggeräte einer Luftfahrzeugklasse zugeordnet. In jeder dieser Klassen gelten eigene Auflagen. Ebenso existieren getrennte Unfallstatistiken. Sie dokumentieren die Unfallhäufigkeiten und stellen so die Betriebssicherheit der jeweiligen Fluggerätetypen dar, die sich im Zusammenspiel von technischer Entwicklung und Vorschriften im Laufe der Zeit eingestellt hat. Die historischen Daten zeigen beispielsweise durchschnittlich einen schweren Unfall pro 10.000 Flugstunden beim Betrieb von normalen Kleinflugzeugen bzw. etwa 5 Unfälle pro 1.000.000 Flugstunden für große Passagierflugzeuge:

Aircraft category/class	Accident Rate (per flight hour) All Causes	Source data
Large transport (CS-25)	1×10^{-6}	AMC 25.1309
Normal Utility (CS-23, class I)	1×10^{-4}	AC 23.1309-1E
Large public transport aeroplane	4.8×10^{-6}	UK-CAA CAP 780
Small public transport aeroplane	5.3×10^{-5}	
Public transport helicopters	1.91×10^{-5}	
Non-public transport conventional aeroplanes < 5700 kg	1.79×10^{-4}	
Non-public transport helicopters < 5,700KG	1.27×10^{-4}	
Microlights	3.1×10^{-4}	

Tabelle 1: Unfallhäufigkeiten nach Flugzeugklassen⁴

Um für den Flugverkehr zugelassen zu werden, muss ein neu entwickeltes Fluggerät bzw. ein Teilsystems derart ausgeführt werden, dass die aktuell als Standard etablierten Werte eingehalten werden können. In den jeweiligen Bauvorschriften sind die entsprechenden technischen Vorgaben wie auch die Nachweisverfahren zum Prüfen derer Einhaltung dokumentiert.

⁴ JARUS: AMC RPAS.1309. S. 10

2.1.1 System Safety Assessment 1309

Die Ausarbeitung der entsprechenden Zulassungskriterien geschieht auf Basis des System Safety Assessment (1309) der jeweiligen Luftfahrzeugklasse. Die Richtlinie 1309 behandelt nur die technischen Systeme eines Fluggerätes, wenn auch die Reaktionen der Piloten auf deren Versagen mit berücksichtigt werden⁵.

Die Auswirkungen eines möglichen Fehlerfalles auf die Betriebssicherheit eines Fluggerätes werden nach folgender Abstufung klassifiziert⁶:

- Keine Sicherheitsbeeinträchtigung
- Geringe Sicherheitsbeeinträchtigung
- Große Sicherheitsbeeinträchtigung
- Gefährliche Sicherheitsbeeinträchtigung
- Katastrophale Beeinträchtigung der Sicherheit

Für jede Stufe wird eine maximale zulässige Eintrittswahrscheinlichkeit definiert. Dafür erfolgt eine Auswertung der Flugunfälle, wobei die Analysen zeigen, zur welchem Anteil technisches Versagen die Unfallursache war und welche Systeme in Folge als kritisch einzustufen sind.

So heißt es in der AC-23.1309 1E für Kleinflugzeuge:

“In assessing the acceptability of a design, the FAA recognized the need to establish rational probability values. Historically, failures in GA airplanes that might result in catastrophic failure conditions are predominately associated with the primary flight instruments in IMC. Historical evidence indicates that the probability of a fatal accident in restricted visibility due to operational and airframe-related causes is approximately one per ten thousand flight hours or 1×10^{-4} per flight hour for single-engine airplanes under 6,000 pounds. Furthermore, from accident databases, it appears that about 10 percent of the total was attributed to failure conditions caused by the airplane's systems. It is reasonable to expect that the probability of a fatal accident from all such failure conditions would not be greater than one per one hundred thousand flight hours or 1×10^{-5} per flight hour for a newly designed airplane. From past service history, it is also assumed that there are about ten potential failure conditions in an airplane that could be catastrophic. The allowable target average probability per flight hour of 1×10^{-5} was thus apportioned equally among these failure conditions, which resulted in an allocation of not greater than 1×10^{-6} to each.”⁷

Wenn zehn Prozent der Gesamtunfälle auf technisches Versagen zurückzuführen sind und ein Kleinflugzeug wie beschrieben beispielsweise zehn technische Systeme besitzt, deren Ausfall zu einer katastrophalen Beeinträchtigung der Betriebssicherheit führt, ergibt sich eine maximal zulässige Fehlerquote von 1×10^{-6} für die sicherheitsrelevanten Systeme (maximal 1×10^{-6} Systemausfälle pro Flugstunde). Um Flugzeuge erfolgreich zuzulassen, hat die Konstruktion aller integrierten Systeme so zu erfolgen, dass diese geforderte Betriebssicherheit erreicht wird.

⁵ JARUS, NICK BREWER: Präsentation: Working Group-6 (system safety) AMC UAS.1309 development. S. 10

⁶ JARUS: AMC RPAS.1309. S. 11

⁷ U.S. FEDERAL AVIATION ADMINISTRATION: System Safety Assessment for part 23 airplanes. S. 22

2.1.2 Aufgaben der Flugsteuerung

Unabhängig davon, ob ein Mensch oder ein automatisches Steuerungssystem ein Fluggerät kontrolliert, muss in jedem Fall sichergestellt werden, dass es neben dem Einhalten der gewünschten Fluglage zu keinem ungewünschten Bodenkontakt sowie Kollision mit anderen Flugverkehrsteilnehmern in der Luft kommt.

Ein Pilot wird im Zuge seiner Ausbildung darauf trainiert, sicher zu starten, zu fliegen und zu landen, sowie andere Fluggeräte zu orten und einen entsprechenden sicheren Kurs zu wählen, so dass Kollisionen vermieden werden.

Diese Aufgaben müssen bei autonomen Systemen von der Flugsteuerung übernommen werden. Die damit einhergehenden Anforderungen werden in der Richtlinie 1309 für autonome Flugsysteme in den Kapiteln

- Systems availability and integrity required to maintain safe flight and landing
- Systems availability and integrity required to maintain safe aircraft separation

dargestellt.

2.1.3 Einsatz von Flugsteuerungssoftware

Die Entwicklung in der Luftfahrt zeigt deutlich, dass automatischen Flugsteuerungssystemen zunehmend mehr Handlungsspielraum gegeben wird. Fly by wire hat sich längst etabliert, aktuelle Kampfbjets sind ohne das ständige Bedienen der Ruder durch den Flugcomputer gar nicht mehr flugfähig. Noch deutlicher wird das bei unbemannten Drohnen. Der fernlenkende Pilot gibt die einzelnen Flugmanöver nur mehr vor, gesteuert werden sie zur Gänze durch den Computer.

Um auch die Betriebssicherheit solcher Systeme zu gewährleisten, müssen viele Aufgaben, welche bei bemannten Fluggeräten der Pilot übernommen hat nun entsprechend gleichwertig von automatisierten Systemen übernommen werden. Es gilt, die entsprechenden Vorgaben in die Richtlinie 1309 zu integrieren.

Dieser Aufgabe hat sich die JARUS-Gruppe verschrieben (Joint Authorities for Rulemaking of Unmanned Systems). Die Mitglieder dieser internationalen Organisation setzen sich aus Vertretern der jeweiligen staatlichen Flugsicherheitsbehörden zusammen.

Es wird folgende Terminologie verwendet:

UAS: Unmanned Aircraft Systems

RPAS: Remotely Piloted Aircraft Systems

RPAS sind eine Untergruppe von UAS, bei welcher sich noch ein Pilot in der Kontrollschleife befindet. Den höchsten Automatisierungslevel stellen UAS dar, welche völlig autonom fliegen und ohne menschliche Kontrollinstanz operieren können.

Die AMC RPAS.1309 liegt bereits auf, die AMC UAS.1309 ist in Ausarbeitung.

Es gilt, die Regeln so zu gestalten, dass eine mit bemannten Systemen vergleichbare Betriebssicherheit erreicht werden kann. Die International Civil Aviation Organization schreibt in ihrer Ausarbeitung zum Thema Unmanned Aircraft Systems:

“UAS operations must be as safe as manned aircraft insofar as they must not present a hazard to persons or property on the ground or in the air that is any greater than that attributable to the operation of manned aircraft of equivalent class or category. In general, UAS should be operated in accordance with the rules governing the flight of manned aircraft and meet equipment requirements applicable to the class of airspace within which they intend to operate.”⁸

Die Ausarbeitung der neuen Sicherheitsbewertungen folgt daher so genau als möglich den existierenden 1309-ern für bemannten Flug.

2.1.4 Complexity levels

Die Gesamtkomplexität eines Fluggerätes wächst mit zunehmenden Automatisierungsgrad stark an. Zur Klassifizierung wurden vier Komplexitätslevel definiert:

Complexity level I

“Assigned to those RPAS that make use of conventional technology for command and control of the RPA. The remote pilot has control of the aircraft during every phase of flight. The integrity of the command and control link is likely to be a key limitation on these RPAS as any communication problem (loss or malfunction) is likely to cause the loss of control of the RPA. The use of software and Airborne Electronic Hardware (AEH) is very limited.”⁹

Die Software eines solchen Fluggerätes kann beispielsweise Messwerte eines Kreisel systems verwenden und zur Fluglage stabilisierung verwenden. Die Steuerbefehle des Piloten werden in gewissen Grenzen von den errechneten Korrekturwerten überlagert.

Complexity level II

“Assigned to those RPAS that make use of embedded systems to relieve pilot workload. The automatic functions will have limited authority on the RPA and independent manual reversion is always provided. The use of software and AEH is likely to be higher than that of a Level I RPAS.”¹⁰

Systeme von Complexity level II weisen einen entsprechend höheren Automatisierungsgrad auf. Im Falle eines Kameracopters kann das zum Beispiel eine automatische Startsequenz oder die Funktion zum GPS-gestützten Halten der Flughöhe sein. Notszenarien sind nach wie vor vom Piloten zu bewältigen.

⁸ INTERNATIONAL CIVIL AVIATION ORGANIZATION: Unmanned Aircraft Systems (UAS) Cir 328. S. 35

⁹ JARUS: AMC RPAS.1309. S. 8

¹⁰ JARUS: AMC RPAS.1309. S. 8

Complexity level III

“Assigned to any other RPAS not classifiable as Level I or II. The control systems are likely to have full authority on RPAS flight management. In the event of a failure, the pilot can intervene, if required, unless the failure condition can be shown to be extremely improbable. These RPAS are expected to make extensive use of software and AEH.”¹¹

Das Fluggerät kann Flugmanöver wie Starten, Landen sowie das Abfliegen von Wegpunkten selbstständig durchführen. Der Pilot erfüllt im normalen Betrieb die Funktion als Systemüberwacher und greift nur noch im Notfall in die Steuerung ein.

Complexity level IV

“Assigned to those UAS that are fully automatic. A remote pilot is not required for these UAS to complete their missions. The aircraft is capable of automatic flight and emergency management with no or extremely limited intervention of a remote pilot. These UAS have no equivalent manned aircraft. The Level 4 is the highest complexity class and provides for future development of the UAS.”¹²

Ein Complexity level IV-Fluggerät fliegt völlig autonom und muss auch bei Notszenarien sämtliche Entscheidungen selbsttätig treffen. Die Überwachung durch einen Piloten ist möglich, jedoch nicht erforderlich.

Je aufwendiger ein System gestaltet ist, desto fehleranfälliger ist es auch. Um der zunehmenden Komplexität zu begegnen und sie beherrschbar zu machen, hat man für Systeme von CL 3 und CL 4 die erforderliche Betriebssicherheit gegenüber bemannten Systemen um eine Größenordnung erhöht. Ein technisches Teilsystem darf bei Verwendung in einem automatisierten Fluggerät folglich zehn Mal seltener einen Fehlerfall aufweisen als bei Einbau in ein bemanntes Fluggerät.

Die Einstufung nach den Complexity levels hat wenig Einfluss auf die Entwicklung von großen Flugzeugen wie z.B. einen Airbus A380, welcher bereits sehr komplexe Systeme beinhaltet. Sie bringt aber viel Veränderung für kleine Fluggeräte, deren Komplexitätsgrad mit zunehmender Automatisierung stark steigt.

¹¹ JARUS: AMC RPAS.1309. S. 8

¹² JARUS, NICK BREWER: Präsentation: Working Group-6 (system safety) AMC UAS.1309 development. S. 17

2.2 Steuerungsvarianten Skylift

Die Steuerung des Skylifts ist grundsätzlich auf drei verschiedene Weisen vorstellbar:

- Standardbetrieb mit Pilot an Bord
- Fernlenkbetrieb
- autonomer Betrieb

Die folgende Darstellung gibt einen kurzen Überblick über die Vor- und Nachteile sowie die aktuelle Realisierbarkeit der einzelnen Steuerungsvarianten.

2.2.1 Standardbetrieb, Pilot an Bord

Am einfachsten lässt sich der Skylift durch einen Piloten an Bord fliegen. Gemäß dem herkömmlichen Betrieb eines Hubschraubers übernimmt der Pilot alle Aufgaben wie Starten, Landen und die Steuerung im Fluge. Dennoch werden selbst in dieser Betriebsart Assistenzsysteme den Piloten bei der Fluglagestabilisation unterstützen. Dies ist bei Multirotorfluggeräten wie dem Skylift unumgänglich, da es keinem Piloten möglich ist, die Drehzahl jedes Motors separat zu steuern. Aus den Steuerbefehlen des Piloten und den Messungen der Fluglagesensoren wird die erforderliche Drehzahl und Pitcheinstellung jedes einzelnen Rotors berechnet und an die Steuergeräte ausgegeben.

Der Flugcomputer, der diese Aufgabe erfüllt, muss den Anforderungen an sicherheitsrelevante Systeme im Flugverkehr entsprechen und die vorgegebene Betriebssicherheit aufweisen. Die Kriterien entsprechen jenen von Complexity level I.

Ansonsten ist der Skylift mit Pilot an Bord wie ein Hubschrauber zu behandeln und als solcher nach den existierenden Vorgaben zu konstruieren und zu genehmigen. In Deutschland macht aktuell das Projekt e-volo mit deren „Volocopter“ auf sich aufmerksam. Das Projekt hat mit seinem elektrisch betriebenen Zweisitzer „Volocopter“ die Ausarbeitung einer eigenen Luftfahrtklasse für elektrisch betriebene Drehflügler initiiert.

Vorteile des Betriebes mit Pilot an Bord:

- Steuerungsvariante mit der geringsten Systemkomplexität
- bereits zum gegebenen Zeitpunkt genehmigungsfähig
- Im Gegensatz zur ferngelenkten Variante kann der Pilot tatsächlich mitfliegen, was seinem Ausbildungsziel entspricht.

Nachteile:

- Gegenüber den beiden anderen Steuerungsvarianten verringern das zusätzliche Gewicht sowie der Raumbedarf des Piloten die Effizienz des Systems.
- Der Pilot muss bezahlt werden. Zusätzlich muss dieser zur Durchführung von Sprungbetrieb auch verfügbar sein.

2.2.2 RPAS, Fernlenkbetrieb mit Pilot an der Bodenkontrollstation

Im RPAS-Betriebsmodus befindet sich nach wie vor ein Pilot in der Kontrollschleife. Dieser fliegt jedoch nicht mehr mit, sondern steuert und überwacht das Fluggerät vom Boden aus. Dies bietet im Falle des Skylifts den Vorteil, dass das System durch das geringere Gesamtgewicht effizienter arbeiten kann als mit Pilot an Bord. Da der Pilot nicht mehr mitfliegt, kann er aber auch nicht mehr direkt die Bewegungen des Fluggerätes wahrnehmen. Es ist erforderlich, der Flugsteuerung entsprechende Autorität in der Fluglageregelung einzuräumen. Sämtliche Manöver wie Starten, Steigen, Absetzen und Sinkflug werden durch den Piloten eingeleitet, der Bordcomputer übernimmt jedoch deren Ausführung. Demgemäß ist das System nach Complexity level III zu bewerten.

Sämtliche Vorschriften für ferngelenkte Flugsysteme beziehen sich derzeit jedoch noch auf unbemannte Fluggeräte. Für den ferngelenkten, manntragenden Flugbetrieb existiert bisher noch keinerlei gültige Rechtsmaterie.

Vorteile des ferngelenkten Skylift-Betriebes:

- hohe energetische Effizienz durch die Gewichtseinsparung

Nachteile:

- Aufwand für Fernlenksystem
- Für den Betrieb ist nach wie vor ein Pilot erforderlich.
- Dieser hat in der Ausübung seiner Tätigkeit nicht die Möglichkeit, das Fliegen zu erleben.

Ausschlusskriterium:

- fehlende Rechtsmaterie für manntragende, ferngelenkte Systeme

2.2.3 Autonomer Betrieb ohne Pilot

Durch die völlig autonome Steuerung wird der Betrieb des Skylifts genauso einfach wie das Fahren mit einem Fahrstuhl. Einsteigen, Start drücken und abheben. Den Rest übernimmt die Flugsteuerung.

Entsprechend Complexity Level IV findet der Absetzbetrieb gänzlich ohne Überwachung durch einen Piloten statt, die Bedienung des Systems erfolgt durch die Springer selbst. Diese haben die Möglichkeit, Absetzhöhe und Absetzort (sofern nicht direkt über dem Startplatz) innerhalb der vom System gesetzten Grenzen zu wählen. Nach der manuellen Freigabe übernimmt die Flugsoftware die Kontrolle über den gesamten Flug. Start, Steigflug, Absetzen der Springer, Sinkflug und Landung werden vollautomatisch gesteuert.

Der autonome Betrieb stellt auch klar die Ausführung mit den niedrigsten Betriebskosten dar, da weder ein Pilot mittransportiert noch bezahlt werden muss.

Die autonome Steuerung muss im Stande sein, mit allen erdenklichen Situationen umzugehen. Wie reagiert das System, wenn ein Vogelschwarm die Wege des Senkrechtstarters kreuzt? Was passiert, wenn sich bei einem Fallschirmspringer kurz nach dem Absprung der Schirm öffnet (high pull) und sich dieser folglich im sonst freien Abstiegskorridor aufhält? Entsprechend gut funktionierende detect & avoid-Systeme sind eine wichtige Schlüsselkomponente am Weg zur Realisierung dieser faszinierenden Steuerungsvariante. So ist es möglich, jeden Springer mit einem Transponder auszustatten, der die Flugsteuerung in die Lage versetzt, die Position jedes Springers sicher zu erkennen.

Technisch ist ein autonomer Betrieb in jedem Fall ohne weiteres möglich. Nahezu alle Passagierflugzeuge sind heute mit Autopilot ausgestattet. Auch wenn die Landungen noch nicht zu den sanftesten gehören, überlässt man dem Autopiloten inzwischen auch die Durchführung dieses Manövers. Und das bei hunderten von Menschen an Bord. Diese sogenannten Cat III-Landungen sind an vielen Flughäfen bei schlechten Sichtbedingungen inzwischen sogar vorgeschrieben.

Der große Unterschied im autonomen Skylift-Szenario ist allerdings, dass der Autopilot hier nicht mehr von einem menschlichen Kollegen überwacht wird. Den Schritt, diese Überwachung aufzugeben, ist man für den manntragenden Flugverkehr noch nicht gegangen.

Gleich wie beim Fernlenkbetrieb existiert für den komplett autonom gesteuerten und zusätzlich manntragenden Flug aktuell keine gültige Rechtsmaterie.

Bis autonome Flugsteuerungen im Personenflugverkehr ihre Vorzüge ausspielen können, gilt es, noch ein ordentliches Stück an Erfahrung im unbemannten autonomen Betrieb zu sammeln.

Vorteile einer autonomen Steuerung für den Skylift:

- Maximale Effizienz (Gewichts- und Kosteneinsparung durch den fehlenden Piloten)
- Betrieb ohne Fachpersonal möglich

Nachteil:

- Hoher Aufwand für die Flugsteuerung und Sicherheitssysteme

Ausschlusskriterium:

- derzeit fehlende Rechtsmaterie für autonom fliegende, manntragende Systeme

2.2.4 Wahl der Steuerungsvariante für die Skylift-Konzeptionierung

Es kann festgehalten werden, dass der autonome bzw. ferngelenkte manntragende Betrieb in absehbarer Zeit nicht genehmigungsfähig ist.

Erste Schritte im autonomen Personenverkehr wurden mit schienengebundenen Systemen wie Flughafenterminal-Verbindungsbahnen (London Heathrow) oder später mit U-Bahnen (z.B. Nürnberg oder Kopenhagen) gemacht. Aktuell geht man einen Schritt weiter und macht erste Gehversuche im Straßenverkehr, wie beispielsweise Mercedes mit seinem F015 demonstriert.

Was macht den Schienen- und Straßenverkehr im Vergleich zur Luftfahrt attraktiver für einen Gang in Richtung autonome Transportsysteme?

Ein Schienenfahrzeug bietet klar den Vorteil der einfachen Richtungsführung. Es sind nur Beschleunigungs- und Verzögerungsmanöver zu bewältigen. Die Steuerung von Straßenfahrzeugen gestaltet sich bereits komplexer. Dennoch kann man diese im Zweifelsfalle einfach anhalten. Man versuche das mit einem Flugzeug.

Des Weiteren wird der Aufwand für betriebssichere autonome Systeme im Straßenverkehr durch die Entlastung von Millionen Autofahrern aufgewogen, welche ohnehin oft nicht das höchste Maß an Sicherheit an den Tag legen. Entsprechende Investitionen in der Luftfahrt stünden einer wesentlich geringeren Zahl an entlasteten Piloten, jedoch einer weit größeren Zahl an betroffenen Passagieren im einzelnen Versagensfall gegenüber. Im Falle eines Unglücks bleibt stets die Frage nach dem Verantwortlichen, und das Schadensausmaß von Flugunfällen ist erfahrungsgemäß weit höher als das von Autounfällen.

Die Entwicklung und Durchsetzung neuer Rechtsgrundlagen gestaltet sich als aufwendiger und langwieriger Prozess, man bewegt sich auf Neuland. Wo mehr Menschen betroffen sind, muss auch detaillierter gearbeitet werden. Es gilt die entsprechenden Anforderungen zu formulieren und in gültiges Recht zu übertragen, damit die geforderte Betriebssicherheit gewährleistet werden kann.

Technisch grundsätzlich bereits jetzt ohne weiteres durchführbar fußt die Sicherstellung einer reibungslosen Integration autonomer Flugsysteme in den bestehenden Flugverkehr auf einem noch nicht existierenden Erfahrungsschatz. So reizvoll die Vorstellung eines Pilot-losen Skylift-Betriebes ist, so unverhältnismäßig hoch wären die aktuell dafür notwendigen Aufwendungen.

Will man einen manntragenden, elektrisch betriebenen Multicopter nach aktuell gültigem Recht betreiben, bleibt nur der Einsatz eines sich an Bord befindlichen Piloten.

Die weitere Ausarbeitung erfolgt daher unter Berücksichtigung eines mitfliegenden Piloten.

2.3 Lufttüchtigkeit

Das Luftfahrtgesetz (LFG) regelt in Österreich alle die Luftfahrt betreffenden Fragen. Gemäß LFG erfordert die Zulassung zum Betrieb von Luftfahrzeugen die Bescheinigung derer Lufttüchtigkeit.

In Teil 2 unter erstem Abschnitt heißt es:

„Luftfahrzeuge, Luftfahrtgerät, Flugmodelle und unbemannte Luftfahrzeuge

Voraussetzungen für die Verwendung im Fluge

§ 12. (1) Soweit in den §§ 7, 18, 20 und 132 nichts anderes bestimmt ist, darf ein Zivilluftfahrzeug im Fluge nur verwendet werden, wenn von der Austro Control GmbH oder von einer auf Grund einer Übertragung gemäß § 140b zuständigen Behörde durch eine öffentliche Urkunde bestätigt worden ist, dass es

[...]

- 2. für die jeweilige Verwendung lufttüchtig (§ 17) und technisch so ausgerüstet ist, dass das durch seinen Betrieb entstehende Geräusch das nach dem jeweiligen Stand der Technik unvermeidbare Maß nicht übersteigt.*

[...]

§ 17. Ein Luftfahrzeug ist lufttüchtig, wenn nach dem jeweiligen Stand der Technik auf Grund seiner Bauart und technischen Ausrüstung die Betriebssicherheit gewährleistet ist.

[...]

Bau, Überprüfung und Ausrüstung von Luftfahrzeugen

§ 21. (1) Der Bundesminister für Verkehr, Innovation und Technologie hat nach Maßgabe der Erfordernisse der Sicherheit der Luftfahrt und unter Bedachtnahme auf die Art, die Konstruktionsmerkmale und den Verwendungszweck der Zivilluftfahrzeuge durch Verordnung insbesondere festzulegen:

- 1. die Erfordernisse der Lufttüchtigkeit und die Mindestausrüstung der Zivilluftfahrzeuge,*
- 2. Art und Umfang der zur Feststellung der Lufttüchtigkeit erforderlichen Überprüfungen (insbesondere Musterprüfungen, Stückprüfungen, Nachprüfungen, Prüfungen der zulässigen Verwendungs-, Einsatz- und Navigationsarten und Prüfungen der Mindestausrüstung).“¹³*

Die Zulassung erfolgt in Form eines Lufttüchtigkeitszeugnisses. Dabei wird die Feststellung der Lufttüchtigkeit unter anderem mittels einer Stück- bzw. Musterprüfung durchgeführt, in der die Einhaltung der zugrundeliegenden Bauvorschrift geprüft wird. Im Zuge einer Musterprüfung wird die Konstruktionsweise einer ganzen Baureihe für den Flugverkehr zugelassen. Wird in einem Fluggerät ein System integriert, welches bereits einer Musterprüfung unterzogen wurde, muss dieses dann nicht mehr separat geprüft werden, es reicht die Vorlage der entsprechenden Musterzulassung.

¹³ <https://www.ris.bka.gv.at/GeltendeFassung.wxe?Abfrage=Bundesnormen&Gesetzesnummer=10011306>.
Datum des Zugriffs: 18.01.2016

2.3.1 Bauvorschriften

Es gibt Bauvorschriften für alle gängigen Luftfahrzeugtypen. Lässt sich ein Fluggerät aufgrund seiner Bauform nicht eindeutig einer dieser Klassen zuordnen, besteht die Möglichkeit, eine eigene Klasse zu beantragen und ausarbeiten zu lassen bzw. die Bauvorschrift der nächstgelegenen Klasse um „special conditions“ zu erweitern.

In Österreich gelten folgenden Bauvorschriften (CS – Certification specification):

- CS-22 Sailplanes and Powered Sailplanes
- CS-23 Normal, Utility, Aerobatic and Commuter Aeroplanes
- CS-25 Large Aeroplanes
- CS-27 Small Rotorcraft
- CS-29 Large Rotorcraft
- CS-31GB Gas Balloons
- CS-31HB Hot Air Balloons
- CS-31TGB Tethered Gas Balloons
- CS-LSA Light Sport Aeroplanes
- CS-VLA Very Light Aeroplanes
- CS-VLR Very Light Rotorcraft

Die Bauvorschrift „CS-VLR Very Light Rotorcraft“ gilt nur bis zu einem maximalen Abfluggewicht von 600 kg und zwei Insassen. Kategorie CS-27 für Leichthubschrauber reglementiert den Bau von Drehflüglern bis 3175 kg Abfluggewicht und maximal 9 Passagierplätzen.¹⁴

Für das Fallschirmspringer-Absetzsystem Skylift mit 5 Passagieren und aller Voraussicht nach weniger als 2000 kg Abfluggewicht ist daher die Bauvorschrift CS-27 anzuwenden.

2.3.2 Certification Specification for Small Rotorcraft CS-27

Die Bauvorschrift CS-27 für Leichthubschrauber gliedert sich in zwei Teile. Der erste beinhaltet alle Vorgaben, die zum Erreichen der Lufttüchtigkeit erforderlich sind und ist somit die eigentliche Bauvorschrift. Der zweite beschreibt die gültigen Nachweisverfahren.

Viele Punkte der Bauvorschrift betreffen die korrekte Ausführung von Verbrennungskraftmaschinen, die dazugehörigen Treibstoffversorgungssysteme sowie die damit in Verbindung stehenden Sicherheitsvorkehrungen der Leichthubschrauber.

Es ist möglich, ein Fluggerät wie den Skylift dennoch nach der CS-27 zu zertifizieren, in dem man den Weg des „Special conditions“-Prozess geht. Diese Zusatzpunkte werden im Vorfeld mit der Behörde vereinbart und später im Zuge der Systemabnahme geprüft.

¹⁴ EUROPEAN AVIATION SAFETY AGENCY: Certification Specifications for Small Rotorcraft CS-27. S. 1-A-1

Aufgrund der doch gravierenden Andersartigkeit der Systeme wird es jedoch zielführender sein, für elektrisch betriebene Hubschrauber in Zukunft eine eigene Luftfahrtklasse zu entwickeln. Wie bereits erwähnt ist Deutschland diesen Schritt in Reaktion auf das Projekt e-volo aus Karlsruhe bereits gegangen. Man ist derzeit in der Ausarbeitung einer Bauvorschrift. Da aber auch diese eine Ableitung und Weiterentwicklung der bestehenden Vorschriften sein wird, bildet die CS-27 einen guten Ausgangspunkt.

2.3.2.1 Relevante Inhalte

Die Durcharbeitung der Bauvorschrift zeigt, dass die allermeisten Vorgaben erst im Zuge der Detailkonstruktion eines Leichthubschraubers Berücksichtigung finden können. Die für diese Konzeptstudie tatsächlich relevanten Vorgaben betreffen im Grunde nur die Belastungen, welche die Struktur des Fluggerätes im Flug aufzunehmen imstande sein muss.

Im Folgenden sind diese Vorgaben zusammengefasst.

Strukturbelastung im Fluge

Die Gesamtstruktur muss Belastungen im Bereich von +3,5 g bis -1,0 g aufnehmen können. Sind diese Belastungen im konkreten Anwendungsfall nicht zu erwarten, was nachzuweisen ist, kann das Fluggerät auch auf eine maximale Belastung von +2,0 bis -0,5 g ausgelegt werden.

“CS 27.337 Limit manoeuvring load factor

The rotorcraft must be designed for:

(a) A limit manoeuvring load factor ranging from a positive limit of 3.5 to a negative limit of -1.0; or

(b) Any positive limit manoeuvring load factor not less than 2.0 and any negative limit manoeuvring load factor of not less than -0.5 for which:

(1) The probability of being exceeded is shown by analysis and flight tests to be extremely remote; and

(2) The selected values are appropriate to each weight condition between the design maximum and design minimum weights.”¹⁵

¹⁵ EUROPEAN AVIATION SAFETY AGENCY: Certification Specifications for Small Rotorcraft CS-27. S. 1-C-2

Bruchlast

Die Bruchlast aller Bauteile, deren Ausfall direkten Einfluss auf die Betriebssicherheit hat, muss mindestens 50 % über der im Fluge maximal zu erwartenden Strukturbelastung liegen:

“CS 27.303 Factor of safety

Unless otherwise provided, a factor of safety of 1.5 must be used. This factor applies to external and inertia loads unless its application to the resulting internal stresses is more conservative.

CS 27.305 Strength and deformation

(b) The structure must be able to support ultimate loads without failure. This must be shown by:

(1) Applying ultimate loads to the structure in a static test for at least 3 seconds; or

(2) Dynamic tests simulating actual load application.”¹⁶

Versagensanalyse

Strukturversagen, das zu einem Totalausfall führt, muss identifiziert und bewertet werden. Dies geschieht im Zuge einer Risikoanalyse.

„CS 27.571 Fatigue evaluation of flight structure

(a) General. Each portion of the flight structure (the flight structure includes rotors, rotor drive systems between the engines and the rotor hubs, controls, fuselage, landing gear, and their related primary attachments) the failure of which could be catastrophic, must be identified and must be evaluated.”¹⁷

¹⁶ EUROPEAN AVIATION SAFETY AGENCY: Certification Specifications for Small Rotorcraft CS-27. S. 1-C-1

¹⁷ EUROPEAN AVIATION SAFETY AGENCY: Certification Specifications for Small Rotorcraft CS-27. S. 1-C-11

2.3.2.2 Beispiele für Vorgaben ohne Einfluss auf die Konzeptstudie

Die folgenden Beispiele geben einen kleinen Einblick, welche Vorgaben im Zuge einer Detailauslegung des Skylifts Beachtung finden müssen, auf diese Konzeptstudie allerdings keinen Einfluss haben.

“CS 27.143 Controllability and manoeuvrability

[...]

(c) Wind velocities from zero to at least 31 km/h (17 knots), from all azimuths, must be established in which the rotorcraft can be operated without loss of control on or near the ground in any manoeuvre appropriate to the type, such as crosswind take-offs, sideward flight and rearward flight.”¹⁸

“CS 27.241 Ground resonance

The rotorcraft may have no dangerous tendency to oscillate on the ground with the rotor turning.”¹⁹

“CS 27.251 Vibration

Each part of the rotorcraft must be free from excessive vibration under each appropriate speed and power condition.”²⁰

“CS 27.33 Main rotor speed and pitch limits

[...]

(b) Normal main rotor high pitch limits (power-on). For rotorcraft, except helicopters required to have a main rotor low speed warning under sub-paragraph (e). It must be shown, with power-on and without exceeding approved engine maximum limitations, that main rotor speeds substantially less than the minimum approved main rotor speed will not occur under any sustained flight condition. This must be met by:

[...]

(3) Adequate means to warn the pilot of unsafe main rotor speeds.”²¹

¹⁸ EUROPEAN AVIATION SAFETY AGENCY: Certification Specifications for Small Rotorcraft CS-27. S. 1-B-6

¹⁹ EUROPEAN AVIATION SAFETY AGENCY: Certification Specifications for Small Rotorcraft CS-27. S. 1-B-8

²⁰ EUROPEAN AVIATION SAFETY AGENCY: Certification Specifications for Small Rotorcraft CS-27. S. 1-B-8

²¹ EUROPEAN AVIATION SAFETY AGENCY: Certification Specifications for Small Rotorcraft CS-27. S. 1-B-2

Ebenso sind Ausrüstungen wie Sicherheitsgurte und Positionslichter sowie die ausreichende Dimensionierung von stromführenden Leitungen klarerweise notwendig, allerdings für die Ausarbeitung der Konzeptstudie nicht von Bedeutung:

“CS 27.785 Seats, berths, safety belts, and harnesses

[...]

