



Hochschule für Angewandte Wissenschaften Hamburg  
*Hamburg University of Applied Sciences*

**Projekt**

**Department Fahrzeugtechnik und Flugzeugbau**

**Von der Nutzwertanalyse zum Entwurf eines  
Passagierflugzeugs für einfache Bodenabfertigung in  
PrADO**

Verfasser: Steffen Hausenberg

Prüfer: Prof. Dr.-Ing. Dieter Scholz, MSME

Abgabedatum: 29.04.2010

# Kurzreferat

In dieser Arbeit wird die prinzipielle Vorgehensweise, eine Problemstellung mit Hilfe einer Nutzwertanalyse zuerst zu bewerten und dann eine Lösung mit PrADO zu entwerfen, für den Flugzeugvorentwurf analysiert.

Vorliegendes Problem beschäftigt sich mit der bestmöglichen Bodenabfertigung eines Passagierflugzeugs. Untersucht wird ein zwei strahliger Flugzeug der zivilen Luftfahrt mit einer Auslegungsreichweite von 4800 km und einer Nutzlast von 17 t, bei diesem werden verschiedene Variationen der Flügelposition zuerst mit Hilfe einer Bewertungsmethode und danach in PrADO verglichen.

Als geeignetste Bewertungsmethode wird die Nutzwertanalyse ausgewählt. Die Schulterdeckerkonfiguration stellt sich nach der Analyse als beste Alternative heraus. Diese Konfiguration wird in PrADO vorentworfen. Letztendlich erfolgt der Vergleich der neuen Konfiguration mit dem Referenzflugzeug.

Die vorhergehende Nutzwertanalyse kann als sinnvoll erachtet werden. Sie spiegelt gut die Erwartungen wieder. Auch der Entwurf der neuen Konfiguration hat in den Ergebnissen den Erwartungen entsprochen. Der Schulterdecker stellt hinsichtlich der bestmöglichen Bodenabfertigung die beste Alternative dar. Eine weitergehende Untersuchung und Verbesserung des Vorentwurfs wird als lohnenswert empfunden.





DEPARTMENT FAHRZEUGTECHNIK UND FLUGZEUGBAU

# Von der Nutzwertanalyse zum Entwurf eines Passagierflugzeugs für einfache Bodenabfertigung in PrADO

Aufgabenstellung zum *Projekt*

## Hintergrund

Im Verbundprojekt ALOHA der HAW Hamburg wurden mehrere Ideen gesammelt die, in Hinblick auf die Konfiguration des Flugzeuges, die Bodenabfertigung am Flughafen verbessern könnten (vgl. **Krammer 2009**). Aufgrund hoher Rechenzeiten im Flugzeugvorentwurf muss aus der Vielzahl an Möglichkeiten bereits vorab eine Selektion erfolgen. Dazu sollen ausgewählte Bewertungsmethoden wie z.B. die Nutzwertanalyse von **Zangemeister (1973)** zum Einsatz kommen:

*„Die Nutzwertanalyse ist die Analyse einer Menge komplexer Handlungsalternativen mit dem Zweck, die Elemente dieser Menge entsprechend den Präferenzen des Entscheidungsträgers bezüglich eines multidimensionalen Zielsystems zu ordnen. Die Abbildung der Ordnung erfolgt durch die Angabe der Nutzwerte (Gesamtwerte) der Alternativen.“*

In dieser Projektarbeit soll nun diese prinzipielle Vorgehensweise *Idee – Nutzwertanalyse – Flugzeugvorentwurf* anhand eines konkreten Beispiels angewandt werden. Dabei ist es wichtig, den Ablauf von der Idee bis hin zu den Ergebnissen des Flugzeugvorentwurfs bei zu behalten. Nur so können dann die Ergebnisse des Flugzeugentwurfs mit den anfänglichen Annahmen der Nutzerwertanalyse verglichen werden. Die Vorgehensweise kann somit auf Plausibilität geprüft werden.

Referenzflugzeug ist ein zwei strahliger Passagier-Jet (als Tiefdeckerkonfiguration) mit einer Nutzlast von 17 t und einer Reichweite von 4800 km. Variiert werden soll die Flügelposition anhand eines diskreten Parameters (Tiefdecker, Mitteldecker, Schulterdecker). Die Nutzwertanalyse soll in Hinblick auf direkte Betriebskosten des gesamten Flugzeuges sowie auf Bo-

denabfertigungskosten erfolgen. Die ausgewählte Konfiguration soll in PrADO (**Heinze 1994**) nach entworfen und mit dem Referenzflugzeug verglichen werden.

## **Aufgabenstellung**

- Einleitend: Durchführung einer Literaturrecherche zum Thema Bewertungsmethoden.
- Einleitend: Darstellung der Nutzwertanalyse nach **Zangemeister (1973)**
- Nutzwertanalyse unter Berücksichtigung von direkten Betriebskosten des gesamten Flugzeuges sowie von Bodenabfertigungskosten von verschiedenen vorzuschlagenden Varianten
- Nachentwurf der ausgewählten Flugzeugkonfiguration in PrADO (Preliminary Aircraft Design Optimization Program)
- Vergleich dieser ausgewählten Flugzeugkonfiguration mit der Referenzkonfiguration anhand allgemeiner Flugzeugentwurfparameter und gewählter Nutzwerte
- Kritische Betrachtung und Evaluierung der Anwendbarkeit der Nutzwertanalyse im Flugzeugvorentwurf

Die Ergebnisse sollen in einem Bericht dokumentiert werden. Bei der Erstellung des Berichtes sind die entsprechenden DIN-Normen zu beachten.

# Inhalt

Kurzreferat .....	2
Aufgabenstellung .....	3
Inhalt .....	5
Verzeichnis der Bilder.....	7
Verzeichnis der Tabellen.....	8
Liste der Abkürzungen .....	9
Verzeichnis der Begriffe und Definitionen .....	10
<b>1 Einleitung .....</b>	<b>11</b>
1.1 Motivation .....	11
1.2 Ziel der Arbeit .....	11
1.3 Aufbau der Arbeit.....	12
<b>2 Überblick über verschiedene Bewertungsmethoden.....</b>	<b>13</b>
2.1 Kosten-Nutzen-Analyse .....	13
2.2 Kosten-Wirksamkeits-Analyse.....	14
2.3 Wirkungs- und Risikoanalyse .....	15
2.4 Nutzwertanalyse .....	16
<b>3 Verschiedene Flügelpositionen im Vergleich .....</b>	<b>19</b>
3.1 Tiefdecker.....	19
3.2 Mitteldecker.....	20
3.3 Schulter- und Hochdecker .....	21
<b>4 Von der Idee zur Nutzwertanalyse nach Zangemeister .....</b>	<b>23</b>
4.1 Idee, Problemdefinition und Alternativen .....	23
4.2 Zielprogramm mit Gewichtung .....	24
4.3 Zielerträge .....	33
4.4 Die Wertsynthese .....	35
4.5 Diskussion des Ergebnisses.....	40
<b>5 Der Entwurf mit PrADO .....</b>	<b>42</b>
5.1 Allgemeines.....	42
5.2 Der Entwurf mit PrADO .....	42
5.2.1 Die Konfiguration des Flügels .....	43
5.2.2 Das Höhenleitwerk .....	46
5.2.3 Die Triebwerke.....	47
5.2.4 Fairings.....	49

<b>6</b>	<b>Die Berechnung</b> .....	52
6.1	Die Ergebnisse.....	52
6.2	Diskussion der Ergebnisse.....	54
<b>7</b>	<b>Zusammenfassung</b> .....	58
<b>8</b>	<b>Literaturverzeichnis</b> .....	59
<b>Anhang A: Kurzprotokoll der A320-200</b> .....		61

## Verzeichnis der Bilder

<b>Bild 3.1:</b>	Beispiel eines Tiefdeckers, Airbus A320-200.....	19
<b>Bild 3.2:</b>	Segelflugzeug als Mitteldeckerkonfiguration.....	20
<b>Bild 3.3:</b>	Beispiel für einen Schulterdecker, Cessna 150 .....	21
<b>Bild 4.1:</b>	Avro RJ-85 .....	24
<b>Bild 5.1:</b>	Seitenansicht des Schulterdeckers .....	43
<b>Bild 5.2:</b>	Draufsicht des Flügels .....	44
<b>Bild 5.3:</b>	Abbildung des HLW's und Heckpositionierung der Triebwerke.....	48
<b>Bild 5.4:</b>	Gestaltung des Oberen und Unteren Fairings.....	50
<b>Bild 5.5:</b>	3D-Darstellung der Flugzeuggeometrie .....	51
<b>Bild 6.1:</b>	Ergebnisse der PrADO Einzelanalyse, Schulterdecker im Vergleich mit dem Referenzflugzeug A320-200.....	55



## Verzeichnis der Tabellen

<b>Tabelle 2.1:</b> Kosten-Wirksamkeits-Matrix .....	15
<b>Tabelle 4.1:</b> Zielprogramm ohne Gewichtung .....	26
<b>Tabelle 4.2:</b> Zielprogramm mit Gewichtung.....	33
<b>Tabelle 4.3:</b> Zielertragsmatrix .....	34
<b>Tabelle 4.4:</b> Ordinale Zielwertmatrix.....	36
<b>Tabelle 4.5:</b> Ergebnis der Wertsynthese .....	40

## Liste der Abkürzungen

3D	dreidimensional
ATR	Avion de Transport Regional
CL	Auftriebsbeiwert
DOC	direkte Betriebskosten
gi	Gewichtungsfaktor
HLW	Höhenleitwerk
KG	Kilogramm
Lc	Auftrieb im Reiseflug
M	Meter
N	Newton
OWE	Betriebsleermasse
Pi	Präferenz
PrADO	Preliminary Aircraft Design Optimization Program
SLW	Seitenleitwerk
T	Tonne

# Verzeichnis der Begriffe und Definitionen

## **Anforderung**

„Eine Anforderung ist die zumeist zahlenmäßige bestimmte Zuordnung zu einem Flugparameter die der Entwurf erfüllen muss.“

(Walde 2000)

## **Diskontierung**

„Die Diskontierung (auch: Abzinsung) ist eine Methode aus der Zinseszinsrechnung. Sie ermöglicht die Berechnung des Barwertes aus zeitlich späteren Zahlungen, indem diese Zahlungen auf heute abgezinst werden.“

(Haushaltssteuerung 2010)

## **Iteration**

„In der numerischen Mathematik bezeichnet er eine Methode sich der Lösung eines Rechenproblems schrittweise, aber zielgerichtet anzunähern. Sie besteht in der wiederholten Anwendung desselben Rechenverfahrens.“

(Wikipedia 2007)

## **Konvergenz**

„Mathematik: Eigenschaft von Folgen, einem Grenzwert zuzustreben (zu konvergieren); spezielle Folgen sind die Reihen. Existiert kein solcher Grenzwert, so ist die Folge divergent.“

(Lexikon.Meyers 2007)

## **Nutzwertanalyse**

„Die Nutzwertanalyse ist die Analyse einer Menge komplexer Handlungsalternativen mit dem Zweck, die Elemente dieser Menge entsprechend den Präferenzen des Entscheidungsträgers bezüglich eines multidimensionalen Zielsystems zu ordnen. Die Abbildung der Ordnung erfolgt durch die Angabe der Nutzwerte (Gesamtwerte) der Alternativen.“

(Zangemeister 1976)

# 1 Einleitung

## 1.1 Motivation

Aufgrund steigender Kerosinpreise und den Drang seinen Kunden immer billigere Ticketpreise ermöglichen zu wollen, was nicht zuletzt an dem neuen Segment der Billigfluglinien liegt, wird es immer wichtiger neue Möglichkeiten zu erarbeiten, um Geld zu sparen. Dies kann zum einen durch eine verbesserte Auslastung der Flugzeuge gewährleistet werden oder aber auch durch eine verbesserte Abfertigung, die Zeit und Personal und damit Kosteneinsparungen ermöglicht.

Eine andere Möglichkeit im Vorfeld Kosten zu sparen, ist ein Problem genauestens zu analysieren und Lösungsvorschläge zu erarbeiten. Von diesen Lösungen sollte dann eine Bestmögliche gewählt und umgesetzt werden.

Deshalb beschäftigt sich ein Teil dieser Projektarbeit mit der Frage, ob eine theoretische Aufgabenstellung mit Hilfe einer Bewertungsmethode soweit bearbeitet werden kann, dass auf lange und aufwendige Bearbeitungsprozesse verzichtet werden kann, was zu einer erheblichen Zeit und Kostenersparnis führen soll. Der andere Teil beschäftigt sich mit der Optimierung vorhandener Flugzeugentwürfe, um zu erkennen welches Potential vorhanden ist und wie dieses genutzt werden kann. Der Vergleich der praktischen mit den theoretischen Ergebnissen, sowie der Vergleich der verschiedenen Flugzeugkonfiguration in Hinblick auf die direkten Betriebskosten stehen hier im Vordergrund.

## 1.2 Ziel der Arbeit

Ziel der Arbeit soll es sein den kompletten Prozess von der Idee über eine Nutzwertanalyse bis zum Flugzeugvorentwurf nachzuvollziehen und abzuschätzen inwieweit die vorherige Nutzwertanalyse den Flugzeugvorentwurf entspricht und dadurch erleichtert. Ein Flugzeugentwurf ist ein aufwendiger Prozess nicht nur wegen der langen Rechnerzeiten die benötigt werden (vgl. **Herda 2008**). Könnte man nun mit der Nutzwertanalyse bestimmte Konfigurationmöglichkeiten ausschließen, müsste diese also nicht durchrechnen und überprüfen, würde sich der gesamte Prozess immens verkürzen.