(c) Each occupant’s seat must have a combined safety belt and shoulder harness with a single-point release.”²²

“CS 27.1385 Position light system installation

[...]

(b) Forward position lights. Forward position lights must consist of a red and a green light spaced laterally as far apart as practicable and installed forward on the rotorcraft so that, with the rotorcraft in the normal flying position, the red light is on the left side and the green light is on the right side. Each light must be approved.

(c) Rear position light. The rear position light must be a white light mounted as far aft as practicable, and must be approved.”²³

“CS 27.1365 Electric cables

(a) Each electric connecting cable must be of adequate capacity.

(b) Each cable that would overheat in the event of circuit overload or fault must be at least flame resistant and may not emit dangerous quantities of toxic fumes.

(c) Insulation on electrical wire and cable installed in the rotorcraft must be selfextinguishing when tested in accordance with CS-25, appendix F, part I (a)(3).”²⁴

²² EUROPEAN AVIATION SAFETY AGENCY: Certification Specifications for Small Rotorcraft CS-27. S. 1-D-9

²³ EUROPEAN AVIATION SAFETY AGENCY: Certification Specifications for Small Rotorcraft CS-27. S. 1-F-7

²⁴ EUROPEAN AVIATION SAFETY AGENCY: Certification Specifications for Small Rotorcraft CS-27. S. 1-F-6

2.4 Experimentalzulassung

Es gibt die Möglichkeit, Fluggeräte mit einer Experimental- bzw. Amateurbau-Lizenz zu betreiben. Luftfahrzeuge, die zu mindestens 51 % von einem Amateur oder einer Amateurvereinigung ohne Gewinnzweck für den Eigengebrauch ohne jegliche gewerbliche Absicht gebaut werden, können mit dieser Lizenz für den Flugverkehr zugelassen werden. Der Vorteil dieser Lizenzierung ist der erheblich geringere bürokratische Aufwand zum Erhalt des Lufttüchtigkeitszeugnisses.

Hub- bzw. Tragschrauber sind bis zu einer Höchstabflugmasse von 2730 kg nach der Amateurbau-Lizenz zulassungsfähig. Ein Skylift-Prototyp kann folglich mit einer solchen Lizenz betrieben werden.

Das für Österreich gültige Dokument, welches den Amateurbau von Fluggeräten regelt, ist der Lufttüchtigkeitshinweis Nr. 22C. Folgender Auszug gibt einen Überblick über den Ablauf der Zulassung:

„Musterprüfung – Voraussetzungen

Diese Musterprüfung bezieht sich ausschließlich auf das beantragte Einzelstück und nicht auf eine Type. Es können auch Nachweise einer gleichen Bauausführung anerkannt werden. Stückprüfungen für Amateur-Luftfahrzeuge sind nicht vorgesehen.“²⁵

„Baubewilligung

Bei Vorliegen der Voraussetzungen wird von der Austro Control auf Antrag eine Baubewilligung gem. §37(7) ZLLV 2005 ausgestellt.

Die anzuwendenden Bauvorschriften werden festgelegt, Bedingungen und Auflagen sind projektbezogen.“²⁶

„Eingeschränkte Musterprüfung / Bauaufsicht

Der Umfang der eingeschränkten Musterprüfung orientiert sich an den festgelegten anwendbaren Bauvorschriften und den Auflagen der Baubewilligung.

Mechanische Prüfungen an Bauteilen (Belastungsversuche o.ä.) sind zumindest bis zur sicheren Last durchzuführen.“²⁷

²⁵ AUSTRO CONTROL: Lufttüchtigkeitshinweis Nr. 22C. S. 3

²⁶ AUSTRO CONTROL: Lufttüchtigkeitshinweis Nr. 22C. S. 4

²⁷ AUSTRO CONTROL: Lufttüchtigkeitshinweis Nr. 22C. S. 4

„Erprobungsbewilligung

Voraussetzungen für die Ausstellung einer Erprobungsbewilligung sind:

- a) Erfüllung der Auflagen der Baubewilligung,
- b) Antrag auf Erprobungsbewilligung,
- c) Zuteilung des Kennzeichens,
- d) Feststellung durch zuständige Behörde oder anerkannten Herstellungs- und Entwicklungsbetrieben, dass die eingeschränkte Musterprüfung soweit fortgeschritten ist, dass mit der praktischen Erprobung im Fluge begonnen werden kann,
- e) Festlegung des Erprobungsumfanges (Flugerprobungsprogramm) und Genehmigung durch die zuständige Behörde,
- f) Namhaftmachung des Erprobungsleiters und der Erprobungspiloten sowie
- g) Nachweis der Qualifikationen des Erprobungsleiters und der Erprobungspiloten“²⁸

„Abschluss der Musterprüfung

Die eingeschränkte Musterprüfung ist abgeschlossen, wenn folgende Mindestanforderungen erfüllt wurden.

- Positiver Abschluss der Flugerprobung (mindestens 50 Stunden Flugerprobung an motorbetriebenen Luftfahrzeugen bzw. 25 Std. an motorlosen Luftfahrzeugen)
- Bestätigung der Flugerprobungsergebnisse im Rahmen von Prüfflügen durch oder mit einem Sachverständigen der Austro Control.
- Genehmigtes Flug- und Betriebshandbuch sowie Instandhaltungsanweisung und Instandhaltungsprogramm, und Einarbeitung aller Ergebnisse der eingeschränkten Musterprüfung in diese Dokumentationen.
- Dokumentation und Bauurkunden gen §33 ZLLV 2005
- Feststellung der Lärmzulässigkeit
- Abschließende technische Prüfung im Umfang einer Nachprüfung durch die zuständige Behörde.

Die Voraussetzungen für die Ausstellung eines Sonderlufttüchtigkeitszeugnisses gemäß §30(5) ZLLV 2005 sind danach gegeben.

Von Seiten der Austro Control wird für ein Amateur-Luftfahrzeug kein Musterkennblatt ausgestellt, die Bestätigung der Betriebsgrenzen als Einzelstück erfolgt auf dem zugehörigen Flug und Betriebshandbuch.“²⁹

²⁸ AUSTRO CONTROL: Lufttüchtigkeitshinweis Nr. 22C. S. 5

²⁹ AUSTRO CONTROL: Lufttüchtigkeitshinweis Nr. 22C. S. 6

3 Technische Ausarbeitung

3.1 Änderung des Grundkonzeptes

Im Zuge der Ausarbeitung hat das Grundkonzept folgende Veränderungen erfahren:

- Einsatz eines Piloten anstelle der autonomen Steuerung

Wie in Kapitel „Steuerungsvarianten“ beschrieben kommt aktuell nur der herkömmliche Betrieb mit Pilot an Bord in Frage.

- Bauweise mit Transportkabine direkt am Copter anstelle der Kapsel mit Seilanbindung (normale Hubschrauberkonfiguration)

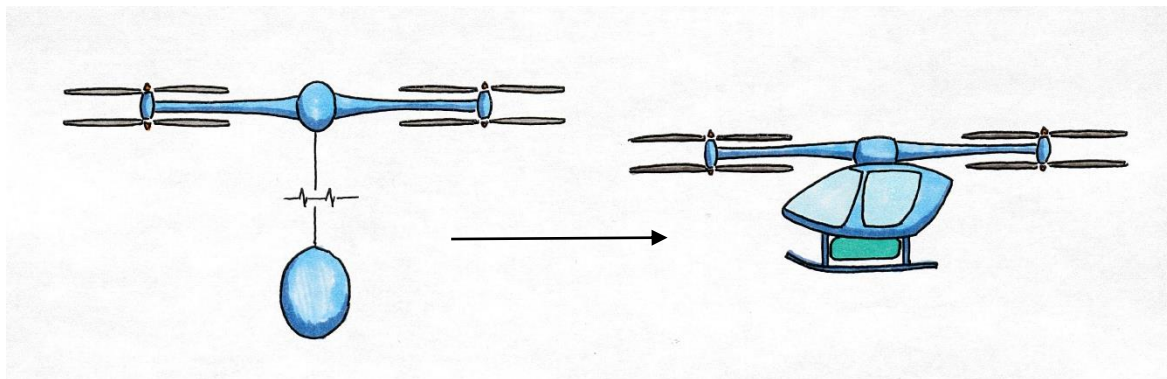


Abbildung 5: Seilanbindung der Passagierkabine ersetzt durch direkte Anbindung

Den Anstoß für die Entscheidung zur direkten Anbindung der Transportkapsel an die Flugeinheit brachte die Berechnung des Entladestroms während des Steigfluges. Die Spannung des Flugakkus soll 980 V nicht übersteigen, um diesen nicht als Hochspannungsbauteil deklarieren zu müssen. Aus Kostengründen ist es sogar sinnvoll, sie bei 400 V zu belassen, da entsprechende Frequenzumformer weit verbreitete sind. Im Steigflug sind in der Folge Entladeströme von mehreren hundert Ampere zu erwarten.

Bei Aluminiumkabeln gilt als Richtwert: 1 mm² Leiterquerschnitt kann 1 A Dauerstrom übertragen.

Beim Landen des Skylifts gemäß Grundkonzept wird zuerst die Kapsel abgesetzt, dann landet die Flugeinheit seitlich versetzt. In dieser Phase legt sich das Verbindungskabel idealerweise selbstständig sauber am Boden ab, ohne Kräfte auf Kapsel und Copter auszuüben. Ein Verbindungskabel mit der entsprechenden Übertragungsleistung ist relativ biegesteif, was zu Problemen führen kann.

Zudem spart man sich durch die Vereinfachung von einem Zweimassen- auf ein Einmasse-System erheblichen Aufwand für die Fluglageregelung. Diese muss nun nicht mehr die Fluglage des Copters und über dessen Bewegung zusätzlich die Bewegung der abgehängten Transportkapsel (Pendel) kontrollieren, es reicht die alleinige Kontrolle der Lage des Copters im Raum.

- Steigflug mit gleichzeitigem Vorwärtsflug anstelle des senkrechten Steigfluges

Die Rotoren eines Drehflüglers erzeugen einen nach unten gerichteten Luftstrom. Während des Schwebefluges und im senkrechten Steigflug befindet sich das Fluggerät stets innerhalb der selbst erzeugten, sich abwärts bewegenden Luftsäule. Mit zunehmender Fahrt wird die Zone fallender Luft verlassen, zusätzlicher Auftrieb macht sich bemerkbar. Dies bietet einen deutlichen Energievorteil, der nicht ungenutzt bleiben soll (siehe Kapitel Optimierung „Translatorischer Auftrieb“). Vom ursprünglich angedachten senkrechten Steigflug ist folglich abzusehen.

3.2 Ausarbeitungskonzept

Die weitere Ausarbeitung der Konzeptstudie berücksichtigt die besprochenen Veränderungen. Zwölf Rotoren liefern den erforderlichen Schub. Pilot und Passagiere finden in der Kabine im Rumpf Platz, welche sich direkt unter dem Auslegerstern aus Carbon befindet. Der Flugakku ist am Boden der Passagierkabine angebracht.

Das Fallschirmspringer-Absetzsystem Skylift könnte wie folgt aussehen:

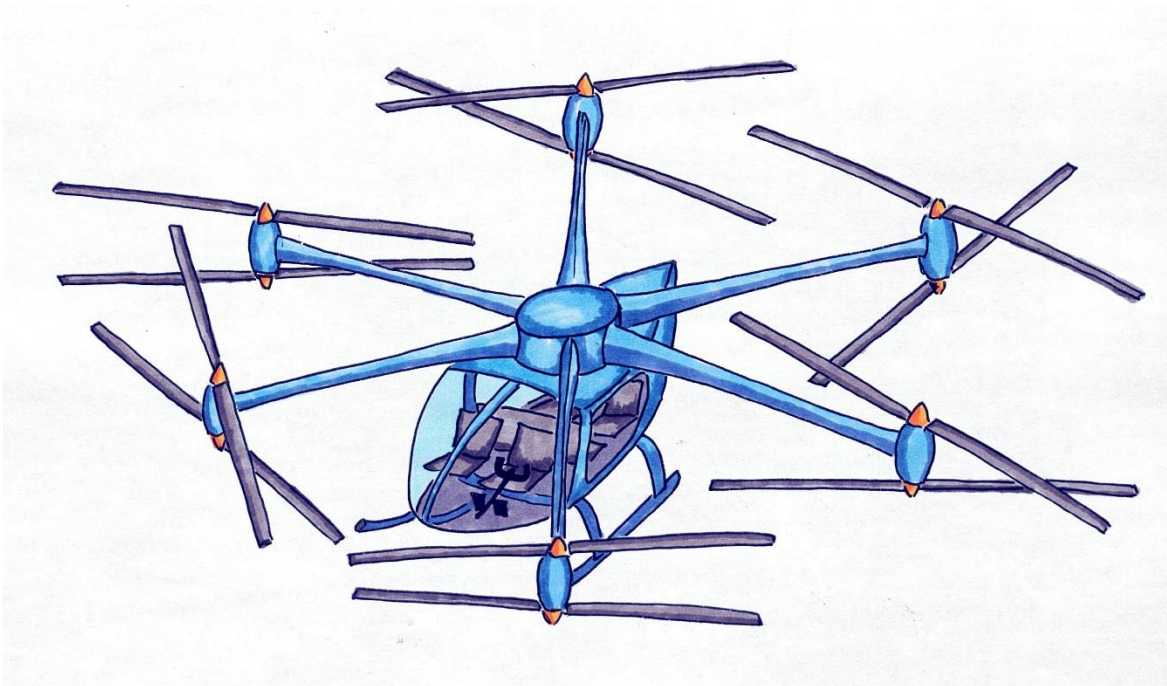


Abbildung 6: Skylift Ausarbeitungskonzept, Passagierkabine direkt angebunden

Im Folgenden werden die einzelnen Systemkomponenten kurz beschrieben.

3.2.1 Rotoren und Collective Pitch Steuerung

Der Skylift ist ein Senkrechtstarter. Für den nötigen Auftrieb sorgen zwölf Rotoren, wobei jeweils zwei gegenläufig koaxial übereinander angeordnet sind. Die Anordnung der Rotoren ist in Bild Abbildung 7: Rotoranordnung dargestellt. Die Rotorblattgeometrie (Streckung, Profil und Winkel) sowie die Blattoberfläche sind speziell an die Erfordernisse im Steigflug angepasst und für diesen wirkungsgradoptimiert.

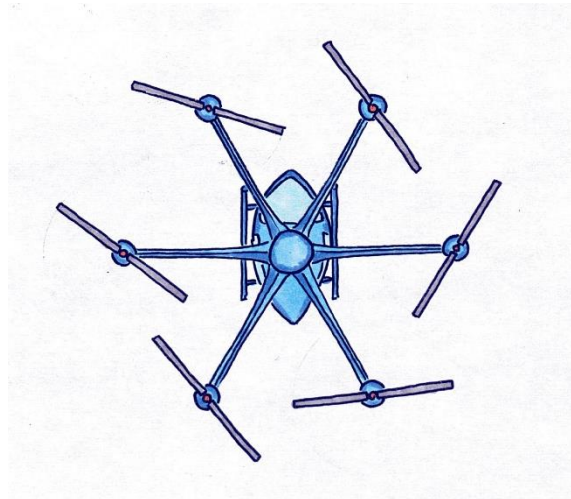


Abbildung 7: Rotoranordnung

Jeder Rotor ist mit einer Blattwinkelverstellung (Collective Pitch) ausgestattet. Dies gewährleistet speziell bei größeren Rotordurchmessern eine wesentlich raschere Schubkraftveränderung als bei reiner Drehzahlveränderung. Zusätzlich ermöglicht die Blattwinkelverstellung die Durchführung von Autorotationsmanöver. Während des Sinkfluges kann so Energie zurückgewonnen werden. Die Blattwinkel können über eine Schubstange eingestellt werden, welche durch die Motorwelle geführt wird. Die Aktuatoren sind nahe der Motoren im Ausleger untergebracht.

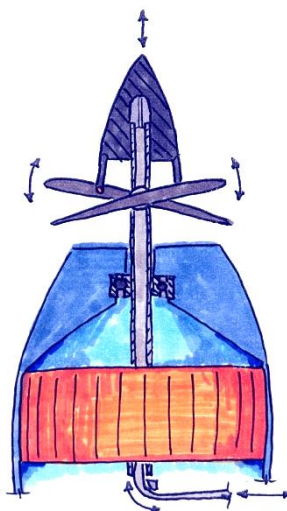


Abbildung 8: Collective Pitch Verstellung

3.2.2 Motoren

Die Rotoren werden von bürstenlosen Gleichstrommotoren angetrieben. Diese zeichnen sich durch einen hohen Wirkungsgrad und hohe Leistungsdichte aus und sind folglich ideal für den Einsatz in Fluggeräten geeignet. Die gängige Bezeichnung Gleichstrommotor ist leicht irreführend, da dieser Motorentyp grundsätzlich wie ein Drehstrommotor funktioniert. Die ruhenden Statorspulen werden vom Strom derart durchflossen, dass ein Drehfeld entsteht. Der Läufer des Motors ist mit Permanentmagneten bestückt und folgt dem elektrischen Drehfeld bei synchroner Drehzahl. Die Motoren sind an den Motorträgern am Ende eines jeden Auslegers montiert, je einer mit Antriebswelle nach oben und einer nach unten gerichtet. Die Motoren sind luftgekühlt, entsprechende Kühlluftschlitze in der Motorgondelverkleidung sorgen für ausreichende Zirkulation. Je nach Umgebungsbedingungen kann auch mit offenen Motorträgern geflogen werden, um ausreichende Kühlung zu gewährleisten.

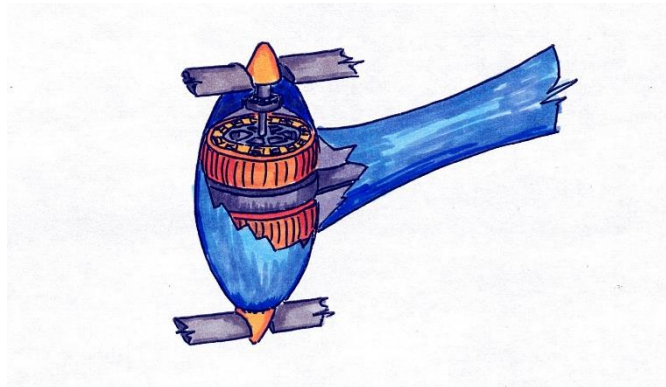


Abbildung 9: Motorposition an den Auslegern

3.2.3 Motorregler

Die Motorregler steuern Drehzahl und Leistung der Motoren. Sie erzeugen das benötigte elektrische Drehfeld, wobei jeder Motor von einem eigenen Regler angesteuert wird. Auf Basis der Drehzahlvorgabe aus dem Flugcomputer steuert der Motorregler die Spulen des Motors reihum zeitversetzt an. Zur Erreichung einer hohen Leistungsdichte ist es erforderlich, dass so viele Spulen wie möglich gleichzeitig aktiv sind. Es hat sich bewährt, stets nur eine Spule inaktiv zu lassen. Während der kurzen Zeitspanne, in der die Spule nicht vom Strom aus dem Motorregler durchflossen wird, misst dieser die Gegenspannung, die nach dem Generatorprinzip in die Spule induziert wird. Dadurch kann die Rotorposition bestimmt und so die Ansteuerung der einzelnen Spulen zeitlich punktgenau erfolgen.

Die Motorregler sind luftgekühlt und in den Auslegern nahe der Motoren untergebracht, um die Kabellängen auf der getakteten Sekundärseite möglichst kurz zu halten.

3.2.4 Ausleger

Die Ausleger sind die verbindende Tragstruktur zwischen Motoren und Passagierkabine. Sie positionieren die Motoren an ihrer Stelle im Rotorkreis. Die Ausleger müssen die gesamte Schubkraft der Rotoren auf den Rumpf übertragen und sind dementsprechend tragfähig zu gestalten. Die Verbindung zum Rumpf ist lösbar, was eine einfache Demontage des Multicopters für Transportzwecke ermöglicht. Die Übertragung der Antriebsenergie erfolgt über Hochstromsteckverbindungen. Die Ausleger sind aus Carbon gefertigt.

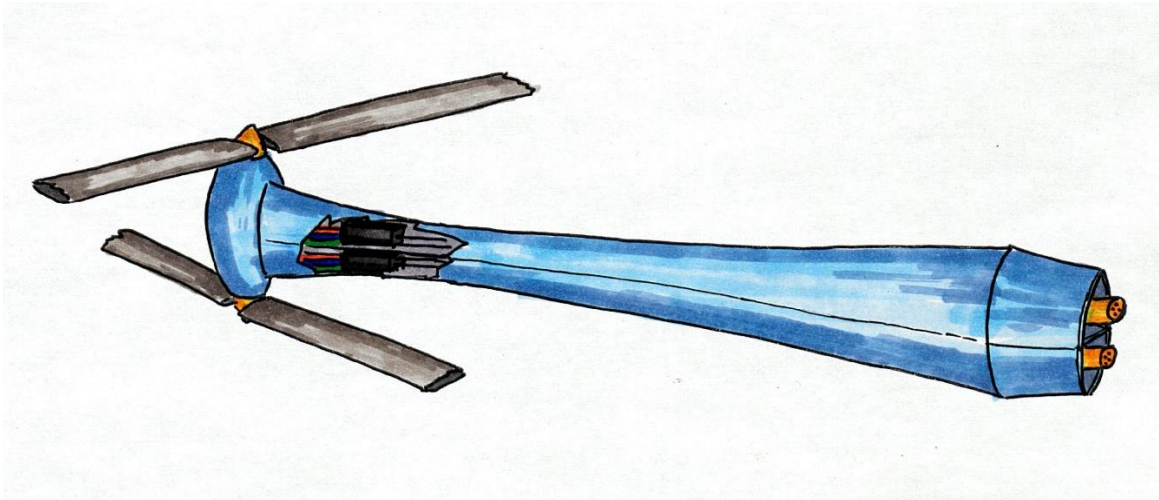


Abbildung 10: Ausleger

3.2.5 Flugsteuerung

Die Flugsteuerung verarbeitet die Steuereingaben des Piloten und setzt sie unter Berücksichtigung der Lage- und Beschleunigungssensordaten in Signale für die Motorregler und die Collective-Pitch-Steuerung der einzelnen Rotoren um. Der Flugcomputer ist doppelt redundant ausgeführt. Die einzelnen Steuerungen überwachen sich gegenseitig. Sobald eine Steuerung abweichende Werte liefert, wird sie aus der Regelschleife genommen, die verbleibenden Steuerungen garantieren die Betriebssicherheit.

3.2.6 Flugakku und Akkuwagen

Der Flugakku des Skylifts ist am Boden der Passagierkabine installiert. Er ist aus Lithium-Ionen-Einzelzellen des Typs 18650 aufgebaut. Diese Zellengröße hat sich weltweit am meisten durchgesetzt. Anfänglich hauptsächlich in Notebooks verbaut ist sie längst der wichtigste Energiespeicher von Elektrofahrzeugen geworden. Infolge der hohen Produktionszahlen sind die Stückkosten verhältnismäßig niedrig. Ein Flugakku setzt sich aus mehreren tausend dieser Einzelzellen zusammen. Die Energiespeicherkapazität eines Akkublocks ist für genau einen Steigflug ausgelegt, da es aus energetischer Sicht und aus Gründen des Lademanagements keinen Sinn macht, mehr Akkukapazität mitzuführen. Der Skylift ist mit einem Wechselakkusystem ausgestattet. Während ein Flugakku im Einsatz ist, laden weitere Akkus am Boden. Sobald ein Akku voll ist, kann der eben verwendete gegen einen vollen getauscht werden. Das Wechseln des doch recht schweren Flugakkus erfolgt mit Hilfe eines Akkuwagens. Ähnlich einem Hubwagen wird er unter den Skylift gefahren, der leere Akku abgenommen und durch den geladenen ersetzt. Der Akkuwagen ist mit Luftreifen und Elektroantrieb ausgestattet, um auch auf weichem Untergrund wie einer Graspiste verwendet werden zu können. Die Energieversorgung des Akkuwagens erfolgt über den Flugakku.

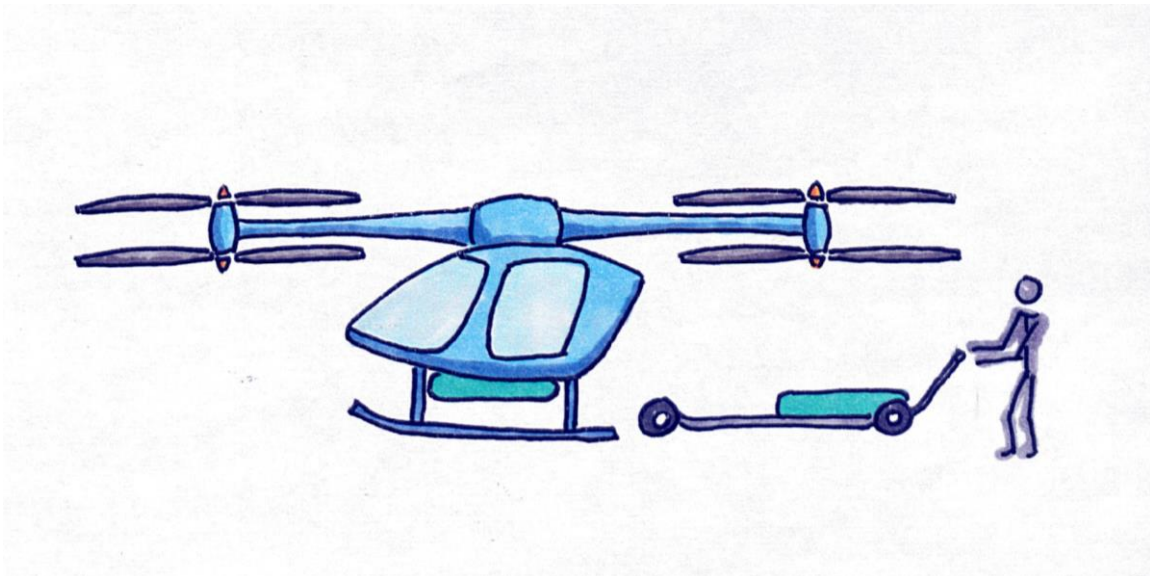


Abbildung 11: Akkuposition unter der Kabine, Akkuwagen

3.2.7 Tragstruktur und Passagierkabine

Die Passagierkabine bietet Platz für den Piloten und fünf Springer. Der Pilotensitz und der Platz daneben sind über normal öffnende Türen zugänglich, der hintere Teil der Kabine ist beidseitig mit Schiebetüren ausgestattet. Diese können vom Pilotensitz aus über eine mechanische Betätigung bedient werden. Die Tragstruktur der Kabine ist aus Carbon gefertigt, die Sichtscheiben und Türen aus beschichtetem Polycarbonat.

Die gesamte Gewichtskraft der Passagiere und des Flugakkus wird über eine Fachwerkskonstruktion aus Carbonstäben gewichtseffizient vom Kabinenboden an die Auslegerstruktur geleitet (grüne Streben bei den Sitzen). Die äußere Carbonstruktur sorgt für Formstabilität der Kabine.

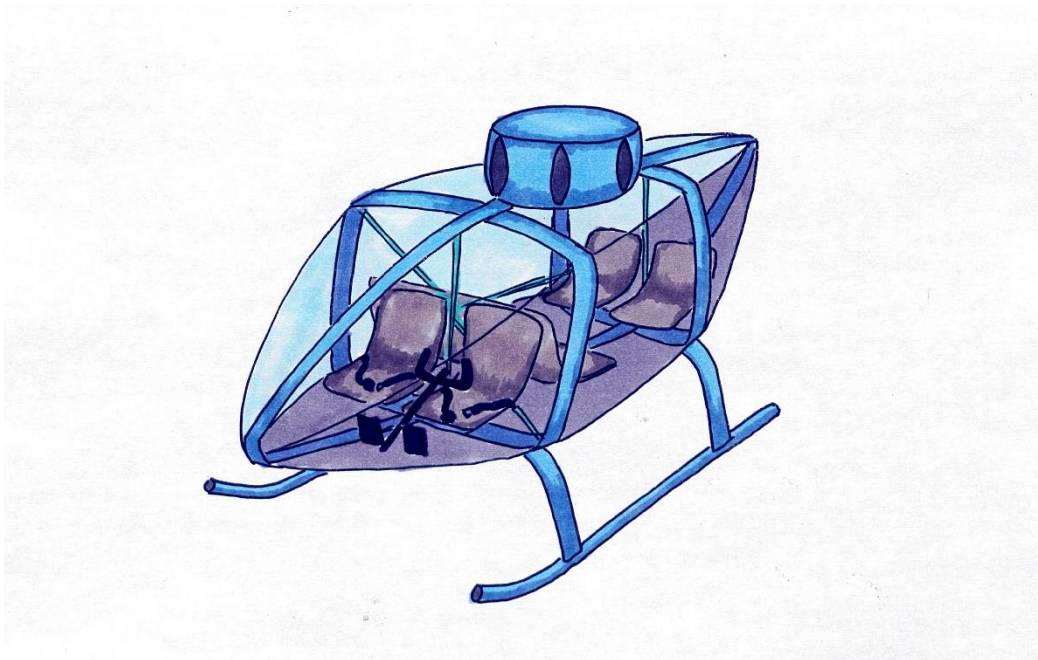


Abbildung 12: Passagierkabine

3.2.8 Landekufen

Das Landegestell trägt das Gewicht des Skylifts, wenn dieser am Boden steht und dient als Ausstiegshilfe beim Absprung der Fallschirmspringer. Es ist wie alle Strukturteile aus Carbon gefertigt. Die Anbindung an den Rumpf und die Belastbarkeit der Kufen wird derart ausgeführt, dass im Falle einer Landung am Fallschirm des Gesamtrettungssystems die Kufen den größten Teil der Aufprallenergie abbauen.

3.2.9 Sicherheitsvorkehrungen

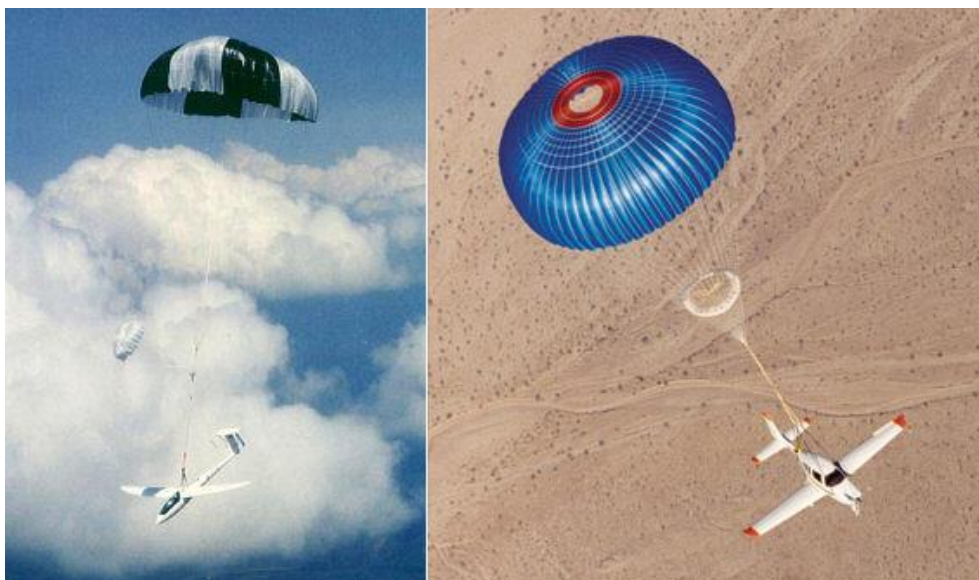
Folgende Risikoanalyse listet die wichtigsten Fehlerfälle im Betrieb des Skylifts und die entsprechenden Gegenmaßnahmen:

Fehlerfall	Auswirkung	Gegenmaßnahme
Ausfall Energieversorgung	Antriebsausfall, autorotative Landung des Skylift erforderlich	Aufteilung des Akkublocks in mehrere Sektoren. Ist ein Sektor fehlerhaft, kann normal gelandet werden.
Unterschreitung der zulässigen Restkapazität	Absetzhöhe kann nicht erreicht werden, sichere Landung gefährdet	System zur Überwachung der Energiereserven
Überhitzung Energiespeicher	Brandgefahr	Überhitzungsschutz integrieren. Bei Überhitzung wird der betroffene Sektor abgetrennt, Landung normal möglich
Brand Energiespeicher	Systemtotalverlust	Warnsystem bei erhöhter Zelltemperatur, feuerfester Kabinenboden
Mechanische Fixierung des Energiespeichers löst sich (Wechselakku am Kabinenboden)	Absturz des Akkus	doppelte Sicherung vorsehen
Arretierung Ausleger löst sich	Ausleger löst sich im Flug	doppelte Sicherung vorsehen
Fehlerhafte Collective-Pitch-Steuerung	Störung des darüber/darunter liegenden Rotors	Erkennung und Abschaltung des betroffenen Rotors
Motorausfall	bei Ausfall eines oder mehrerer Motoren keine Beeinträchtigung der Landesicherheit	Motorenüberwachung, softwareseitiger Schubausgleich bei Ausfall eines Antriebes
Steuerungsversagen in Höhen unter 200 m	Absturz, Gesamttrettungssystem nur begrenzt nutzbar	hohe Ausfallsicherheit gewährleisten (doppelte Redundanz)

Tragstrukturversagen	Systemtotalverlust	Gesamtrettungssystem, Auslösung manuell und automatisch bei zu hoher Sinkgeschwindigkeit
Berührung Rotorblätter/Tragstruktur	möglicher Rotor-/Auslegerbruch	Entsprechend dimensionierte Rotorblätter. Erkennung von starken Vibrationen, Abstellen des betroffenen Rotors

Tabelle 2: Risikoanalyse

Sollte es zu einer Störung oder zum Ausfall eines Rotors kommen, ist die Flugsicherheit des Skylifts kaum beeinträchtigt. Das System ist in Folge zwar nicht mehr unter gleichen Bedingungen steigfähig, kann aber selbst beim Ausfall mehrerer Rotoren nach wie vor sicher gelandet werden. Die Berechnungen zeigen, dass ein Drittel aller Rotoren genügend Schub für einen Schwebeflug über Boden erzeugen. Für den Fall einer kompletten Störung ist der Skylift mit einem ballistischen Gesamtrettungssystem ausgestattet. Dieses ist in der Nabe des Auslegersternes untergebracht und kann manuell als auch softwareseitig ausgelöst werden. Solche Systeme sind mittlerweile vielfach erprobt und tragen nicht nur Ultraleichtflugzeuge, sondern auch Kleinflugzeuge wie z.B. die Cessna Skylane und neuerdings sogar den Jet Cirrus Vision SF50, ein einstrahliges Reiseflugzeug. Der große Vorteil der ballistischen Auslösung liegt darin, dass der Fallschirm nicht durch den während des Absturzes entstehenden Wind ausgezogen wird, sondern von einer kleinen Rakete. Der Schirm öffnet daher wesentlich schneller. Bis der Schirm voll geöffnet ist erreicht das Fluggerät noch keine hohe Fallgeschwindigkeit. Die Tragfähigkeit des Rettungssystems ist auf die volle Nutzlast des Skylifts ausgelegt.