Die Idee ist die Flügelposition des Referenzflugzeuges, ein zwei strahliger Passagier-Jet in Tiefdeckerkonfiguration mit einer Nutzlast von 17 t und einer Reichweite von 4800 km, durch Variation eines diskreten Parameters in eine Hoch- und eine Mitteldeckerkonfiguration zu ändern und diese verschiedenen Konfigurationen, einschließlich des Referenzflugzeuges mit Hilfe einer Nutzwertanalyse in Hinblick auf die Bodenabfertigungskosten und die direkten

Betriebskosten, den DOC zu bewerten. Die hierbei präferierte Option wird danach mit dem Flugzeugentwurfsprogramm PrADO gestaltet und berechnet. Die Ergebnisse der Berechnung werden in Bezug auf die Bodenabfertigungskosten und die DOC mit der Nutzwertanalyse und dem Referenzflugzeug verglichen.

### **1.3 Aufbau der Arbeit**

Der Hauptteil dieser Arbeit beschäftigt sich mit der Umsetzung einer Idee über die Nutzwertanalyse bis zum vollendeten Modell mit Hilfe von PrADO:

<b>Abschnitt 2</b>	vergleicht verschiedene Methoden zur Bewertung von bestimmten Problemen
<b>Abschnitt 3</b>	gibt einen Überblick über die möglichen, verschiedenen Alternativen des Flugzeugvorentwurfs
<b>Abschnitt 4</b>	beschreibt die Durchführung der Nutzwertanalyse
<b>Abschnitt 5</b>	erläutert die Arbeit mit PrADO und stellt die erzielten Ergebnisse vor
<b>Abschnitt 6</b>	vergleicht und bewertet die erzielten Ergebnisse
<b>Anhang A</b>	Vorgabedatei des Referenzflugzeuges

## 2 Überblick über verschiedene Bewertungsmethoden

Es gibt verschiedenste Arten der Bewertung und Analyse von Problemen. Von Fall zu Fall sind diese Analysen mehr oder weniger gut geeignet. Im Folgenden werden einige Bewertungsmethoden genannt und näher erläutert. Aus diesen Methoden wird dann die für den Flugzeugbau geeignetste ausgewählt. Hier speziell für vorliegendes Problem ,den Entwurf eines Passagierflugzeugs für eine einfache Bodenabfertigung betrachtet.

### 2.1 Kosten-Nutzen-Analyse

Die Kosten-Nutzen-Analyse (Cost-Benefit-Analysis) wird angewandt, wenn man den Nutzen und vor allem die Wirtschaftlichkeit einer Maßnahme oder einer Investition überprüfen will. Die Bewertung der Kriterien erfolgt monetär, das heißt bezogen auf die Kosten. Gängig ist diese Vorgehensweise auch in der öffentlichen Verwaltung. Diese Analysen sind in Deutschland seit 1969 bei öffentlichen Maßnahmen, sowohl in Bund und Ländern als auch Gemeinden vorgeschrieben. Um eine Kosten-Nutzen-Analyse durchzuführen, werden alle voraussichtlich anfallenden Kosten, der wahrscheinliche Nutzen und die möglichen Einnahmen in Verhältnis zueinander gesetzt. Die Analyse macht Erfolge und Risiken quantifizierbar und somit einfacher vergleichbar.

Der Ablauf einer Kosten-Nutzen-Analyse wird wie alle Wertanalysen in mehreren Schritten durchgeführt. Am Anfang wird die Aufgabe geklärt, das Problem wird definiert. Nun muss ein Zielsystem aufgestellt werden. In diesem Zielsystem werden Entscheidungskriterien und deren Gewichtung bei einem definiertem Problem festgelegt. Dies sind die Indikatoren die bestimmen welche Auswirkung die Realisierung einer Alternative auf ein entsprechendes Ziel hat.

Danach müssen die Rahmenbedingungen der vorliegenden Aufgabe geklärt werden. Es wird festgelegt welche Gegebenheiten einen relevanten Einfluss auf die Umsetzung haben. An diesem Punkt werden dann alle verfügbaren Alternativen ausgewählt und dargestellt. Die zu vergleichende Alternative wird als Null-Alternative bezeichnet. Nach dem Beschreiben möglicher Auswirkungen der Alternativen auf die zu erreichenden Ziele werden diese Auswirkungen monetär bewertet. Kosten sind negative, Erträge positive Bewertungen. Dabei gibt es aber auch Grenzfälle bei Zielkonkurrenzen. Nachfolgend muss eine Sensitivitätsanalyse durchgeführt werden. Es wird die Empfindlichkeit bzw. die Schwankung der Analyseergebnisse gegenüber Änderung der Eingangsdaten, wie Rahmenbedingungen oder Einschätzungen des Entscheiders, festgestellt.

Da Kosten und Nutzen meist zu unterschiedlichen Zeitpunkten auftreten muss, aufgrund von Zinsen und Inflation alles für einen heutigen Wert berechnet, d.h. abdiskontiert werden. Nach dieser Diskontierung folgt die eigentliche Kosten-Nutzen Betrachtung. Alle Nutzen und Kosten werden gegenübergestellt. Dafür werden alle Nutzwerte und alle Kosten addiert und dann der Quotient der beiden Summen gebildet, das Kosten-Nutzen-Verhältnis. Nun erfolgt noch eine Beschreibung der nicht monetären Faktoren. Diese werden gesondert betrachtet. Abschließend folgen die Gesamtbeurteilung und die Entscheidung für eine der vorher aufgezeigten Alternativen mit dem besten Kosten-Nutzen-Verhältnis. Nicht monetären Faktoren fließen nur in die abschließende Bewertung mit ein. (vgl. **Frank Scholles 2006**)

Ein Vorteil dieser Methode ist die direkte Vergleichbarkeit der verschiedenen Alternativen. Nachteilig ist hierbei aber die monetäre Bewertung, da nicht monetäre Faktoren keinen direkten Einfluss auf die Kosten-Nutzen-Analyse haben. Außerdem kann sich die Diskontierung je nach gewähltem Zinssatz unterschiedlich auf die verschiedenen Alternativen auswirken. Auch ist die Erfassung aller relevanten Rahmenbedingungen sehr schwer.

So wird die Kosten-Nutzen-Analyse meist in der Investitionsrechnung angewandt. Da in diese Arbeit das Thema Kosten nicht direkt einfließt und gewählte Faktoren nur schwer oder gar nicht monetär bewertbar sind, lässt sich diese Methode für dieses Ziel schlecht anwenden.

## 2.2 Kosten-Wirksamkeits-Analyse

Im Gegensatz zur Kosten-Nutzen-Analyse ist die Kosten-Wirksamkeits-Analyse (Cost-Effectiveness-Analysis) eine Bewertungsmethode für Alternativen, deren Nutzen nicht nur monetär gemessen werden können oder deren monetäre Messung in der Gesellschaft umstritten ist (vgl. **Hillebrand 2010**). Allgemein kann man sagen, man sucht die günstigste und zugleich wirksamste Alternative, wobei es sich hierbei auch um eine Handlungsalternative handeln kann.

Der erste Schritt ist erneut die Aufstellung eines Zielsystems. Hierbei wird ein Gesamtziel in mehrere Teilziele unterteilt. Die einzelnen Teilziele müssen hinsichtlich des Gesamtzieles gewichtet werden. So werden wichtige Teilziele zum Erreichen des Gesamtzieles höher gewertet als unwichtige. Als nächstes werden die Rahmenbedingungen für das Gesamtziel festgelegt und analysiert. Nun werden die Alternativen welche den Rahmenbedingungen entsprechen erarbeitet. Jeder Alternative werden nun zunächst Kosten zugeordnet. Diese werden nicht gewichtet und können sowohl monetärer als auch nicht monetärer Art sein.

Danach wird eine Wirksamkeitsanalyse durchgeführt. Es wird ermittelt in welchem Maße eine Alternative das auferlegte Gesamtziel erreichen kann. Ein Zielerreichungsgrad muss fest-

gelegt werden. Nun folgt wieder eine Diskontierung. Dabei werden Kosten und Wirkungen mit einem festzulegendem Zinssatz abdiskontiert. Es folgt eine Analyse von Unsicherheiten und Risiko. Hierfür werden die Risiken bei Kosten und Wirksamkeit mit Wahrscheinlichkeiten oder Unsicherheiten quantifizierbar und damit vergleichbar gemacht. Man kann allerdings hier schon erwähnen, dass aufgrund unvollkommener Information Kosten und Wirksamkeiten situationsbedingt unterschiedliche Resultate aufweisen können. Am Schluss der Analyse steht eine Entscheidungsempfehlung. Diese wird durch eine Kosten-Wirksamkeitsmatrix-Matrix (Tabelle 2.1) dargestellt. Es wird den Alternativen Kosten zugeordnet und ihre Wirksamkeit für die verschiedenen Ziele aufgetragen. Mit Hilfe dieser Matrix können Entscheidungsvorschläge generiert werden.

**Tabelle 2.1:** Kosten-Wirksamkeits-Matrix 

Alternative	Kosten	Wirksamkeit	Wirksamkeit	Wirksamkeit	Wirksamkeit
		Ziel 1	Ziel 2	Ziel 3	Ziel 4
A1	K1	W11	W12	W13	W14
A2	K2	W21	W22	W23	W24
A3	K3	W31	W32	W33	W34

Die Wirksamkeit einer Alternative kann durch die Kosten-Wirksamkeits-Analyse auch bei nicht monetär erfassbaren Zielen bewertet werden, da nur das Maß der Wirksamkeit bewertet werden muss. Auch hier fällt negativ ins Gewicht, dass es je nach angesetzttem Zinssatz der Diskontierung zu Schwankungen bei den Kosten der Alternativen kommen kann. Diese Analysemethode ist sehr von den subjektiven Einstellungen des Entscheiders abhängig (vgl. **Hüftle 2006**).

Außerdem können die einzelnen Alternativen nicht miteinander verglichen werden. Es kann keine Aussage über einen Vor- oder Nachteil einer Alternative gegenüber einer anderen getroffen werden. Es ist lediglich als eine Entscheidungshilfe anzusehen, die aber selten eine bestmögliche Alternative hervor bringt. Deshalb ist diese Methode für das hier vorliegende Problem ungeeignet.

## 2.3 Wirkungs- und Risikoanalyse

Mit Hilfe der Wirkungsanalyse werden die Auswirkungen der Realisierung einer Alternative abgeschätzt und bewertet. Allerdings werden hier nicht nur die Ergebnisse, sondern auch das Zustandekommen dieser Ergebnisse bewertet (vgl. **Hüftle 2006**). Dadurch können mit dieser Analysemethode sowohl rückwirkend als auch vorrausschauend Rückkopplungen und auch wechselseitige Abhängigkeiten verschiedener Auswirkungen untersucht werden.

Voraussetzung für eine Wirkungsanalyse ist eine sogenannte Systemanalyse, mit dieser wird das Gesamtsystem und dessen Wirkungsgefüge analysiert und modelliert. Dabei wird zwischen verschiedenen Wirkungen und den zugrundeliegenden Beziehungen unterschieden. Es gibt Kausalbeziehungen, dabei ist X Ursache von einer Wirkung Y, d.h. Y tritt ein, wenn X eintritt. Eine andere Beziehung ist die Korrelativbeziehung. Wobei X eine wahrscheinliche Ursache von Wirkung Y ist. Y tritt also wahrscheinlich ein, wenn X eintritt. Weiterhin gibt es die Koinzidenz, d.h. X und Y treten gleichzeitig auf. Es kann jedoch nicht bewiesen werden, dass X und Y eine Ursache-Wirkung Beziehung haben.

Bei einer Systemanalyse werden diese Ursache-Wirkungsbeziehungen als Wirkungsketten, Wirkungsdiagramme oder Wirkungsmatrizen dargestellt. Daraus können dann Schlüsselfaktoren bestimmt werden, welche das Systemverhalten beeinflussen können. Die Wirkungsanalyse betrachtet Interdependenzen und Zusammenhänge und kann sehr genaue Vorhersagen über die Effektivität der verschiedenen Alternativen treffen. Die vorherige Systemanalyse vertieft die Einsicht in das Problem. Allerdings ist es nahezu unmöglich alle Beziehungen und Einflüsse zu bestimmen und besonders zu quantifizieren. Das Verfahren wird sehr schnell unübersichtlich und aufwändig. Daraus resultierend ist das Ergebnis stark vom Wissen und der Überzeugung des Entscheiders abhängig.

Die Wirkungsanalyse wird oft bei Problemstellung angewandt bei der viele Wirkungen miteinander verknüpft sind. Sind viele Beziehungen mit Unsicherheiten behaftet ist oftmals eine Risikoanalyse sinnvoller. Bei einer Risikoanalyse wird das Produkt aus Eintrittswahrscheinlichkeit und dem Schadensausmaß gebildet. Anhand dieses Produktes wird das Risiko analysiert. Dies erfolgt in mehreren Teilschritten. Die wichtigsten Teilschritte sind die Risikoidentifikation, die Risikobewertung und die Risikoklassifikation. Bei der Risikoidentifikation werden Risikobereiche erfasst und weiter spezifiziert bis man nutzbare Einzelrisiken bestimmt hat. Die Risikobewertung berechnet oder schätzt Eintrittswahrscheinlichkeiten und Schadenshöhen identifizierter Einzelrisiken ab. Risikoklassifikationen können auf unterschiedlichste Arten durchgeführt werden. Die gebräuchlichste Art ist die Einteilung in geringe, mittlere und hohe Eintrittswahrscheinlichkeiten und Schadensausmaße.

Die Risikoanalyse hat vielfältige Anwendungsmöglichkeiten. Zum Beispiel als Warnsystem im operativen Betrieb von Anlagen oder auch bei der Planung und der Abschätzung möglicher Folgen riskanter Entscheidungen. Bei vorliegendem Problem geht es jedoch nicht um eine Risikoanalyse, sondern um eine Kostenbewertung.

## 2.4 Nutzwertanalyse

Die Nutzwertanalyse ist eine Hilfe zur systematischen Entscheidung komplexer Problemstellungen. Dabei wird der Nutzen einer Alternative mit den, durch diese Alternative verursach-

ten Kosten verglichen. Allerdings ist es auch möglich nicht monetäre Einflüsse in der Bewertung geltend zu machen. Diese Bewertungsmethode wird dadurch zu einer Erweiterung der Kosten-Nutzen-Analyse. Mit ihrer Hilfe werden Nutzwerte verschiedenster Lösungsalternativen erarbeitet und verglichen. Die Alternative mit dem höchsten Nutzwert ist auszuwählen. Der Nutzwert ist ein subjektiver Wert, der maßgeblich durch die Einstellung des Entscheiders bestimmt wird.

Die Durchführung einer Nutzwertanalyse erfolgt in mehreren Schritten. Zuerst wird das Problem definiert. Dann werden mögliche Alternativen erarbeitet und eine zu vergleichende Alternative festgelegt. Der wichtigste Schritt dieser Methode ist das Aufstellen des Zielsystems. Dieses sollte sehr gut strukturiert sein, um subjektive Entscheidungen rational zu gestalten. Es sollte möglichst in berechenbaren oder abschätzbaren Indikatoren enden. Die Indikatoren bestimmen welche Auswirkung die Alternative auf ein Ziel hat.

Nun erfolgt eine Zielgewichtung. Da nicht alle Einzelziele für das Gesamtziel von gleicher Priorität sind muss eine prozentuale Gewichtung erfolgen, wobei die Summe aller Gewichtungen 100% sein muss, um auch ein 100 prozentigen Gesamtnutzen zu erreichen. Wie wichtig welches Teilziel ist hängt dabei von den Präferenzen des Entscheiders ab. Die eigentliche Zielfindung ist ein kreativer Prozess welcher sowohl von der Kenntnis des vorliegenden Problems aber auch der Vorstellungskraft des Entscheiders abhängig ist (vgl. **Hüftle 2006**).

Bei der dann folgenden Bestimmung der Zielerträge geht es darum herauszufinden welche messbaren Auswirkungen eine bestimmte Alternative auf die Indikatoren hat, also in welchem Maße die Alternative sinnvoll für das zu erreichende Ziel ist. Anhand von Nutzenfunktionen wird danach bestimmt, wie sich der Nutzen bei Zu- oder Abnahme des Indikatorwertes verhält. Es wird damit ein Zielerreichungsgrad der verschiedenen Alternativen und somit Indikatorwerte errechnet.

Daraufhin kann der Gesamtnutzen der Alternativen durch eine sogenannte Wertsynthese ermittelt werden. Dies geschieht durch eine Vereinigung der einzelnen Ziele unter Berücksichtigung der Zielgewichtungen. Die Alternative mit dem höchsten Gesamtnutzen wird nun als die Beste ausgewählt.

Eine Anwendung dieser Bewertungsmethode erfolgt bei komplexen Entscheidungen, bei denen mehrere Einzelziele eine Rolle spielen, die Präferenz des Entscheiders berücksichtigt werden soll und wenn die einzelnen Kriterien nur schwer miteinander vergleichbar sind. Denn diese Methode ist sehr transparent und sehr leicht nachzuvollziehen. Man bekommt eine strukturierte Problemlösung, die aber auch sehr flexibel ist. Außerdem können Alternativen sehr direkt miteinander verglichen werden (vgl. **Zangemeister 1973**). Doch die Gewichtung der Ziele ist sehr vom Entscheider abhängig und falls es mehrere Entscheider mit verschiedenen Präferenzen gibt, könnte es Probleme bei der Einigung geben. Auch ist nicht sichergestellt, dass Alternativen immer unter demselben Aspekt verglichen werden.

Diese Methode erschien, aufgrund der nicht monetären Darstellbarkeit am geeignetsten um das vorliegende Problem zu analysieren. Darum erfolgt die Bewertung nachfolgend auch mit der allgemein anerkannten Methode der Nutzwertanalyse in der Systemtechnik nach Christof Zangemeister entschieden. Diese bietet eine multidimensionale Bewertung, welche für ein derart komplexes Problem angemessen ist.

## 3 Verschiedene Flügelpositionen im Vergleich

### 3.1 Tiefdecker

Ein Tiefdecker bezeichnet ein Flugzeug dessen Flügel unterhalb des Rumpfes angebracht sind. Heutige zivile Verkehrsflugzeuge sind meistens eine Tiefdeckerkonfiguration, wie z.B. der Airbus A320-200, dargestellt in Bild 3.1.



**Bild 3.1:** Beispiel eines Tiefdeckers, Airbus A320-200

Jede Konfiguration hat ihre Vor- und Nachteile. Wobei Vorteile oft Nachteile an einer anderen Stelle zur Folge haben. Deswegen müssen diese in Vergleichsstudien immer genau gegeneinander abgewogen werden.

So ist zum Beispiel die Konstruktion von Tiefdeckern leichter, da das Flügelgewicht beim Landen direkt auf die Fahrwerke drückt und nicht auf den Rumpf. Es kann damit auf eine schwerere, tragende Rumpfkonstruktion verzichtet werden. Auch die Fahrwerke selber können kurz und damit leicht konstruiert werden. Die unter dem Rumpf angeordneten Tragflächen haben allerdings einen negativen Bodeneffekt, d.h. in Bodennähe vergrößert sich, durch aerodynamische Effekte der Auftrieb. Dadurch wandert der Auftriebsangriffspunkt nach hinten und der Luftwiderstand wird kleiner. Deshalb schweben Tiefdecker bei der Landung länger, dies ist bei der Landung besonders auf kurzen Landebahnen unerwünscht.

Die Stabilität um die Längsachse ist bei unter dem Rumpf angebrachten Flügeln nicht sehr gut. Dies wird mit einer V-Stellung der Flügel ausgeglichen. V-Stellung bedeutet, dass die Flügel vom Rumpf bis zur Spitze angewinkelt sind. Dabei kann der Winkel sowohl aufwärts

als auch abwärts gerichtet sein. Wählt man einen aufwärts gerichteten Winkel, also eine positive V-Stellung so erreicht man eine Stabilisierung um die Längsachse (vgl. **Scholz 2009**). Gleichzeitig wird dadurch die Freigängigkeit von Flügeln und Triebwerken, die in den Luftfahrtvorschriften verlangt wird gewährleistet.

Ein weiteres Argument gegen den Tiefdecker ist die Sicht aus der Kabine. Sowohl für die Piloten als auch für die Passagiere verringert diese Flügelposition die Aussicht. Besondere Betrachtung in dieser Projektarbeit erfährt das Be- und Entladen von Flugzeugen. Auch hier ist der Tiefdecker im Nachteil, da Treppen und Ladehilfen erforderlich sind und die Flügel das einfache Rangieren behindern. Es muss ständig darauf geachtet werden die Flügel nicht zu beschädigen. Manchmal muss der Bereich um die Flügel zur Sicherheit extra abgesperrt werden. Auch dies kostet Zeit und Geld.

## 3.2 Mitteldecker

Als Mitteldecker wird ein Flugzeug bezeichnet, dessen Tragfläche in der Mitte des Rumpfes angeordnet ist. Dies ist eher bei kleineren Flugzeugen der Fall, wie das Segelflugzeug aus Bild 3.2 zeigt. Diese Konfiguration findet man in der zivilen Luftfahrt eher selten, da der Flügelkasten, also der Holm an dem die Tragfläche befestigt wird durch den Rumpf hindurch laufen muss. Dadurch ist ein durchgängiger Querschnitt von Kabine bzw. Frachtraum nicht möglich und es wird wertvoller Raum verschenkt. Oft ist der Kabinenboden direkt über dem Flügelkasten platziert, und wäre hierbei relativ hoch in der Rumpfsektion angebracht. Darunter leidet auch der Komfort der Passagiere, falls sie sich eventuell bücken müssen um durch die Kabine zu gehen oder die Kabine sehr tief ist. Der Blick aus der Kabine ist dadurch allerdings etwas ungestörter.



**Bild 3.2:** Segelflugzeug als Mitteldeckerkonfiguration

Bevorzugt wird diese Konfiguration wenn ein kleiner Widerstand bei hohen Fluggeschwindigkeiten verlangt wird. Denn die Mittellage von Flügeln weist den geringsten Interferenzwiderstand auf und der Auftriebsangriffspunkt liegt nahe dem Schwerkraftangriffspunkt (vgl. **Scholz 2009**). Deshalb ist diese Flügelkonstruktion als bester Kompromiss sehr oft bei kleineren Passagiermaschinen oder aber auch Segelflugzeugen zu finden, da hier die Kabine weniger oder gar nicht genutzt wird.

### 3.3 Schulter- und Hochdecker

Ein Schulterdecker ist ein Flugzeug dessen Tragfläche bündig an der Oberkante des Rumpfes angeordnet ist. Ein Hochdecker hingegen hat die Tragfläche weit oberhalb des Rumpfes angeordnet. Beispielsweise eine Cessna 150, wie Bild 3.3 zeigt. Diese muss dann über Streben oder eine Verlängerung der Spanten mit dem Rumpf verbunden werden.



**Bild 3.3:** Beispiel für einen Schulterdecker, Cessna 150

Vor- und Nachteile sind bei diesen beiden Konfigurationen ähnlich. Da sich diese Arbeit mit der Schulterdeckerkonfiguration beschäftigt werde ich auch nur diese im Folgenden erwähnen.

Durch eine Schulterdeckerkonfiguration erreicht man eine störungsfreie Sicht für die Passagiere sowie aus dem Cockpit. Außerdem erhält man eine stabilisierende Wirkung um die

Rollachse. Allerdings wirkt sich diese Flügelposition instabil auf die Gier-Roll-Schwingung aus.

Bei der Integration des Fahrwerkes gibt es verschiedene Möglichkeiten, die wieder unterschiedliche Auswirkungen haben. So können die Fahrwerke im Flügel integriert werden, dadurch wird aber eine gewisse Länge benötigt was Auswirkung auf das Gewicht hat. Werden die Fahrwerke im Rumpf integriert können diese kürzer ausgelegt werden und das Gewicht sinkt. Allerdings muss wiederum die Stabilität der Konstruktion erhöht werden, dadurch steigt dann das Gewicht, besonders des Rumpfs und es sind Rumpfverkleidungen erforderlich die zu einer Erhöhung des Widerstandes führen.

Den größten Vorteil, gerade in Bezug auf die bestmögliche Bodenabfertigung bietet aber das einfach Be- und Entladen eines Schulterdeckers. So ist der Rumpf leicht erreichbar, besonders bei einer vorhandenen Heckklappe wie es oft der Fall bei Transportflugzeugen ist. Aber auch bei Passagierflugzeugen sind die Türen besser zu erreichen, da beim Rangieren weniger Rücksicht auf die Flügel genommen werden muss. Nachteilig erweist sich hierbei oft die Höhe des Frachtabteils. Um das Passagierdeck auf einer wünschenswerten Höhe zu halten, wird das Frachtdeck oft abgeflacht (vgl. **Torrenbek 1982**) Dadurch kann die Fracht nicht so leicht in der Tiefe des Rumpfes verladen werden.

## 4 Von der Idee zur Nutzwertanalyse nach Zangemeister

### 4.1 Idee, Problemdefinition und Alternativen

Die Idee dieser Untersuchung ist es, ein konventionelles Flugzeug in der Tiefdeckerkonfiguration mit Hilfe einiger diskreter Parameter hinsichtlich der direkten Betriebskosten zu optimieren. In den DOC enthalten sind auch die Kosten für die Abfertigung.

Da der Entwurfsprozess aufwendig ist und deswegen nicht überflüssig sein sollte, muss aber zunächst geklärt werden, inwieweit sich die verschiedenen Variationen lohnen und welche Variante vermutlich das beste Ergebnis erzielt.

Eine Optimierung der DOC wird am besten erreicht in dem die Kosten für die Wartung und die Abfertigungsgebühren gesenkt werden. Andere Kostenstellen der direkten Betriebskosten sind von dieser leichten Variation nicht betroffen, wie z.B. die Versicherungskosten oder bleiben trotz der Variation der Flügelposition gleich wie die Kosten für die Besatzung. Hinsichtlich der Abfertigung hat sich die Schulterdeckerkonfiguration in der Vergangenheit oft als bester Kompromiss herausgestellt. Die Be- und Entladung ist so am unproblematischsten.

Bei Frachtflugzeugen hat sich diese Konfiguration auch deshalb durchgesetzt. Außerdem erreicht man so eine ausreichende Stabilität um die Längsachse und kann auf eine V-Stellung verzichten. Aufgrund dieser Erfahrungen im Bereich der Bodenabfertigung und der Wartung ist die Idee entstanden die konventionelle Tiefdeckerkonfiguration zu verändern. Es wird erwartet, dass sich die Schulterdeckerkonfiguration als bester Kompromiss herausstellt.