Abbildung 13: Gesamtrettungssysteme im Einsatz³⁰

³⁰ <http://wikipedia.qwika.com/de2en/Gesamtrettungssystem>. Datum des Zugriffs: 08.03.2016

3.3 Berechnungsmodell Skylift

Der Skylift und dessen Flugprofil werden in einem Berechnungsmodell nachgebildet. Die Ermittlung der erforderlichen Antriebsleistung erfolgt mit Hilfe der Strahltheorie. In weiterer Folge lassen sich Energieverbrauch, erforderliche Akkukapazität, Energiekosten und vieles mehr bestimmen.

Zur Berechnung sind zahlreichen Eingabeparameter erforderlich. Deren Werte müssen zu Beginn groÙtenteils abgeschätzt werden. So ist beispielsweise anfänglich nicht bekannt, wieviel Energie für den gesamten Absetzvorgang benötigt wird. Folglich sind auch die erforderliche Akkukapazität und damit das Akkugewicht unbekannt. Dieses wirkt sich jedoch seinerseits sehr deutlich auf den Gesamtenergiebedarf aus. Mehr Abfluggewicht bedingt höheren Energieverbrauch, was wiederum einen größeren Flugakku und folglich mehr Abfluggewicht bedeutet. Auf selben Wege wirkt sich jede Gewichtsreduktion doppelt positiv auf die Gesamtenergiebilanz aus.

Nach der Erstellung des Berechnungsmodelles bietet es sich daher an, veränderbare Parameter auf höchste Gesamteffizienz hin zu optimieren.

3.3.1 Berechnung des Gesamtgewichtes

Die Kenntnis des Abfluggewichtes ist wesentlich für die Auslegung von Antrieb und Energiespeicher.

Wie bereits beschrieben wird das Gewicht der einzelnen Komponenten zu Beginn abgeschätzt. Im Zuge der Detaillierung des Berechnungsmodelles werden die Schätzwerte schrittweise durch Werte aus Datenblättern entsprechender Bauteile ersetzt.

3.3.1.1 Berechnung Nutzlast

Die Fallschirmspringer stellen die Nutzlast des Systems dar. Für jeden Springer werden 90 kg veranschlagt. Dies setzt sich aus einem Standardgewicht von 75 kg pro Person und einem maximalen Ausrüstungsgewicht von 15 kg zusammen.

$$m_{\text{Springer}} = 5 \cdot (m_{\text{Person}} + m_{\text{Ausrüstung}}) \quad (1)$$

Die Nutzlast beträgt bei 5 Springern folglich 450 kg. Für den Pilot sind weitere 90 kg kalkuliert. Die Energiebedarfsberechnung erfolgt mit diesen Werten, in der Festigkeitsauslegung werden davon abweichend 100 kg pro Springer berücksichtigt. Der Skylift wird so auf den Durchschnittsbetrieb optimiert, kann aber unter teilweiser Ausnützung der Antriebsreserve und Akkuüberkapazität auch schwerere Lasten tragen.

3.3.1.2 Gewichtsrechnung Carbonstruktur

Für das Berechnungsmodell wird die Carbonstruktur des Multicopters vereinfacht als aus Rohren aufgebauter Sechsstern (Ausleger) mit einer darunter angebrachten Kugel (Rumpf) abgebildet.

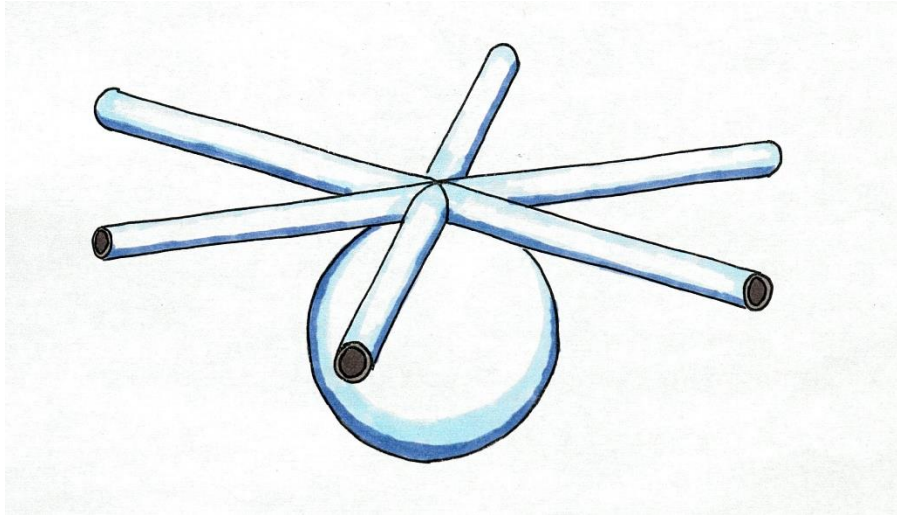


Abbildung 14: Rumpfmodell Sechsstern mit Kugel

Variable Parameter des Sechssternes sind dabei die Rohrlänge l_{Ausleger} , der Rohrdurchmesser d_{Rohr} sowie dessen Wandstärke s_{Rohr} . Die Rohrlänge l_{Ausleger} leitet sich aus den Rotordurchmesser d_{Rotor} und dem Blattspitzenabstand $l_{\text{Blattspitzenabstand}}$ ab.

Passende Werte für den Rohrdurchmesser und die Wandstärke werden anhand eines CAD-Modells in einer FEM-Festigkeitsanalyse ermittelt.

Die Masse m_{Rumpf} der Kugel mit Durchmesser d_{Kugel} und Wandstärke s_{Kugel} berücksichtigt die Masse des Rumpfes.

$$l_{\text{Ausleger}} = (d_{\text{Rotor}} + l_{\text{Blattspitzenabstand}}) \quad (2)$$

$$m_{\text{Ausleger}} = d_{\text{Rohr}} \cdot \pi \cdot s_{\text{Rohr}} \cdot \rho_{\text{Carbon}} \cdot l_{\text{Ausleger}} \quad (3)$$

$$m_{\text{Rumpf}} = d_{\text{Kugel}}^2 \cdot \pi \cdot s_{\text{Kugel}} \cdot \rho_{\text{Carbon}} \quad (4)$$

$$m_{\text{Carbonrahmen}} = m_{\text{Ausleger}} \cdot 6 + m_{\text{Rumpf}} \quad (5)$$

Anhand des CAD-Modells kann das errechnete Gewicht des Carbonrahmens überprüft werden.

3.3.1.3 Gewichtsberechnung Rotorblätter

Die Modellierung des Rotorblattgewichtes erfolgt in Anlehnung an das spezifische Gewicht einiger bekannter Rotorblätter. Die Datenpunkte zeigen einen linearen Verlauf:

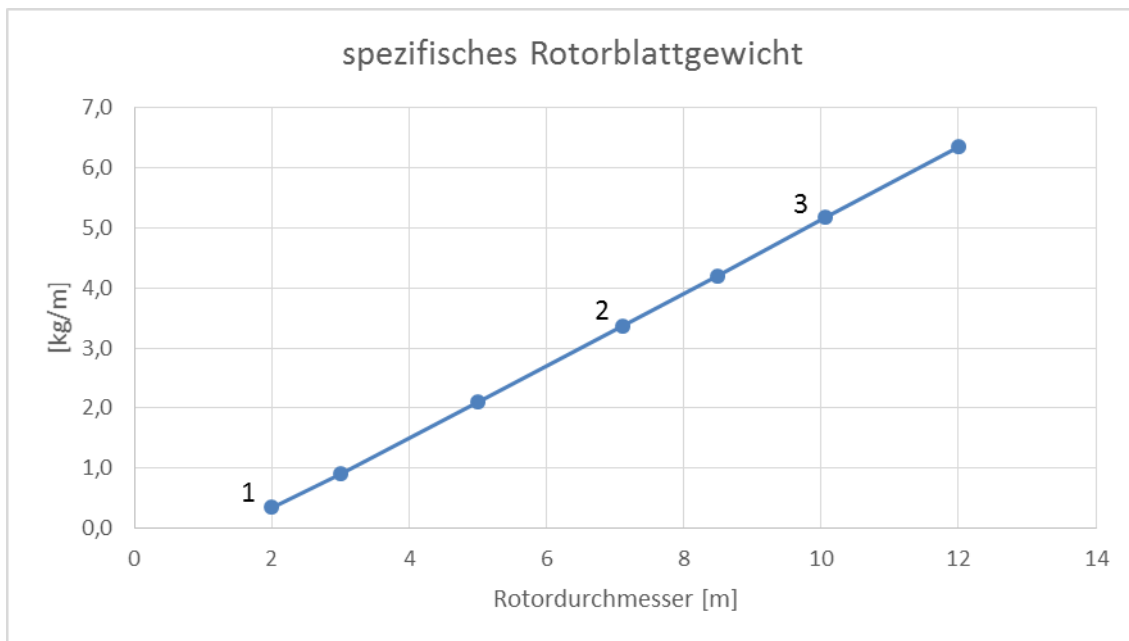


Abbildung 15: Diagramm spezifisches Rotorblattgewicht

Datenbasis für das Rotorblattgewicht

	Rotorblätter	Masse pro Blatt [kg]	Durchmesser [m]	spez. Gewicht [kg/m]
1	HT-G-1000/64 ³¹	0,345	2,0	0,345
2	Dynali H2S ³²	12	7,12	3,371
3	Robinson R44 ³³	26,04	10,06	5,177

Tabelle 3: Datenbasis Rotorblattgewicht

Mit folgender Funktion kann für jeden Rotordurchmesser innerhalb des betrachteten Bereiches ein realistischer Wert für das Gewicht der Rotorblätter ausgegeben werden (der Klammerausdruck entspricht dabei der Geradengleichung des spezifischen Blattgewichtes):

³¹ http://derblattschmied.com/epages/5bb14188-930d-4ac8-9e6a-29ba94ef4ea4.sf/de_DE/?ObjectPath=/Shops/5bb14188-930d-4ac8-9e6a-29ba94ef4ea4/Products/%22HT-G-1000/64%22. Datum des Zugriffs: 19.01.2016

³² DYNALI HELICOPTER COMPANY: Flight Manual DYNALI H2S. S. 14

³³ Anfrage bei P&P Helitrade GmbH

$$m_{\text{Rotorblattpaar}} = (0,6 \cdot d_{\text{Rotor}} - 0,9) \cdot d_{\text{Rotor}} \quad (6)$$

Die Gesamtmasse der Rotorblätter errechnet sich zu:

$$m_{\text{Rotorblätter}} = 12 \cdot m_{\text{Rotorblattpaar}} \quad (7)$$

3.3.1.4 Berechnung Motorengewicht

Der Skylift wird von zwölf bürstenlosen Gleichstrommotoren angetrieben. Aus der erforderlichen Motorleistung P_{Motor} und der Leistungsdichte der Motoren $p_{\text{kW/kg}}$ errechnet sich deren Masse:

$$m_{\text{Motoren}} = 12 \cdot P_{\text{Motor}} \cdot p_{\text{kW/kg}} \quad (8)$$

3.3.1.5 Maximales Startgewicht

Das Leergewicht des Fluggerätes berechnet sich somit zu:

$$m_{\text{leer}} = m_{\text{Carbonrahmen}} + m_{\text{Rotorblätter}} + m_{\text{Flugakku}} + m_{\text{Motoren}} + \Sigma m_{\text{Annahmen}} \quad (9)$$

Das Fluggewicht ohne Last ist:

$$m_{\text{ohneLast}} = m_{\text{leer}} + m_{\text{Pilot}} \quad (10)$$

Das Abfluggewicht ist folglich:

$$m_{\text{max}} = m_{\text{leer}} + m_{\text{Pilot}} + m_{\text{Springer}} \quad (11)$$

3.3.2 Festigkeitsberechnung

Die Festigkeitsberechnung erfolgt am CAD-Modell. Das höchstbelastetste Bauteil, die Carbonstruktur der Ausleger, wird einer FEM-Analyse unterzogen.

Die Ausleger werden als fest eingespannte Biegebalken betrachtet, welche an ihrem freien Ende belastet werden. Von der vertikal nach oben gerichteten maximalen Schubkraft wird die Gewichtskraft der Rotoren, Motoren und Pitchregelung abgezogen, da deren Gewichtskraft direkt am Auslegerende wirkt.

$$F_{LastAusleger} = \frac{T_{Steig} - (m_{Rotoren} + m_{Motoren} + m_{CollPitch}) \cdot g}{6} \quad (12)$$

Nach der Bauvorschrift CS-27 für Leichthubschrauber, Punkt 27.337 „Limit manoeuvring load factor“ muss das Fluggerät Manövern mit einer Belastung von -1,0 g bis +3,5 g standhalten, ohne plastische Verformungen zu erleiden.

Die somit im Fluge an jedem Ausleger maximal auftretende Kraft ist:

$$F_{maxAusleger} = F_{LastAusleger} \cdot 3,5 \quad (13)$$

Von dieser Belastungssituation bis zum Bruch der Tragstruktur muss diese noch einer weiteren Belastungssteigerung um 50 % standhalten (CS 27.303 Factor of safety):

$$F_{BruchAusleger} = F_{maxAusleger} \cdot 1,5 \quad (14)$$

3.3.3 Berechnung der Antriebsleistung

Zur Berechnung des Energieverbrauches ist es erforderlich, den Verlauf des Antriebsleistungsbedarfes während eines Absetzvorganges zu ermitteln. Der Flug wird in die einzelnen Flugphasen aufgeteilt, für jeden Abschnitt hat eine geeignete Modellbildung zu erfolgen.

Im Steigflug wird naturgemäß die meiste Energie benötigt. Für ein genaues Gesamtergebnis ist daher vor allem für diese Flugphase eine gute Modellierung notwendig.

Die Ermittlung des Energieverbrauches für Start, Absetzvorgang und Landung kann durch Schwebeflugzeiten approximiert werden.

Der Sinkflug erfolgt in Autorotation, es wird Energie zurückgewonnen und in den Akkus gespeichert.

Dem Berechnungsmodell für den Energieverbrauch liegen somit folgenden drei Flugzuständen zu Grunde:

- Schwebeflug (in verschiedenen Höhen, bei unterschiedlicher Last)
- Steigflug
- Sinkflug in Autorotation

Die einzelnen Teilmanöver sind:

- | | |
|-------------------|---|
| • Start: | Schwebeflug über Boden, bei Volllast |
| • Steigflug: | Steigflug bei Volllast |
| • Absetzvorgang : | Schwebeflug auf Absetzhöhe mit variabler Last |
| • Sinkflug: | Autorotationsberechnung |
| • Landung: | Schwebeflug über Boden, ohne Last |

Für jedes Teilmanöver wird die erforderliche Antriebsleistung ermittelt. Die Motorenauslegung erfolgt auf Basis der berechneten Steigflugleistung.

3.3.3.1 Strahltheorie

Die Berechnung des Schweb- und Steigleistungsbedarfes erfolgt mit Hilfe der Strahltheorie. Sie ist die gängige Berechnungsmethode bei der Ermittlung der erforderlichen Antriebsleistungen für Hubschrauber im Steig- und Schwebeflug. Das vorliegende Kapitel „Strahltheorie“ ist in seinen wesentlichen Zügen dem Buch „Rotorcraft Aeromechanics“ von Wayne Johnson entnommen. Dies gilt insbesondere für die Formeln³⁴.

3.3.3.1.1 Schwebeflugberechnung

Im Schwebeflug verändert das Fluggerät seine Flughöhe nicht. Die erforderliche Schubkraft entspricht genau der Gewichtskraft des Luftfahrzeuges. Die Schubkraft wird mittels einem durch die Rotorfläche A auf die Geschwindigkeit v beschleunigten Luftmassenstrom erzeugt:

$$\dot{m} = \rho \cdot A \cdot v \quad (15)$$

Die Luft wird vereinfacht als ideales Fluid, daher als nicht viskos und inkompressibel betrachtet. Weiters wird eine homogene Anströmung über die gesamte Rotorfläche vorausgesetzt.

Impulserhaltung

Gemäß Impulserhaltung entspricht die Schubkraft der Änderung des Impulses im Gesamtsystem:

$$T = \dot{m} \cdot (w - v_0) \quad (16)$$

Weit über dem Rotor ist die Strömungsgeschwindigkeit gleich null:

$$v_0 = 0 \quad (17)$$

Die Schubkraft entspricht folglich dem Produkt aus Luftmassedurchsatz und der Geschwindigkeit des voll entwickelten Rotorstrahls:

$$T = \dot{m} \cdot w \quad (18)$$

³⁴ JOHNSON, W.: Rotorcraft Aeromechanics. S. 40 ff.

Energieerhaltung

Die vom Rotor am Fluid geleistete Arbeit entspricht der Differenz zwischen den Energien an den Systemgrenzen bei 1 (siehe Bild Abbildung 16: Rotorstrahl im Schwebeflug, weit unterhalb der Rotorebene) und 0 (weit oberhalb der Rotorebene):

$$W = \Delta E_{kin} = E_{kin1} - E_{kin0} = \frac{1}{2} \cdot m \cdot (w^2 - v_0^2) \quad (19)$$

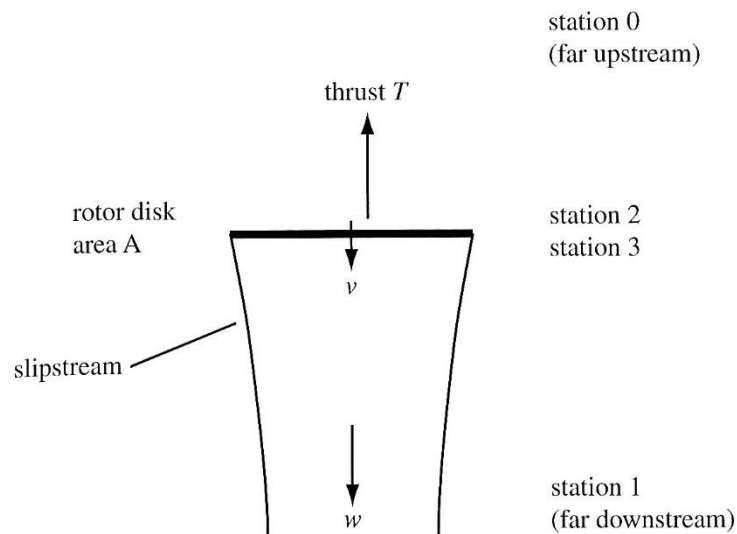


Abbildung 16: Rotorstrahl im Schwebeflug³⁵

An der Stelle 0 ist die Luft noch in Ruhe:

$$E_{kin0} = 0 \quad (20)$$

Die Berechnung der Rotorleistung nach Impulserhaltung muss das gleiche Ergebnis liefern wie die Berechnung gemäß Energieerhaltung:

$$P = T \cdot v = \frac{1}{2} \cdot \dot{m} \cdot w^2 \quad (21)$$

³⁵ JOHNSON, W.: Rotorcraft Aeromechanics. S. 40

Daraus ergibt sich die Geschwindigkeit w im voll entwickelten Rotorstrahl:

$$w = 2 \cdot v \quad (22)$$

Sie ist genau zweimal so groß wie die Durchtrittsgeschwindigkeit v durch die Rotorebene.

Rotorflächenbelastung (Bernoulli)

Wir betrachten das System nach den Energiegleichungen von Bernoulli. Weit unterhalb der Rotorebene hat sich der Druck wieder an den Umgebungsdruck p_0 angeglichen.

Bernoulli zwischen 0 und 2:

$$p_0 = p_2 + \rho \cdot \frac{v^2}{2} \quad (23)$$

Bernoulli zwischen 3 und 1:

$$p_3 + \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v^2 = p_0 + \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot w^2 \quad (24)$$

Folglich lässt sich das Verhältnis von Schubkraft zu Rotorfläche als die Druckdifferenz zwischen Rotorober- und Unterseite darstellen:

$$\frac{T}{A} = p_3 - p_2 = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot w^2 \quad (25)$$

Das Verhältnis Schubkraft zu Rotorfläche entspricht dem dynamischen Druck. Wir betrachten den Totaldruck im voll entwickelten Nachlauf. Er ist die Summe aus statischem und dynamischem Druck:

$$p_0 + \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot w^2 = p_0 + \frac{T}{A} \quad (26)$$

Bei Hubschraubern ist der dynamische Druck grundsätzlich klein im Vergleich zum statischen Druck. Dennoch kann die Geschwindigkeitsänderung über die Rotorebene beträchtlich sein. Das Schubkraft/Rotorflächen-Verhältnis ist eine für Hubschrauber charakteristische Kenngröße und wird als Rotorflächenbelastung (Disk-Loading) bezeichnet. Formel (22) in (25) eingesetzt ergibt für die Rotorflächenbelastung:

$$\frac{T}{A} = 2 \cdot \rho \cdot v^2 \quad (27)$$

Induzierte Geschwindigkeit

Daraus lässt sich die für die Erzeugung der Schubkraft T notwendige Luftgeschwindigkeit v errechnen:

$$v = \sqrt{\frac{T}{2 \cdot \rho \cdot A}} \quad (28)$$

Diese Geschwindigkeit, auf die der Luftstrom beim Durchtritt durch die Rotorebene beschleunigt wird, nennt man induzierte Geschwindigkeit.

Druck im Rotorstrahl

Der Druck direkt oberhalb der Rotorfläche errechnet sich zu:

$$p_2 = p_0 - \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v^2 = p_0 - \frac{1}{4} \cdot \frac{T}{A} \quad (29)$$

Entsprechend ist der Druck unmittelbar unterhalb der Rotorebene:

$$p_3 = p_0 + \frac{3}{2} \cdot \rho \cdot v^2 = p_0 + \frac{3}{4} \cdot \frac{T}{A} \quad (30)$$

Nur beim Durchtritt durch die Rotorebene nimmt der Druck zu, für den gesamten restlichen Rotorstrahl ist ein Druckabfall zu beobachten.

Schwebeflugleistung

Das Produkt aus Schubkraft und induzierter Geschwindigkeit ergibt die induzierte Leistung. Sie entspricht der für den idealen Schwebeflug erforderlichen Antriebsleistung:

$$P = T \cdot v = T \cdot \sqrt{\frac{T}{2 \cdot \rho \cdot A}} \quad (31)$$

Das Verhältnis Antriebsleistung pro Schubkraft ist ein Maß für die Effizienz des Schwebefluges und entspricht der induzierten Geschwindigkeit:

$$\frac{P}{T} = v = \sqrt{\frac{T}{2 \cdot \rho \cdot A}} \quad (32)$$

Die Schubkraft wächst mit der Geschwindigkeitszunahme linear, der Leistungsbedarf steigt dabei jedoch quadratisch. Je kleiner die induzierte Geschwindigkeit, desto effizienter arbeitet folglich der Rotor. Bei gegebener Schubkraft und Luftdichte kann dies nur über Vergrößerung der Rotorfläche erreicht werden. Ein großer Rotor ist somit energieeffizienter als ein kleiner.

3.3.3.1.2 Steigflugberechnung

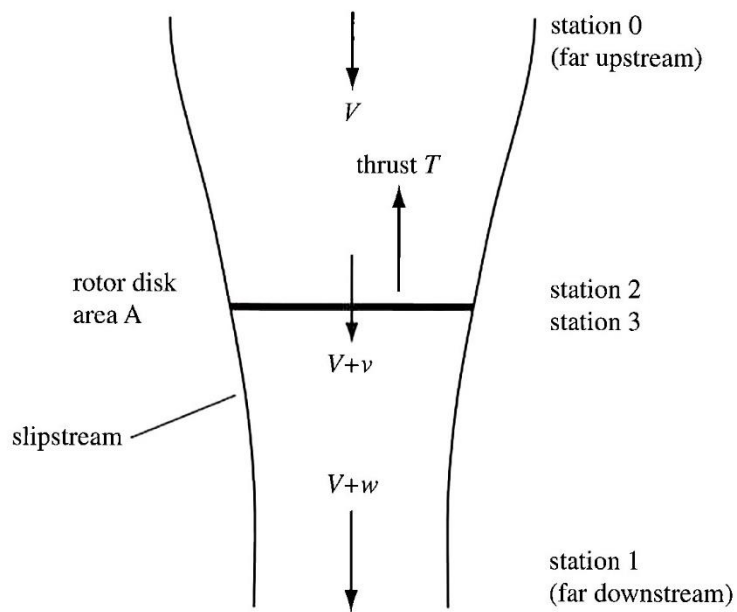
Für den Steigflug gelten die gleichen Annahmen wie für den Schwebeflug. Allerdings erhöht sich der Massedurchsatz durch die Rotorebene. Die Strömungsgeschwindigkeit der Luft durch die Rotorebene entspricht nicht mehr nur der induzierten Geschwindigkeit v , sie erhöht sich um die Steiggeschwindigkeit V :

$$\dot{m} = \rho \cdot A \cdot (V + v) \quad (33)$$

Impulserhaltung

Aus der Erhaltung des Impulses zwischen 1 und 0 ergibt sich wieder:

$$T = \dot{m} \cdot (V + w) - \dot{m} \cdot V = \dot{m} \cdot w \quad (34)$$

Abbildung 17: Rotorstrahl im Steigflug³⁶

Energieerhaltung

Betrachtet man die kinetische Energie des Luftmassenstroms, erhält man:

$$T \cdot (V + v) = \frac{1}{2} \cdot \dot{m} \cdot (V + w)^2 - \frac{1}{2} \cdot \dot{m} \cdot V^2 = \frac{1}{2} \cdot \dot{m} \cdot w \cdot (w + 2 \cdot V) \quad (35)$$

$$w = 2 \cdot v \quad (36)$$

Die ideale induzierte Geschwindigkeit v_h im Schwebeflug wurde bereits definiert:

$$v_h = \sqrt{\frac{T}{2 \cdot \rho \cdot A}} \quad (37)$$

³⁶ JOHNSON, W.: Rotorcraft Aeromechanics. S. 42

Wenn man diese in den Impulssatz einsetzt:

$$T = \dot{m} \cdot w = 2 \cdot \rho \cdot A \cdot (V + v) \cdot v \quad (38)$$

erhält man:

$$v \cdot (V + v) = v_h^2 \quad (39)$$

mit folgender Lösung:

$$v = -\frac{V}{2} + \sqrt{\left(\frac{V}{2}\right)^2 + v_h^2} \quad (40)$$

Steigflugeistung

Daraus ergibt sich für die ideale Steigflugeistung:

$$P_{iSteigflug} = T \cdot (V + v) = T \cdot \left(\frac{V}{2} + \sqrt{\left(\frac{V}{2}\right)^2 + v_h^2} \right) \quad (41)$$

3.3.3.2 Effizienzsteigerung durch koaxiale Rotorenanordnung

Die koaxiale Rotorenanordnung hat neben der doppelten Rotorfläche bei fast gleichem Platzbedarf noch energetische Vorteile. So kann der durch den oberen Rotor erzeugte Drall und der damit einhergehende Energieverlust durch den darunterliegenden zweiten Rotor teilweise wieder ausgeglichen werden. Weiters vergrößert sich durch die Kontraktion des Luftstromes am Weg vom oberen zum unteren Rotor die effektive Fläche des unteren. Die wirksame Ersatzfläche nimmt zu:

$$A_{koaxial} = \frac{A}{2} \cdot (3 - x^2) \quad (42)$$

Für die ideale Schwebelageleistung ergibt sich in Folge:

$$P_{iSchweben} = T \cdot \sqrt{\frac{T}{2 \cdot \rho \cdot A_{koaxial}}} \quad (43)$$

Gleiches gilt für die Steigflugeleistung:

$$P_{iSteigflug} = T \cdot (V + v) = T \cdot \left(\frac{V}{2} + \sqrt{\left(\frac{V}{2}\right)^2 + \frac{T}{2 \cdot \rho \cdot A_{koaxial}}} \right) \quad (44)$$

3.3.3.3 Translatorischer Auftrieb

Bei Vorwärtsfahrt gewinnt ein Drehflügler zusätzlich Auftrieb gegenüber dem Startschwebeflug. Es gibt eine bestimmte Geschwindigkeit, bei der im Horizontalflug die geringste Antriebsleistung erforderlich ist. Die Geschwindigkeit ist von Rotor- und Rumpfgeometrie abhängig und liegt bei den meisten Hubschraubern im Bereich von 90 – 110 km/h³⁷. Das Verhältnis dieser minimalen Leistung zur Startschwebeflugleistung fließt über den Wert $f_{transLift}$ in die Berechnung ein. Daraus lässt sich die Leistungseinsparung im Vergleich zum senkrechten Steigflug ermitteln:

$$P_{transLift} = P_{Startschwebeflug} \cdot (1 - f_{transLift}) \quad (45)$$

Um diesen Anteil haben die Antriebsmotoren im Steigflug weniger zu leisten als aus der rein senkrechten Steigflugberechnung resultiert. Dies wird in Formel (61) berücksichtigt.

³⁷ WAGTENDONK, W. J.: Principles of Helicopter Flight. S. 94

3.3.3.4 Luftdichte

Zur Berechnung der Antriebsleistung ist die Kenntnis der Luftdichte in der jeweils betrachteten Flughöhe erforderlich:

$$\rho_h = \rho_0 \cdot \left(\frac{p_h}{p_0}\right)^{\frac{1}{n}} \quad (46)$$

Für die Standardatmosphäre gilt der Polytropenexponent $n = 1,235$.³⁸

3.3.4 Strömungsverluste

Die Strömung der Luft wurde bis jetzt idealisiert als reibungsfrei betrachtet. Zur korrekten Berechnung der Systemgrößen ist es erforderlich, die Strömungsverluste zu berücksichtigen. Die beiden größten Verlustquellen sind die Rotoren sowie der Rumpf des Fluggerätes.

3.3.4.1 Verluste am Rotor

Im realen Betrieb kann nicht die gesamte Antriebsleistung in Auftriebskraft umgewandelt werden. Ein Teil der Leistung wird für die Überwindung der Blattrreibung bei ihrer Bewegung durch die Luft benötigt. Ebenso entstehen Verluste durch die niemals völlig gleichmäßige Zu- und Abströmung am Rotor sowie der an die Luft abgegebenen Drallenergie, welche nicht für den Auftrieb genutzt werden kann. An den Blattspitzen kommt es zusätzlich zu einem Druckausgleich zwischen Blattober- und Unterseite, wodurch die effektive Rotorblattfläche verringert wird. Unter Berücksichtigung des Rotorwirkungsgrades η_{Rotor} errechnet sich die real erforderliche Antriebsleistung folglich zu:

$$P_{\text{real}} = \frac{P_i}{\eta_{\text{Rotor}}} \quad (47)$$

Der Rotorwirkungsgrad gilt sowohl im Schweben- und Steigflug wie auch für die Autorotation.

³⁸ WOLFGANG SCOBEL, G. L.: Physik kompakt 1: Mechanik, Fluidodynamik und Wärmelehre. S. 280

3.3.4.2 Strömungswiderstand Rumpf

Der Rumpf des Skylifts befindet sich während des Fluges permanent im Luftstrom, den die Rotoren erzeugen. Jeder Körper, der sich relativ zu einem Fluid bewegt, erfährt einen Strömungswiderstand. Dieser setzt sich hauptsächlich aus Form- und Reibungswiderstand zusammen, wobei die jeweiligen Anteile von der Körperform abhängig sind (in der folgenden Tabelle als Druck- und Schubspannungskomponente bezeichnet).

Die Modellierung des Luftwiderstandes erfolgt wieder an dem vereinfachten Rumpf-Modell, welches bereits zur Gewichtsrechnung herangezogen wurde. Die Ausleger werden als Rohre betrachtet, die Kanzel wird durch eine Kugel ersetzt (siehe Abbildung 14: Rumpfmodell Sechsstern mit Kugel).

Da bei der Umströmung eines kreiszylindrischen Rohres und einer Kugel der Formwiderstand deutlich überwiegt, wird der Reibungswiderstand in der weiteren Betrachtung vernachlässigt.