Ein Beispiel für einen Schulterdecker in der zivilen Luftfahrt stellt die Avro RJ-X Serie dar. Dieser Flugzeugtyp wurde 1992 von BAE Systems aus der BAE146 heraus entwickelt. Die Avro RJ-85, siehe Bild 4.1 unterscheidet sich in der Auslegung vom A320-200, soll aber dennoch als Beispiel angeführt werden. Unterschiede bestehen vor allem in der Nutzlast, die mit 10 t unter dem A320 liegen der eine Nutzlast von 17 t hat. Der A320 ist für 150 Passagiere ausgelegt während die RJ-85 bis zu 100 Passagiere transportieren kann. Daraus ergeben sich auch die etwas geringeren Ausmaße. Außerdem besitzt diese Passagiermaschine im Gegensatz zum A320 vier Triebwerke und nicht nur zwei.



**Bild 4.1:** Avro RJ-85

Eingesetzt wird die RJ-X Serie vor allem im Kurz- und Mittelstreckenbereich, sie ist besonders für steile An- und Abflüge geeignet.

Aufgrund der vielen zu beachtenden Einflüsse kann man aber keine einfache Lösung ermitteln und sollte die oben getroffenen Annahmen überprüfen. Dazu ist wie schon erwähnt die Nutzwertanalyse sehr gut geeignet.

Am Anfang der Nutzwertanalyse stehen die Problemdefinition und das Festlegen auf eine Nullalternative, mit der alle Alternativen am Ende verglichen werden. Das vorliegende Problem bezieht sich vor allem auf die schnellstmögliche Bodenabfertigung und günstigste Wartung eines zwei-strahligen Passagier-Jets mit einer Nutzlast von 17 t und einer Auslegungsbereichweite von 4800 km. Andere Vor- und Nachteile werden daher nur bedingt in diese Bewertung mit aufgenommen.

Als Nullalternative wird hier die Tiefdeckerkonfiguration gewählt, die häufigste im Passagierbetrieb zu findende Konfiguration. Alternativen in der Flügelposition sind, wie oben erwähnt die Mittel- und Schulterdeckerkonfiguration.

## 4.2 Zielprogramm mit Gewichtung

Es wird anfangs ein Zielprogramm aufgestellt. Dazu wird eine stufenweise Zielhierarchie entwickelt. Ziele mit einem gemeinsamen direkt übergeordneten Oberziel werden als Gruppe zusammengefasst. Das Zielprogramm besteht hier aus 3 Stufen mit 15 Elementen. Auf der

ersten Stufe steht die bestmögliche Bodenabfertigung eines Passagierflugzeuges. Diese gliedert sich in der zweiten Stufe in Sicherheit, Abfertigung, Komfort und die Flugvorbereitung.

Die Sicherheit setzt sich zusammen aus der Sicherheit vor Beschädigung durch Versorgungsfahrzeuge, der Triebwerksfreigängigkeit und der Sicherheit der Triebwerke vor, beim Starten angesaugter Kleinteile, den sogenannten Impact Schäden.

Die Abfertigung besteht aus den verschiedensten Prozessen dieses Vorgangs. Dem Be- und Entladen, dem Tanken, dem Auffüllen sonstiger Flüssigkeiten, dem Push-Back, dem Boarding der Passagiere, der Gepäckabfertigung, der Stromzufuhr und dem Catering. In diese Betrachtungen fließen auch die Bodenabfertigungskosten ein.

Als Komfort wird sowohl die Kabine, als auch die Sicht aus dem Cockpit und der Kabine betrachtet. Die Flugvorbereitung spielt hier nur eine untergeordnete Rolle, da sie mit der Abfertigung nur indirekt etwas zu tun hat. Hierbei wird zwischen der Kontrolle von Komponenten und der Wartung direkt am Flügel unterscheiden. Die Flugvorbereitung geschieht schon vor der Abfertigung oder danach. Einige Wartungsarbeiten müssen nur nach einer bestimmten Anzahl von Flügen durchgeführt werden. Die Flugvorbereitung erfolgt außerhalb des Flugbetriebes. Trotzdem hat sie Einfluss auf die Kosten und die Flügelposition kann die Flugvorbereitung beeinflussen. Tabelle 4.1 zeigt die gesamte Struktur dieses Zielprogramms bis zur dritten Stufe aber noch ohne die Gewichtung der einzelnen Elemente. Diese wird nachfolgend auf jeder Stufe des Zielsystems durchgeführt.

**Tabelle 4.1:** Zielprogramm ohne Gewichtung

Stufe	Nummer	Bezeichnung
1	1	Bestmögliche Bodenabfertigung
2	1	Sicherheit
	2	Abfertigung
	3	Komfort
	4	Wartung
	5	Direkte Betriebskosten
3	1	Beschädigung
	2	Impact Schäden; Triebwerk
	3	Triebwerk Freigängigkeit
	4	Beladen
	5	Entladen
	6	Betanken
	7	sonstige Flüssigkeiten
	8	Stromversorgung
	9	Boarding
	10	Catering
	11	Push-Back
	12	Innenraum Nutzung
	13	Sicht Piloten
	14	Sicht Passagiere
	15	Kontrolle von Komponenten
	16	Wartungsarbeiten direkt am Flügel
	17	Wartungskosten
18	Flughafengebühren	

Wie schon beschrieben sind nicht alle Teilziele für das Oberziel gleich wichtig. Deshalb muss an dieser Stelle eine Gewichtung erfolgen. Wobei die Summe der Teilgewichte 1 ergeben muss, damit ein 100% Gesamtnutzen vorhanden ist. Es müssen die relativen Gewichte der Kriterien bestimmt werden.

Dies wird zuerst auf der zweiten Stufe durchgeführt. Dazu wird eine Präferenzordnung erstellt. Es wird festgelegt welches Ziel das wichtigste, welches das zweitwichtigste ist und so weiter. Da es bei dieser Nutzwertanalyse um eine bestmögliche Bodenabfertigung geht und weniger um die Sicherheit habe wird die Abfertigung als wichtigstes Teilziel angesehen. Außerdem sind bei der Sicherheit keine Aspekte berücksichtigt, die die Flugsicherheit gefährden

würden, es handelt sich bei den betrachteten Kriterien nur um secondary damages. Es ist lediglich ein Startabbruch möglich. Da dies aber auch mit sehr hohen Kosten und einem Image-schaden verbunden ist, steht die Sicherheit an zweiter Stelle, noch vor den direkten Betriebskosten.

Spart man Betriebskosten, hat man als Fluggesellschaft eine höhere Gewinnspanne und eventuell profitieren auch die Passagiere davon, falls diese Einsparungen an sie weitergegeben werden. Der Flugzeughersteller kann das Flugzeug dadurch besser verkaufen. Doch ein Sicherheitsgefährdender Zwischenfall, würde weitaus höhere Kosten verursachen, selbst wenn es nicht so häufig vorkommt und man Betriebskosten bei jeder Wartung und jedem Start- und Landevorgang einspart. Außerdem hat die Sicherheit in der Luftfahrt immer höchste Priorität. Also ist  $P_1$ , die Sicherheit wichtiger als  $P_5$ , die DOC.

Auf die DOC folgt der Komfort. Dieser ist mitbestimmend für das Wohl der Passagiere und hier auch für die Auslastung der Nutzlast und damit für den Gewinn den man pro Flug erzielen kann. Die Flugvorbereitung hat dagegen nur einen kleinen Einfluss auf den Abfertigungsprozess. Darum steht diese hier an fünfter und letzter Stelle. Die einzelnen Präferenzen  $P_i$  werden laut ihrer Nummer aus Tabelle 4.1 benannt. Dann sieht die Präferenzordnung der zweiten Stufe folgendermaßen aus.

$$P_2 > P_1 > P_5 > P_3 > P_4 \quad (4.1)$$

Nun muss eine provisorische Gewichtung vorgenommen werden. Für jede Zielgruppe wird dafür ein bestimmter Wert angenommen. Dies erfolgt subjektiv.

$$2,1 > 2,0 > 1,8 > 1,4 > 0,4$$

Jetzt folgt eine sukzessive Korrektur der Schätzwerte (vgl. **Zangemeister 1973** S.211). Dazu muss festgelegt werden in welchem Verhältnis die Gewichte,  $g_i$  zueinander stehen. Die Abfertigung soll dabei genauso wichtig sein wie die Sicherheit, die Betriebskosten, die Flugvorbereitung und der ausnutzbare Raum zusammen.

$$g_2 = g_1 + g_5 + g_3 + g_4 \quad (4.2)$$

Mit den angenommenen Werten stimmt diese Beziehung nicht.

$$2,1 \neq 2,0 + 1,8 + 1,4 + 0,4$$

Es muss also eine Korrektur von Formel 2.3 erfolgen. Mit  $g_2 = 5,6$  stimmt die Annahme.

$$5,6 = 2,0 + 1,8 + 1,4 + 0,4$$

Da die Sicherheit ein wesentlicher Aspekt in Luftfahrt ist und bei allgemeinen Betrachtungen immer als wichtigstes Kriterium gilt, wird angenommen, dass

$$g_1 > g_5 + g_3 + g_4 \text{ ist.} \quad (4.3)$$

Auch diese Annahme muss korrigiert werden, denn

$$2,0 \not> 1,8 + 1,4 + 0,4.$$

Wenn  $g_1 = 3,7$  stimmt auch die Annahme der Formel 4.3.

Nun wird das Verhältnis von Betriebskosten zu Wartung und Komfort gebildet werden. Da die Kosten immer wichtige Faktoren darstellen und Wartung und Komfort keinen direkten Einfluss auf die Abfertigung haben, sollen die Betriebskosten wichtiger sein als diese beiden zusammen. Es muss

$$G_5 > g_3 + g_4 \text{ sein.} \quad (4.4)$$

$$1,8 \not> 1,4 + 0,4$$

$g_5$  ergibt sich dadurch zu 1,9.

Als letztes muss die Bildung des Verhältnisses zwischen Komfort und Flugvorbereitung erfolgen. Da die Flugvorbereitung für den Flugbetrieb weniger wichtig ist als der Komfort der Passagiere und dem Raum, den eine Fluggesellschaft nutzen kann, ist:

$$g_3 > g_4 \quad . \quad (4.5)$$

Hier ist keine Korrektur erforderlich, da vorher bei der Präferenzordnung schon die gleiche Annahme getroffen wurde. Im letzten Schritt erfolgt eine Normierung der Gewichte. Hierzu wird zuerst die Summe aller Gewichte gebildet.

$$G_1 + g_2 + g_5 + g_3 + g_4 = 13 \quad (4.6)$$

Nun erfolgt die Normierung auf einen Gesamtnutzen von 1 bzw. 100%. Die einzelnen Gewichte müssen dafür durch die Gesamtsumme dividiert werden.

$$g'_1 = g_1 / 13 = 0,284 \quad (4.7)$$

$$g'_2 = g_2 / 13 = 0,430 \quad (4.8)$$

$$g'_3 = g_3 / 13 = 0,107 \quad (4.9)$$

$$g'_4 = g_4 / 13 = 0,031 \quad (4.10)$$

$$g'_5 = g_5 / 13 = 0,146 \quad (4.11)$$

Die prozentuale Gewichtung der zweiten Stufe des Zielprogramms ist damit errechnet. Auf dieselbe Weise wird auf der dritten Stufe vorgegangen, um eine etwas weniger subjektive Gewichtung zu erhalten.

Bei der Gewichtung für die Abfertigung gestaltet sich diese Vorgehensweise allerdings etwas schwierig, da hier sehr viele einzelne Ziele vorliegen und es schon durch die Anzahl nur schwer möglich ist diese in ein Verhältnis zu setzen. Auch die Subjektivität für die verschiedenen Abfertigungsprozesse würde hier einen zu starken Einfluss haben. Darum wurden die Zeiten der verschiedenen Prozesse analysiert. Dabei wird davon ausgegangen, dass lange Prozesse mehr Potential zur Zeitersparnis haben als kurze.

Es werden also die Prozesszeiten zueinander ins Verhältnis gesetzt. Weitere Aspekte sind die Bodenabfertigungskosten und der grundsätzliche Einfluss der Flügelposition auf die Abfertigungsprozesse. Teure Abfertigungsprozesse sind sicherlich wichtiger, da Geld immer eine große Rolle spielt, auch bei der Abfertigung.

Es ist jedoch schwer eine konkrete Istkostenanalyse durchzuführen, da hohe Kostenschwankungen vorliegen (vgl. **Crönertz 2008**) Es wäre eine komplette Simulation notwendig, diese ist aber erst nach dem Entwurf durchführbar, da benötigte Daten noch nicht komplett vorliegen. Die hier erfolgte Kostenbewertung ist von daher quantitativ und beruht auf allgemein getroffenen Annahmen.

Einige Faktoren sind dabei nicht von der Flügelkonfiguration abhängig, wie Material und Lohnkosten. Andere Kostenfaktoren unterscheiden sich, weil sie die Abfertigungszeiten verändern und dadurch Lohn- und Gerätekosten variieren können. Da es eine quantitative Betrachtung ist werden keine einzelnen Kostenstellen betrachtet, sondern es wird nur das Verbesserungspotential abgeschätzt und bewertet.

Die Kosten eines Prozesses setzen sich aus Geräte-, Personal- und Ressourcenkosten zusammen. Wobei Geräte- und Personalkosten wiederum von der Einsatzzeit abhängig sind. Denn der Kostensatz pro Minute errechnet sich bei den Gerätekosten aus den Gemeinkosten der Geräte dividiert durch die Einsatzzeit der Geräte. Auch bei den Minutenkosten für das Personal wird ähnlich vorgegangen. Es wird die Gesamtarbeitszeit aus dem Produkt von der Arbeitszeit und der Anzahl der Arbeiter gebildet. Diese Gesamtarbeitszeit dividiert man durch die Arbeitszeit und man erhält die Minutenkosten des Personals.