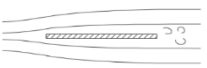
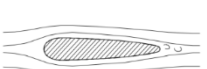
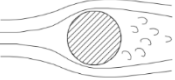
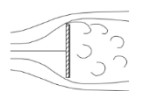
Körperform			Druckkomponente	Schubspannungskomponente
gestreckte Körpertypen	Längsestellte Platte		0%	100%
	Stromlinienförmig (gestreckt)		= 10%	= 90%
gedrungene Körpertypen	Kreiszylinder		= 90%	= 10%
	Quergestellte Platte		100%	0%

Tabelle 4: Druck- und Schubspannungsanteil in Abhängigkeit von der Körperform³⁹

Die Formwiderstandskraft F_R errechnet sich aus dem von der Körperform abhängigen Widerstandsbeiwert c_w , der in Strömungsrichtung projizierte Querschnittsfläche A des Körpers, der Fluidichte ρ und der Strömungsgeschwindigkeit v :

$$F_R = c_w \cdot A \cdot \rho \cdot \frac{v^2}{2} \quad (48)$$

³⁹ JIRKA, G.: Einführung in die Hydromechanik. S. 160

Auf Basis des oben genannten Rumpfmodelles ergibt sich für die Flächenanteile:

$$A_{Ausleger} = l_{Ausleger} \cdot d_{Rohr} \quad (49)$$

$$A_{Rumpf} = r_{Kugel}^2 \cdot \pi \quad (50)$$

Während des Steigfluges sind die Umströmungsgeschwindigkeit und damit auch die Luftwiderstandskraft am höchsten. Die effektive Geschwindigkeit der Luftströmung um den Rumpf ist die Summe aus Steiggeschwindigkeit V und induzierter Geschwindigkeit v_h :

$$v = V + v_h \quad (51)$$

Der c_w -Wert eines Körpers kann empirisch im Windkanal ermittelt werden. Für die wichtigsten Standardkörper existieren Tabellen und Diagramme, welche den Verlauf des c_w -Wertes über der Reynoldszahl darstellen. Diese gibt das Verhältnis von Trägheits- und Zähigkeitskräften in einer Strömung wieder.

$$Re = \frac{\rho \cdot d \cdot v}{\eta} \quad (52)$$

Dabei ist η die dynamische Viskosität der Luft, d ist die charakteristische Länge des Körpers in der Strömung. Im Falle der Ausleger und der Passagierkanzel sind das jeweils deren Durchmesser (Rohrdurchmesser und Kugeldurchmesser).

Mit den entsprechenden c_w -Werten ergibt sich der gesamte Formwiderstand zu:

$$F_{Luftwiderstand} = (c_{wRohr} \cdot A_{Ausleger} + c_{wKugel} \cdot A_{Rumpf}) \cdot \rho \cdot \frac{v^2}{2} \quad (53)$$

Die Werte für induzierte Geschwindigkeit und Luftdichte werden in der Steigflugberechnung ermittelt. Zur Berechnung des Strömungswiderstandes werden die beiden Werte über den Steigflug gemittelt.

Die Luftwiderstandskraft muss von der Schubkraft überwunden werden. Auf das Antriebssystem wirkt der Luftwiderstand wie eine entsprechende Erhöhung des Gesamtgewichtes. Über diesen Weg wird der Strömungswiderstand im Berechnungsmodell auch berücksichtigt. Die Berechnung der Flugleistungen erfolgt mit der um die Widerstandskraft erhöhten Gewichtskraft (siehe Energieverbrauch Steigflug, Formel (59)).

3.3.5 Berechnung des Energiebedarfes

Wie bereits beschrieben wird ein Absetzvorgang in folgende Teilmanöver zerlegt:

- Start: Schwebeflug über Boden, Volllast
- Steigflug: Steigflug bei Volllast
- Absetzvorgang : Schwebeflug auf Absetzhöhe mit variabler Last
- Sinkflug: Autorotationsberechnung
- Landung: Schwebeflug über Boden, ohne Last

Die erforderliche Antriebsleistung für jeden Flugabschnitt ist aus obiger Berechnung bekannt. Mit der Dauer der einzelnen Flugphasen lässt sich der notwendige Energiebedarf errechnen.

Die Zeiten für den Steig- und Sinkflug sind über die jeweiligen Geschwindigkeiten vorgegeben. Start, Absetzvorgang und Landung zeichnen sich nur für einen relativ geringen Anteil am Gesamtenergieverbrauch verantwortlich, es reicht eine Abschätzung derer Zeitdauer.

3.3.5.1 Dauer der einzelnen Flugphasen

Die Dauer eines Absetzvorganges, von Start bis Landung des Fluggerätes ergibt sich zu:

$$t_{\text{Absetzvorgang}} = t_{\text{Start}} + t_{\text{Steigflug}} + t_{\text{Absetzen}} + t_{\text{Sinkflug}} + t_{\text{Landen}} \quad (54)$$

$$t_{\text{Steigflug}} = \sum t_{\text{Abschnitt}} \quad (55)$$

3.3.5.2 Energieverbrauch Start

Der Energieverbrauch für den Start wird über eine äquivalente Schwebeflugzeit unter Vollast in Bodennähe ermittelt. Der den Energieverbrauch senkende Bodeneffekt bleibt dabei unberücksichtigt. Die erforderliche Schubkraft T_{Start} ist:

$$T_{Start} = m_{max} \cdot g \quad (56)$$

Die Schwebelageleistung in Bodennähe berechnet sich zu:

$$P_{Start} = \frac{T_{Start}}{\eta_{Rotor}} \cdot \sqrt{\frac{T_{Start}}{2 \cdot \rho_{Boden} \cdot A_{koaxial}}} \quad (57)$$

So ergibt sich für die während des Starts verbrauchte Energie:

$$E_{Start} = P_{Start} \cdot t_{Start} \quad (58)$$

3.3.5.3 Energieverbrauch Steigflug

Im Steigflug wird zusätzlich der am Fluggerät entstehende Luftwiderstand über die erforderliche Schubkraft berücksichtigt:

$$T_{Steig} = m_{max} \cdot g + F_{Luftwiderstand} \quad (59)$$

Für die Steigleistung gilt:

$$P_{Steig} = \frac{T_{Steig}}{\eta_{Rotor}} \cdot \left(\frac{V_{Steig}}{2} + \sqrt{\left(\frac{V_{Steig}}{2}\right)^2 + \frac{T_{Steig}}{2 \cdot \rho_n \cdot A_{koaxial}}} \right) \quad (60)$$

Durch Vorwärtsfahrt während des Steigfluges erhöht sich der Auftrieb der Rotorblätter (siehe 3.6.5 Translatorischer Auftrieb). Dadurch verringert sich die für den Steigflug erforderliche Antriebsleistung:

$$P_{SteigTL} = P_{Steig} - P_{transLift} \quad (61)$$

Die Dichte der Luft nimmt mit zunehmender Höhe ab. Zur Erhöhung der Rechengenauigkeit wird diese nicht über den gesamten Steigflug, sondern jeweils nur über einen Höhenabschnitt von 500 Metern gemittelt.

Im realen Betrieb wird der gesamte Steigflug bei konstanter Antriebsleistung erfolgen. Hierfür wird die Steiggeschwindigkeit in den einzelnen Abschnitten derart angepasst, dass für jeden Abschnitt die etwa gleich erforderliche Antriebsleistung resultiert und gleichzeitig die mittlere Steiggeschwindigkeit dem gewünschten Wert entspricht.

Die lineare Variation ist nur geringfügig und reicht von $i=1,05$ nach dem Start bis $i=0,95$ kurz vor Erreichen der Absetzhöhe:

$$V_{Steig} = V_{Vorgabe} \cdot i \quad (62)$$

Die Steigzeit für die einzelnen Abschnitte beträgt:

$$t_{Abschnitt} = \frac{500m}{V_{Steig}} \quad (63)$$

Daraus ergibt sich die erforderliche Energiemenge für das Durchfliegen des jeweiligen Abschnittes:

$$E_{Abschnitt} = P_{Steig} \cdot t_{Abschnitt} \quad (64)$$

Aus der Summe der einzelnen Abschnitte errechnet sich die gesamte für den Steigflug erforderliche Energie:

$$E_{Steigflug} = \Sigma E_{Abschnitt} \quad (65)$$

3.3.5.4 Energieverbrauch Absetzvorgang

Der Absprung der Fallschirmspringer kann auf verschiedene Art und Weise erfolgen. Bilden die Springer eine Formation und springen gleichzeitig ab, ist der für den Absetzvorgang notwendige Energiebedarf fast vernachlässigbar. Im Falle von Einzelspringern muss zwischen den Absprüngen ein Sicherheitsabstand von zumindest 7 Sekunden gelassen werden. In diesem Falle dauert der Absetzvorgang länger, der dabei entstehende Energieverbrauch muss berücksichtigt werden.

Durch das Abspringen sinkt das Gewicht und damit auch die erforderliche Schubkraft für den Schwebflug auf Absprunghöhe. Zu Beginn gilt der gleiche Wert wie beim Start:

$$T_{Vollast} = T_{Start} = m_{max} \cdot g \quad (66)$$

Am Ende des Absetzvorganges hat sich die erforderliche Schubkraft reduziert auf:

$$T_{ohneLast} = m_{ohneLast} \cdot g \quad (67)$$

Die jeweiligen Antriebsleistungen errechnen sich zu:

$$P_{AbsetzAnfang} = \frac{T_{Vollast}}{\eta_{Rotor}} \cdot \sqrt{\frac{T_{Vollast}}{2 \cdot \rho_{Absetzhöhe} \cdot A_{koaxial}}} \quad (68)$$

$$P_{AbsetzEnde} = \frac{T_{ohneLast}}{\eta_{Rotor}} \cdot \sqrt{\frac{T_{ohneLast}}{2 \cdot \rho_{Absetzhöhe} \cdot A_{koaxial}}} \quad (69)$$

Für die maximale während eines Absetzvorganges verbrauchte Energiemenge ergibt sich somit:

$$E_{Absetzen} = \frac{P_{AbsetzAnfang} + P_{AbsetzEnde}}{2} \cdot t_{Absetzen} \quad (70)$$

3.3.5.5 Sinkflug – Autorotation

Durch Autorotation kann der Sinkflug genutzt werden, um im Steigflug verbrauchte Energie zurückzugewinnen und wieder in den Akkus zu speichern. Der im Schwebeflug und Steigflug von oben durch die Rotorfläche gerichtete Luftstrom kehrt sich um, die Rotoren werden nun von unten durchströmt. Sie wirken in dieser Flugphase wie Windräder, die einem der Sinkgeschwindigkeit entsprechenden Wind ausgesetzt sind. Die Motoren fungieren in dieser Flugphase als Generatoren, die die Rotationsenergien der Rotoren in elektrische Energie zurückwandeln.

Die Autorotationsphase beginnt im Anschluss an den Absetzvorgang nach einem kurzen motorisierten Sinkflug ($h_{\text{AutorotStart}}$) und endet einige hundert Meter über Grund ($h_{\text{Landeanflug}}$). Die so der Energierückgewinnung zur Verfügung stehende Sinkflugstrecke h_{Autorot} ist etwas geringer als die gesamte Steighöhe des Skylifts.

$$h_{\text{Autorot}} = h_{\text{Absetzen}} - h_{\text{AutorotStart}} - h_{\text{Landeanflug}} \quad (71)$$

Die Energiemenge, die im Sinkflug abgebaut wird, entspricht der Reduktion der potentiellen Energie des Fluggerätes über die Autorotationsstrecke.

$$\Delta E_{\text{pot}} = m_{\text{ohneLast}} \cdot h_{\text{Autorot}} \quad (72)$$

Die Fallschirmspringer sind im Sinkflug nicht mehr an Bord, die Gesamtmasse ist daher deutlich reduziert. Somit ist auch die im Sinkflug freiwerdende Energiemenge zusätzlich geringer als die im Steigflug aufzubringende.

Unter idealen Bedingungen kann ein Windrad 59 % der Windenergie in Rotationsenergie umsetzen (η_{Betz} , Betzsches Gesetz⁴⁰). Diese idealen Bedingungen werden real nicht erreicht, für die Umwandlung kann der Rotorenwirkungsgrad η_{Rotor} herangezogen werden.

Die als Generatoren wirkenden Antriebsmotoren wandeln schließlich die Rotationsenergie in elektrische Energie um, welche über die Stromrichter (Motorsteuerung) in den Akkus gespeichert wird. Jeder Umwandlungsschritt ist wieder wirkungsgradbehaftet:

η_{Gen}	Generatorwirkungsgrad
η_{FU}	Umrichterwirkungsgrad
η_{Laden}	Wirkungsgrad der Akkuladung

⁴⁰ JOHNSON, W.: Rotorcraft Aeromechanics. S. 111

Somit ergibt sich für die im autorotativen Sinkflug rückgewinnbare Energiemenge:

$$E_{Autorotation} = \Delta E_{pot} \cdot \eta_{Betz} \cdot \eta_{Rotor} \cdot \eta_{Gen} \cdot \eta_{FU} \cdot \eta_{Laden} \quad (73)$$

Die Flugakkus müssen nach einem Absetzvorgang um diese Energiemenge weniger geladen werden. Der Vorteil liegt mehr in der Verkürzung der Akkulade-Zykluszeit als in einer Energiekosteneinsparung.

3.3.5.6 Energieverbrauch Landung

Stellvertretend für die während des Landevorganges verbrauchte Energie wird wie beim Start wieder eine Schwebeflugzeit berücksichtigt. Die erforderliche Schubkraft entspricht jener am Ende des Absetzvorganges. Die Berechnung erfolgt analog der Start-Berechnung:

$$T_{ohneLast} = m_{ohneLast} \cdot g \quad (74)$$

$$P_{Landung} = \frac{T_{ohneLast}}{\eta_{Rotor}} \cdot \sqrt{\frac{T_{ohneLast}}{2 \cdot \rho_{Boden} \cdot A_{koaxial}}} \quad (75)$$

$$E_{Landung} = P_{Landung} \cdot t_{Landung} \quad (76)$$

3.3.5.7 Gesamtenergiebedarf

Der gesamte Energiebedarf für einen Absetzvorgang ist folglich die Summe der einzelnen Teilverbräuche:

$$E_{gesamt} = E_{Start} + E_{Steigflug} + E_{Absetzen} + E_{Landung} \quad (77)$$

Die während der Autorotationsphase rückgewinnbare Energiemenge reduziert die erforderliche Akkugröße nicht, da dieser derart ausgeführt sein muss, dass nach Absetzen der Springer noch 30 % Reserveladung vorhanden ist. Der Sinkflug erfolgt erst im Anschluss. Die rückgewonnene Energie verkürzt jedoch die anschließende Ladezeit und steigert somit die erreichbare Transportleistung.

Die eben berechnete Energiemenge entspricht der an den Rotoren umgesetzten Energie. Die Akkus müssen freilich mehr liefern, da Motorregler und Motoren ebenso wirkungsgradbehaftet sind. So ergibt sich für die Energie, welche die Akkus bereitstellen müssen:

$$E_{elektisch} = \frac{E_{gesamt}}{\eta_{Motor} \cdot \eta_{Motorregler}} \quad (78)$$

3.3.6 Motorenauslegung

Die maximale Antriebsleistung wird im Steigflug benötigt. Bei der Betrachtung des Steigfluges wurde bereits die erforderliche Gesamtleistung berechnet. Diese wird von 12 Motoren geleistet. Das Mittel der bereits harmonisierten Werte der einzelnen Höhenabschnitte ergibt die mindestens erforderliche Antriebsleistung.

Um auch Fallschirmspringer mit einem Gewicht bis 100 kg (500 kg Gesamtnutzlast) transportieren zu können, ist eine gewisse Reserveleistung erforderlich. Diese gewährleistet auch die Manövrierfähigkeit im Steigflug, da eine Flugrichtungskorrektur über die Schubdrosselung einiger Rotoren und einer entsprechenden Schuberhöhung auf deren gegenüberliegender Seite erfolgt. Dies wird über den Faktor $f_{ReserveP}$ berücksichtigt.

So ergibt sich für die Leistung der einzelnen Motoren:

$$P_{Motor} = \frac{P_{Steig}}{12} \cdot f_{ReserveP} \quad (79)$$

3.3.7 Energiespeicherauslegung

Der Flugakku wird aus Lithium-Ionen-Einzelzellen des Typs 18650 zusammengesetzt. Es erfolgt die Berechnung für die Akkukapazität, das Akkugewicht, die Zellen-Kosten pro Akkusatz, die Kosten pro Steigflug, auf welche der Akkuverschleiß einen wesentlichen Einfluss hat, sowie die Ladezeit der Akkus, aus der sich die Transportleistung des Skylifts ableitet. Weiters wird die Einhaltung des maximalen Lade- und Entladestromes geprüft.

3.3.7.1 Nettokapazität

Aus der Energiebedarfsrechnung ist die für einen Absetzvorgang erforderliche Energiemenge $E_{\text{elektrisch}}$ bekannt. Diese Energiemenge muss der Akku zuverlässig über seine gesamte Lebensdauer zur Verfügung stellen. Die Energierückgewinnung im Sinkflug findet hierbei keine Beachtung, sie wird lediglich bei der Berechnung der Akkuladung berücksichtigt.

$$C_{\text{netto}} = E_{\text{elektrisch}} \quad (80)$$

3.3.7.2 Sicherheits-Reservekapazität

Dem Piloten muss auch am Punkt der tiefsten Akkuentladung, kurz nach dem Absetzen der Springer, noch Restkapazität für verschiedenste ungeplante Manöver zur Verfügung stehen. Diese Kapazitätsreserve wird über den Faktor f_{ReserveC} berücksichtigt.

3.3.7.3 Zusatzkapazität zum Ausgleich der Akualterung

Der Akku altert im Betrieb und verliert dabei an Kapazität. Ein neuer Flugakku muss daher eine höhere Kapazität aufweisen als die in der Energiebedarfsrechnung ermittelte. Das Ende der Lebensdauer ist erreicht, wenn der Akku eben diese Überkapazität verloren hat und gerade noch die erforderliche Kapazität besitzt.

Der Punkt, an welchem der Akku als verschlissen gilt, wird über den Faktor $f_{\text{Lebensdauer}}$ ausgedrückt. Der Faktor ist das Verhältnis zwischen Kapazität des verschlissenen Akkus zu jener eines neuen.

3.3.7.4 Akkuschonung durch frühzeitigen Ladestopp

Eine sehr wirksame Methode, die Akkualterung zu verlangsamen besteht darin, den Akku nicht ganz voll zu laden. Die Zellchemie fühlt sich wohler, wenn sie nicht bei jedem Ladevorgang an ihr Limit gebracht wird. Dementsprechend muss wiederum die Gesamtkapazität des Flugakkus um den Faktor $f_{Ladestopp}$ größer sein.

3.3.7.5 Bruttokapazität

Die erforderliche Gesamtkapazität des Flugakkus errechnet sich somit wie folgt:

$$C_{Flugakku[Wh]} = C_{netto} \cdot \frac{f_{ReserveC}}{f_{Lebensdauer} \cdot f_{Ladestopp}} \quad (81)$$

3.3.7.6 Konfektionierung Flugakku

Für den Flugakku werden Lithium-Ionen-Einzelzellen des Typs 18650 verwendet. Aus Datenblättern sind Kapazität in Ah, Nennspannung und Gewicht bekannt.

Der Energieinhalt einer Einzelzelle beträgt:

$$C_{Zelle[Wh]} = U_{Zelle} \cdot Q_{Zelle[Ah]} \quad (82)$$

Daraus ergibt sich die Anzahl der benötigten Einzelzellen:

$$Z_{Flugakku} = \frac{C_{Flugakku[Wh]}}{C_{Zelle[Wh]}} \quad (83)$$

Das Akkugewicht hat einen wesentlichen Anteil am Gesamtgewicht und errechnet sich aus der Zellenanzahl $Z_{Flugakku}$ und der Masse m_{Zelle} der Einzelzellen. Elektronik, Kühlung und Gehäuse des Akkus werden über den Aufschlagsfaktor $f_{Akkutech}$ berücksichtigt.

$$m_{FLugakku} = Z_{Flugakku} \cdot m_{Zelle} \cdot (1 + f_{Akkutech}) \quad (84)$$

3.3.7.7 Akkumanagement

Zur Gewährleistung der Betriebssicherheit und Erzielung einer hohen Akkulebensdauer darf der Lade- und Entladestrom die Leistungsfähigkeit der Zellen nicht übersteigen.

3.3.7.7.1 Ladung

Die kürzestmögliche Ladezeit $t_{LadenMin}$ mit der verfügbaren Anschlussleistung $P_{Ladenmax}$ errechnet sich zu:

$$t_{LadenMin} = \frac{E_{Laden}}{P_{Ladenmax}} \quad (85)$$

Mit entsprechend schnellladefähigen Akkus gilt es, die verfügbare Ladeleistung gut auszunutzen, ohne dabei den maximalen Ladestrom I_{LmaxZ} der Zellen zu überschreiten:

$$I_{Laden} = \frac{Q_{Zelle[Ah]}}{t_{LadenMin} \cdot \eta_{Laden}} < I_{LmaxZ} \quad (86)$$

3.3.7.7.2 Entladung

Die Zellen des Flugakkus haben einen maximalen Entladestrom I_{Emax} , welcher nicht überschritten werden darf.

Bei maximaler Motorleistung P_{Mmax} ergibt sich für den Entladestrom I_E :

$$I_E = \frac{P_{Mmax}}{Z_{Flugakku} \cdot U_{Zelle}} < I_{Emax} \quad (87)$$

Im normalen Steigflug ist der Entladestrom entsprechend geringer.

3.3.8 Absatzleistung

Die Auslegung erfolgt mit $Z_{\text{Akkublocks}} = 3$. Jeweils zwei Akkus laden gleichzeitig, somit ist nach der Hälfte der Ladezeit eines Blockes immer ein Akku voll aufgeladen. Unter Berücksichtigung der Akkuwechselzeit errechnet sich die Flugzykluszeit zu:

$$t_{\text{Absetzzyklus}} = \frac{Z_{\text{Akkublocks}} - 1}{t_{\text{LadenMin}}} + t_{\text{Akkuwechsel}} \quad (88)$$

Mit der Passagieranzahl $Z_{\text{Passagiere}}$ pro Flug bestimmt sich die Absatzleistung des Systems, ausgedrückt durch die Anzahl der pro Stunde absetzbaren Springer $Z_{\text{Absatzleistung}}$:

$$Z_{\text{Absatzleistung}} = \frac{Z_{\text{Passagiere}}}{t_{\text{Absetzzyklus}}[\text{h}]} \quad (89)$$

3.3.9 Energetischer Wirkungsgradvergleich

Zur Einschätzung der Energieeffizienz erfolgt der Vergleich mit herkömmlichen Absatzflugzeugen.

3.3.9.1 Wirkungsgradberechnung

Der Wirkungsgrad η berechnet sich stets als das Verhältnis von Nutzen zu Aufwand:

$$\eta = \frac{\text{Nutzen}}{\text{Aufwand}} \quad (90)$$

Der Nutzen im Falle des Skylifts ist die Erhöhung der potentiellen Energie der Fallschirmspringer, welche diese nach dem Absprung im Freifall wieder abbauen können. Zum besseren Vergleich mit anderen Absatzflugzeugen soll die Berechnung des Wirkungsgrades auf jeweils einen Springer bezogen werden.

Die Nutzenergie ist somit:

$$E_{\text{Nutzen}} = \frac{m_{\text{Springer}}}{Z_{\text{Passagiere}}} \cdot g \cdot \Delta H \quad (91)$$

Der energetische Aufwand ist jene Energiemenge, die nach jedem Absetzflug wieder in die Akkus geladen werden muss. Dabei wird jene Energiemenge herangezogen, die dem Netz entnommen wird. Der Wirkungsgrad der Akkuladung ist somit berücksichtigt:

$$E_{\text{Aufwand}} = \frac{E_{\text{Ladung}}}{Z_{\text{Passagiere}}} \quad (92)$$

Es ergibt sich ein energetischer Wirkungsgrad von:

$$\eta_{\text{Skylift}} = \frac{m_{\text{Springer}} \cdot g \cdot \Delta H}{E_{\text{Ladung}}} \quad (93)$$

3.3.9.2 Vergleich mit herkömmlichen Absetzflugzeugen

Treibstoffverbrauch und Absetzleistung von Fallschirmspringerabsetzmaschinen sind genau dokumentierte Werte. Somit ist deren Wirkungsgradberechnung einfach möglich.

Pro Start und Springer wird eine gewisse Menge an Kerosin verbrannt (m_{Kerosin}). Über dessen Energieinhalt $H_{i\text{Kerosin}}$ lässt sich der energetische Aufwand errechnen:

$$E_{\text{AufwandKerosin}} = m_{\text{Kerosin}} \cdot H_{i\text{Kerosin}} \quad (94)$$

Der Wirkungsgrad von herkömmlichen Absetzflugzeugen ergibt sich zu:

$$\eta_{\text{Absetzflugzeug}} = \frac{m_{\text{Springer}} \cdot g \cdot \Delta H}{Z_{\text{Passagiere}} \cdot E_{\text{AufwandKerosin}}} \quad (95)$$

3.3.10 Kosten pro Absatzvorgang

Die Kosten für einen Steigflug errechnen sich aus der Summe der Energiekosten und der bei jedem Flug anteiligen Akkuabnutzung. Vorerst unberücksichtigt bleibt die Vergütung des Piloten.

3.3.10.1 Kosten Akkublock

Die Kosten für einen Akkublock sind das Produkt aus Zellenzahl, Zellenstückpreis und dem Aufschlagsfaktor für die Konfektionierung des Akkublocks:

$$K_{Flugakku} = Z_{Flugakku} \cdot K_{Zelle} \cdot f_{HerstellungAkkublock} \quad (96)$$

3.3.10.2 Energiekosten

Nach jedem Flug muss nur so viel Energie in den Akku rückgeladen werden, wie tatsächlich während des Absatzvorganges verbraucht wurde. Dieser Wert verringert sich zusätzlich um den Energierückgewinn während der Autorotationsphase im Sinkflug.

$$E_{Entladung} = E_{Absatzvorgang} - E_{Autorotation} \quad (97)$$

Die Ladung der Akkus hat wie alle technischen Vorgänge einen Wirkungsgrad kleiner eins, was über den Faktor η_{Laden} berücksichtigt wird.

$$E_{Ladung} = \frac{E_{Entladung}}{\eta_{Laden}} \quad (98)$$

Aus genannten Werten und den Kosten K_{kWh} pro kWh ergeben sich die Energiekosten für eine Akkuladung:

$$K_{Energie} = K_{kWh} \cdot E_{Ladung} \quad (99)$$

3.3.10.3 Akkuabnutzung

Bis zum Ende der Akkulebensdauer kann eine gewisse Anzahl an Ladezyklen gefahren werden. Im Anschluss besteht die Möglichkeit, den ausgedienten Akku zu einem Teil des Neupreises an stationäre Stromspeicherstationen abzugeben. Die anteiligen Akkuabnutzungskosten pro Absatzvorgang errechnen sich aus Akkuneupreis (K_{Flugakku}), der Zyklenzahl ($Z_{\text{Ladezyklen}}$) sowie dem Wiederverkaufswert des Altakkus ($f_{\text{Altakkuverkauf}}$):

$$K_{\text{Akkuabschreibung}} = (1 - f_{\text{Altakkuverkauf}}) \cdot \frac{K_{\text{Flugakku}}}{Z_{\text{Ladezyklen}}} \quad (100)$$

3.3.10.4 Gesamtkosten

Die Kosten pro Steigflug sind folglich die Summe aus Energie- und Akkuabnutzungskosten:

$$K_{\text{Steigflug}} = K_{\text{Energie}} + K_{\text{Akkuabschreibung}} \quad (101)$$

3.4 Inputparameter

Zur Erzielung von möglichst realitätsnahen Berechnungsergebnissen ist neben dem entsprechend genau ausgearbeiteten Berechnungsmodell noch die Wahl der richtigen Startparameter entscheidend.

Im folgenden Kapitel sind sämtliche Inputparameter des Berechnungsmodells aufgelistet. Es wird jeweils die Bezugsquelle für die Werte sowie deren Einfluss auf das Berechnungsergebnis angegeben. Dies erfolgt in Tabellenform anhand der Referenzgrößen Leergewicht, Antriebsleistung und Wirkungsgrad. Die Wahl fällt deshalb auf diese drei Werte, da sie eine entscheidende Rolle für die Systemauslegung spielen und ihre Verläufe bei der Variation der Inputwerte keine ähnlichen Kurven ergeben, ihre Verläufe also nicht korrelieren.

Im oberen Teil der Tabelle ist jeweils der betreffende Inputwert angegeben, im unteren Teil die prozentuale Veränderung der Referenzgrößen zu folgendem Bezugssetup:

- Steiggeschwindigkeit 15 m/s
- Rotordurchmesser 3,5 m
- Flugakku aufgebaut aus ICR18650HG2-Einzelzellen (3000 mAh)

Ändert sich bei zehnpromotiger Inputabweichung das Berechnungsergebnis bis fünf Prozent, sind die Zellen grün markiert, bis zehn Prozent Abweichung gelb und darüber rot.

INPUT	Größe	Wert	Einheit
		Inputvariation	-10%
OUTPUT		Outputvariation [%]	
	Leergewicht	-2,0	+3,0
	Antriebsleistung	-6,0	+8,0
	Wirkungsgrad	-11,0	+13,0

Tabelle 5: Gewichtungstabelle Inputparameter

Die Veränderung des Wirkungsgrades ist ebenfalls in Prozent bezüglich dem genannten Bezugssetup zu verstehen. Bei einem Wert von 10 % im Bezugssetup bedeutet eine Veränderung von +5 % folglich einen neuen Wirkungsgrad von 10,5 %.

Einige Parameter haben kaum oder keinen Einfluss auf das Leergewicht, sehr wohl aber auf die Transportleistung bzw. die Ticketkosten für einen Absprung. Dies wird in deren Darstellung entsprechend berücksichtigt und dargestellt (siehe z.B. Inputparameter „maximaler Ladestrom“ bzw. „Kosten pro kWh“).

3.4.1 Gewichtsrechnung

Springer und Pilot

Für das Gewicht von Pilot und Fallschirmspringer werden jeweils 90 kg veranschlagt, in Summe folglich 540 kg. Der Skylift wird auf diese mittlere Tragfähigkeit ausgelegt (die maximale Tragfähigkeit liegt bei 600 kg). Zehn Prozent weniger Nutzlast würden die erforderliche Antriebsleistung um fast sechs Prozent reduzieren, jedoch auch einen geringeren Wirkungsgrad ergeben. Dies ist darauf zurückzuführen, dass die Wirkungsgradermittlung an die Passagierzahl geknüpft ist (siehe Formel (93)). Grundsätzlich gilt: je mehr Passagiere, desto effizienter kann das System arbeiten. Das ist auch die Existenzberechtigung für Großraumflugzeuge wie den Airbus A380. Für diese Konzeptstudie soll die Anzahl von fünf Passagieren jedoch unverändert bleiben.

INPUT	Springer und Pilot	540 kg	
	Inputvariation	-10%	+10%
OUTPUT		Outputvariation [%]	
	Leergewicht	-3,1	+3,2
	Antriebsleistung	-5,7	+5,7
	Wirkungsgrad	-4,2	+3,6

Tabelle 6: Inputparameter Springer und Pilot

Dichte Carbon

Die Tragstruktur des Skylifts wird aus Kohlefaserlaminat gefertigt. Dieses Material bietet hohe Festigkeitswerte bei niedrigem Gewicht. Bezogen auf die Masse hat Carbon die fünffache Zugfestigkeit von Stahl.⁴¹ Gängiges Laminat besteht zu ungefähr gleichen Volumenanteilen aus Harz und Gewebe. Fertig verarbeitet erreicht Carbon eine Dichte von etwa 1500 kg/m³.⁴² Die Dichte hat einen merkbareren Einfluss auf das Leergewicht. Der Wert von 1500 kg/m³ ist allerdings relativ genau (genauer als +/- 10 %), somit liegt die maximal zu erwartende, Carbondichte-bezogene Abweichung für das Leergewicht bei unter fünf Prozent.

INPUT	Dichte Carbon	1500 kg/m ³	
	Inputvariation	-10%	+10%
OUTPUT		Outputvariation [%]	
	Leergewicht	-4,5	+4,6
	Antriebsleistung	-2,9	+2,9
	Wirkungsgrad	+3,3	-3,1

Tabelle 7: Inputparameter Dichte Carbon

⁴¹ SWISS-COMPOSITE: Faserverbund-Werkstoffdaten. S. 5

⁴² SWISS-COMPOSITE: Faserverbund-Werkstoffdaten. S. 5

Abstand Rotorblattspitzen

Die Blattspitzen der einzelnen Rotoren dürfen sich im Betrieb nicht berühren. Über die Länge der Ausleger wird der entsprechende Abstand sichergestellt. Die Wahl des Abstandes hat kaum Einfluss auf die Berechnungsergebnisse.

INPUT	Abstand Rotorblattsp.	0,1 m	
	Inputvariation	-10%	+10%
OUTPUT		Outputvariation [%]	
	Leergewicht	-0,1	+0,1
	Antriebsleistung	-0,1	+0,1
	Wirkungsgrad	+0,1	-0,1

Tabelle 8: Inputparameter Abstand Rotorblattspitzen

Durchmesser und Wandstärke der Ausleger

Für die Carbonstruktur des Multicopters ist in der Berechnung ein vereinfachtes Modell implementiert (siehe Gewichtsrechnung Carbonstruktur). Der Durchmesser der Auslegerrohre ist an die Werte des CAD-Vergleichsmodelles angelehnt, dessen Ausleger stromlinienförmig ausgeführt sind. Die Wandstärke ist derart gewählt, dass die Masse der Carbonstruktur im Berechnungsmodell der des CAD-Modelles nach erfolgreicher FEM-Festigkeitsanalyse entspricht. Die Variation beider Parameter bewirkt eine überschaubare Veränderung der Outputgrößen.

INPUT	Ausleger Durchmesser	0,45 m	
	Inputvariation	-10%	+10%
OUTPUT		Outputvariation [%]	
	Leergewicht	-3,0	+3,0
	Antriebsleistung	-2,7	+2,8
	Wirkungsgrad	+3,0	-2,8

Tabelle 9: Inputparameter Ausleger Durchmesser

INPUT	Ausleger Wandstärke	3 mm	
	Inputvariation	-10%	+10%
OUTPUT		Outputvariation [%]	
	Leergewicht	-2,4	+2,4
	Antriebsleistung	-1,5	+1,5
	Wirkungsgrad	+1,7	-1,6

Tabelle 10: Inputparameter Ausleger Wandstärke

Durchmesser und Wandstärke des Rumpfes

Die Passagierkabine wird im Zuge der Konzeptstudie nicht in CAD auskonstruiert. Deren Masse wird folglich abgeschätzt und im Berechnungsmodell durch das Gewicht einer Carbonkugel mit drei Metern Durchmesser und drei Millimeter Wandstärke berücksichtigt. Aufgrund des nicht zu vernachlässigenden Einflusses auf die Systemwerte ist eine CAD-Konstruktion und Festigkeitsberechnung des Rumpfes ein wichtiger Ansatzpunkt, um das System noch genauer darzustellen.

INPUT	Durchmesser Rumpf	3 m	
	Inputvariation	-10%	+10%
OUTPUT		Outputvariation [%]	
	Leergewicht	-5,0	+5,6
	Antriebsleistung	-4,3	+4,9
	Wirkungsgrad	+4,8	-4,9

Tabelle 11: Inputparameter Durchmesser Rumpf

INPUT	Rumpf Wandstärke	3 mm	
	Inputvariation	-10%	+10%
OUTPUT		Outputvariation [%]	
	Leergewicht	-2,2	+2,2
	Antriebsleistung	-1,4	+1,4
	Wirkungsgrad	+1,6	-1,5

Tabelle 12: Inputparameter Rumpf Wandstärke

Rotordurchmesser

Der Rotordurchmesser ist ein in weitem Maße frei wählbarer Parameter. Je größer der Durchmesser, desto geringer ist die Rotorflächenbelastung und als Folge die induzierte Geschwindigkeit, der energetische Wirkungsgrad des Fluggerätes steigt. Kleine Durchmesser sind im Antrieb ineffizient und treiben das Akkugewicht in die Höhe, sehr große Rotoren machen den Carbonrahmen unnötig groß und schwer. Die Wahl des idealen Rotordurchmessers folgt in Kapitel Optimierung.

INPUT	Rotordurchmesser	3,5 m	
	Inputvariation	-10%	+10%
OUTPUT		Outputvariation [%]	
	Leergewicht	-1,3	+2,3
	Antriebsleistung	+1,8	-0,5
	Wirkungsgrad	-3,4	+1,9

Tabelle 13: Inputparameter Rotordurchmesser

Leistungsdichte Motoren

Elektromotoren baut man schon lange mit Wirkungsgraden über 90 %. Auch können sie mit nahezu beliebiger Leistung hergestellt werden. Ein entscheidendes Kriterium für den Elektroflug ist jedoch auch deren Leistungsdichte. Hier haben erst vor kurzem (2015) wieder Entwicklungen von Siemens für Schlagzeilen gesorgt. Bringt ein 260 kW Industriemotor mindestens eben so viel Gewicht auf die Waage, gibt der neue Siemens Flugmotor diese Dauerleistung bei nur einem Fünftel des Gewichtes ab und hat folglich eine Leistungsdichte von über 5 kW/kg.⁴³ Andere Hersteller erreichen mittlerweile ähnliche Leistungsdichten. Als Beispiel sei die Firma Plettenberg mit ihrem Nova 30 genannt (4,6 kW/kg⁴⁴). Da weitere Entwicklungen nicht ausbleiben werden, kann ohne weiteres mit einer Leistungsdichte von 5 kW/kg für einen Serienflugmotor gerechnet werden. Auch bei Verwendung von Plettenbergmotoren ändern sich die Systemleistungen nur um wenige Prozent. Die Motoren des Skylifts haben in Summe etwa einen Anteil von knapp zehn Prozent des Leergewichts bzw. etwa das Gewicht eines Passagiers.

INPUT	Leistungsdichte Motor	5 kW/kg	
	Inputvariation	-10%	+10%
OUTPUT		Outputvariation [%]	
	Leergewicht	+1,7	-1,3
	Antriebsleistung	+1,1	-0,8
	Wirkungsgrad	-1,1	+0,9

Tabelle 14: Inputparameter Leistungsdichte Motoren

Gesamtrettungssystem

Als Bezugsquelle für die Masse des Gesamtrettungssystems dient das System 182 des Herstellers BRS. Die Softpackvariante wiegt 38 kg und trägt eine Cessna Skylane mit bis zu 1406 kg Gesamtgewicht.⁴⁵ Eine Variation des Gewichts für das Rettungssystem wirkt sich sehr wenig auf die Skylift-Leistungsdaten aus.

INPUT	Gesamtrettungssystem	38 kg	
	Inputvariation	-10%	+10%
OUTPUT		Outputvariation [%]	
	Leergewicht	-0,7	+0,7
	Antriebsleistung	-0,4	+0,4
	Wirkungsgrad	+0,5	-0,5

Tabelle 15: Inputparameter Masse Gesamtrettungssystem

⁴³ <http://www.siemens.com/press/de/feature/2015/corporate/2015-03-electromotor.php>. Datum des Zugriffs: 20.01.2016

⁴⁴ <http://www.plettenberg-motoren.net/index.php/en/motor-series-nova/motor-series-nova-30>. Datum des Zugriffs: 09.11.2015

⁴⁵ <http://www.brs-vertrieb.de/specifications/>. Datum des Zugriffs: 01.02.2016

Motorelektronik

Die Referenz für das Gewicht der Motorregler bildet die luftgekühlte Motorsteuerung MST 140-200 von Plettenberg mit einer Dauerleistung von 30 kW bei einem Gewicht von 1,5 kg.⁴⁶ Für die Berechnung wird ein Gewicht von 2 kg veranschlagt. Obwohl zwölf Stück Motorregler verbaut werden, ist aufgrund des geringen Gewichtes der Einfluss auf das Gesamtergebnis sehr klein.

INPUT	Motorelektronik	2 kg	
	Inputvariation	-10%	+10%
OUTPUT		Outputvariation [%]	
	Leergewicht	-0,4	+0,4
	Antriebsleistung	-0,3	+0,3
	Wirkungsgrad	+0,3	-0,3

Tabelle 16: Inputparameter Masse Motorelektronik

Bauteile, deren Masse abgeschätzt wird:

Die Masse der folgenden Bauteile wird abgeschätzt, ohne den Wert durch eine Bezugsquelle zu stützen. Die Werte für Lager, Welle und Collective Pitch Mechanik gelten jeweils für einen Rotor. Die Masse der Flugsteuerung ist die angenommene Gesamtmasse für den doppelt redundant ausgeführten Flugcomputer und seine Sensoren.

INPUT	Lager, Welle	2 kg	
	Inputvariation	-10%	+10%
OUTPUT		Outputvariation [%]	
	Leergewicht	-0,4	+0,4
	Antriebsleistung	-0,3	+0,3
	Wirkungsgrad	+0,3	-0,3

Tabelle 17: Inputparameter Masse Lager und Wellen

INPUT	Collective Pitch	2 kg	
	Inputvariation	-10%	+10%
OUTPUT		Outputvariation [%]	
	Leergewicht	-0,4	+0,4
	Antriebsleistung	-0,3	+0,3
	Wirkungsgrad	+0,3	-0,3

Tabelle 18: Inputparameter Masse Collective Pitch

⁴⁶ PLETTENBERG ELEKTROMOTOREN GMBH & CO. KG: Bedienungsanleitung Plettenberg Motorsteuerung MST-140-200 V1. S. 4

INPUT	Flugsteuerung	10 kg	
	Inputvariation	-10%	+10%
OUTPUT		Outputvariation [%]	
	Leergewicht	-0,2	+0,2
	Antriebsleistung	-0,1	+0,1
	Wirkungsgrad	+0,1	-0,1

Tabelle 19: Inputparameter Masse Flugsteuerung

3.4.2 Festigkeitsberechnung

Wie im Kapitel Bauvorschrift dargelegt sieht die CS-27 für Leichthubschrauber vor, dass sich die Tragstruktur des Fluggerätes bei einer Belastung von +3,5 bis -1,0 g nicht plastisch verformen darf.⁴⁷ Ein Versagen der Struktur darf frühestens beim 1,5 – fachen dieser Belastung auftreten.⁴⁸

INPUT	Belastung im Flug	+3,5/-1,0 g	
	Inputvariation	-10%	+10%
OUTPUT		Outputvariation [%]	
	Transportleistung	0,0	0,0
	Antriebsleistung	0,0	0,0
	Wirkungsgrad	0,0	0,0

Tabelle 20: Inputparameter Strukturbelastung im Flug

INPUT	Sicherheit gegen Bruch	1,5	
	Inputvariation	-10%	+10%
OUTPUT		Outputvariation [%]	
	Transportleistung	0,0	0,0
	Antriebsleistung	0,0	0,0
	Wirkungsgrad	0,0	0,0

Tabelle 21: Inputparameter Faktor Bruchlast

⁴⁷ EUROPEAN AVIATION SAFETY AGENCY: Certification Specifications for Small Rotorcraft CS-27. S. 1-C-2

⁴⁸ EUROPEAN AVIATION SAFETY AGENCY: Certification Specifications for Small Rotorcraft CS-27. S. 1-C-1

3.4.3 Antriebsleistung

Luftdichte auf Meeresniveau

Nach internationaler Standardatmosphäre hat die Luft auf Meeresniveau bei 15°C eine Dichte von 1,226 kg/m³.⁴⁹ Der gemäß Tabelle bei reduzierter Luftdichte sinkende Wirkungsgrad lässt bereits den Effekt erkennen, dass mit zunehmender Flughöhe bei gleicher Steiggeschwindigkeit eine höhere Antriebsleistung erforderlich ist. Bei gleichem Volumenstrom muss die Luft auf eine höhere Geschwindigkeit beschleunigt werden, um den nötigen Schub zu erzeugen. Selbiges gilt auch bei hoher Luftfeuchtigkeit. Wasserdampf ist leichter als Luft und senkt daher deren Dichte. In Folge muss das Fluggerät zur Erzeugung des notwendigen Auftriebes mehr Leistung aufwenden.

INPUT	Luftdichte Meeresspiegel	1,226 kg/m ³	
	Inputvariation	-10%	+10%
OUTPUT		Outputvariation [%]	
	Leergewicht	+0,7	-0,5
	Antriebsleistung	+0,6	-0,3
	Wirkungsgrad	-1,6	+1,2

Tabelle 22: Inputparameter Luftdichte auf Meeresniveau

Strahlkontraktion

Der energetische Vorteil einer koaxialen Rotorenanordnung wurde bereits bei der Darstellung des Berechnungsmodelles besprochen. Das Kontraktionsverhältnis x gibt an, wie weit sich der Luftstrom am Weg vom oberen zum unteren Rotor einschnürt. Bezugsgröße ist der Rotordurchmesser. Bei einer Separation der beiden Rotoren von 10 % des Rotordurchmessers kann ein Kontraktionsverhältnis von $x=0,85 R$ festgestellt werden.⁵⁰ Je kleiner der Wert für das Kontraktionsverhältnis, desto stärker hat sich der Strahl eingeschnürt. Dies erhöht die effektive Fläche des unteren Rotors, der Wirkungsgrad steigt.

INPUT	Strahlkontraktion	0,85 R	
	Inputvariation	-10%	+10%
OUTPUT		Outputvariation [%]	
	Leergewicht	-1,0	+1,2
	Antriebsleistung	-1,5	+1,9
	Wirkungsgrad	+2,0	-2,5

Tabelle 23: Inputparameter Strahlkontraktion

⁴⁹ LILJEQUIST, G.; CEHAK, K.: Allgemeine Meteorologie. S. 85

⁵⁰ JOHNSON, W.: Rotorcraft Aeromechanics. S. 112

Translatorischer Auftrieb

Das Verhältnis von minimaler Antriebsleistung im Vorwärtsflug zur erforderlichen Leistung im Startschwebeflug ist von Rotor- und Rumpfgeometrie des Fluggerätes abhängig. Aufgrund der vielen Einflussparameter sind genaue Angaben erst im realen Betrieb eines Hubschraubers zu machen. Als Referenz für die Berechnung dient eine Angabe zum Hubschrauber Bo 105, dessen Verhältnis bei $f_{\text{transLift}} = 0,575$ liegt.⁵¹ Für die Berechnung soll der Wert $f_{\text{transLift}} = 0,6$ genügen.

INPUT	translatorischer Auftrieb	0,6	
	Inputvariation	-10%	+10%
OUTPUT		Outputvariation [%]	
	Leergewicht	-1,7	+1,7
	Antriebsleistung	-3,3	+3,4
	Wirkungsgrad	+3,4	-3,3

Tabelle 24: Inputparameter translatorischer Auftrieb

3.4.4 Strömungsverluste

Rotorwirkungsgrad

Der Rotorwirkungsgrad berücksichtigt alle Strömungsverluste an den Rotorblättern. Die Motorleistung muss entsprechend höher sein als die nach Strahltheorie berechnete ideale Antriebsleistung. Mit aktuellen Rotorblättern werden für das Verhältnis von theoretisch idealer zu real erforderlichen Leistung Maximalwerte zwischen 0,74 und 0,78 erreicht.⁵² Bei voller Nutzlast liegt der Rotorwirkungsgrad η_{Rotor} vieler Drehflügler bei etwa 0,7.⁵³ Durch den großen Einfluss auf die Systemleistung sind wirkungsgradoptimierte Rotorblätter ein Muss für den Skylift. Auch werden im Zuge einer Detailauslegung Versuche an einem Rotorprüfstand unumgänglich sein, um präzise Werte für den Wirkungsgrad zu erhalten.

INPUT	Rotorwirkungsgrad	0,7	
	Inputvariation	-10%	+10%
OUTPUT		Outputvariation [%]	
	Leergewicht	+10,2	-7,3
	Antriebsleistung	+18,3	-13,3
	Wirkungsgrad	-17,7	+18,4

Tabelle 25: Inputparameter Rotorwirkungsgrad

⁵¹ BITTNER, W.: Flugmechanik der Hubschrauber. S. 102 (Grafik Leistungspolare 2)

⁵² JOHNSON, W.: Rotorcraft Aeromechanics. S. 44

⁵³ JOHNSON, W.: Rotorcraft Aeromechanics. S. 45

Dynamische Viskosität Luft

Die dynamische Viskosität der Luft wird zur Ermittlung der Reynoldszahl benötigt. Bei einer mittleren Temperatur von 10°C während des Steigfluges beträgt der Wert $\eta_{\text{Luft}} = 17,74 \times 10^{-6} \text{ kg m}^{-1} \text{ s}^{-1}$.⁵⁴

INPUT	dyn. Viskosität Luft 10°C	17,74 x 10E-6	kg m⁻¹ s⁻¹
	Inputvariation	-10%	+10%
OUTPUT		Outputvariation [%]	
	Transportleistung	0,0	0,0
	Antriebsleistung	0,0	0,0
	Wirkungsgrad	0,0	0,0

Tabelle 26: Inputparameter dynamische Viskosität Luft

Widerstandsbeiwert Ausleger

Der c_w -Wert von 0,4 entspricht dem Wert eines Auslegerprofils mit Kreisquerschnitt. Die Wahl des Wertes und dessen Optimierung sind im Kapitel Optimierung näher beschrieben.

INPUT	c_w-Wert Ausleger	0,4	
	Inputvariation	-10%	+10%
OUTPUT		Outputvariation [%]	
	Leergewicht	-0,6	+0,6
	Antriebsleistung	-1,2	+1,3
	Wirkungsgrad	+1,2	-1,2

Tabelle 27: Inputparameter c_w-Wert Ausleger

Widerstandsbeiwert Rumpf

Der Rumpf wird im Berechnungsmodell als Kugel abgebildet. Für diese ergibt sich ein c_w -Wert von 0,4 (siehe Kapitel Optimierung).

INPUT	c_w-Wert Rumpf	0,4	
	Inputvariation	-10%	+10%
OUTPUT		Outputvariation [%]	
	Leergewicht	-0,5	+0,5
	Antriebsleistung	-0,9	+0,9
	Wirkungsgrad	+0,9	-0,9

Tabelle 28: Inputparameter c_w-Wert Rumpf

⁵⁴ <http://www.uni-magdeburg.de/isut/LSS/Lehre/Arbeitsheft/IV.pdf>. Datum des Zugriffs: 02.02.2016

3.4.5 Energiebedarf

Steiggeschwindigkeit

Eine Veränderung der Steiggeschwindigkeit bewirkt eine beinahe lineare Veränderung der erforderlichen Antriebsleistung. Die Steiggeschwindigkeit ist ein frei wählbarer Parameter und bietet daher Raum für Optimierung.

INPUT	Steiggeschwindigkeit	15 m/s	
	Inputvariation	-10%	+10%
OUTPUT		Outputvariation [%]	
	Leergewicht	-1,1	+1,5
	Antriebsleistung	-10,2	+11,1
	Wirkungsgrad	+0,2	-1,0

Tabelle 29: Inputparameter Steiggeschwindigkeit

Sinkgeschwindigkeit

Der Sinkflug findet in Autorotation statt, für welche nur eine Betrachtung nach der Energieerhaltung durchgeführt wird. Die Sinkgeschwindigkeit hat im Berechnungsmodell folglich nur einen Einfluss auf die Ausgabe der Gesamtflugdauer.

INPUT	Sinkgeschwindigkeit	16 m/s	
	Inputvariation	-10%	+10%
OUTPUT		Outputvariation [%]	
	Leergewicht	0,0	0,0
	Antriebsleistung	0,0	0,0
	Wirkungsgrad	0,0	0,0

Tabelle 30: Inputparameter Sinkgeschwindigkeit

Schwebeflugzeiten

Der Energieverbrauch für Starten, Absetzen und Landen wird durch Schwebeflugzeiten berücksichtigt. Die entsprechende Dauer der einzelnen Manöver wird abgeschätzt. Die Dauer des Absetzvorganges wird auf 50 Sekunden festgelegt, was jedem Springer zehn Sekunden Zeit gibt, einen Sicherheitsabstand zum nachfolgenden Fallschirmspringer aufzubauen (7 Sekunden ist Mindestmaß).

INPUT	Startdauer	30 s	
	Inputvariation	-10%	+10%
OUTPUT		Outputvariation [%]	
	Leergewicht	-0,3	+0,3
	Antriebsleistung	-0,2	+0,2
	Wirkungsgrad	+0,6	-0,6

Tabelle 31: Inputparameter Startdauer

INPUT	Absetzdauer	50 s	
	Inputvariation	-10%	+10%
OUTPUT		Outputvariation [%]	
	Leergewicht	-0,4	+0,4
	Antriebsleistung	-0,3	+0,3
	Wirkungsgrad	+0,9	-0,9

Tabelle 32: Inputparameter Absetzdauer

INPUT	Dauer Landeanflug	80 s	
	Inputvariation	-10%	+10%
OUTPUT		Outputvariation [%]	
	Leergewicht	-0,4	+0,4
	Antriebsleistung	-0,2	+0,3
	Wirkungsgrad	+0,9	-0,9

Tabelle 33: Inputparameter Dauer der Landung

Zeitdauer Akkuwechsel

Das Wechseln des Flugakkus erfolgt mit Hilfe eines Akkutransportwagens. Für den Wechselvorgang wird eine Zeitdauer von $t_{\text{Akkuwechsel}} = 2$ Minuten veranschlagt.

INPUT	Dauer Akkuwechsel	120 s	
	Inputvariation	-10%	+10%
OUTPUT		Outputvariation [%]	
	Transportleistung	+1,1	-1,1
	Antriebsleistung	0,0	0,0
	Wirkungsgrad	0,0	0,0

Tabelle 34: Inputparameter Akkuwechselzeit

Autorotation

Die Sinkflugstrecke vor Beginn der Autorotation wird mit 100 Meter angenommen, das Ende der Autorotationsphase 200 Meter über Grund eingeleitet.

INPUT	Sinkflugstrecke vor AR	100 m	
	Inputvariation	-10%	+10%
OUTPUT		Outputvariation [%]	
	Leergewicht	0,0	0,0
	Antriebsleistung	0,0	0,0
	Wirkungsgrad	0,0	0,0

Tabelle 35: Inputparameter Sinkstrecke vor Beginn der Autorotation

INPUT	Flughöhe bei Ende AR	200 m	
	Inputvariation	-10%	+10%
OUTPUT		Outputvariation [%]	
	Leergewicht	0,0	0,0
	Antriebsleistung	0,0	0,0
	Wirkungsgrad	+0,1	-0,1

Tabelle 36: Inputparameter Flughöhe bei Ende der Autorotation

Betz-Limit

Das Betz-Limit gibt an, zu welchem Teil ein ideales Windrad die kinetische Energie des Windes in Rotationsenergie umwandeln kann. Der theoretisch ideale Wert liegt bei $\eta_{\text{Betz}} = 0,59$.⁵⁵

INPUT	Betz-Limit	0,59	
	Inputvariation	-10%	+10%
OUTPUT		Outputvariation [%]	
	Leergewicht	0,0	0,0
	Antriebsleistung	0,0	0,0
	Wirkungsgrad	-1,0	+1,0

Tabelle 37: Inputparameter Betz-Limit

Generatorwirkungsgrad

Zur Berechnung der Energierückgewinnung während der Autorotationsphase wird ein Generatorwirkungsgrad der Motoren von $\eta_{\text{Gen}} = 0,92$ angenommen.⁵⁶

INPUT	Generatorwirkungsgrad	0,92	
	Inputvariation	-10%	+10%
OUTPUT		Outputvariation [%]	
	Leergewicht	0,0	0,0
	Antriebsleistung	0,0	0,0
	Wirkungsgrad	-1,0	+1,0

Tabelle 38: Inputparameter Generatorwirkungsgrad

⁵⁵ JOHNSON, W.: Rotorcraft Aeromechanics. S. 111

⁵⁶ www.plettenberg-motoren.net/index.php/en/motor-series-nova/motor-series-nova-30/reverse-operation.
Datum des Zugriffs: 09.11.2015

Umrichterwirkungsgrad

Über die Motorsteuerung wird der im Sinkflug erzeugte Wechselstrom gleichgerichtet und in die Akkus geladen. Der Wirkungsgrad der Steuerung wird mit $\eta_{FU} = 0,95$ beziffert.⁵⁷ Dies ist durchaus ein konservativer Wert, es kann bei optimaler Elektronik von einem noch besseren Wirkungsgrad ausgegangen werden. Der Einfluss auf das Gesamtergebnis ist jedoch relativ gering.

INPUT	Umrichterwirkungsgrad	0,95	
	Inputvariation	-10%	+10%
OUTPUT		Outputvariation [%]	
	Leergewicht	0,0	0,0
	Antriebsleistung	0,0	0,0
	Wirkungsgrad	-1,0	+1,0

Tabelle 39: Inputparameter Umrichterwirkungsgrad

Wirkungsgrad Akkuladung

Das Verhältnis der Energiemenge, die ein Lilon-Akkus beim Entladen abgibt zu jener, die zu dessen Ladung aufgebracht werden muss, beträgt bei aktueller Zellchemie je nach Lade- und Entladestrom mindestens $\eta_{Laden} = 0,9$.⁵⁸ Der Einfluss auf Ladeenergieverbrauch und Dauer der Akkuladung ist relativ hoch und wird in den Werten für Wirkungsgrad und Transportleistung sichtbar.

INPUT	Wirkungsgrad Laden	0,9	
	Inputvariation	-10%	+10%
OUTPUT		Outputvariation [%]	
	Transportleistung	-9,0	+8,8
	Antriebsleistung	0,0	0,0
	Wirkungsgrad	-10,9	+11,1

Tabelle 40: Inputparameter Wirkungsgrad der Akkuladung

Wirkungsgrad Motor und Motorregler

Der Gesamtwirkungsgrad der Energieumwandlung von elektrischer Energie aus den Akkus in Rotationsenergie an der Motorwelle kann mit $\eta_{MotorESC} = \eta_{Motor} \times \eta_{Motorregler} = 0,9$ beziffert werden.⁵⁹ Der große Einfluss auf sämtliche Systemwerte zeigt die Wichtigkeit des Einsatzes hocheffizienter Komponenten.

⁵⁷ <http://www.plettenberg-motoren.net/index.php/en/motor-series-nova/motor-series-nova-30>. Datum des Zugriffs: 09.11.2015

⁵⁸ <http://de.statista.com/statistik/daten/studie/156269/umfrage/wirkungsgrade-von-ausgewaehlten-stromspeichern/>. Datum des Zugriffs: 08.12.2015

⁵⁹ <http://www.plettenberg-motoren.net/index.php/en/motor-series-nova/motor-series-nova-30>. Datum des Zugriffs: 09.11.2015

INPUT	Wirkungsgrad Motor/ESC	0,9	
	Inputvariation	-10%	+10%
OUTPUT		Outputvariation [%]	
	Leergewicht	+8,3	-6,1
	Antriebsleistung	+5,3	-3,9
	Wirkungsgrad	-15,9	+16,0

Tabelle 41: Inputparameter Wirkungsgrad Motor und Motorsteuerung

3.4.6 Motorauslegung

Reserveleistung

Die Motoren werden um den Faktor $f_{\text{ReserveP}} = 1,15$ stärker dimensioniert als in der Steigflugberechnung gefordert. Dies ermöglicht Nutzlasten bis 500 kg und garantiert auch während der Steigflugphase eine zügige Manövrierfähigkeit.

INPUT	Reserveleistung Motor	1,15	
	Inputvariation	-10%	+10%
OUTPUT		Outputvariation [%]	
	Leergewicht	-1,5	+1,5
	Antriebsleistung	-10,8	+11,0
	Wirkungsgrad	+1,0	-1,0

Tabelle 42: Inputparameter Reserveleistung Motor

3.4.7 Energiespeicherauslegung

Reservekapazität

Die Überkapazität des Akkus gegenüber der minimal erforderlichen Speicherkapazität wird mit 30 % festgelegt ($f_{\text{Reserve}} = 1,3$). Dieser Wert ist aktuell schlicht eine Annahme. Der tatsächliche Wert wird mit Veröffentlichung einer Bauvorschrift für elektrisch betriebene Hubschrauber feststehen. Die im Normalbetrieb ungenutzte Kapazität verringert deutlich die Systemleistungen. Positiver Nebeneffekt ist die Zunahme der Akkulebensdauer, da der Akku nur bis maximal 30 % Restkapazität entladen wird.

INPUT	Reservekapazität Akku	1,3	
	Inputvariation	-10%	+10%
OUTPUT		Outputvariation [%]	
	Leergewicht	-6,7	+7,4
	Antriebsleistung	-4,2	+4,7
	Wirkungsgrad	+4,9	-5,0

Tabelle 43: Inputparameter Sicherheits-Reservekapazität der Flugakkus

Kapazität am Lebensdauerende des Akkus

Die Akkuabnutzung wird mit zusätzlicher Überkapazität ausgeglichen. Der Akku gilt als verschlissen, wenn er nur noch 80 % der Nennkapazität speichern kann. Die Berücksichtigung dieses Faktors ist trotz großem Einfluss auf die Systemleistungen unumgänglich, um bis zum Lebensdauerende ein Aufrechterhalten der vollen Reservekapazität zu garantieren.

INPUT	Lebensdauerende	0,8	
	Inputvariation	-10%	+10%
OUTPUT		Outputvariation [%]	
	Leergewicht	+8,3	-6,1
	Antriebsleistung	+5,3	-3,9
	Wirkungsgrad	-5,5	+4,4

Tabelle 44: Inputparameter Kapazität am Akku-Lebensdauerende

Ladestopp

Die Lebensdauer von Lithium-Ionen-Akkus kann deutlich gesteigert werden, wenn der Akku nicht vollständig ent- bzw. geladen wird. Für ersteres sorgt die erforderliche Sicherheits-Reservekapazität, der rechtzeitige Ladestopp wird über den Faktor $f_{\text{Ladestopp}} = 0,85$ berücksichtigt. Die dadurch benötigte Mehrkapazität beeinträchtigt die Leistungsdaten des Systems. Da jedoch die Akkuabnutzung einen wesentlichen Teil der Betriebskosten ausmacht, ist eine hohe Energiespeicher-Lebensdauer stärker zu gewichten.

INPUT	Ladestopp	0,85	
	Inputvariation	-10%	+10%
OUTPUT		Outputvariation [%]	
	Leergewicht	+8,3	-6,1
	Antriebsleistung	+5,3	-3,9
	Wirkungsgrad	-5,5	+4,4

Tabelle 45: Inputparameter Ladestopp

Einzelzellen

Der Flugakku wird aus mehreren tausend Einzelzellen aufgebaut. Die Berechnung erfolgt mit den Daten der Zelle ICR18650HG2 des Herstellers LG-Chem. Diese hat eine Nennspannung von $U_{\text{Zelle}} = 3,6 \text{ V}$, eine Kapazität von $C_{\text{Zelle}} = 3000 \text{ mAh}$ und einen Gewicht von $m_{\text{Zelle}} = 47,5 \text{ g}$. Die Zelle kann einen maximalen Dauerentladestrom von $I_{\text{EmaxZ}} = 20 \text{ A}$ abgeben und mit einem maximalen Strom von $I_{\text{LmaxZ}} = 4 \text{ A}$ geladen werden.⁶⁰

⁶⁰ http://www.alibaba.com/product-detail/wholesale-hg2-he4-he2-18650-battery_60294491545.html?spm=a2700.7724838.30.1.aN9LDg. Datum des Zugriffs: 02.02.2016

Die Zelle gehört aktuell zu den leistungsstärksten am Markt verfügbaren Zellen des Typs 18650. In den nächsten Jahren ist auf jeden Fall mit einer weiteren Zunahme der Speicherkapazität und des maximalen Lade- und Entladestroms zu rechnen. Jede Weiterentwicklung der Akkutechnologie wirkt sich äußerst positiv auf die Systemleistung aus.

INPUT	Zellspannung	3,6 V	
	Inputvariation	-10%	+10%
OUTPUT		Outputvariation [%]	
	Leergewicht	+8,3	-6,1
	Antriebsleistung	+5,3	-3,9
	Wirkungsgrad	-5,5	+4,4

Tabelle 46: Inputparameter Zellspannung

INPUT	Zellkapazität	3 Ah	
	Inputvariation	-10%	+10%
OUTPUT		Outputvariation [%]	
	Leergewicht	+8,3	-6,1
	Antriebsleistung	+5,3	-3,9
	Wirkungsgrad	-5,5	+4,4

Tabelle 47: Inputparameter Zellkapazität

INPUT	Zellgewicht	47,5 g	
	Inputvariation	-10%	+10%
OUTPUT		Outputvariation [%]	
	Leergewicht	-6,7	+7,4
	Antriebsleistung	-4,2	+4,7
	Wirkungsgrad	+4,9	-5,0

Tabelle 48: Inputparameter Zellgewicht

INPUT	max. Ladestrom	4 A	
	Inputvariation	-10%	+10%
OUTPUT		Outputvariation [%]	
	Transportleistung	-9,0	+8,8
	Antriebsleistung	0,0	0,0
	Wirkungsgrad	0,0	0,0

Tabelle 49: Inputparameter maximaler Ladestrom

INPUT	max. Entladestrom	20 A	
	Inputvariation	-10%	+10%
OUTPUT		Outputvariation [%]	
	Leergewicht	0,0	0,0
	Antriebsleistung	0,0	0,0
	Wirkungsgrad	0,0	0,0

Tabelle 50: Inputparameter maximaler Entladestrom

Gewichtsanteil Akkuelektronik, Kühlung und Gehäuse

Das Gewicht von Akkuelektronik, Kühlung und des Gehäuses wird mit einem Aufschlag von $f_{\text{Akkutech}} = 0,35$ des Zellgewichtes berücksichtigt. Dieser Wert ist ein Erfahrungswert des TERA TU Graz (Verein für effiziente Fahrzeugtechnologie).

INPUT	Gewichtsanteil Akkutech.	0,35	
	Inputvariation	-10%	+10%
OUTPUT		Outputvariation [%]	
	Leergewicht	-1,8	+1,8
	Antriebsleistung	-1,1	+1,2
	Wirkungsgrad	+1,3	-1,3

Tabelle 51: Inputparameter Gewichtsanteil Akkutechnik

Ladeanschlussleistung

Die Niederspannungstransformator-Ausbauleistung von 150 kVA ist nahezu überall verfügbar. Die Akkuladung wird auf einen solchen Anschluss ausgelegt. Bei Verwendung von drei Flugakkus können stets zwei Stück geladen werden, während ein Akku im Einsatz ist. Über je eine Phase stehen 50 kVA Ladeanschlussleistung zur Verfügung. Der maximal zulässige Ladestrom der genannten Zellen wird bereits bei geringerer Leistung erreicht, eine Variation der Ladeanschlussleistung hat daher bei den aktuellen Akkus keinen Einfluss auf die Leistungsdaten des Systems.

INPUT	Ladeanschlussleistung	150 kVA	
	Inputvariation	-10%	+10%
OUTPUT		Outputvariation [%]	
	Transportleistung	0,0	0,0
	Antriebsleistung	0,0	0,0
	Wirkungsgrad	0,0	0,0

Tabelle 52: Inputparameter Ladeanschlussleistung

Anzahl Akkusätze

Bei gegebenen Setup dauert eine Akkuladung etwas über 20 Minuten, die Flugzeit für einen Absetzvorgang beträgt etwa 11 Minuten. Der Betrieb des Skylifts erfolgt daher mit Wechselakkus. Die Berechnungen zeigen, dass der Skylift mit einer Anzahl von $Z_{\text{Akkublocks}} = 3$ am besten ausgelastet werden kann. Ein vierter Akkublock könnte gar nicht genutzt werden, da die Flugzykluszeit bereits bei drei Akkus die Ladezykluszeit leicht übersteigt. Bei Betrieb mit nur zwei Akkus würde die Transportleistung um über 40 % sinken, da stets auf die Vollladung des nächsten Akkus gewartet werden müsste. Die Ladung der Akkublocks erfolgt an jeweils einer Phase des Stromnetzes (50 kVA Anschlussleistung). Die folgende Tabelle zeigt sinnvollerweise eine Inputvariation von 100 %.

INPUT	Akkusätze	3 Stück	
	Inputvariation	-100%	+100%
OUTPUT		Outputvariation [%]	
	Transportleistung	-43,8	0,0
	Antriebsleistung	0,0	0,0
	Wirkungsgrad	0,0	0,0

Tabelle 53: Inputparameter Anzahl Akkusätze

3.4.8 Wirkungsgradvergleich

Energieinhalt Kerosin

Kerosin hat einen mittleren Energieinhalt von 34,5 MJ/l.⁶¹

INPUT	Energieinhalt Kerosin	34,5 MJ/l	
	Inputvariation	-10%	+10%
OUTPUT		Outputvariation [%]	
	Transportleistung	0,0	0,0
	Antriebsleistung	0,0	0,0
	Wirkungsgrad	0,0	0,0

Tabelle 54: Inputparameter Energieinhalt Kerosin

Leistungsdaten Vergleichsflugzeuge

Die Leistungs- und Verbrauchswerte der Vergleichsflugzeuge sind Angaben der jeweiligen Piloten der Fallschirmclubs Graz (Canguro) und Hohenems (Caravan).