Je nach Flughafen und den dort vorhandenen Materialien unterscheidet sich der Aufwand von Personal und Gerät. Wirkliche Ergebnisse können erst die Simulation und später die gemachten Erfahrungen erbringen. Eine Bewertung kann daher erst quantitativ erfolgen, wobei Zeit und Kosten einen geringeren Einfluss auf die bestmögliche Bodenabfertigung haben als der direkte Einfluss der Flügel.

So ist erfahrungsgemäß zum Beispiel ein Push-Back, also das Zurücksetzen des Flugzeuges sehr kurz und die Flügelposition ist fast gar nicht, höchstens beim Anfahren davon betroffen. Die Gerätekosten sind zwar sehr hoch, doch das Gerät wird nur kurz gebraucht. Auch muss nicht viel Personal und dieses nur sehr kurz eingesetzt werden. Also hat der Push-Back nur einen sehr geringen Anteil am Gesamtziel Abfertigung.

Anders verhält es sich mit dem Tanken. Die Tankfahrzeuge müssen direkt an das Flugzeug heranfahren und die Tanks befinden sich außerdem in den Flügeln. Es muss der Treibstoff bezahlt werden und es ist ein längerer Prozess, der auch mehr Personal und Geräte benötigt. Darum hat das Tanken einen sehr hohen Anteil an der Abfertigung.

Ein anderes Beispiel ist das Boarding. Zwar dauert dies mitunter am längsten und die Flügel beeinflussen das Anfahren von Treppen oder Brücken sehr direkt, aber dieser Anfahrvorgang stellt eben nur einen Bruchteil des Boardingvorganges dar. Die meiste Zeit stehen die Treppen oder Fluggastbrücken und haben keinen Einfluss auf die Abfertigung. Personal und Geräte müssen aber trotzdem bezahlt werden, haben aber einen geringeren Anteil an der optimalen Bodenabfertigung. Auch weil das Personal während des Boardingvorgangs andere Abfertigungsaufgaben übernehmen kann, zum Beispiel die Gepäckabfertigung. So wurde auch bei allen anderen Teilzielen verfahren. Die genaue Gewichtung kann man der Tabelle 4.2 entnehmen.

Die direkten Betriebskosten setzen sich aus vielen einzelnen Kostenstellen zusammen. So bildet die Summe der Kosten aus Abschreibung, Zinsen, Versicherung, Kraftstoff, Wartung, Besatzung und Gebühren die direkten Betriebskosten (vgl. **Scholz 2009**). Da hier drei verschiedene Flugzeugkonfigurationen verglichen werden, einige Grundannahmen aber gleich bleiben fallen für die Nutzwertanalyse einige Punkte weg. Versicherung, Zinsen, Kraftstoff und Besatzung sind unabhängig von der Flügelposition und werden deshalb auch nicht weiter betrachtet. Wartungskosten und Gebühren können sich aber je nach Flügelposition unterscheiden.

Die Wartung unterteilt sich in die Wartung an der Flugzeugzelle und die Wartung an den Triebwerken. Beides ist hier von Interesse.

Die Gebühren setzen sich zusammen aus den Landegebühren, den Abfertigungsgebühren, Flugsicherungsgebühren und der Flugberatung. Die Flugberatung wird für jeden Flugzeugtyp gleich sein, genauso wie die Abfertigungsgebühren. Diese werden in Abhängigkeit von der Nutzlast ermittelt und diese soll sich laut Aufgabenstellung nicht verändern.

Die Lande- und Flugsicherungsgebühren sind abhängig von der maximalen Startmasse. Ausgehend davon, dass sich das Strukturgewicht durch die Positionierung des Flügels verändert und die Nutzlast gleich bleibt, so ändert sich auch die maximale Startmasse, die aus der Summe von Leermasse, Nutzlast und Kraftstoffmasse gebildet wird. Nun muss also ein Ver-

hältnis aus Gebühren und Wartungskosten gebildet werden. Dabei ist es von Interesse welchen Anteil diese an den Gesamtkosten haben. Diese Anteile, ermittelt aus Daten der Vergangenheit werden einfach ins Verhältnis setzen und so wird bestimmt, wie wichtig diese für das vorliegende Problem sind.

Bei vorliegendem Flugzeugtyp wird aufgrund bisheriger Erfahrungen davon ausgegangen, dass die Wartung einen Anteil von 13% und die Gebühren einen Anteil von ca. 7 % an den gesamten Betriebskosten hat. Zusammen ist das ein Anteil von 20 %. Die Wartung trägt von diesen 20 % einen Anteil von 65%, die Gebühren schlagen mit 35% zu Buche. Diese Werte werden für die folgende Analyse verwendet.

Die Gewichtung der Sicherheit folgt wieder nach der Methode der sukzessiven Vergleiche. Dabei ist die Freigängigkeit der Flügel für die Abfertigung weniger wichtig als die Sicherheit vor Beschädigungen am Flugzeug und Impact Schäden, da diese einen Startabbruch zur Folge hätte. Da davon ausgegangen wird, dass Beschädigungen durch Versorgungsfahrzeuge eine größere Auswirkung haben und öfter Auftreten als starke Impact Schäden, lautet die Präferenzordnung: Beschädigungen ist wichtiger als Impact Schäden, was wiederum wichtiger als die Freigängigkeit ist, also:

$$P_1 > P_2 > P_3 \quad (4.12)$$

und damit

$$g_1 > g_2 > g_3 \quad (4.13)$$

Die Präferenzen dieser Gewichtung lauten:

$$0,5 > 0,4 > 0,2 \quad .$$

Mit der Annahme dass Impact Schäden nicht so häufig zu Startabbrüchen führen, wird davon ausgegangen, dass die Freigängigkeit und die Impact Schäden zusammen weniger wichtig sind als die Beschädigung durch Versorgungsfahrzeuge.

$$g_1 > g_2 + g_3 \quad (4.14)$$

$$0,5 \not> 0,4 + 0,2$$

Durch Korrektur folgt:

$$0,7 > 0,4 + 0,2 \quad .$$

Da die Freigängigkeit für die Abfertigung nur eine untergeordnete Rolle spielt wird angenommen, dass:

$$g_2 > g_3 \quad (4.15)$$

$$0,4 > 0,2 \quad .$$

Die Summe aller Gewichte dieser Stufe ergibt:

$$0,7 + 0,4 + 0,2 = 1,3 \quad .$$

Nun wird wiederum der Quotient gebildet um die prozentuale Gewichtung zu erhalten.

$$g'_1 = g_1 / 1,3 = 0,54 \quad (4.16)$$

$$g'_2 = g_2 / 1,3 = 0,31 \quad (4.17)$$

$$g'_3 = g_3 / 1,3 = 0,15 \quad (4.18)$$

Nach dem gleichen sukzessiven Verfahren werden noch die Einzelkriterien für Komfort und Flugvorbereitung bewertet. Auch diese Ergebnisse sind in Tabelle 4.2 zu finden. Dabei ist anzumerken, dass die Flugvorbereitung nur aus zwei Einzelkriterien besteht und dadurch eine Korrektur nicht nötig ist. Die angenommenen Schätzwerte haben sich als ausreichend gezeigt und werden so für die Nutzwertanalyse übernommen.

**Tabelle 4.2:** Zielprogramm mit Gewichtung

Stufe	Nummer	Bezeichnung	Gewichtung		
			Gewichtungsfaktor in %	$\Sigma$	
1	1	Bestmögliche Bodenabfertigung	100		
				100	
2	1	Sicherheit	28		
	2	Abfertigung	43		
	3	Komfort	11		
	4	Wartung	3		
	5	Direkte Betriebskosten	15		
				100	
3	1	Beschädigung	54		
	2	Impact Schäden; Triebwerk	31		
	3	Triebwerk Freigängigkeit	15		
					100
	4	Beladen	15		
	5	Entladen	15		
	6	Betanken	25		
	7	sonstige Flüssigkeiten	9		
	8	Stromversorgung	7		
	9	Boarding	18		
	10	Catering	6		
	11	Push-Back	5		
					100
	12	Innenraum Nutzung	68		
	13	Sicht Piloten	17		
	14	Sicht Passagiere	15		
					100
	15	Kontrolle von Komponenten	70		
16	Wartungsarbeiten direkt am Flügel	30			
				100	
17	Wartungskosten	65			
18	Flughafengebühren	35			
				100	

### 4.3 Zilerträge

Die Alternativen werden durch Aufstellen der Zilertragsmatrix detailliert beschrieben. Die Nutzwertanalyse wird auf der 3. Stufe des Zielsystems vorgenommen. Es werden also die Ziele der dritten Stufe über den verschiedenen Alternativen abgebildet, siehe Tabelle 4.3. Eine Bewertung erfolgt erst in der Wertsynthese.

**Tabelle 4.3:** Zilertragsmatrix

		Zilertragsmatrix		
Kriteriengruppe		Sicherheit/secondary damages		
Nummer		1	2	3
Einzelkriterium		Beschädigung	Impact Schäden	Freigängigkeit
Alternativen	Tiefdecker			
	Mitteldecker			
	Schulterdecker			
Kriteriengruppe		Abfertigung		
Nummer		4	5	6
Einzelkriterium		Beladen	Entladen	Tanken
Alternativen	Tiefdecker			
	Mitteldecker			
	Schulterdecker			
Kriteriengruppe		Abfertigung		
Nummer		7	8	9
Einzelkriterium		sonst. Flüssigkeiten	Strom	Boarding
Alternativen	Tiefdecker			
	Mitteldecker			
	Schulterdecker			
Kriteriengruppe		Abfertigung		
Nummer		10	11	
Einzelkriterium		Catering	Push-Back	
Alternativen	Tiefdecker			
	Mitteldecker			
	Schulterdecker			
Kriteriengruppe		Komfort		
Nummer		12	13	14
Einzelkriterium		Innenraum Nutzung	Sicht Piloten	Sicht Passagiere
Alternativen	Tiefdecker			
	Mitteldecker			
	Schulterdecker			
Kriteriengruppe		Flugvorbereitung		
Nummer		15	16	
Einzelkriterium		Kontrolle	Wartungsarbeiten	
Alternativen	Tiefdecker			
	Mitteldecker			
	Schulterdecker			
Kriteriengruppe		Direkte Betriebskosten		
Nummer		17	18	
Einzelkriterium		Gebühren	Wartungskosten	
Alternativen	Tiefdecker			
	Mitteldecker			
	Schulterdecker			

## 4.4 Die Wertsynthese

Für die Ermittlung der besten Alternative erfolgt die Wertsynthese. Zuerst muss aber immer die prozentuale Gewichtung der Einzelziele ihrer Obergruppe angepasst werden. Jede Gruppe der zweiten Stufe enthält nur einen Bruchteil des Oberziels, der einfachen Bodenabfertigung. Um diese Gewichtung nun auch in die dritte Stufe einfließen zu lassen werden die Gewichte der Einzelkriterien mit der Gewichtung der Kriteriengruppe multipliziert.

Zum Beispiel hat die Flugvorbereitung einen Anteil am Gesamtziel von 3%, die Kontrolle an diesem Ziel wiederum einen Anteil von 70% und die Wartung einen Anteil von 30%. 70% von 3 sind 2 und 30% von 3 sind 1. Diese Werte können dann in die Zielesmatrix übernommen werden. Dieser Schritt muss für jedes Einzelkriterium wiederholt werden. Die Ergebnisse sind in Tabelle 4.4 zu finden.

Nun kann die eigentliche Wertsynthese erfolgen. Dies kann auf unterschiedlichste Weisen geschehen. In diesem Fall liegen gut vergleichbare Alternativen vor, diesen wird entsprechend den Zielen eine Rangordnung gegeben. Es wird dann von einer ordinalen Bewertung gesprochen. Dazu bekommt jede Alternative schrittweise zu jedem Ziel der dritten Stufe einen Rang zugeordnet. Diese Methode stellt die vergleichsweise geringsten Anforderungen an eine Urteilsperson. Die Alternativen werden komplett geordnet und miteinander vergleichbar gemacht und es ist zudem noch gut nachvollziehbar.

Bei dieser Methode wird aber auch unterstellt, dass die Rangplätze miteinander vergleichbar sind oder auch gleiche Werteeinheiten haben. Der Entscheidungsträger muss dies akzeptieren. Nur so kann eine ordinale Wertsynthese rational angewendet werden. Denn nun muss eine Berechnung durchgeführt werden und hätten die Ränge theoretisch andere Einheiten wären sie eben nicht errechenbar und es würde kein sinnvolles Ergebnis.

**Tabelle 4.4:** Ordinale Zielwertmatrix

		Ordinale Zielwertmatrix			
Kriteriengruppe		Sicherheit/secondary damages			
Nummer		1	2	3	Σ
Einzelkriterium		Beschädigung	Impact Schäden	Freigängigkeit	
Gewichtung		15	9	4	28
Alternativen	Tiefdecker	3	3	3	3
	Mitteldecker	2	2	2	2
	Schulterdecker	1	1	1	1
Kriteriengruppe		Abfertigung			
Nummer		4	5	6	Σ
Einzelkriterium		Beladen	Entladen	Tanken	
Gewichtung		6	6	11	
Alternativen	Tiefdecker	1	1	1	
	Mitteldecker	3	3	2	
	Schulterdecker	2	2	3	
Kriteriengruppe		Abfertigung			
Nummer		7	8	9	Σ
Einzelkriterium		sonst. Flüssigkeiten	Strom	Boarding	
Gewichtung		4	3	8	
Alternativen	Tiefdecker	3	3	3	
	Mitteldecker	2	2	2	
	Schulterdecker	1	1	1	
Kriteriengruppe		Abfertigung			
Nummer		10	11		Σ
Einzelkriterium		Catering	Push-Back		
Gewichtung		3	2		43
Alternativen	Tiefdecker	3	3		2
	Mitteldecker	2	2		3
	Schulterdecker	1	1		1 (9)

		Ordinale Zielwertmatrix			
Kriteriengruppe		Komfort			
Nummer		12	13	14	Σ
Einzelkriterium		Innenraum Nutzung	Sicht Piloten	Sicht Passagiere	
Gewichtung		7	2	2	11
Alternativen	Tiefdecker	1	3	3	2
	Mitteldecker	3	2	2	3
	Schulterdecker	2	1	1	1
Kriteriengruppe		Flugvorbereitung			
Nummer		15	16		Σ
Einzelkriterium		Kontrolle	Wartungsarbeiten		
Gewichtung		2	1		3
Alternativen	Tiefdecker	1	1		1 (9)
	Mitteldecker	2	2		2 (6)
	Schulterdecker	3	3		3 (3)
Kriteriengruppe		Betriebskosten			
Nummer		17	18		Σ
Einzelkriterium		Gebühren	Wartungskosten		
Gewichtung		5	10		15
Alternativen	Tiefdecker	1	1		1
	Mitteldecker	2	2		2
	Schulterdecker	3	3		3

Einige Ränge werden im Folgenden noch näher erläutert, um die Bewertung verständlich zu machen und zu erklären.