INPUT	Verbrauch Canguro	75 l	
	Inputvariation	-10%	+10%
OUTPUT		Outputvariation [%]	
	Transportleistung	0,0	0,0
	Antriebsleistung	0,0	0,0
	Wirkungsgrad	0,0	0,0

Tabelle 55: Inputparameter Verbrauch Canguro

⁶¹ EXXONMOBILE: World Jet Fuel Specifications 2008 Edition. S. 8

INPUT	Anzahl Springer Canguro	10 Personen	
	Inputvariation	-10%	+10%
OUTPUT		Outputvariation [%]	
	Transportleistung	0,0	0,0
	Antriebsleistung	0,0	0,0
	Wirkungsgrad	0,0	0,0

Tabelle 56: Inputparameter Anzahl Springer Canguro

INPUT	Verbrauch Caravan	60 l	
	Inputvariation	-10%	+10%
OUTPUT		Outputvariation [%]	
	Transportleistung	0,0	0,0
	Antriebsleistung	0,0	0,0
	Wirkungsgrad	0,0	0,0

Tabelle 57: Inputparameter Verbrauch Caravan

INPUT	Anzahl Springer Caravan	18 Personen	
	Inputvariation	-10%	+10%
OUTPUT		Outputvariation [%]	
	Transportleistung	0,0	0,0
	Antriebsleistung	0,0	0,0
	Wirkungsgrad	0,0	0,0

Tabelle 58: Inputparameter Anzahl Springer Caravan

3.4.9 Betriebskostenberechnung

Energiekosten

Die Kosten für eine Kilowattstunde betragen aktuell etwa 20 Cent.⁶²

INPUT	Kosten pro kWh	0,2 €	
	Inputvariation	-10%	+10%
OUTPUT		Outputvariation [%]	
	Ticketkosten	-0,7	+0,7
	Antriebsleistung	0,0	0,0
	Wirkungsgrad	0,0	0,0

Tabelle 59: Inputparameter Kosten pro Kilowattstunde

⁶² <http://www.e-control.at/konsumenten/strom/strompreis/was-kostet-eine-kwh>. Datum des Zugriffs: 19.01.2016

Stückkosten Lithium-Ionen-Batterien

Die Akkuzellen vom Typ ICR18650HG2 werden aktuell zu einem Preis von 3,75 \$ pro Stück gehandelt.⁶³ Beim derzeitigen Euro-Dollar-Kurs von 1,1 entspricht das 3,41 € pro Stück. Es ist zu erwarten, dass die Stückkosten in Zukunft weiter fallen werden

INPUT	Stückkosten Lilon-Zellen	3,41 €	
	Inputvariation	-10%	+10%
OUTPUT		Outputvariation [%]	
	Ticketkosten	-9,3	+9,3
	Antriebsleistung	0,0	0,0
	Wirkungsgrad	0,0	0,0

Tabelle 60: Inputparameter Stückkosten Akkuzelle

Ladezyklen

Die Anzahl der mit einem Lilon-Akku erreichbaren Ladezyklen hat einen bedeutenden Einfluss auf die Steigflugkosten, da die nicht unbeträchtlichen Akkuviederbeschaffungskosten auf die Zahl der Steigflüge aufgeteilt werden müssen. Die Zyklenzahl ist von vielen Einflussfaktoren abhängig (Lade- und Entladestrom, Spannungshub eines Zyklus, Betriebstemperatur, Zellchemie etc.) und kann kaum präzise vorhergesagt werden. Selbst die Datenblätter von Akkus beinhalten oft keine oder nur unzureichende Information, speziell in Bezug auf die Haltbarkeit bei hohen Entladeströmen. In der Automobilindustrie sind Angaben zwischen 500 und 1000 Zyklen gängig (zum Teil wesentlich mehr).

Der Flugakku des Skylift ist in Hinblick auf Entladestrom hoch belastet, der Spannungshub während eines Zyklus ist jedoch verhältnismäßig gering (die Ladung erfolgt zur Akkuschonung nur bis 85 %, die Entladung endet bei 30 % Restkapazität).

Die Auslegung erfolgt mit bewusst niedrig gewählten 500 Ladezyklen. Damit sollen etwaige unberücksichtigte Faktoren abdecken werden. Im Idealfall ergeben sich folglich real noch niedrigere Betriebskosten als die im Zuge der Auslegung berechneten.

INPUT	Akkuzyklen	500	
	Inputvariation	-10%	+10%
OUTPUT		Outputvariation [%]	
	Ticketkosten	+10,3	-8,4
	Antriebsleistung	0,0	0,0
	Wirkungsgrad	0,0	0,0

Tabelle 61: Inputparameter Akkuzyklen bis Lebensdauerende

⁶³ Anfrage über 25.000 Stück bei Shenzhen Aosibo Electronic Co., Ltd. Datum der Anfrage: 23.02.2016

Kostenaufschlag Akkublockherstellung

Der Aufschlagsfaktor $f_{\text{Herstellung Akkublock}}$ berücksichtigt die Kosten zur Konfektionierung des Flugakkus (Verschweißung der Zellen, Elektronik, Gehäuse, Kühlung). Die Kosten für einen Flugakkublock sind folglich das Produkt aus den Kosten für die Akkuzellen und dem Aufschlagsfaktor, der mit 2,2 festgelegt wird.⁶⁴ Es ist klar erkennbar, dass ähnlich wie in der Elektroautomobilindustrie die Aufwendungen für elektrische Energiespeicher deutlich zu Buche schlagen. Durch die rasant steigende Nachfrage darf jedoch mittelfristig mit einer deutlichen Preisreduktion gerechnet werden.

INPUT	Faktor Akkublockherst.	2,2	
	Inputvariation	-10%	+10%
OUTPUT		Outputvariation [%]	
	Ticketkosten	-9,3	+9,3
	Antriebsleistung	0,0	0,0
	Wirkungsgrad	0,0	0,0

Tabelle 62: Inputparameter Kosten Akkublockherstellung

Wiederverkaufswert Altakku

Das Ende der Flugakku-Lebensdauer ist erreicht, wenn die Kapazität nicht mehr für einen 4000-Meter Steigflug inklusive Sicherheitsreserve reicht. Dann kann der Akku jedoch noch in stationären Stromspeichern weiterverwendet werden. Derzeit existiert noch kein Markt für Altakkus, ein solcher wird sich aber mit Sicherheit entwickeln, sobald die Menge an verschlissenen Elektrofahrzeug-Akkus entsprechend hoch ist. Das deutsche Forschungsprojekt EOL-IS beschäftigt sich mit diesem Thema und gibt an, dass zunächst nur mit einer Übernahme der Recyclingkosten gerechnet werden kann.⁶⁵

Diese müssen daher nicht berücksichtigt werden, es kann in nächster Zukunft jedoch noch nicht mit einem Wiederverkaufserlös gerechnet werden. Der Faktor für den Restwert wird daher aktuell mit null beziffert, die Variation von zehn Prozent bezieht sich auf den Akkuneupreis.

INPUT	Restwert Altakku	0,0	
	Inputvariation	-10%	+10%
OUTPUT		Outputvariation [%]	
	Ticketkosten	+9,2	-9,3
	Antriebsleistung	0,0	0,0
	Wirkungsgrad	0,0	0,0

Tabelle 63: Inputparameter Restwert Altakku

⁶⁴ Angabe eines österreichischen Akkuherstellers, Quelle vertraulich

⁶⁵ lt. Korrespondenz mit Dr. Gerhard Hörpel, Westfälische Wilhelms-Universität, MEET Batterieforschungszentrum

3.5 Berechnungsergebnisse vor Optimierung

Die Auslegung des Skylifts erfolgt nach beschriebenen Berechnungsmodell. Unter Verwendung der genannten Inputparameter resultieren folgende vorläufige Ergebnisse:

Gewichtsberechnung	
Masse Carbontragstruktur	265 kg
Leergewicht	520 kg
Akkugewicht	408 kg
Eigengewicht mit Flugakkus	929 kg
Abfluggewicht	1469 kg
Rotorauslegung	
Rotorfläche gesamt	115 m ²
Disc-Loading	124,8 N/m ²
	12,72 kg/m ²
mittlere induzierte Geschwindigkeit im Steigflug	7,93 m/s
Blattgewicht	2,1 kg
Strömungsverluste	
Luftwiderstandskraft Rumpf im Steigflug	1707 N
Flugleistungen	
Erreichen der Absetzhöhe von 4000 Metern ü.Grund nach	4,9 min
Gesamtflugdauer für einen Absetzvorgang	11,0 min
Zyklusdauer bei 3 Flugakkus, inkl. Akkuwechselzeit	15,1 min
Absetzleistung mit 3 Flugakkus	19,9 Springer/h
Antriebsleistung	
spezifische Schwebelageleistung 500 m ü.M., ohne Springer	79,9 W/kg
spezifische Schwebelageleistung 500 m ü.M., Volllast	96,0 W/kg
spezifische Schwebelageleistung 4500 m ü.M., Volllast	117,7 W/kg
Schwebeflugleistung 500 m ü.M., ohne Springer	81,4 kW
Schwebeflugleistung 500 m ü.M., Volllast	141,0 kW
Schwebeflugleistung 4500 m ü.M., Volllast	172,8 kW
erforderliche Motorleistung im Steigflug	370,8 kW
Verhältnis Steigleistung zu Strahlleistung	0,58
Motorauslegung	
Leistung pro Motor	35,5 kW
Gewicht pro Motor	7,1 kg
Antriebsleistung gesamt	426 kW
spezifische Antriebsleistung Skylift (Basis max. Startgewicht)	290 W/kg

Energieverbrauch	
Energieverbrauch pro Steigflug	36,0 kWh
Energierückgewinnung Autorotation	3,3 kWh
Wirkungsgrad Energierückgewinnung	32,5 %
Gesamtwirkungsgrad Skylift (bezogen auf den Fallschirmspringer-Freifall)	13,5 %
Akkuauslegung	
Entladestrom pro Zelle im normalen Steigflug	16,2 A
Entladestrom pro Zelle bei maximaler Motorleistung	18,6 A
Ladezeit pro Akkusatz	26,2 min
Gravimetrische Energiedichte Akkuzellen	227,4 Wh/kg
Gravimetrische Energiedichte Akkublock	168,4 Wh/kg
Akkukapazität	68,8 kWh
Anzahl Akkuzellen	6368 Stück

Tabelle 64: Berechnungsergebnisse vor Optimierung

3.6 Technische Optimierung

3.6.1 Gewichtsoptimierung

Das Abfluggewicht hat einen wesentlichen Einfluss auf die Leistungsdaten des Systems. Die grundlegende physikalische Tatsache, dass zum Anheben von Last Energie notwendig ist, wiegt bei elektrisch betriebenen Flugsystemen doppelt, da die Antriebsenergie in schweren Akkus gespeichert wird, die mittransportiert werden müssen.

Bei Flugzeugen mit Verbrennungsmotoren fällt der Treibstoff nicht derart stark ins Gewicht, da fossile Energieträger eine deutlich höhere Energiedichte als aktuelle Lithium-Ionen-Akkus aufweisen (etwa Faktor 50):

Energiedichte Kerosin:	11,89 kWh/kg ⁶⁶
Energiedichte ICR18650HG2-Zellen:	0,227 kWh/kg ⁶⁷
Energiedichte Akkublock Skylift: (inkl. Elektronik, Kühlung und Gehäuse)	0,168 kWh/kg ⁶⁸

Der berechnete Gewichtsanteil des Flugakkus liegt bei 27,8 % des Abfluggewichtes. Durch den Effekt, dass bei Gewichtseinsparung weniger Akku benötigt wird, was eine weitere Gewichtseinsparung bedeutet, führt eine Reduktion des Leergewichts um ein Kilogramm zu einer effektiven Senkung des Abfluggewichtes um 1,6 kg.

Im Zuge einer Realisierung des Skylifts lohnt es sich daher, der Gewichtsoptimierung besonderes Augenmerk zu schenken.

3.6.1.1 Optimierung Tragstruktur, Verkleidung

Das größte Potential für Gewichtsoptimierungen bietet die Carbonstruktur. Mit einer wohl überlegten CAD-Konstruktion und entsprechender Optimierung mittels FEM-Analyse lässt sich das ermittelte Carbongewicht von 265 kg sehr wahrscheinlich noch verringern.

Ebenso gilt es, die Polycarbonat-Verkleidung der Passagierkabine so dünn als möglich auszuführen. Diese soll nicht so stark ausgeführt werden, dass sie selbsttragend ist, ein entsprechender Carbonrahmen sorgt für Stabilität. Im Innenraum lässt sich Gewicht sparen, in dem die Passagiersitze im Campingsesselstil ausgeführt werden (mit Textilien bespannten Tragrahmen).

⁶⁶ EXXONMOBILE: World Jet Fuel Specifications 2008 Edition. S. 16

⁶⁷ http://www.alibaba.com/product-detail/wholesale-hg2-he4-he2-18650-battery_60294491545.html?spm=a2700.7724838.30.1.aN9LDg. Datum des Zugriffs: 02.02.2016

⁶⁸ Berechnungswert, Startwerte lt. Kapitel Inputparameter

3.6.1.2 Optimierung Akkugewicht

Das Zusatzgewicht für Elektronik, Kühlung und Gehäuse des Akkus wird mit 35 % berücksichtigt. Dies ist ein Erfahrungswert aus dem Akkublockbau des TERA TU Graz. Für den Skylift bedeutet das ein Zusatzgewicht von knapp 100 kg. Da der Akku im Flugbetrieb nur sehr kurz im Einsatz ist, besteht die Möglichkeit, die Akkumasse als Wärmepuffer zu verwenden und durch den Verzicht auf Akkukühlung während des Fluges weiter Gewicht zu sparen. Die Absenkung der Zellentemperatur auf ein Niveau, das lange Lebensdauer garantiert kann am Boden im Zuge des Ladevorganges mit Flüssigkeitskühlung erfolgen.

3.6.2 Strömungsoptimierung des Rumpfes

Der Strömungswiderstand des Rumpfes hat einen nicht zu unterschätzenden Einfluss auf die erforderliche Antriebsleistung und damit auf den Energieverbrauch. Wie in der Beschreibung des Berechnungsmodelles gezeigt, wird der Strömungswiderstand anhand des vereinfachten Rumpfmmodells aus der Gewichtsrechnung ermittelt.

3.6.2.1 Ausleger

Das Modell bildet die Ausleger als Carbonrohre mit Kreisquerschnitt ab. Quer angeströmte Rohre können zweidimensional berechnet werden, der c_w -Wert entspricht dem eines Kreises.

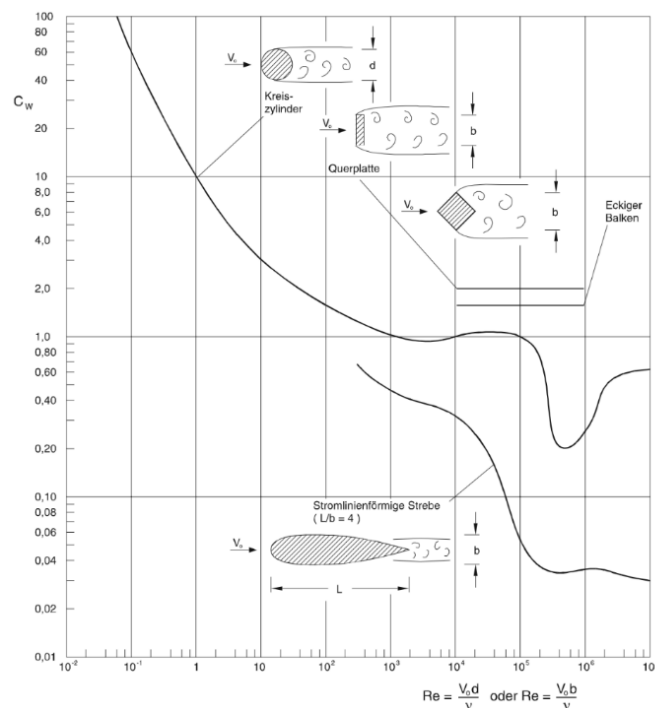


Abbildung 18: Diagramm c_w -Wertverlauf Kreiszyylinder und Profil⁶⁹

⁶⁹ JIRKA, G.: Einführung in die Hydromechanik. S. 165

Mit steigender Reynoldszahl sinkt der c_w – Wert. Dies ist auf den Effekt zurückzuführen, dass bei höheren Geschwindigkeiten die anfänglich laminare Strömung in der Grenzschicht um den Körper zunehmend turbulent wird. Dies führt zu einer späteren Strömungsablösung und einem entsprechend schmäleren Wirbelgebiet hinter dem Körper, der Gesamtwiderstand des Körpers in der Strömung sinkt. Die Berechnung der Reynoldszahl nach Formel (52) ergibt einen Wert von $4,5 \times 10^5$. Dies ist genau jener Bereich im Verlauf der Widerstandskurve des Kreiszylinders, in dem diese eine steil abfallende Flanke aufweist. In diesem Bereich bedeutet jede Veränderung der Strömungsverhältnisse eine dramatische Veränderung der Luftwiderstandskraft. Selbst wenn man diesen undefinierten Zustand ignoriert, führt auch der über dieses Gebiet gemittelte Wert von $c_{wRohr} = 0,4$ zu einem insgesamt sehr hohen Luftwiderstand (dieser Wert wurde initial berücksichtigt).

Es drängt sich förmlich auf, die Ausleger um die Hochachse stromlinienförmig zu gestalten, zumal sich eine Streckung des Profils in diese Richtung auch günstig auf die Trageigenschaften auswirkt. Im Diagramm ist der Verlauf des Widerstandsbeiwertes für ein Profil mit einem Seitenverhältnis von $L/b = 4$ dargestellt. Für genannte Reynoldszahl ergäbe sich ein c_w – Wert von 0,035. Zur Abdeckung verschiedenster Unbekannter wird ein Wert von $c_{wAusleger} = 0,1$ angenommen. Diese Optimierung führt zu einer spürbaren Verbesserung des Wirkungsgrades und damit zu einer Reduktion der erforderlichen Systemleistung.

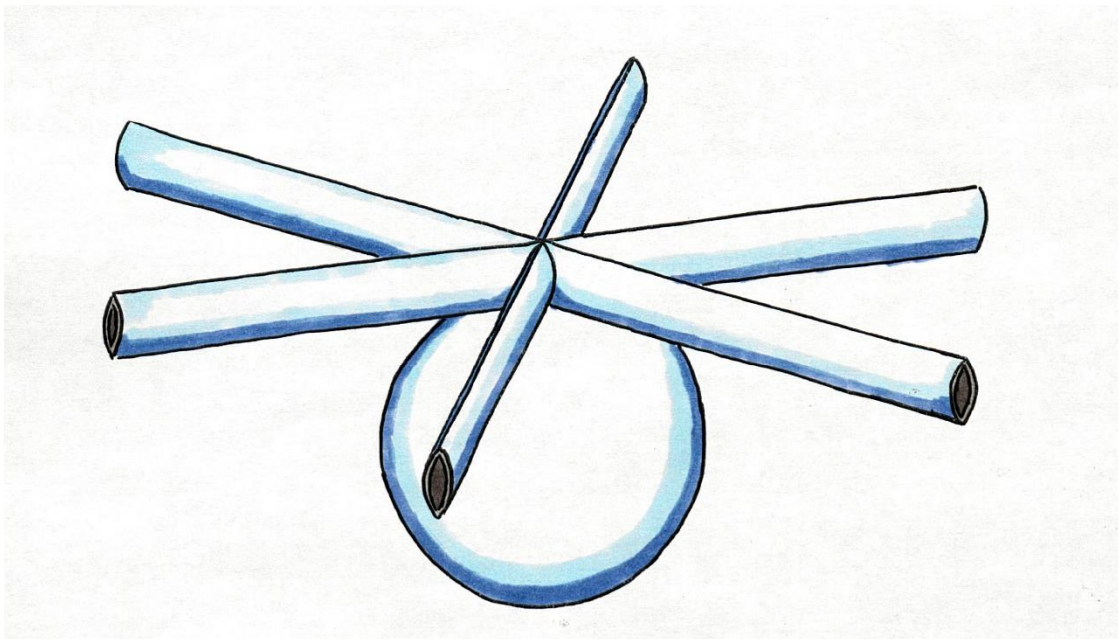


Abbildung 19: Rumpfmodell mit strömungsoptimierten Auslegerprofilen

Folgende Tabelle zeigt die Gegenüberstellung einiger Leistungsdaten⁷⁰ des Skylifts bei Verwendung von Auslegern mit Kreisprofil und einer strömungsoptimierten Auslegergeometrie:

c _w -Wert Ausleger	0,4	0,1	
Strömungswiderstand	1707	941	N
Eigengewicht	928,7	886,3	kg
Akkugewicht	408,3	373,6	kg
Akkukapazität	68,8	62,9	kWh
Antriebsleistung	426,4	387,9	kW
Wirkungsgrad	13,5	14,9	%
Transportleistung	19,9	19,9	P/h
Entladestrom	18,6	18,5	A

Tabelle 65: Vergleich Systemdaten bei Änderung des c_w-Wertes der Ausleger

3.6.2.2 Passagierkabine

Die Passagierkabine wird im Berechnungsmodell als Kugel abgebildet. Der c_w-Wertverlauf einer Kugel hat ganz ähnliche Gestalt wie der des Kreisquerschnittes, die Kurven sind lediglich vertikal versetzt. Für eingangs festgelegtes Setup resultiert für die Kugelumströmung eine Reynoldszahl von $Re_{\text{Kugel}} = 2,98 \times 10^6$. Im Diagramm nicht mehr genau dargestellt soll die Verwendung eines c_w-Wertes von 0,4 für die Passagierkabine der Berechnung genügen.

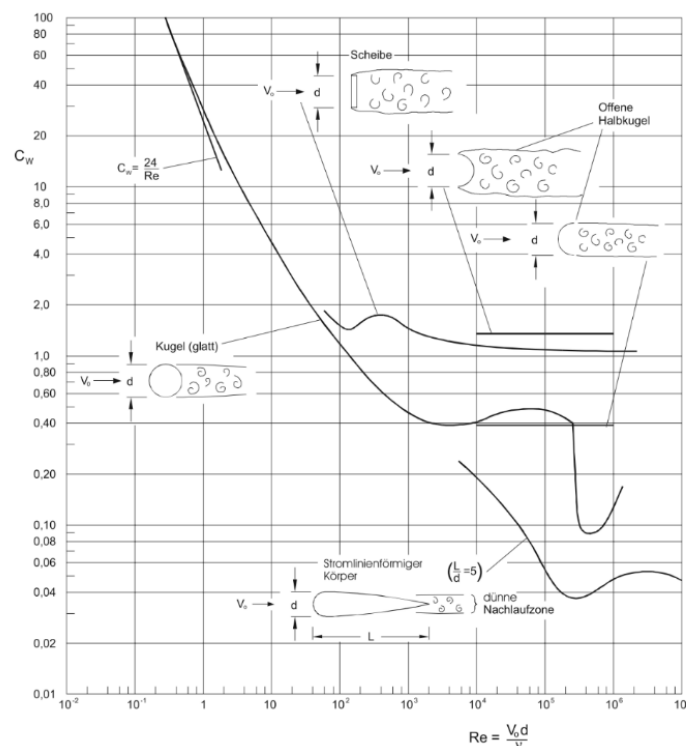


Abbildung 20: Diagramm c_w-Wertverlauf Kugel⁷¹

⁷⁰ gültig für 3,5 m Rotordurchmesser und 15 m/s Steiggeschwindigkeit

⁷¹ JIRKA, G.: Einführung in die Hydromechanik. S. 167

3.6.3 Rotoroptimierung

Ein richtig ausgelegter Rotor ist Voraussetzung für gute Flugleistungen und hohe Energieeffizienz. Das Berechnungsmodell ermöglicht es darzustellen, wie sich die Systemleistungen bei Variation von Rotordurchmesser und Rotorwirkungsgrad verändern.

3.6.3.1 Rotordurchmesser

Der Rotordurchmesser hat entscheidenden Einfluss auf den Energieverbrauch. Nach Formel (18) ergibt sich die Schubkraft als Produkt aus Luftmassenstrom durch die Rotorfläche und der Geschwindigkeit des voll entwickelten Rotorstrahls. Will man die Schubkraft erhöhen, ist es wesentlich effizienter, dies über die Erhöhung des Luftmassenstroms zu bewerkstelligen als über eine Erhöhung dessen Geschwindigkeit. Dies leuchtet bei einem Blick auf die Formel für die kinetische Energie ein:

$$E_{kin} = m \cdot \frac{v^2}{2} \quad (102)$$

Eine Luftmassenstromerhöhung führt zu einer linearen Zunahme der benötigten Antriebsenergie, die Erhöhung der Geschwindigkeit lässt den Energiebedarf quadratisch steigen. Große, langsam drehende Rotoren bewegen viel Luft, ohne sie übermäßig zu beschleunigen. Grundsätzlich sind daher für eine hohe Gesamteffizienz große Rotordurchmesser anzustreben. Diese fordern bei Multirotorbauweise allerdings auch eine weit ausladende und somit schwere Tragstruktur. Je länger die Auslegerarme, desto biegesteifer müssen diese zusätzlich sein, um sich bei der Schubkraftübertragung an den Rumpf nicht zu verformen.

Das folgende Diagramm zeigt den Verlauf wichtiger Systemgrößen in Abhängigkeit vom Rotordurchmesser:

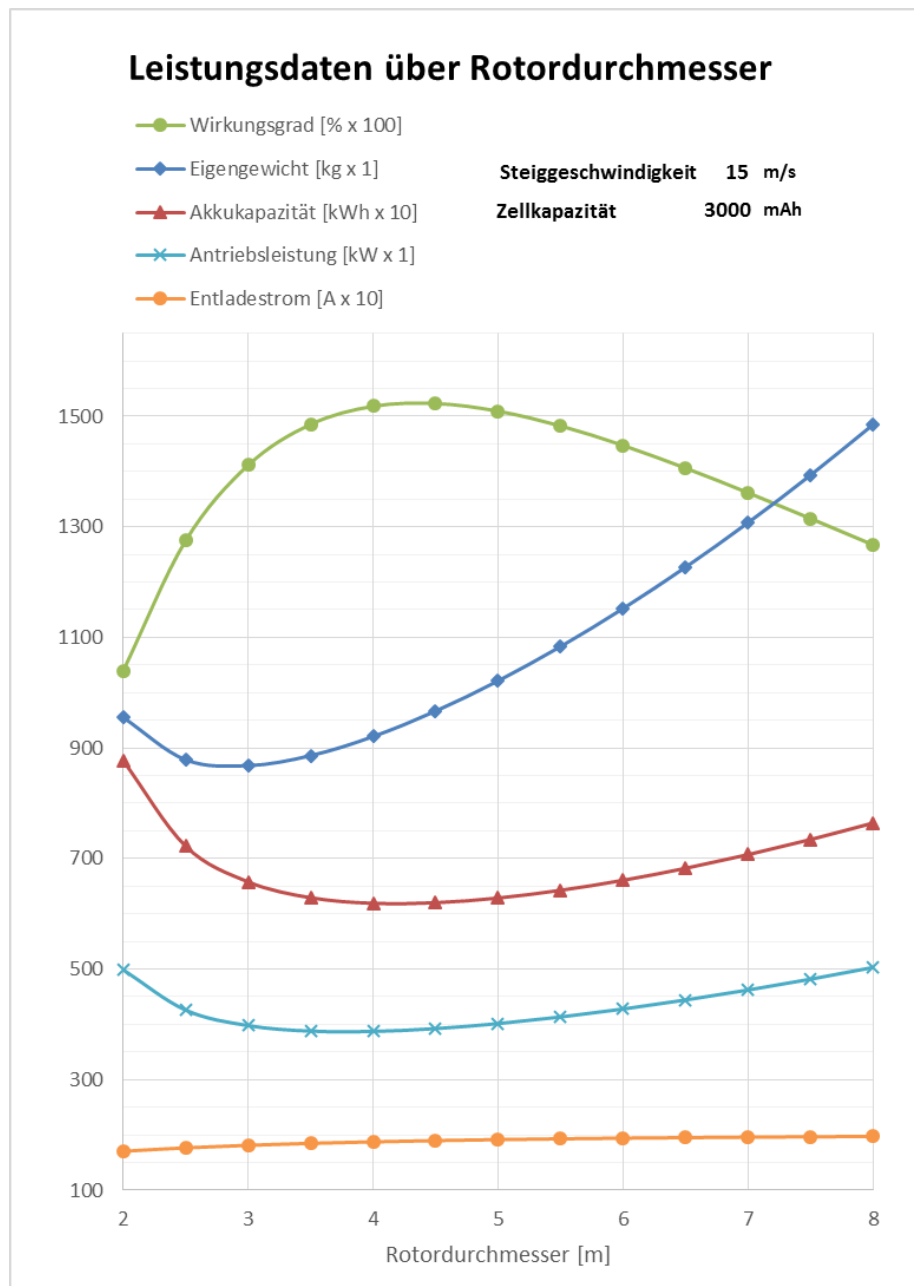


Abbildung 21: Diagramm Leistungsdaten über Rotordurchmesser

Das Wirkungsgradmaximum liegt bei 4,25 Meter Rotordurchmesser, dort kommt der Skylift auch mit dem kleinsten Akku aus. Knapp darunter, bei einem Rotordurchmesser von etwa 3,75 Metern hat die Antriebsleistungskurve ihr Minimum. Entsprechend macht es Sinn, den Rotordurchmesser von 3,5 Meter aus dem Bezugssetup auf 4 Meter zu erhöhen. Dies wird in der weiteren Ausarbeitung berücksichtigt.

3.6.3.2 Rotorwirkungsgrad

Die Strömungsverluste am Rotor haben ebenfalls einen starken Einfluss auf den Gesamtenergieverbrauch. Der Rotorwirkungsgrad wird im Berechnungsmodell mit $\eta_{\text{Rotor}} = 0,7$ angenommen. Für gut optimierte Rotoren werden in der Literatur Werte bis 0,78 angegeben. Derart effiziente Rotoren bedeutet für den Skylift eine Reduktion der erforderlichen Antriebsleistung um 56 kW bzw. eine Wirkungsgradsteigerung um 3 %, bei 54 kg weniger Akkugewicht.

Die Kriterien für die Energieeffizienz von Rotorblättern sind im Grunde die gleichen wie für einen Flugzeugflügel. Blätter mit hohem Wirkungsgrad weisen ähnliche Merkmale wie die Flügel eines Segelflugzeuges auf. Hohe Streckung, dünnes Profil und eine Oberfläche mit niedrigem Schubspannungswiderstand sorgen für geringe Verluste.

Mit einem Disc-Loading von $95,1 \text{ N/m}^2$ ⁷² ist der Skylift tatsächlich das „Segelflugzeug“ unter den Drehflüglern. Der Rotor des weit verbreiteten Leichthubschraubers Robinson R44 trägt mit $134,5 \text{ N/m}^2$ ⁷³ bereits deutlich mehr, der Sikorsky UH-60 Black Hawk fliegt voll beladen mit einer Rotorflächenbelastung von $428,6 \text{ N/m}^2$.⁷⁴ Das geringe Disc-Loading begünstigt die Erzielung eines hohen Rotorwirkungsgrades. Die Auslegung von Rotor und Rotorblätter birgt in Summe noch einiges an Optimierungspotential, obwohl sich der Skylift in gegebener Konfiguration bereits sehr effizient in den Himmel schraubt.

3.6.4 Steiggeschwindigkeit

Der Steigflug kann vereinfacht als Schwebeflug mit überlagertem Steigen betrachtet werden. Der Teil der Antriebsenergie, der in die Erhöhung der potentiellen Energie des Fluggerätes fließt, ist physikalisch bedingt eine Fixgröße und lässt sich nicht verändern. Der Energieaufwand für den Schwebefluganteil ist bei gegebener Rotorgeometrie jedoch hauptsächlich von der Dauer des Steigfluges abhängig. Eine höhere Steiggeschwindigkeit verkürzt diese und wirkt sich somit positiv auf die Energiebilanz aus.

Das folgende Diagramm stellt den Verlauf der Systemgrößen in Abhängigkeit der Steiggeschwindigkeit dar. Bis zu einem Steigen von etwa 15 m/s kann der wirkungsgradsteigernde Effekt beobachtet werden, danach überwiegen die Nachteile des zunehmenden Strömungswiderstandes von Rumpf und Rotor.