Für die Sicherheit der Flügel ist die Höhe entscheidend, dabei ist egal welches Teilziel man betrachtet. Am sichersten ist hier eine hohe Position, da Versorgungsfahrzeuge diese am we-

nigsten gefährden und somit auch kein Schaden anrichten können. Auch das Ansaugen von Kleinteilen, die sich auf dem Boden befinden, durch die Triebwerke ist am unwahrscheinlichsten wenn sich die Triebwerke an einer höheren Position befinden. Dabei wird hier nicht spezifiziert wo sich die Triebwerke befinden. Beim Mittel- und Schulterdecker wäre eine Position unter den Flügeln oder am Heck des Rumpfes denkbar.

Für die Abfertigung ist es sehr wichtig inwieweit die Versorgungsmannschaften ungestört arbeiten können und somit auf Personal verzichtet werden und Zeit eingespart werden könnte. Diese Aspekte gehen direkt in die Kosten für die Abfertigung mit ein, welche bei dieser Wertsynthese eine nicht unwichtige Rolle spielen. Die Schulterdeckerkonfiguration hat sich hier, außer bei der Be- und Entladung und der Betankung als Optimum herausgestellt. Ausschlaggebend hierfür ist, dass die Flügel am wenigsten Einfluss auf die Versorgungsfahrzeuge haben. Die Versorgungsmannschaften müssen nicht so sehr auf die Flügel achten und können so ungestörter arbeiten. Dadurch könnte auch am ehesten Personal oder Gerät eingespart werden.

Bei der Betankung stellt sich das etwas anders dar, weil sich die Tanks in den Flügeln befinden und somit beim Tiefdecker sehr leicht zu erreichen sind. Es wird weniger Zeit und weniger Personal benötigt. Eventuell wird für den Hochdecker auch noch anderes Gerät benötigt. Dieses könnte teurer sein, Personal müsste neu angelehrt werden, was wiederum nicht unerhebliche Kosten verursachen würde.

Bei einer Wertanalyse müssen immer wieder verschiedene Vor- und Nachteile der angestrebten Alternativen gegeneinander abgewogen werden, um eine Rangfolge zu bilden. So auch beim Be- und Entladen beim Teilziel der Abfertigung. Der Tiefdecker liegt hier noch vor dem Schulterdecker auf Rang eins, auf dem dritten Rang steht der Mitteldecker. Allerdings hat sich die Bewertung als schwierig erwiesen, da es einige Argumente sowohl für als auch gegen die verschiedenen Alternativen gibt. Das oben schon erwähnte Argument der freien Zugänglichkeit, besonders der Frachttore spricht für den Schulterdecker. Der Vorteil des Tiefdeckers ist allerdings, dass die Fracht leichter in der Tiefe zu Verladen ist als beim Schulterdecker. Denn das Deck des Tiefdeckers kann in der Regel höher angesetzt werden und somit kann auch die Fracht leichter in die Tiefe des Flugzeuges verladen werden. Dadurch wird aber für den Tiefdecker, im Gegensatz zu einem Schulter- und Mitteldecker bestimmt kein anderes Gerät benötigt und ein schnelles Be- und Entladen ist gewährleistet. Es würden keine Mehrkosten entstehen und der Abfertigungsprozess würde beim Schulterdecker nicht wesentlich beschleunigt werden. Es ist nicht sicher ob dieses Argument bei der folgenden Entwurfsphase zum Tragen kommt, da es sich bei der Wertsynthese aber um eine allgemeine Betrachtung handelt muss es hier aufgeführt werden.

Beim Komfort unterscheiden sich die Argumente für die Ränge der Unterziele. Hier muss man zwischen Nutzung des vorhandenen Raums und der Sicht unterscheiden. Bei der Sicht ist der Schulterdecker klar im Vorteil, denn seine Flügel ermöglichen eine ungestörte Sicht. Mittel- und Tiefdecker unterscheiden sich hier nicht sehr stark, aber beim Tiefdecker liegen die

Flügel noch mehr im Sichtfeld von Piloten und Passagieren, ausgehend von einem zivilen Passagierflugzeug.

Bei der Innenraumnutzung belegt wiederum der Mitteldecker den dritten Rang, da hier wie schon erwähnt der Flügelkasten direkt durch die Kabine gehen muss. Der Schulterdecker ist hier etwas im Vorteil, denn der Flügel sitzt über dem Rumpf und die Durchgängigkeit der Kabine wird wenn überhaupt, nur wenig gestört. Beim Tiefdecker wird auch ein Flügelkasten benötigt, dieser geht meistens unter der eigentlichen Passagierkabine durch den Frachtraum. Allerdings wird dadurch eben dieser Frachtraum belegt.

Bei der Flugvorbereitung ist wieder die Erreichbarkeit der Flügel das entscheidende Argument. Techniker können einen Flügel natürlich besser erreichen und warten, wenn er nah am Boden ist. Dann benötigen sie vielleicht sogar keine Hilfsmittel und können schnell arbeiten. Dementsprechend landet hier der Tiefdecker auf Rang eins, der Mitteldecker auf Rang zwei und der Hochdecker auf dem dritten Rang.

Von den direkten Betriebskosten werden hier nur die Gebühren und die Wartungskosten betrachtet. Ein Tiefdecker ist sicher einfacher zu warten und Teile wie die Triebwerke können leichter abmontiert werden, denn die zu wartenden Teile befinden sich in Bodennähe und sind von daher leichter zugänglich. Die Gebühren beschränken sich auf die Landegebühren und auf die Gebühren für die Flugsicherung. Beide sind abhängig vom maximalen Startgewicht. Je höher dieses ist, desto teurer. Ein Tiefdecker wird am leichtesten sein, denn es kann auf eine schwerere, flügeltragende Rumpfkonstruktion verzichtet werden. Auch die Fahrwerke werden kürzer und leichter. Dabei ist es an dieser Stelle noch nicht von Bedeutung um wie viel der Tiefdecker leichter sein wird, sondern nur das er leichter ist.

Für die eigentliche Berechnung werden dann die Werte der Ränge „umgedreht“. Der erste Platz erhält drei Punkte, der zweite Zwei Punkte und der dritte Platz erhält noch einen Punkt. Nachdem nun schrittweise alle Ränge der dritten Stufe vergeben wurden, werden die Werte der Ränge mit der prozentualen Gewichtung der Einzelziele multipliziert und dann für jede Alternative addiert. Die Alternative mit den meisten Punkten erhält dann Rang eins für das jeweilige Oberziel.

Der Mitteldecker erreicht zum Beispiel bei der Beschädigung, den Impact Schäden und der Freigängigkeit den zweiten Rang. Diese Teilziele sind insgesamt mit 28% gewertet. Multipliziert mit zwei, ergibt sich für das Oberziel Sicherheit eine Punktzahl von 56. So wird nach und nach die Rangordnung der zweiten Stufe ermittelt. In Tabelle 4.4 ist die Rangordnung, sowohl der dritten als auch der zweiten Stufe dargestellt. In Klammern dahinter die erreichte Punktzahl.

Nachdem die Rangordnung der zweiten Stufe errechnet ist, werden wie zuvor die Werte dieser Ränge mit der prozentualen Gewichtung der Einzelziele der zweiten Stufe multipliziert,

um das Gesamtergebnis für die erste Stufe zu erhalten. So ist zum Beispiel die beste Alternative in Sachen Komfort der Schulterdecker. In diesem Fall bekommt diese Konfiguration also drei Punkte multipliziert mit 14% ergibt 28 Punkte für das Endergebnis. So verfährt man mit allen Zielen.

Diese Punkte der Oberziele addiert ergibt die Endwertung für die verschiedenen Alternativen. Nachdem diese Berechnung erfolgt ist, ist eine Entscheidung für eine der drei Alternativen aufgrund der vergebenen Punkte sehr gut möglich.

## 4.5 Diskussion des Ergebnisses

Das Ergebnis der Wertsynthese kann der Tabelle 4.5 entnommen werden.

**Tabelle 4.5:** Ergebnis der Wertsynthese

		Optimale Bodenabfertigung
Alternativen	Tiefdecker	2 (190)
	Mitteldecker	3 (146)
	Schulterdecker	1 (264)

Für eine optimale Bodenabfertigung erweist sich wie erwartet der Schulterdecker als die bei Weitem beste Alternative. Am schlechtestem schneidet bei dieser Betrachtung der Mitteldecker ab. Dies liegt vor allem an den Nachteilen in der Abfertigung, welche 43% des Gesamtergebnisses ausmacht. Zwar stören die Flügel den Abfertigungsprozess nicht so stark wie die eines Tiefdeckers, doch beim Be- und Entladen sind sie hinderlich, gerade wegen der Positionierung der Decks. Diese beiden Prozesse haben zusammen eine Gewichtung von 30% was bei der Vielzahl von Abfertigungsvorgängen schon der größte Anteil ist. Diese Abfertigung hatte bei dieser Betrachtung den größten Einfluss, andere Aspekte wie die Flugsicherheit, das Design, die Flugperformance und Fertigungsprozesse wurden hier gar nicht bewertet.

Eine Nutzwertanalyse hat immer einen gewissen subjektiven Einfluss. Mit Hilfe der benutzten Methoden werden diese allerdings minimiert und eine möglichst objektive Betrachtung erreicht. Das Ergebnis ist bei den betrachteten Faktoren nicht überraschend, da diese dem Schulterdecker entgegenkommen. Würden allerdings alle Fakten die ein Flugzeug betreffen in die Bewertung mit einfließen lassen, fehlt es den Ergebnissen an der Übersichtlichkeit.

An den Ergebnissen ist auch sehr gut erkennbar, dass bestimmte Konfigurationen Vorteile bringen, die dann wiederum Nachteile mit sich ziehen und umgekehrt. So ist der Tiefdecker bei den betrachteten Kostenaspekten im Vorteil, bringt aber eine gewisse Sicherheitsgefährdung mit sich, was von dem Bodenpersonal eine erhöhte Wachsamkeit erfordert. Was wiederum zu längeren Abfertigungsprozessen und damit Kosten führt. Bei einigen Kriterien sind

die Abstände sehr groß, andere Bewertungen sind sehr knapp, was auch an der Gewichtung der einzelnen Ziele liegt.

Deutlich zu sehen ist der Nachteil des Mitteldeckers. Das bestätigt, warum diese Konfiguration in der zivilen Luftfahrt nur wenig Anwendung findet. Überraschend ist der kleine Abstand zum Tiefdecker. Dies spiegelt nicht die Gesamtverhältnisse wieder, sondern resultiert genau wie der große Vorsprung des Schulterdeckers vor allem aus der subjektiven Gewichtung.

Die Abfertigung macht fast die Hälfte der Gesamtbewertung aus, dies entsteht allerdings schon aus der Problemdefinition. Würde ein anderes Problem vorliegen kämen vielleicht auch andere Ergebnisse heraus. So darf unter anderem nicht vergessen werden, dass der Tiefdecker sich mittlerweile etabliert hat und Fluggäste sich an solche Flugzeuge gewöhnt haben und nicht gewährleistet ist, ob andere Konfigurationen, wie zum Beispiel der Nurflügler überhaupt angenommen würden.

Dass der Tiefdecker überhaupt auf dem zweiten Rang ist, liegt zum einen an der Abfertigung aber auch an den direkten Betriebskosten. Diese beiden Aspekte sorgen für den kleinen Vorsprung.

Für die Bearbeitung in PrADO wurde aber letztlich der Schulterdecker gewählt. Die Nutzwertanalyse offenbart die Vorteile, die diese Flügelkonfiguration für eine optimale Bodenabfertigung besitzt, sehr deutlich. Nur bei der Flugvorbereitung und den direkten Betriebskosten erreicht diese nicht den ersten Rang. Welche Auswirkungen dies auf das Gesamtergebnis hat ist zu diesem Zeitpunkt nicht vorhersagbar. Die Flugvorbereitung muss sich erst in der Praxis bewähren um genaue Angaben darüber zu machen. Die direkten Betriebskosten können nach einem Entwurf durch PrADO schon sehr genau berechnet werden.

Bei allen anderen Kriterien erreicht der Schulterdecker den ersten Rang. Diese Rangfolge basiert auch auf Erfahrungen aus der Vergangenheit. Zwar müssen auch hier Annahmen getroffen werden, doch sind diese weniger subjektiv. Ausgenommen der Kosteneinfluss auf die Abfertigungsprozesse. Alles andere ist sehr gut nachzuvollziehen. Diese Voraussetzungen machen den Schulterdecker zum optimalen Kandidaten für eine bestmögliche Bodenabfertigung

## 5 Der Entwurf mit PrADO

Das Programm PrADO (Preliminary Aircraft Design and Optimisation program) wurde in den neunziger Jahren von Professor Heinze am Institut für Flugzeugbau und Leichtbau an der TU Braunschweig entwickelt und seitdem ständig verbessert. Es beschäftigt sich mit dem Vorentwurf und der Optimierung von Flugzeugen. Es bietet außerdem die Möglichkeit bestehende Flugzeuge einem Nachentwurfsprozess zu unterziehen, um die Daten mit bestehenden zu vergleichen.

### 5.1 Allgemeines

PrADO basiert auf der Computersprache Fortran und setzt sich aus verschiedenen Programmen zusammen (vgl. **Herda 2008**). Es gibt Vorgabedateien, in denen alle erforderlichen Daten zur Entwurfsberechnung enthalten sind. Die Vorgabedatei unterteilt sich in verschiedene Datenbanken, die sich alle mit unterschiedlichen Sektionen des Flugzeuges beschäftigen. Für den Rumpf gibt es eine Datenbank, die sich ausschließlich mit den Daten des Rumpfes wie Positionierung, Wanddicke und Material beschäftigt.

In diesen Datenbanken gibt es Template Dateien. Diese werden von PrADO eingelesen und beinhalten bestimmte Geometriedaten. So gibt die Template Datei des Rumpfes an welche Form der Rumpf hat. Dazu wird der Rumpf in Bug, Mittelteil und Heck unterteilt. In diesen Sektionen werden x-, y-, z-Positionen festgelegt an welchen die Form des Rumpfes bestimmt wird.

So wird zuerst die Flugzeuggeometrie bestimmt. Diese wird mit Hilfe des Programms Tecplot dreidimensional animiert. Sind die erzielten Ergebnisse zufriedenstellend folgt die eigentliche Berechnung, die sogenannte Einzelanalyse. Diese überprüft ob die eingegebene Konfiguration nach heutigem Technologiestand überhaupt realisierbar ist. Dieser Prozess läuft iterativ ab. Die Variablen werden bei jedem Rechenschritt geändert bis sie optimal sind, d.h. bis das Ergebnis konvergiert. Weisen die Rechenschritte keine Konvergenz auf, so ist der Entwurf nicht realisierbar.

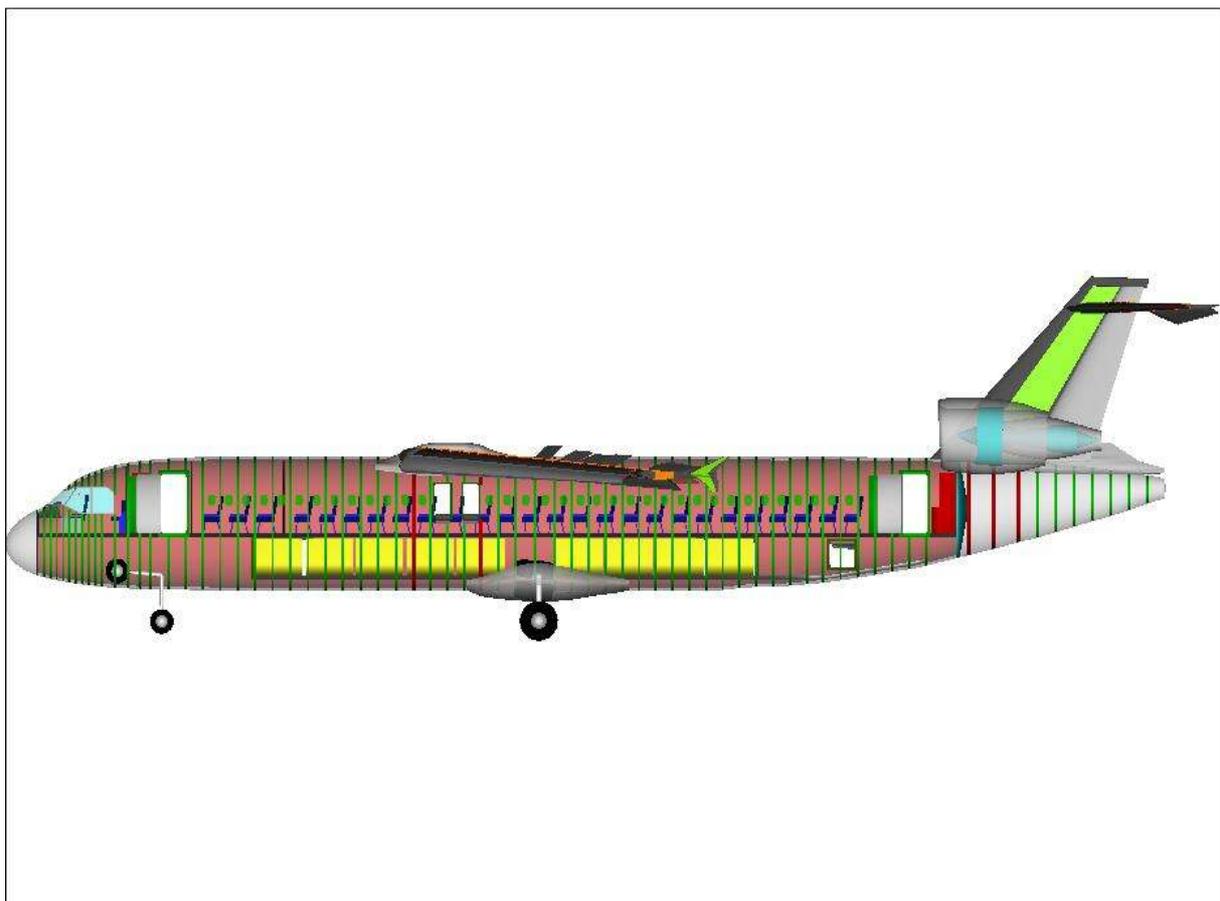
### 5.2 Der Entwurf mit PrADO

Um beide Konfigurationen endgültig miteinander vergleichen zu können ist es notwendig diese mit PrADO zu entwerfen. Als Vorgabe- und Vergleichsdatei wird bei diesem Entwurfsprozess die schon vorhandene Datei des Referenzflugzeuges A320-200 gewählt. In ihr sind alle anfangs benötigten Daten vorhanden. Als erstes wird die geforderte Zielstellung realisiert, in-

dem die z-Position des Flügels verändert wird. Die Flügelkonfiguration ist in der Datenbank Nr. 3 vorhanden

### 5.2.1 Die Konfiguration des Flügels

In PrADO gibt es verschiedene Möglichkeiten Teile zu positionieren. Je nach Variablen Eingabe wird der Flügel entweder am Rumpf, am Seitenleitwerk oder in einer beliebigen Lage im Raum positioniert. In der Vorgabedatei ist der Flügel am Rumpf montiert und bei  $z = -0,6$  positioniert. Die Montage am Rumpf wird beibehalten. Bei der Montage am Rumpf sind noch folgende Parameter zu beachten. Die relativen x- und z-Koordinaten im Rumpf-Koordinatensystem, die Lage des Flügeldrehpunkts in Prozent und der Nickwinkel in Grad. Alle Parameter bis auf die z-Koordinate werden hier beibehalten. Die Position der Höhe wird nun auf  $z = 0,92$  geändert, siehe Bild 5.1. Eine höhere Positionierung ist hier nicht möglich.



**Bild 5.1:** Seitenansicht des Schulterdeckers

Aus der höheren Position ergeben sich wieder andere Variablen des Flügels die geändert werden müssen. Eine V-Stellung des Flügels ist nun nicht mehr notwendig, da die Stabilität um die Längsachse durch eine Schulterdeckerkonfiguration gewährleistet ist. Außerdem haben die Flügel genug Freigang, um beim Landen nicht gefährdet zu sein.

Dafür ist es nötig den Tragflächengrundriss des Flügels zu ändern. Dieser Grundriss wird durch Schnitte in der Spannweite in Y-Richtung definiert. Es können verschiedene Schnitte definiert werden. An diesen Schnitten werden dann wiederum die Eigenschaften des Flügelgrundrisses bestimmt. Folgender Datensatz soll als Veranschaulichung und als Beispiel dienen:

SPFGF1 - Tragflächengrundriss/Flügel 1

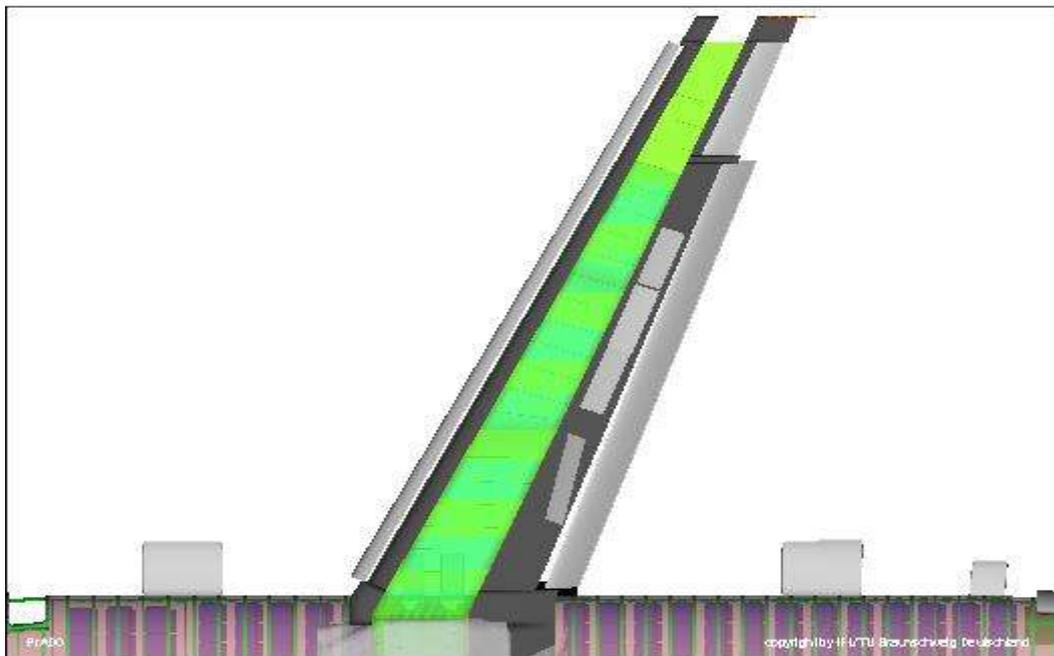
9.

1. 0. 1. 0. 15.15 0. 0. 1. 50.

2. 0.11016 1. 0. 15.15 27.418 -1. 1. 50.

0. 1. 0.5 0. 10.84 27.418 -1. 1. 50.

Die 9. steht dabei für die Information pro Schnitt, die erste Information des Schnittes gibt die Art des Schnittes wieder. Diese kann entweder ein beliebiger Schnitt, ein Mittelschnitt oder ein Schnitt am Flügel-Rumpf Anschluss sein. Es folgt die Koordinate in Spannweiten Richtung. Mit den anderen Variablen können das Zuspitzungsverhältnis, die Verwindung, die relative Profildicke, die Pfeilung und die V-Stellung verändert werden. Die letzten beiden Variablen bezeichnen eine Kennzahl und die Lage des Drehpunktes. Im Gegensatz zur Vorgabedatei des A320-200 wurde hier der Schnitt am Kink gelöscht. Ein Kink wird bei diesem Flügelgrundriss nicht mehr benötigt, siehe Bild 5.2. Dies wird später noch erläutert. Außerdem wurde wie erwähnt die V-Stellung ab dem Flügel-Rumpf-Anschluss von 5 auf -1 verändert. Auch das Zuspitzungsverhältnis wurde minimal korrigiert, um nicht einen flächenmäßig zu kleinen Flügel zu erhalten. Ansonsten wurde nicht zu viel verändert um auch die Eigenschaften des Flügels nicht zu stark zu variieren.



**Bild 5.2:** Draufsicht des Flügels

Bei der Draufsicht des Flügels wird deutlich, dass an der Spitze des Flügels ein Kastenelement fehlt. Dies wurde aus unerklärlichen Gründen nicht dargestellt, obwohl es in PrADO vorhanden ist.

Oberhalb des Flügels, des Referenzflugzeuges waren zwei Notausgänge angebracht. Da der Flügel nun oberhalb dieser Notausgänge liegt, können die Passagiere nicht mehr über die Flügel evakuiert werden. Bei einer Passagieranzahl von 140 bis 179 Passagieren werden aber laut CS 25 Book1 auf jeder Seite des Rumpfes 4 Ausgänge benötigt. Des Weiteren dürfen die Notausgänge nicht weiter als 18,3 m voneinander entfernt sein.

*For an aeroplane that is required to have more than one passenger emergency exit for each side of the fuselage, no passenger emergency exit must be more than 18,3 m (60 feet) from any adjacent passenger emergency exit on the same side of the same deck of the fuselage, as measured parallel to the aeroplane's longitudinal axis between the nearest exit edges.(CS25 Book 1, AMC-25.807)*

Also müssen diese beiden Notausgänge auf beiden Seiten des Rumpfes erhalten bleiben. Eine sinnvolle Lösung wäre hier verlängerte Notrutschen zu benutzen, die direkt auf den Boden führen.

Die Fahrwerke werden nun nicht mehr in die Flügel eingefahren, sondern in den Rumpf. Ansonsten würden die Fahrwerke sehr lang und schwer werden. Der Kink der unter anderem dazu dient die Fahrwerke während des Reiseflugs aufzunehmen wird nicht mehr unbedingt benötigt und soll deshalb nun entfernt werden.