⁷² Erhöhung des Rotordurchmessers auf 4 m bereits berücksichtigt

⁷³ <http://heliteam-austria.at/de/ueber-uns/flotte.html>. Datum des Zugriffs: 2016.02.15

⁷⁴ AEROSPACE PUBLISHING LTD.: Enzyklopädie der Flugzeuge. S. 309

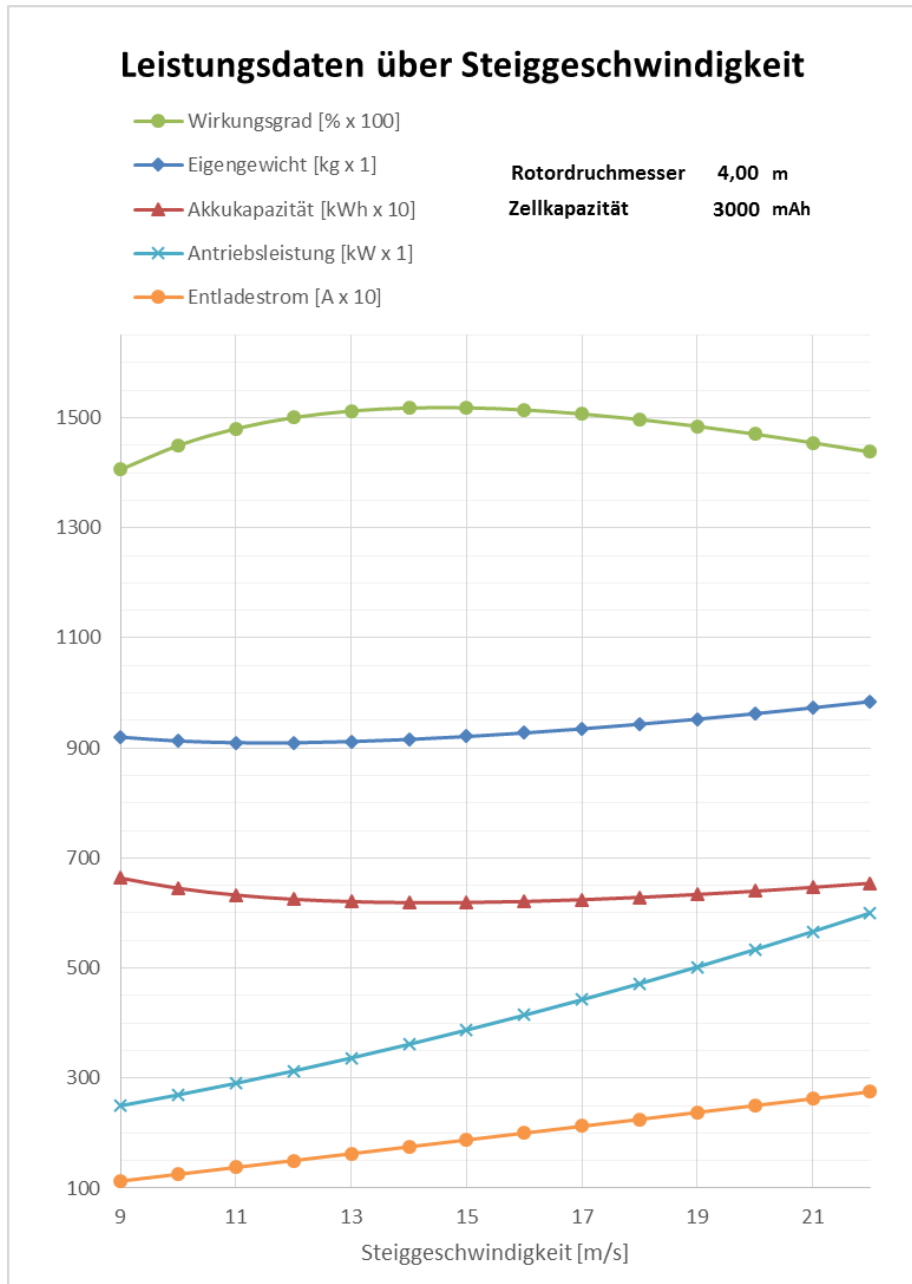


Abbildung 22: Diagramm Leistungsdaten über Steiggeschwindigkeit

Der höchste Wirkungsgrad wird bei einem Steigen zwischen 14 und 15 m/s erreicht. Der Entladestrom nimmt proportional zur Steiggeschwindigkeit zu. Eine Steiggeschwindigkeit von 15 m/s überschreitet den maximalen Entladestrom der Lithium-Ionen-Zellen von 20 Ampere zwar noch nicht, bei fast gleicher Systemleistung fordert aber eine Steiggeschwindigkeit von 14 m/s über ein Ampere weniger Strom von den Zellen. Im Sinne einer hohen Akkulebensdauer wird folglich eine Steiggeschwindigkeit von 14 m/s gewählt. Die halbe Minute Mehraufwand zum Erreichen von 4000 Meter Höhe kann in Kauf genommen werden, zumal sie durch die geringere Akkuabnutzung die Ticketkosten pro Sprung reduziert. Die Steiggeschwindigkeitänderung wird in der folgenden Ausarbeitung berücksichtigt.

Steigggeschwindigkeit	15	14	m/s
Eigengewicht	921	916	kg
Akkugewicht	367,6	367,5	kg
Akkukapazität	61,9	61,9	kWh
Antriebsleistung	387,4	361,5	kW
Wirkungsgrad	15,2	15,2	%
Transportleistung	19,9	19,9	P/h
Entladestrom	18,8	17,5	A

Tabelle 66: Vergleich Systemdaten bei Änderung der Steigggeschwindigkeit

3.6.5 Translatorischer Auftrieb

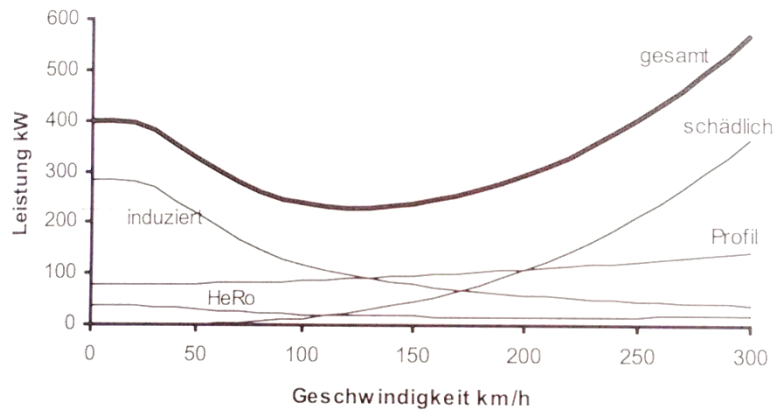
Der senkrechte Steigflug ist energetisch weniger effizient als ein Steigflug mit gleichzeitiger Vorwärtsfahrt. Ähnlich dem Nach-oben-Laufen auf einer abwärts fahrenden Rolltreppe fliegt das Fluggerät im Schwebeflug und senkrechten Steigflug innerhalb der selbst erzeugten, sich nach unten bewegenden Luftsäule. Während des Schwebefluges nicht vermeidbar lässt sich diesem Effekt im Steigflug begegnen, indem zusätzlich zum Höhenzugewinn Vorwärtsfahrt aufgenommen wird. Das Fluggerät fliegt dann ständig aus der Zone fallender Luft heraus, hinein in frische, unbewegte Luft, gleichsam dem Treppenlauf auf der nun stillstehenden Rolltreppe.

Der Auftrieb wird mit zunehmender Horizontalgeschwindigkeit durch Nach-unten-beschleunigen ruhender Luft erzeugt anstatt bereits bewegte Luft auf noch größere Geschwindigkeit zu bringen. Der energetische Vorteil ist in Formel (102) dargestellt. Somit sinkt mit zunehmender Fluggeschwindigkeit der Anteil an induzierter Leistung, die Gesamteffizienz steigt.

Der Effekt beginnt bei den meisten Hubschraubern im Bereich von 22 – 28 km/h relativer Luftgeschwindigkeit (horizontal zum Fluggerät) und hat sein Maximum bei 90 – 110 km/h.⁷⁵ Es tut nichts zur Sache, ob die horizontale Luftbewegung durch Wind oder Vorwärtsfahrt verursacht wird.

Wie im folgenden Diagramm dargestellt, überwiegt oberhalb der Idealggeschwindigkeit die Zunahme der Strömungswiderstände an Rumpf („schädlich“) und Rotorblätter („Profil“) das Abnehmen der induzierten Leistung. Die Gesamteffizienz sinkt dann wieder. Der Betrieb erfolgt am Punkt des idealen Wirkungsgrades.

⁷⁵ WAGTENDONK, W. J.: Principles of Helicopter Flight. S. 94

Abbildung 23: Leistungspolare Bo 105⁷⁶

Aufgrund der vielfältigen Einflussparameter lässt sich die erforderliche Horizontalgeschwindigkeit sowie die exakte Intensität des Effektes nicht im Vorhinein bestimmen, zumal im Zuge der Konzeptstudie keine Aussage über die gegenseitige Beeinflussung der einzelnen Rotorstrahlen gemacht werden kann. In der Berechnung wird ein Verhältnis von $f_{\text{transLift}} = 0,6$ von minimaler Leistung im Vorwärtsflug zur erforderlichen Leistung im Startschwebeflug berücksichtigt. Es gilt, im Betrieb eines Prototyps die tatsächlichen Werte zu ermitteln und in die weitere Auslegung einfließen zu lassen.

3.6.6 FEM-Analyse Auslegerstruktur

Die Gewichtsberechnung des Carbonrahmens erfolgt auf Basis des unter Punkt 0 beschriebenen Modelles. Die Anwendbarkeit dieses stark vereinfachten Rahmenmodelles wird anhand einer FEM-Festigkeitsberechnung der Auslegerstruktur geprüft. Die sechs Ausleger haben gemäß Berechnungsmodell einen Gewichtsanteil von 55 % am Carbongesamtgewicht. So die Modellbildung für die Ausleger zutreffend ist, ist davon auszugehen, dass die der Passagierkabine auch keine allzu großen Abweichungen aufweist.

3.6.6.1 CAD-Modell

Die Ausleger sind das am höchsten belastete Bauteil des Skylifts. Bei einer Länge von 3,6 Metern müssen sie die Schubkraft von je zwei Rotoren an den Rumpf übertragen. Anhand der CAD-Konstruktion wird das kalkulierte Carbongewicht überprüft und die Ausleger im Anschluss auf Festigkeit berechnet. Ein Auslegerarm besteht aus zwei gleichen Halbschalen und einer zentralen Rippe.

⁷⁶ BITTNER, W.: Flugmechanik der Hubschrauber. S. 102

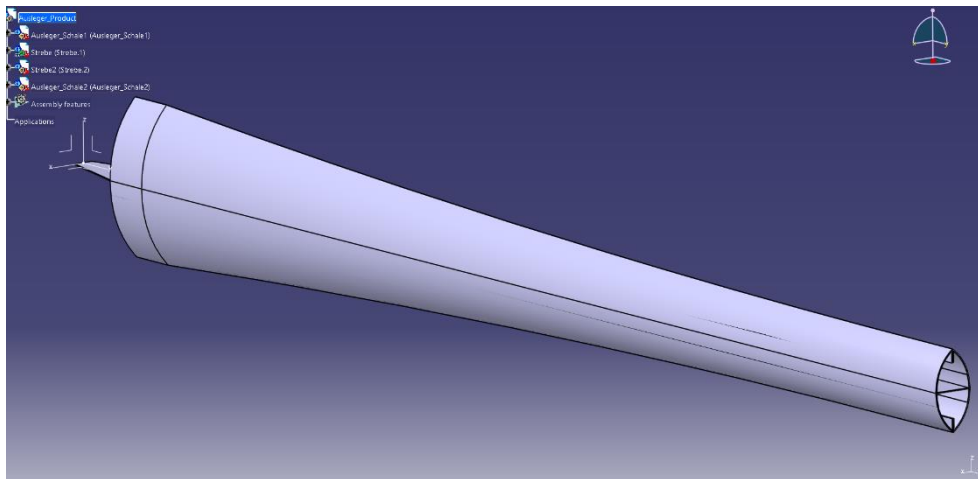


Abbildung 24: CAD-Modell Ausleger

3.6.6.2 Gewichtsvergleich

Im Berechnungsmodell sind 26,1 kg an Carbonmasse pro Ausleger vorgesehen (Berechnung lt. Formel (3)). Der Ausleger im CAD-Modell bringt 25,2 kg auf die Waage (Angaben des FEM-Analyseprogramm in Tonnen, Wert = $2,519 \times 10^{-2}$). Die Differenz verbleibt für die nicht dargestellte Motorverkleidung. Diese ist nicht tragend und kann aus nur wenigen Lagen Laminat hergestellt werden.

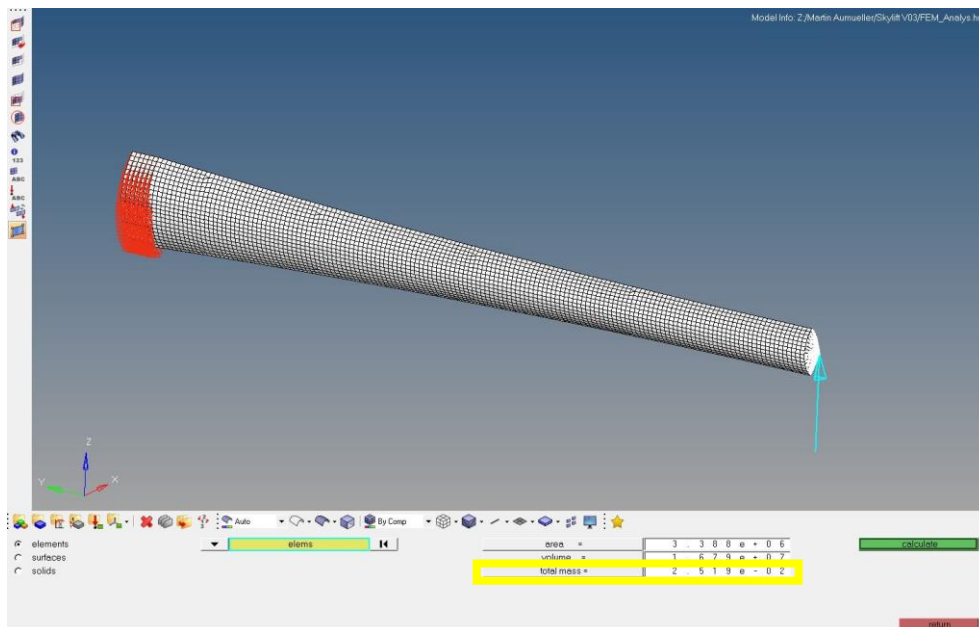


Abbildung 25: Gewicht und Belastungssituation Ausleger

3.6.6.3 Belastungsfälle

Das vorherige Bild zeigt auch die Belastungssituation für die Berechnung. Der Ausleger ist an seinem breiten Ende mit dem Rumpf fest verbunden, am freien Ende greift die Last an.

Es werden drei Belastungsfälle betrachtet:

- Normale Belastung im Flug

Im Normalbetrieb teilt sich die Gewichtskraft des Skylift gleichmäßig auf die sechs Ausleger auf, die Belastung entspricht etwa der Schubkraft der Rotoren an den Auslegerenden (Berechnung siehe Formel (12)).

- Maximale Belastung im Flug

Laut Bauvorschrift für Leichthubschrauber muss die Tragstruktur die 3,5-fache Flugbelastung aufnehmen können, ohne plastische Verformungen zu erleiden. Dieser Sicherheitsaufschlag wird in Formel (13) berücksichtigt.

- Bruchlast

Die Bauvorschrift sieht ebenfalls vor, dass die Tragstruktur erst bei der 1,5-fachen Maximallast brechen darf (Berechnung nach Formel (14)).

Es resultieren folgende Belastungswerte⁷⁷:

Belastungsfälle	
F_LastAusleger (normaler Flugbetrieb)	2776 N
F_maxAusleger (Maximallast Flugbetrieb)	9715 N
F_BruchAusleger (Bruchlast)	14573 N

Tabelle 67: Belastungsfälle

⁷⁷ Werte bereits gültig für $f_{Ladestopp} = 0,7$ (siehe wirtschaftliche Optimierung)

3.6.6.4 FEM-Modell

Die Festigkeitsberechnung erfolgt mithilfe des FEM-tools Hyperworks von Altair, als Solver kommt OptiStruct zum Einsatz. Der Ausleger wird in drei Wandstärkenbereiche aufgeteilt:

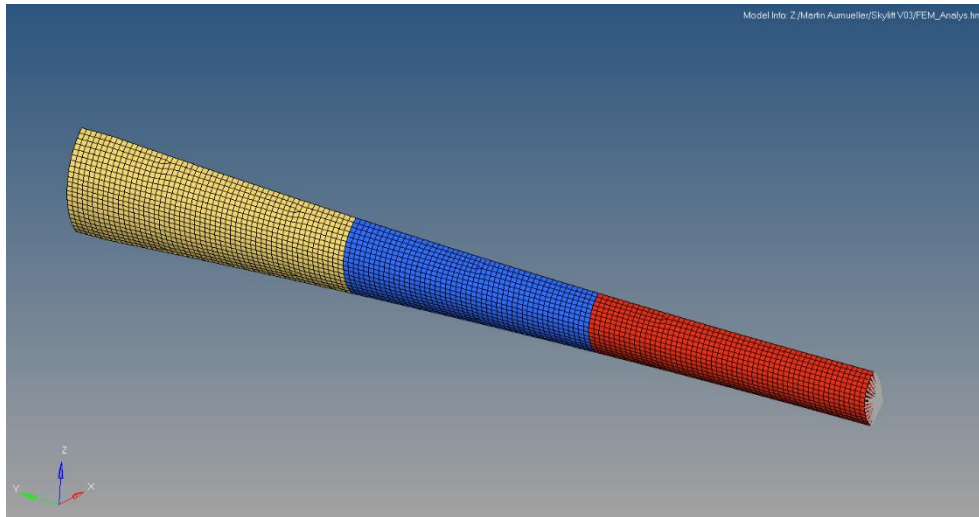


Abbildung 26: Wandstärkenbereiche

Der rumpfnah gelbe Bereich wird aus 6 mm, der mittlere blaue aus 5 mm und der äußere rote Bereich aus 4 mm Carbon gefertigt. Der sprunghafte Wechsel der Wandstärke ist real bei Änderung der Faserschichtanzahl ebenso gegeben. Das Laminat wird für die Berechnung als isotrop betrachtet, bei einem mittleren Elastizitätsmodul von 45.000 MPa.

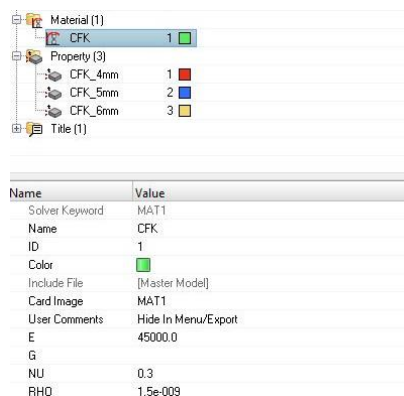


Abbildung 27: Materialeinstellungen Hyperworks

3.6.6.5 Berechnungsergebnisse Verformung

Die Verformungen bei maximaler Flugbelastung sind in folgendem Bild dargestellt. Das Auslegerende biegt sich am äußersten Punkt 87,2 mm nach oben. Der kleine Bildausschnitt zeigt die Verformung bei normalem Flugbetrieb, mit entsprechend weniger Auslenkung.

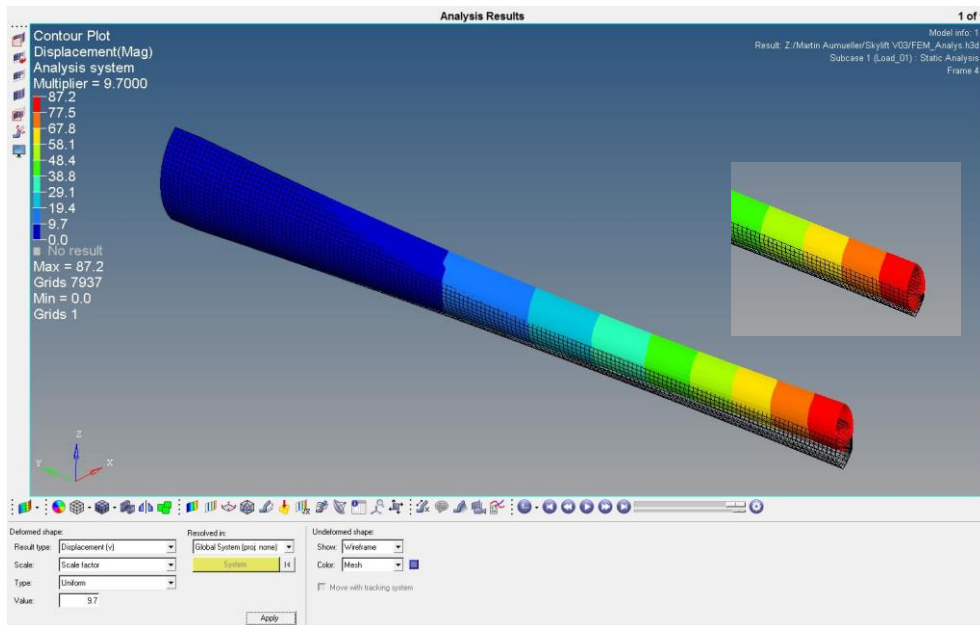


Abbildung 28: Verformung bei Betriebsbelastung

Die Bruchlast führt zu einer Verformung von 131,3 mm an den Auslegerenden:

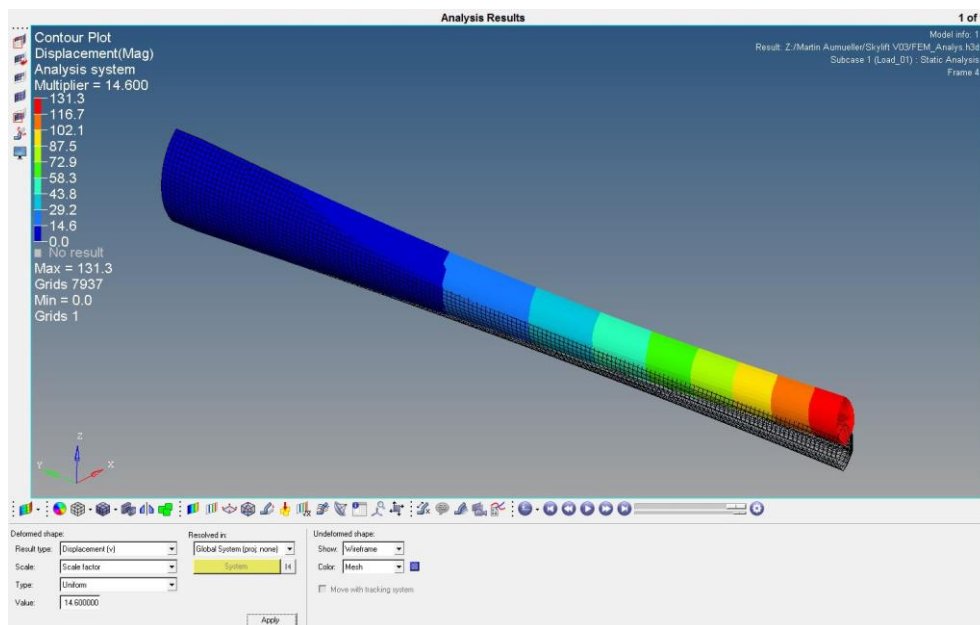


Abbildung 29: Verformung bei Bruchlast

3.6.6.6 Berechnungsergebnisse Materialdehnung

Die Materialdehnung im Flugbetrieb erreicht an der Profilnase des Auslegers den Maximalwert von 0,186 %. Für die Luftfahrt gelten Werte im Bereich zwischen 0,3 und 0,5 % als dauerhaft.⁷⁸

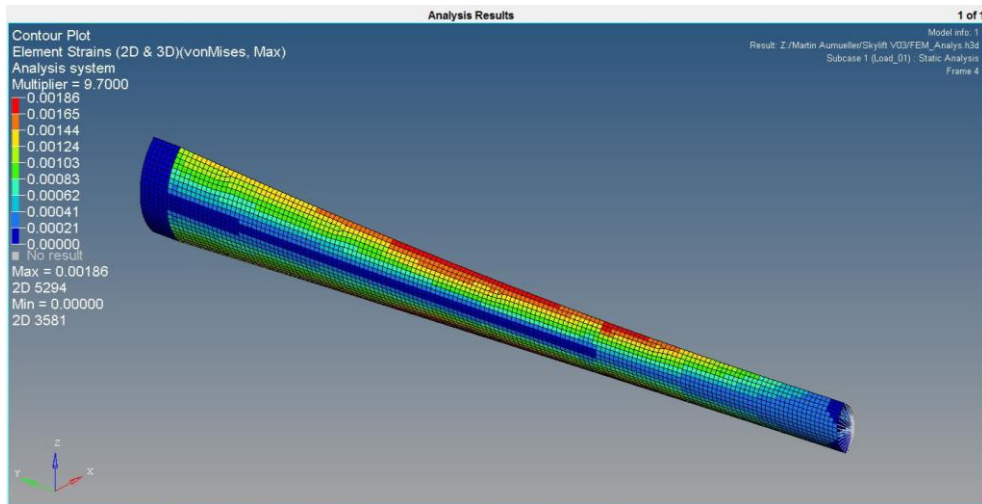


Abbildung 30: Dehnungen bei maximaler Betriebsbelastung

Selbst bei voller Bruchlast ergeben sich Dehnungen im Bereich von unter 0,3 %. Die Auslegerstruktur kann folglich durchaus noch gewichtsoptimiert werden. Dies erfolgt in einer weiterführenden Detailauslegung. Im Zuge der Konzeptstudie reicht der Festigkeitsnachweis für die im Berechnungsmodell getroffenen Annahmen.

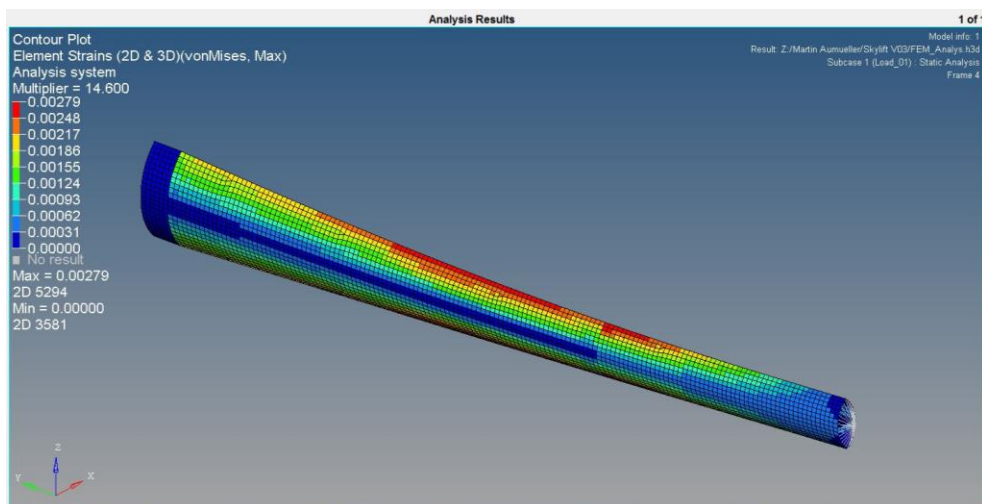


Abbildung 31: Dehnung bei Bruchlast

⁷⁸ lt. Angabe eines österreichischen Carbonteileherstellers, Quelle vertraulich

3.7 Berechnungsergebnisse nach der Optimierung

Die Änderung von c_w -Wert, Steiggeschwindigkeit und Rotordurchmesser führt zu folgenden optimierten Berechnungsergebnissen:

Gewichtsberechnung	
Masse Carbontragstruktur	284 kg
Leergewicht	548 kg
Akkugewicht	368 kg
Eigengewicht mit Flugakkus	916 kg
Abfluggewicht	1456 kg
Rotorauslegung	
Rotorfläche gesamt	151 m ²
Disc-Loading	94,7 N/m ² 9,65 kg/m ²
mittlere induzierte Geschwindigkeit im Steigflug	6,71 m/s
Blattgewicht	3,0 kg
Strömungsverluste	
Luftwiderstandskraft Rumpf im Steigflug	816 N
Flugleistungen	
Erreichen der Absetzhöhe von 4000 Metern ü.Grund nach	5,3 min
Gesamtflugdauer für einen Absetzvorgang	11,3 min
Zyklusdauer bei 3 Flugakkus, inkl. Akkuwechselzeit	15,1 min
Absetzleistung mit 3 Flugakkus	19,9 Springer/h
Antriebsleistung	
spezifische Schwebelageleistung 500 m ü.M., ohne Springer	69,5 W/kg
spezifische Schwebelageleistung 500 m ü.M., Volllast	83,6 W/kg
spezifische Schwebelageleistung 4500 m ü.M., Volllast	102,5 W/kg
Schwebeflugleistung 500 m ü.M., ohne Springer	69,9 kW
Schwebeflugleistung 500 m ü.M., Volllast	121,7 kW
Schwebeflugleistung 4500 m ü.M., Volllast	149,2 kW
erforderliche Motorleistung im Steigflug	314,3 kW
Verhältnis Steigleistung zu Strahlleistung	0,64
Motorauslegung	
Leistung pro Motor	30,1 kW
Gewicht pro Motor	6,0 kg
Antriebsleistung gesamt	361 kW
spezifische Antriebsleistung Skylift (Basis max. Startgewicht)	248 W/kg

Energieverbrauch	
Energieverbrauch pro Steigflug	32,4 kWh
Energierückgewinnung Autorotation	3,3 kWh
Wirkungsgrad Energierückgewinnung	32,5 %
Gesamtwirkungsgrad Skylift (bezogen auf den Fallschirmspringer-Freifall)	15,2 %
Akkuauslegung	
Entladestrom pro Zelle im normalen Steigflug	15,2 A
Entladestrom pro Zelle bei maximaler Motorleistung	17,5 A
Ladezeit pro Akkusatz	26,2 min
Gravimetrische Energiedichte Akkuzellen	227,4 Wh/kg
Gravimetrische Energiedichte Akkublock	168,4 Wh/kg
Akkukapazität	61,9 kWh
Anzahl Akkuzellen	5731 Stück

Tabelle 68: Berechnungsergebnisse nach Optimierung

3.8 Flugakku

Der Flugakku des Skylifts ist aus Lithium-Ionen-Zellen der Baugröße 18650 aufgebaut. Die Auslegung erfolgt mit den Leistungsdaten der Zelle ICR18650HG2 von LG-Chem.

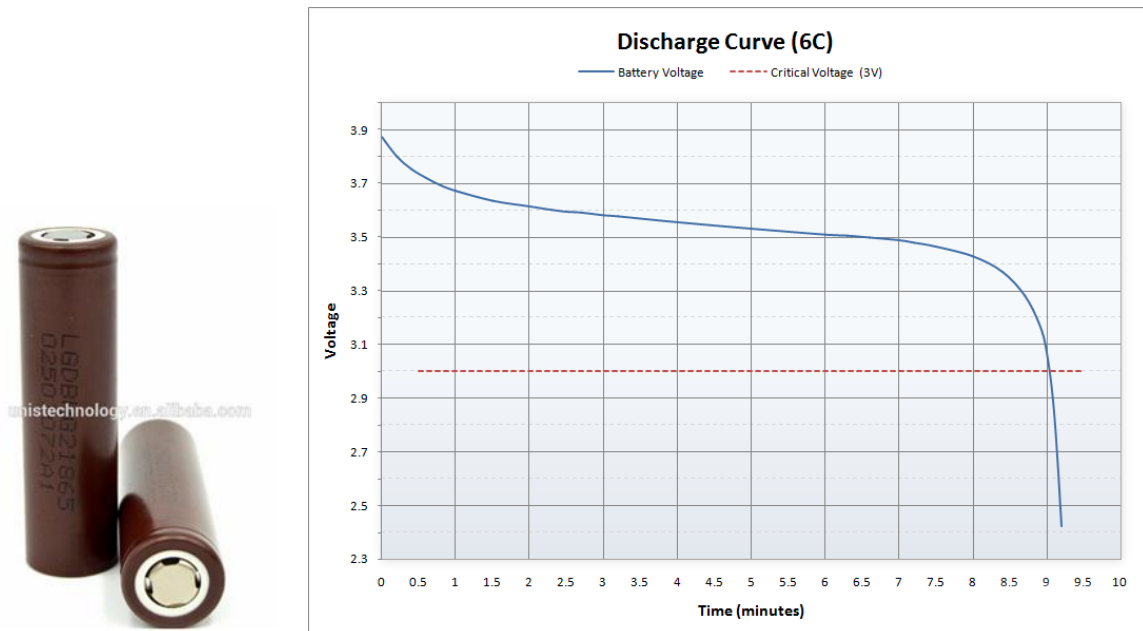


Abbildung 32: ICR18650HG2 „Schoko“-Zelle⁷⁹ und Entladekurve Lithium-Ionen-Zelle⁸⁰

Das Bild zeigt die typische Entladekurve einer Lithium-Ionen-Zelle. Zur Erzielung einer hohen Lebensdauer ist es von Vorteil, den Akku nicht an den beiden Enden der Kurve zu betreiben. Sowohl ein vollständiges Auf- wie auch komplettes Entladen schadet der Zellchemie. Idealerweise wird der Akku nur im flachen Mittelstück der Kurve betrieben. Je geringer der Spannungshub während der Zyklen, desto weniger nutzt sich der Akku dabei ab. Bereits ein Anheben der Entladeschlussspannung um 0,1 V wirkt sich drastisch lebensdauererweiternd aus (bis hin zur doppelten Zyklenzahl).

Dem wird in der Akkuauslegung Rechnung getragen, indem ein Ladestopp bei 85 % der Gesamtkapazität berücksichtigt wird. Entladeseitig sorgt die Sicherheitsreservekapazität von 30 % bereits für den nötigen Puffer.

Insgesamt setzt sich der Skylift-Flugakkublock aus 5731 Einzelzellen zusammen, was eine Gesamtkapazität von 61,9 kWh ergibt.⁸¹ Für einen Absetzvorgang werden 32,4 kWh an elektrischer Energie benötigt. Die restliche Akkukapazität teilt sich auf Überkapazität zum Ausgleich der Akkualterung (ÜKAA), Sicherheitsreserve und der ungenutzten Restkapazität aufgrund des frühzeitigen Ladestopps auf. Die Ladeschlussspannung kann im Rahmen, den die noch vorhandene ÜKAA zulässt, zugunsten

⁷⁹ http://www.alibaba.com/product-detail/Newest-Authentic-100-Ig-chocolate-battery_60406421481/showimage.html. Datum des Zugriffs: 15.02.2016

⁸⁰ <https://revotics.com/lithium-polymer-battery-guide>. Datum des Zugriffs: 16.02.2016

⁸¹ gültig für 4 m Rotordurchmesser und 14 m/s Steiggeschwindigkeit

der Zellchemieschonung frei gewählt werden. Das rechnerische Lebensdauerende ist bei 80 % Restkapazität erreicht. An diesem Punkt ist die kalkulierte ÜKAA vollständig abgebaut. Ab dann kann der Akku noch weiterverwendet werden, indem sukzessive der Ladestopp von 85 % Gesamtladung in Richtung 100 % verschoben wird. In diesem Abschnitt verschleißt der Akku folglich schneller. Sind auch diese 15 % an Kapazität abgetragen, muss der Akku erneuert werden. Eine Nutzung der Reservekapazität für den normalen Flugbetrieb ist aus Sicherheitsgründen nicht zulässig. Gegebenenfalls kann noch der Kompromiss einer geringeren Absprunghöhe eingegangen werden, um den Akku weiter zu betreiben.

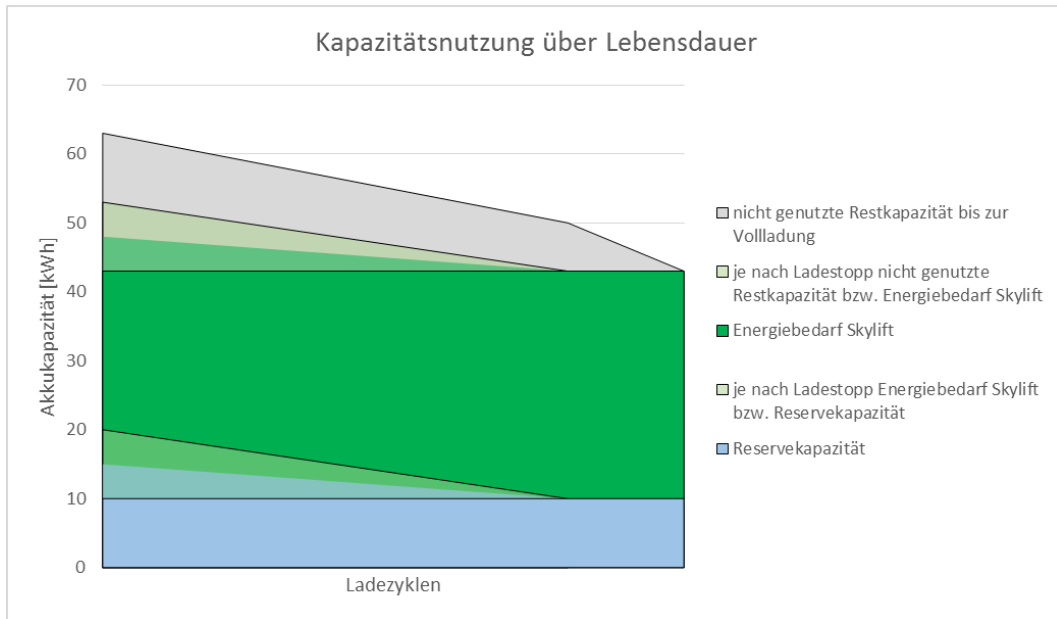


Abbildung 33: Diagramm Kapazitätsnutzung über der Akkulebensdauer

Grundsätzlich ist jedoch angedacht, dass ein Fallschirmsprungclub den Flugakku ab dem Zeitpunkt, an dem er nicht mehr für einen 4000-Meter-Steigflug reicht, an stationäre Stromspeicherstationen weitergibt. Diese wird es in Zukunft sicher in großer Zahl geben, der Akku kann dort noch über längere Zeit einen Beitrag zur besseren Nutzung von erneuerbarer Energie leisten.

Zukünftige Lithium-Ionen-Technik

Die zur Auslegung verwendete Zelle hat eine Kapazität von 3000 mAh und zählt mit einem zulässigen Dauerentladestrom von 20 A zu den derzeit stärksten Zellen am Markt. Es darf davon ausgegangen werden, dass in naher Zukunft Zellen mit z.B. 3500 mAh und noch höheren Entladeströmen verfügbar sein werden. Auch wird die Schnellladefähigkeit weiter entwickelt werden. Aktuell sind für einen Skylift-Dauerbetrieb drei Akkublocks notwendig. Im Idealfall kann der Akku so schnell geladen werden, dass die Ladung genauso lange dauert wie der Absetzvorgang. Dann gelingt ein Dauerbetrieb mit nur zwei Akkus.

In der Tabelle sind die Systemdaten des aktuellen Setups den Werten bei Verwendung eines zukünftigen Akkus mit einer Kapazität von 3500 mAh und einem Ladestrom von 6 A gegenübergestellt, bei gleichem Zellgewicht. Die Erhöhung der gravimetrischen Energiedichte bringt einen merkbaren Gewichts- und damit Wirkungsgradvorteil. Der Entladestrom steigt allerdings, da sich die Akkukapazität auf weniger Zellen aufteilt. Der höhere Ladestrom verkürzt die Ladezeit, es kann in kürzeren Zeitabständen geflogen werden bzw. bei Aufrechterhaltung des Dauerbetriebes auf einen Akkublock verzichtet werden.

Kapazität Einzelzelle	3000	3500	mAh
Eigengewicht	916	841	kg
Akkugewicht	368	296	kg
Akkukapazität	61,9	58,2	kWh
Anzahl Akkuzellen	5731	4622	Stück
Antriebsleistung	361	342	kW
Wirkungsgrad	15,2	16,1	%
Transportleistung	20	23	P/h
Entladestrom	17,5	20,6	A

Tabelle 69: Vergleich Systemdaten bei Änderung der Akkuwerte

4 Wirtschaftliche Betrachtung

4.1 Betriebskostenberechnung

Die Betriebskosten setzen sich aus den Aufwänden für Energie und Akkuabnutzung zusammen. Zudem sind Pilot, Wartung und ggf. Start- und Landegebühren zu bezahlen. Aufgrund der Möglichkeit zum Betrieb außerhalb von öffentlichen Flugplätzen sollen letztere im Zuge der Konzeptstudie unberücksichtigt bleiben.

4.1.1 Akkukosten

Ein Satz Flugakkus kann abhängig von der Steigfluganzahl etwa zwei Sprungsaisonen betrieben werden, bevor die Akkus das Ende ihrer Lebensdauer erreicht haben. Durch den hohen Anschaffungspreis stellt der abnutzungsbedingte Wertverlust der Flugakkus den größten Teil der Betriebskosten dar.

Akkuananschaffungskosten

Die Kosten für einen Flugakku setzen sich aus den Kosten für die Lithium-Ionen-Zellen und den Konfektionierungskosten zusammen. Der aktuelle Stückpreis für die verwendeten Zellen liegt bei € 3,41. Es werden 5731 Zellen pro Akku verbaut, in Summe 19.543 €. Mit einem Konfektionierungsaufschlagsfaktor von 2,2 kostet ein Skylift-Flugakku 42.995 €.

Akkuabschreibung

In naher Zukunft ist durch die Weiterverwendung von Altakkus in stationären Stromspeicherstationen mit dem Wegfall der Recyclingkosten zu rechnen, später vielleicht sogar mit einem Wiederverkaufserlös. Über die gesamte Lebensdauer der Akkus ergibt sich derzeit noch ein Wertverlust in Höhe der vollen Anschaffungskosten.

Bei 500 Ladezyklen fallen pro Flug folglich Akkuabschreibungskosten in Höhe von € 86 an.

Akkukosten	
Gesamtkosten pro Flugakku	42.995 €
Kostenanteil Zellen	19.543 €
Aufschlag Herstellung Akkublock	23.542 €
Kosten pro kWh, nur Zellen	316 €/kWh
Kosten pro kWh, gesamt	695 €/kWh

Tabelle 70: Akkukosten

4.1.2 Energiekosten pro Steigflug

Für einen Steigflug werden 32,4 kWh an elektrischer Energie benötigt. Der Mehraufwand aufgrund des Akkuladungs-Wirkungsgrades wird ziemlich genau durch die zurückgewonnene Energie im Sinkflug aufgewogen. Ab Netz fallen 32,3 kWh an. Bei einem Preis von 20 Cent pro Kilowattstunde ergeben sich pro Steigflug Energiekosten in Höhe von 6,5 €.

4.1.3 Steigflugkosten gesamt

In Summe ergeben sich exklusive Pilotenvergütung Steigflugkosten in Höhe von € 92,5. Der Anteil der Energiekosten liegt bei unter zehn Prozent. Bedenkt man die Möglichkeit, diesen Anteil auf die Akkuverkaufskosten zu schlagen, macht das auch klar, warum z.B. Tesla das Laden der Fahrzeugakkus kostenlos zur Verfügung stellen kann.

Steigflugkosten	
Kosten pro Steigflug (ohne Pilotenvergütung)	92,5 €
Kosten pro Person	18,5 €
Energiekostenanteil	6,5 €
Akkuabnutzung	86,0 €

Tabelle 71: Steigflugkosten

An dieser Stelle seien noch einmal die beiden Diagramme „Systemleistungen über Rotordurchmesser“ und „Steiggeschwindigkeit“ gezeigt, nun zusätzlich mit Darstellung der Steigflugkosten.

Deutlich erkennbar ist der gekoppelte Verlauf der Akkukapazitäts- und Steigflugkostenkurve. Wie zu erwarten steigen und fallen diese mit der erforderlichen Akkugröße:

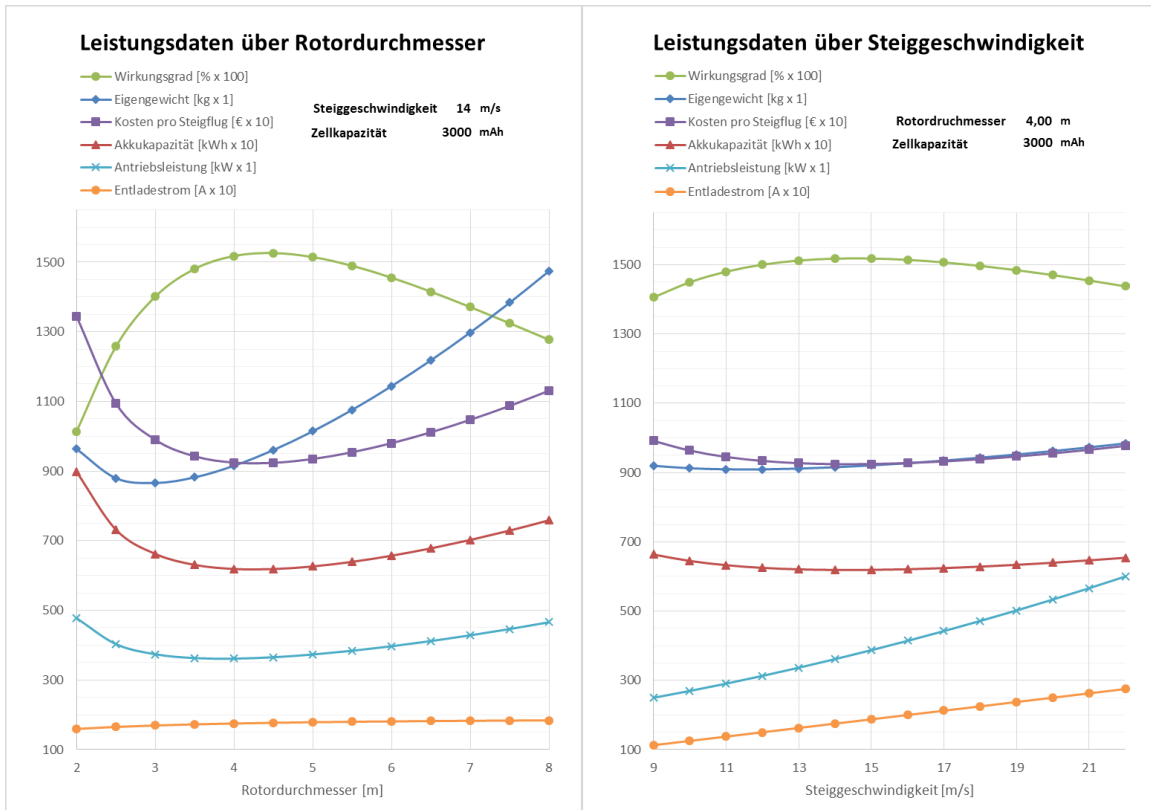


Abbildung 34: Diagramme Leistungsdaten inkl. Steigflugkostenkurve

4.1.4 Betriebskostensenkung durch Erhöhung der Zyklenzahl

Will man die Betriebskosten senken, ist eine Erhöhung der Akkuladezyklen unumgänglich. Bei unverändertem Flugakku würde eine Verdoppelung von 500 Ladungen auf 1000 die Kosten fast um die Hälfte reduzieren:

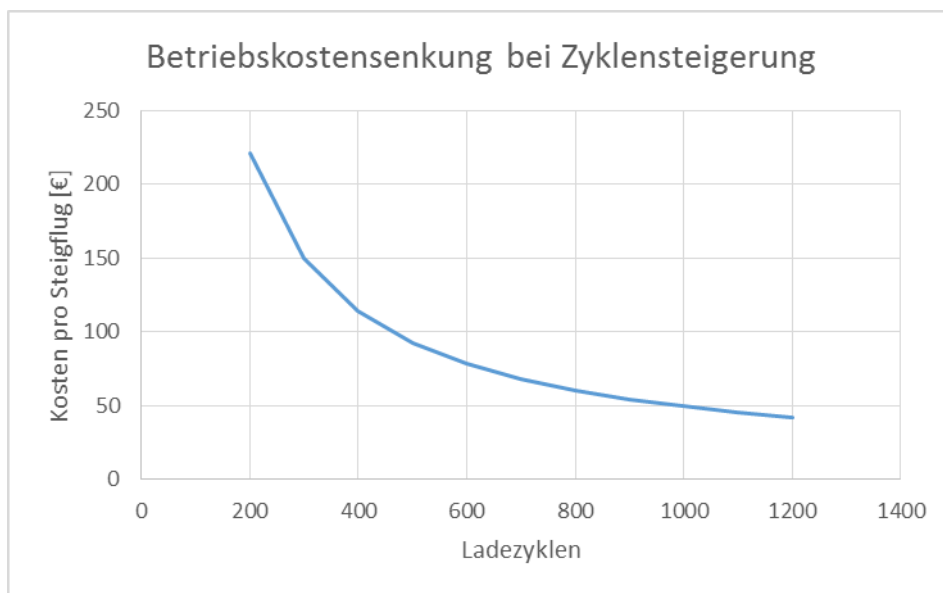


Abbildung 35: Diagramm Betriebskostensenkung bei Erhöhung der Zyklenzahl

Eine entsprechende Steigerung der erreichbaren Ladezyklen darf in Zukunft durch robustere Zellchemie und verbessertes Lademanagement erwartet werden.

Will man bereits mit gegebener Akkutechnologie eine höhere Lebensdauer erreichen, lässt sich dies nur auf Kosten des energetischen Wirkungsgrades mittels einer höheren Flugakkukapazität erreichen. Wird der Akku größer ausgelegt als in der bisherigen Berechnung dargestellt (höhere Zellenanzahl), treten folgende günstige Effekte auf:

- Der Entladestrom teilt sich stets gleichmäßig auf alle Zellen auf. Bei höherer Zellenzahl sinkt daher deren Einzelbelastung, die Lebensdauer der Zelle steigt.
- Die höhere Kapazität reduziert die Entladetiefe des Akkus, eine Maßnahme, die sich speziell bei Lithium-Ionen-Akkus stark lebensdauererweiternd auswirkt. Der Gesamtenergieverbrauch steigt zwar wegen des höheren Abfluggewichtes, insgesamt sinkt der während eines Steigfluges entnommene Anteil an der Gesamtkapazität und damit die Akkuabnutzung jedoch spürbar.

Die Änderung der Akkudaten bei einer Senkung des Ladestopp-Punktes von $f_{\text{Ladestopp}} = 0,85$ auf $0,7$ sind in der folgenden Tabelle dargestellt (gültig für 100 % Nennkapazität, bei neuem Akku). Die Berechnung der Steigflugkosten basiert auf der Annahme, dass durch die Verschiebung des Ladestopps die Zahl der erreichbaren Zyklen von 500 auf 800⁸² gehoben werden kann:

Ladestopp	0,85	0,7	
Zellenanzahl	5731	7705	Stück
Akkukapazität	61,9	83,2	kWh
Akkugewicht	368	494	kg
Entladestrom pro Zelle	15,2	12,4	A
Energieverbrauch Steigflug	32,4	35,8	kWh
Entladetiefe	52	43	%
Wirkungsgrad Skylift	15,2	13,7	%
Annahme Zyklen	500	800	Ladezyklen
Kosten pro Steigflug	92,5	79,4	€

Tabelle 72: Vergleich Systemdaten bei Verschiebung des Ladeschlusspunktes

⁸² Um die tatsächlich erreichbare Zykluszahl sinnvoll zu ermitteln, ist ein Dauertest der Zelle unumgänglich. Zu gegebenen Zeitpunkt besteht die Vermutung, dass noch wesentlich bessere Werte erreichen können. Die Konzeptstudie ist jedoch bewusst konservativ ausgelegt, die Annahme von 800 Zyklen soll daher genügen.

Über die Lebensdauer baut sich wiederum der Akkualterungs-Kapazitätsaufschlag ab:

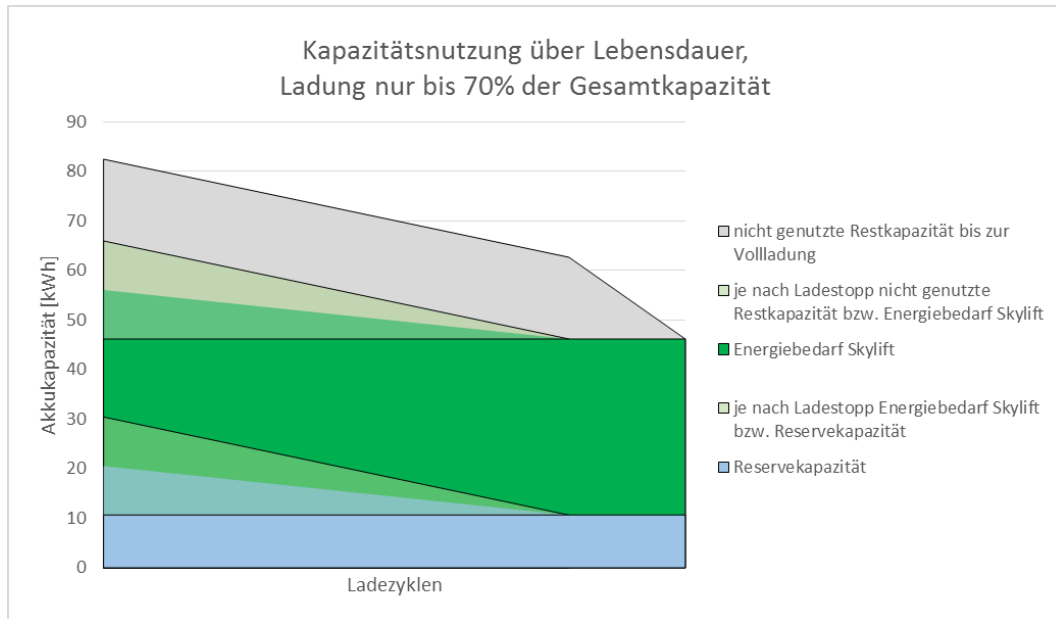


Abbildung 36: Diagramm Kapazitätsnutzung über Lebensdauer, Ladeschluss bei 70%

Aus wirtschaftlicher Sicht rechnet sich folglich ein größerer Flugakku. Bei genauer Kenntnis des Alterungsverhaltens der Akkuzellen ist eine optimale Auslegung möglich. Die folgende Abschätzung des Kostenrahmens für den Skylift erfolgt mit dem auf 800 Zyklen verbesserten Setup.

4.2 Kostenrahmen Skylift

Bei durchschnittlichen 6,5 Stunden Sprungbetrieb pro Sprungtag schafft der Skylift täglich 29 Steigflügen. Das ergibt bei 800 Zyklen pro Akku rund 80 Sprungtage, was etwa eineinhalb Sprungsaisonen in mittleren Breiten entspricht. In wärmeren Gegenden kann das ganze Jahr gesprungen werden, dort amortisiert sich der Skylift entsprechend schneller als in der folgenden Berechnung dargestellt.

Die Ticketkosten für einen 4000-Meter-Steigflug liegen beim Grazer Fallschirmclub 1.OEFC aktuell bei 26 €. ⁸³ Die Realkosten sind mit etwa 40 € deutlich höher, die Differenz wird von gewerblichen Nutzern der Absatzmaschine getragen (Tandemsprungbetrieb). Setzt man bei den aktuellen Realkosten ein Amortisationsziel von 8 Jahren und kalkuliert mit 3 % Kreditzinsen, resultiert für den Skylift folgender Kostenrahmen:

Abschätzung Kostenrahmen Skylift	
Akkuzyklen pro Akkuset	2.400 Steigflüge
Sprungtage pro Saison (halbjähriger Betrieb)	50 Tage
Flugstunden pro Sprungtag	6,5 h
Starts pro Stunde (inkl. Akkuwechselzeit)	4,5 Starts/h
Steigflüge pro Saison	1.468 Starts
Tickets pro Saison	7.340 T/a
Nutzungsdauer Akkus	1,6 Jahre
Kosten pro Steigflug, exkl. Pilotenvergütung	79,4 €
Pilotenvergütung pro Stunde	45 €/h
Kosten pro Steigflug, inkl. Pilotenvergütung	89,4 €
Ticketeinnahmen Mittel (Tandem + Einzelspringer)	40 €
Ticketkosten real (Flugkosten/Ticket)	19,2 €
Wartungskosten pro Jahr	10.000 €
saisonale Akkukosten	106.072 €
Flugkosten pro Saison, gesamt	141.174 €
Ticketeinnahmen pro Saison	293.614 €
jährlicher Finanzmittelüberschuss	152.440 €
Amortisationsziel	8 Jahre
Kreditzinsen	3 %
Gesamtinvestition (inkl. Kreditzinsen)	1.219.523 €
Kostenrahmen, exkl. Kreditzinsen, inkl. MwSt.	1.070.085 €
Skylift Stückpreis, finanzierbarer Kostenrahmen (exkl. MwSt.)	891.737 €

Tabelle 73: Kostenrahmen Skylift

⁸³ <http://www.oefc.at/cms/main/sport#preise>. Datum des Zugriffs: 29.02.2016

Um sich innerhalb von acht Jahren voll zu rechnen darf der Skylift pro Stück exkl. Mehrwertsteuer bis knapp 900.000 Euro kosten.

Selbst wenn man den mittleren Ticketpreis auf 35 € senkt, um die eingangs gesetzte Zielvorgabe der niedrigeren Betriebskosten direkt auf den Ticketpreis anzuwenden, kann der Skylift pro Einheit immer noch knapp 680.000 Euro kosten.

Bedenkt man, dass ein fabriksneuer Robinson R44 Leichthubschrauber etwa 450.000 € kostet⁸⁴ (exkl. MwSt.), kann man davon ausgehen, dass sich innerhalb des berechneten Kostenrahmens ein Fluggerät wie der Skylift realisieren lässt.

4.3 Absatzpotential

Es gibt weltweit über 1300 Fallschirmsprungplätze. Die Internetseite dropzone.com⁸⁵ listet folgende Zahlen für die einzelnen Regionen:

Region	Sprungplätze
Europa	621
Nordamerika	392
Zentralamerika	7
Südamerika	141
Afrika	38
Asien	22
Mittlerer Osten	6
Pazifik	80

Tabelle 74: Anzahl der weltweiten Fallschirmsprungplätze

An jedem Standort muss eine Absetzmaschine betrieben werden. Sollten sich nur 10 % der betreibenden Clubs für einen Skylift entscheiden, können dennoch deutlich über 100 Einheiten abgesetzt werden. Allein der jährliche Akkuumsatz beträgt in Folge etwa fünfzehn Millionen Euro.

⁸⁴ <http://www.helitrade.at/>. Datum des Zugriffs: 29.02.2016

⁸⁵ <http://www.dropzone.com/dropzone/>. Datum des Zugriffs: 29.02.2016

5 Schlussbetrachtung

5.1 Endergebnisse

Gewichtsberechnung	
Masse Carbontragstruktur	284 kg
Leergewicht	555 kg
Akkugewicht	494 kg
Eigengewicht mit Flugakkus	1049 kg
Abfluggewicht	1589 kg
Rotorauslegung	
Rotorfläche gesamt	151 m ²
Disc-Loading	103,4 N/m ²
mittlere induzierte Geschwindigkeit im Steigflug	10,54 kg/m ²
Blattgewicht	7,00 m/s
	3,0 kg
Strömungsverluste	
Luftwiderstandskraft Rumpf im Steigflug	839 N
Flugleistungen	
Erreichen der Absetzhöhe von 4000 Metern ü.Grund nach	5,3 min
Gesamtflugdauer für einen Absetzvorgang	11,3 min
Zyklusdauer bei 3 Flugakkus, inkl. Akkuwechselzeit	12,8 min
Absetzleistung mit 3 Flugakkus	22,6 Springer/h
Antriebsleistung	
spezifische Schwebelageleistung 500 m ü.M., ohne Springer	74,0 W/kg
spezifische Schwebelageleistung 500 m ü.M., Volllast	87,4 W/kg
spezifische Schwebelageleistung 4500 m ü.M., Volllast	107,1 W/kg
Schwebefugleistung 500 m ü.M., ohne Springer	84,2 kW
Schwebefugleistung 500 m ü.M., Volllast	138,8 kW
Schwebefugleistung 4500 m ü.M., Volllast	170,1 kW
erforderliche Motorleistung im Steigflug	344,3 kW
Verhältnis Steigleistung zu Strahlleistung	0,63
Motorauslegung	
Leistung pro Motor	33,0 kW
Gewicht pro Motor	6,6 kg
Antriebsleistung gesamt	396 kW
spezifische Antriebsleistung Skylift (Basis max. Startgewicht)	249 W/kg

Energieverbrauch	
Energieverbrauch pro Steigflug	35,8 kWh
Energierückgewinnung Autorotation	3,7 kWh
Wirkungsgrad Energierückgewinnung	32,5 %
Gesamtwirkungsgrad Skylift (bezogen auf den Fallschirmspringer-Freifall)	13,7 %
Akkuauslegung	
Entladestrom pro Zelle im normalen Steigflug	12,4 A
Entladestrom pro Zelle bei maximaler Motorleistung	14,3 A
Ladezeit pro Akkusatz	21,5 min
Gravimetrische Energiedichte Akkuzellen	227,4 Wh/kg
Gravimetrische Energiedichte Akkublock	168,4 Wh/kg
Akkukapazität	83,2 kWh
Anzahl Akkuzellen	7705 Stück
Herstellungskosten Akku	
Gesamtkosten pro Flugakku	57802 €
Kostenanteil Zellen	26274 €
Aufschlag Herstellung Akkublock	31528 €
Kosten pro kWh, nur Zellen	316 €/kWh
Kosten pro kWh, gesamt	695 €/kWh
Steigflugkosten	
Kosten pro Steigflug (ohne Pilotenvergütung)	79,4 €
Kosten pro Person	15,9 €
Energiekostenanteil	7,1 €
Akkuabnutzung	72,3 €
Wirkungsgradvergleich	
Abbau potentielle Energie bei Sprung aus 4000 m, 90 kg	3,5 MJ
Energieverbrauch pro Steigflug und Springer, Skylift	25,7 MJ
Kerosinäquivalent	0,7 l
Wirkungsgrad	13,7 %
Energieverbrauch pro Steigflug und Springer, Canguro	258,8 MJ
Kerosinverbrauch pro Springer	7,5 l
Wirkungsgrad	1,4 %
Energieverbrauch pro Steigflug und Springer, Cessna Caravan	129,4 MJ
Kerosinverbrauch pro Springer	3,8 l
Wirkungsgrad	2,7 %

Tabelle 75: Endergebnisse

5.2 Zusammenfassung und Ausblick

Die Ergebnisse der Konzeptstudie zeichnen klar das Bild eines realisierbaren und vor allem zu aktuellen Bedingungen konkurrenzfähigen Fluggerätes. Ein Blick auf die eingangs formulierten Zielvorgaben zeigt, dass diese mehr als nur eingehalten werden können. Die Berechnungsergebnisse zeigen sogar noch wesentlich bessere Werte:

Skylift	Zielvorgabe	Berechnungswert	
Energieverbrauch pro Springer	< 103,5	26	MJ
Steigzeit auf 4000 Meter	< 10	5,3	Minuten
Betriebskosten real pro Springer	< 40	19,2	€

Tabelle 76: Zielvorgaben im Vergleich mit den Berechnungswerten

Der Skylift stellt eine deutlich energie- und kosteneffizientere Alternative zu herkömmlichen Absetzflugzeugen dar. Er hat Potential, den Fallschirmsport günstiger, flexibler, leiser und vor allem auch umweltfreundlicher zu gestalten. Durch die Möglichkeit der raschen Finanzierung mittels Beibehaltung der aktuellen Ticketgebühren bei gleichzeitig niedrigeren Betriebskosten kann mit durchaus hohem Interesse seitens der Fallschirmclubs gerechnet werden.

Bis Entwicklungen in der Akkutechnologie Flüge mit einer Dauer von einer Stunde und mehr zulassen, bietet die Anwendung als Fallschirmspringer-Absetzsystem eine mehr als geeignete Möglichkeit, auf dem Gebiet der manntragenden elektrischen Multicopter Erfahrungen zu sammeln.

Dass sich die Technologie durchsetzen wird, steht außer Zweifel. Auf welchem Wege es schlussendlich geschieht, wird die Zukunft zu zeigen.

Freiraum
intentionally left blank

Literaturverzeichnis

- JOHNSON, W.: Rotorcraft Aeromechanics. Cambridge, 2013.
- U.S. FEDERAL AVIATION ADMINISTRATION: System Safety Assessment for part 23 airplanes. 2011.
- WAGTENDONK, W. J.: Principles of Helicopter Flight. Newcastle, Washington. Aviation Supplies & Academics, Inc., 1996.
- WOLFGANG SCOBEL, G. L.: Physik kompakt 1: Mechanik, Fluiddynamik und Wärmelehre. Springer-Verlag Berlin Heidelberg New York, 2002.
- AEROSPACE PUBLISHING LTD.: Enzyklopädie der Flugzeuge. 1992.
- AUSTRO CONTROL: Lufttüchtigkeitshinweis Nr. 22C. 10.12.2008.
- BITTNER, W.: Flugmechanik der Hubschrauber. Heidelberg. Springer, 2002.
- BRÜNING, G.; HAFER, X.: Flugleistungen. Springer Verlag, 1978.
- DYNALI HELICOPTER COMPANY: Flight Manual DYNALI H2S. 2012.
- EUROPEAN AVIATION SAFETY AGENCY: Certification Specifications for Small Rotorcraft CS-27. 2008.
- EXXONMOBILE: World Jet Fuel Specifications 2008 Edition. 2008.
- INTERNATIONAL CIVIL AVIATION ORGANIZATION: Unmanned Aircraft Systems (UAS) Cir 328. 2011.
- JARUS: AMC RPAS.1309. 2014.
- JARUS, NICK BREWER: Präsentation: Working Group-6 (system safety) AMC UAS.1309 development. 2012.
- JIRKA, G.: Einführung in die Hydromechanik. Universitätsverlag Karlsruhe, 2007.
- LILJEQUIST, G.; CEHAK, K.: Allgemeine Meteorologie. Vieweg, 1979.
- PLETTENBERG ELEKTROMOTOREN GMBH & CO. KG: Bedienungsanleitung Plettenberg Motorsteuerung MST-140-200 V1.
- SWISS-COMPOSITE: Faserverbund-Werkstoffdaten. Fraubrunnen. suter kunststoffe ag, 2014.

Linkverzeichnis

<https://www.ris.bka.gv.at/GeltendeFassung.wxe?Abfrage=Bundesnormen&Gesetzesnummer=10011306>. Datum des Zugriffs: 18.01.2016.

<http://www.e-control.at/konsumenten/strom/strompreis/was-kostet-eine-kwh>. Datum des Zugriffs: 19.01.2016.

http://derblattschmied.com/epages/5bb14188-930d-4ac8-9e6a-29ba94ef4ea4.sf/de_DE/?ObjectPath=/Shops/5bb14188-930d-4ac8-9e6a-29ba94ef4ea4/Products/%22HT-G-1000/64%22. Datum des Zugriffs: 19.01.2016.

<http://www.siemens.com/press/de/feature/2015/corporate/2015-03-electromotor.php>. Datum des Zugriffs: 20.01.2016.

<http://www.plettenberg-motoren.net/index.php/en/motor-series-nova/motor-series-nova-30>. Datum des Zugriffs: 09.11.2015.

<http://www.flightforum.ch/board/index.php?/topic/34690-gewicht-rotorblatt-r-22/>. Datum des Zugriffs: 22.01.2016.

<http://www.brs-vertrieb.de/specifications/>. Datum des Zugriffs: 01.02.2016.

<http://www.uni-magdeburg.de/isut/LSS/Lehre/Arbeitsheft/IV.pdf>. Datum des Zugriffs: 02.02.2016.

http://www.alibaba.com/product-detail/wholesale-hg2-he4-he2-18650-battery_60294491545.html?spm=a2700.7724838.30.1.aN9LDg. Datum des Zugriffs: 02.02.2016.

<http://heliteam-austria.at/de/ueber-uns/flotte.html>. Datum des Zugriffs: 2016.02.15.

<http://www.oefc.at/cms/main/sport#preise>. Datum des Zugriffs: 29.02.2016.

<http://www.helitrade.at/>. Datum des Zugriffs: 29.02.2016.

<http://www.dropzone.com/dropzone/>. Datum des Zugriffs: 29.02.2016.

<http://www.airliners.net/photo/Aviofun/SIAI-Marchetti-SF-600-Canguro/2332011/L/>. Datum des Zugriffs: 08.03.2016.

<http://www.upcs.at/index.php/dropzone/flugzeuge>. Datum des Zugriffs: 08.03.2016.

<http://wikipedia.qwika.com/de2en/Gesamtrettungssystem>. Datum des Zugriffs: 08.03.2016.

http://www.alibaba.com/product-detail/Newest-Authentic-100-Ig-chocolate-battery_60406421481/showimage.html. Datum des Zugriffs: 15.02.2016.

<https://revotics.com/lithium-polymer-battery-guide>. Datum des Zugriffs: 16.02.2016.

www.plettenberg-motoren.net/index.php/en/motor-series-nova/motor-series-nova-30/reverse-operation. Datum des Zugriffs: 09.11.2015.

<http://de.statista.com/statistik/daten/studie/156269/umfrage/wirkungsgrade-von-ausgewaehlten-stromspeichern/>. Datum des Zugriffs: 08.12.2015.