Allerdings vergrößert der Kink auch die Flügelfläche um einen nicht unerheblichen Teil. Da der Flügel aber nicht zu sehr verschlechtert werden darf, da das Flugzeug annähernd gleiche Flugeigenschaften besitzen soll, kann nicht einfach die Flügelfläche verringert werden ohne zu überprüfen ob der neue Flügel den Anforderungen genügt. Dies erfolgt hier zuerst einmal in einer Abschätzung, genauere Ergebnisse liefert die Berechnung mit PrADO.

Mit gegebenen  $c_L$  (Auftriebsbeiwert) von 0,76 im Reiseflug in einer Höhe von 11 km (Kilometer) und einem Auftrieb  $L_c$  von 700 KN wird erst einmal davon ausgegangen, dass sich die Flügelfläche minimal verkleinern kann.

Um die Grundfläche des Flügels und damit den Kink zu verändern muss der Nasenkasten und den Hinterkantenkasten verändert werden. Die Kastenelemente werden ähnlich beschrieben wie die Tragflächen. Es gibt unterschiedlichste Elemente wie Strukturelemente oder alle erdenklichen Arten von Klappen. Diese werden anhand von Koordinaten am Flügel positioniert und die Lage und Form durch Parameter bestimmt. Da der Kink nun wegfällt muss die innere Fowler-Flap gekürzt werden, damit sie ungestört arbeiten kann. Die Vorderkante erhält einen durchgängigen Vorflügel.

Als nächstes werden die Holme an den nun veränderten Tragflächengrundriss angepasst. Benötigte die Vorgabedatei noch drei Holme, so kommt der Schulterdecker nur noch mit zwei Holmen aus. Der Holm für den Kink wird entfernt und der anschließende Holm wird bis zum Flügelmittelpunkt verlängert.

### 5.2.2 Das Höhenleitwerk

Die Positionierung des Höhenleitwerks (HLW) hat einen erheblichen Einfluss auf die Eigenschaften des Flugzeugs. Bei einem Schulterdecker ist es aufgrund der Abgasströmung sinnvoll ein T-Leitwerk zu bauen. Bei einem konventionellen Leitwerk wäre es denkbar, dass sich das HLW genau in dem Abgasstrahl der Triebwerke befindet.

Also wird das HLW an der Spitze des Seitenleitwerks (SLW) positioniert. Dies führt wiederum zu einem stark erhöhten Gewicht des Seitenleitwerks, welches nun strukturell verstärkt werden muss, um das das Gewicht des Höhenleitwerks zu tragen, aber oben erwähnte, unerwünschte Nebeneffekte werden vermieden. Außerdem wird so Platz geschaffen um die Triebwerke am Heck zu positionieren. Damit wird das Risiko gänzlich vermieden, dass sich das Höhenleitwerk im Triebwerksstrahl befindet. Es ergeben sich aber neben der Gewichtszunahme noch andere Nachteile wie eine schlechte Zugänglichkeit zum HLW und ein ungünstiges Überziehverhalten, der sogenannte Superstall (vgl. **Heinze 2005**). Dieses Problem tritt häufig im Langsamflug bei Flugzeugen mit einem T-Leitwerk auf.

Bei hohen Anstellwinkeln gerät das HLW in das Nachströmgebiet des Flügels. Dadurch verschwindet das kopflastige Moment des Höhenleitwerks und der Anstellwinkel des Flugzeugs vergrößert sich dadurch selbstständig. Beim Austritt des Höhenleitwerks aus der Strömung des Flügels wird das aufnickende Moment wieder aufgebaut und es baut sich ein hoher Widerstand, etwa von der gleichen Größe des Auftriebs auf. Das führt dazu, dass sich das Flugzeug in einem stabilen Sinkflug befindet. Durch die geringe Wirksamkeit des Höhenleitwerks kann der Pilot nicht mehr eingreifen um den Flugzustand zu korrigieren.

In PrADO befindet sich die Positionierung des Höhenleitwerks in der Datenbank- Nr. 5. Hier finden sich alle für das Höhenleitwerk relevanten Informationen. Es wird hier genauso gearbeitet wie bei der Positionierung des Flügels. Mit Hilfe einiger Parameter kann entschieden werden, ob das Höhenleitwerk am Rumpf, am Seitenleitwerk oder in einer beliebigen Lage im Raum positioniert werden soll. Wie schon erwähnt soll das Flugzeug ein T-Leitwerk erhalten. Hierfür wird die Position an der Spitze des Seitenleitwerks gewählt. Genau wie beim Flügel wird nun die V-Stellung des Höhenleitwerks korrigiert und die Holme sowie die Klappen an die neue Position angepasst, so dass keine Beeinträchtigung vorliegt.

Nach diesen grundlegenden Veränderungen reicht die Fläche des vorhandenen Leitwerks nicht mehr aus. Diese muss von 31 m<sup>2</sup> nun auf 36 m<sup>2</sup> erhöht werden. Dies wird erreicht, indem das Layout des Höhenleitwerks leicht verändert wird. Zum Beispiel kann die Pfeilung oder die Zuspitzung verringert werden bis man die gewünschte Fläche erhält. Dabei sollte die Pfeilung des Höhenleitwerks stets größer als die des Flügels sein.

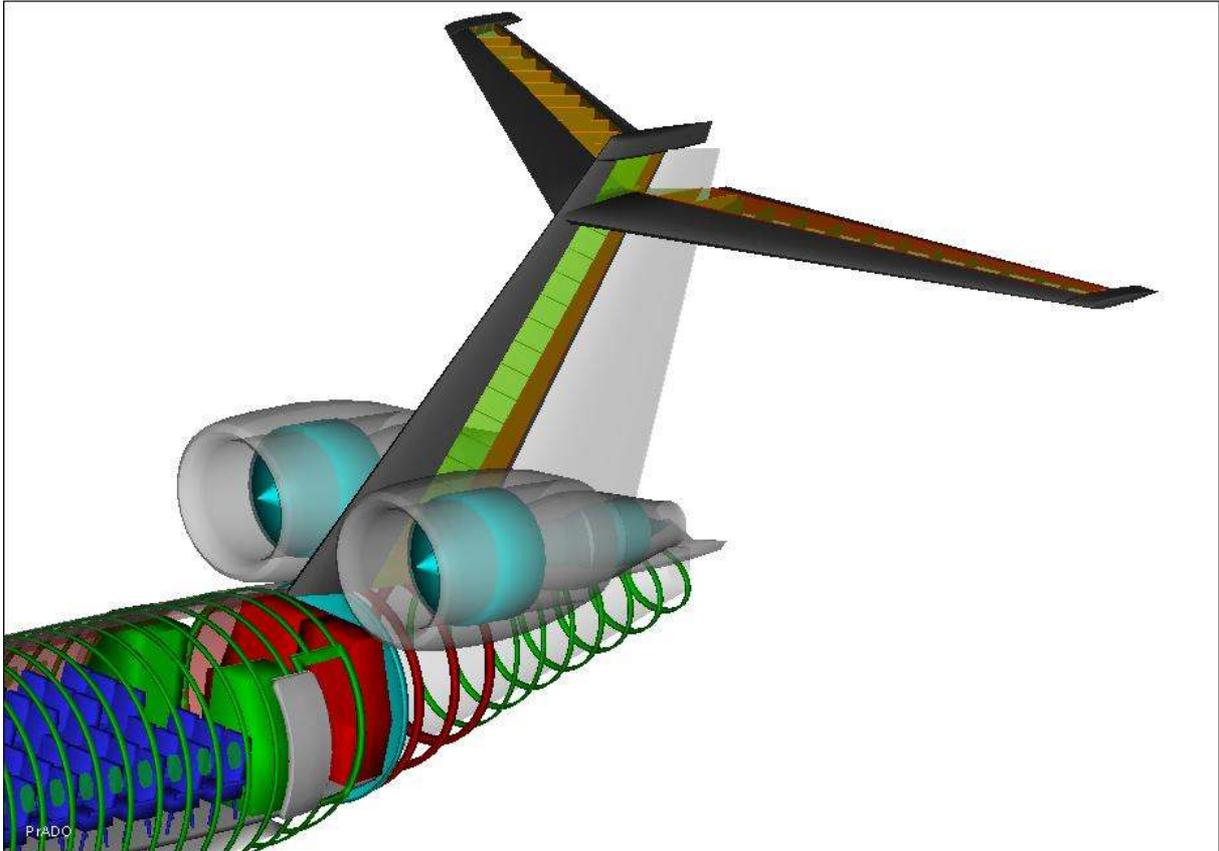
Nachdem durchlaufen der Entwurfsphase befand sich das HLW zwar an gewünschter Position, aber das SLW konnte sich nicht mehr frei bewegen. Eine solche Freigängigkeit könnte im Nachhinein noch durch eine Verkürzung der Höhenleitwerksklappen erreicht werden. So würde das Seitenleitwerk genug Platz haben. Eine andere Möglichkeit bietet ein Gelenk, auf dem sich das HLW frei bewegen kann. Dadurch wird eine gewisse Flexibilität erreicht und das HLW würde die Bewegungen des SLW nicht mehr stören. Aus diesem Grund wird das HLW schon mal ein wenig tiefer positioniert, um Platz für ein Gelenk zu schaffen. Im Rahmen dieser Projektarbeit wird aus zeitlichen Gründen vorerst von einer weiteren Bearbeitung abgesehen.

### 5.2.3 Die Triebwerke

Bei dem Flugzeug der Vorgabedatei, dem A320-200 befinden sich die Triebwerke unter dem Flügel. In der Mitte des Flugzeuges sind zwei Notausgänge, deren Rutschen über die Flügel verlaufen. Die Triebwerke werden nun am Heck des Flugzeugs positioniert. Dies hat zum einen praktische Gründe, zum anderen werden, durch die Positionierung der Flügel oben am Rumpf die mittleren Notausgänge wegen der Triebwerke nicht mehr zu benutzen sein. Deswegen erscheint es sinnvoll die Triebwerke am Rumpf in Höhe des Seitenleitwerks zu montieren. Auch am Ende der Kabine befindet sich allerdings ein Notausgang und auch hier könnten die Passagiere bei einem Notausstieg mit laufenden Turbinen gefährdet sein. Ein genauer Sicherheitsabstand konnte in den Luftfahrtssicherheitsvorschriften nicht gefunden werden.

*„The need to avoid the passengers having to evacuate the aeroplane where dangerous conditions (spilt fuel, hot engine parts, etc.) may exist” (CS25 Book-1, AMC 25.807)*

Es ist allerdings fraglich, ob diese Sicherheitsvereinbarung bei veränderter Konfiguration eingehalten werden kann, wie Bild 5.3 deutlich zeigt. Von einer Überarbeitung des Notausgangskonzept wurde hier aus Zeitgründen erst einmal abgesehen und bestehendes Sicherheitsrisiko vorerst theoretisch in Kauf genommen.



**Bild 5.3:** Abbildung des HLW's und Heckpositionierung der Triebwerke

Die Konfiguration der Triebwerke befindet sich in der Datenbank Nr. 8, Antriebssystem. Das Triebwerkspylon wird am Rumpf montiert, die Gondel am Pylon und in der Gondel das Triebwerk selbst. Die maximal zulässige x-Koordinate ist hier 0.901. Nun wird das Pylon in y- und z- Richtung verschoben bis die optimale Position erreicht ist. Triebwerk und Gondel werden an diesem ausgerichtet.

Die Triebwerke befinden sich nun sehr nah an dem Seitenleitwerk. Dadurch entsteht ein sehr kleiner Hebelarm und das Seitenleitwerk kann dadurch kleiner ausgelegt werden. Da es nun aber noch das HLW tragen muss, wird dieser Vorteil wieder ausgeglichen. Auch ist nicht ganz ersichtlich ob das Seitenleitwerk durch den Abgasstrahl der Triebwerke beeinflusst wird oder nicht.

Es könnte auch zu erheblichen Lärmbelastungen im hinteren Teil der Kabine kommen, so dass sich Passagiere gestört fühlen könnten. Triebwerkslärm in der Kabine ist heutzutage noch ein wichtiges Thema und sollte immer vermieden werden. Allerdings ist das nicht Thema dieser Arbeit und deswegen wird die Triebwerksposition erst einmal so beibehalten und das Problem des Lärms übergangen.

Durch die abgeänderte Position der Triebwerke ändert sich auch der Gierwinkel des Flugzeuges. Dies ist besonders beim Starten vom großen Interesse. Die Frage die sich nun stellt, ist ob das Flugzeugheck noch einen ausreichenden Freiwinkel beim Starten hat. Da dies nicht der

Fall ist bleiben noch zwei Möglichkeiten dies zu erreichen. Zum einen kann der Winkel verändert werden. Dies ermöglicht PrADO in der Datenbank Nr. 4, Rumpf.

Hier kann man die Geometriedaten des Rumpfes verändern. Dazu ist es erforderlich die Template Datei, in welcher die Rumpfgeometrie Beschreibung gespeichert ist, zu ändern. Der Rumpf wurde hier minimal verjüngt um einen etwas weiteren Bodenabstand zu erreichen. Eine weitreichendere Veränderung ist hier nicht möglich, weil dadurch das gesamte Flugzeug variiert würde. So müsste der Frachtraum stark abgewandelt werden, was eigentlich zu einem anderen Flugzeug führen würde.

Es bleibt aber noch die Möglichkeit die Fahrwerksbeine so weit zu verlängern bis ein ausreichender Bodenabstand erlangt wird. In diesem Fall besitzt das Flugzeug drei Fahrwerksbeine. Zwei von diesen sind in der Vorgabedatei noch in den Flügeln untergebracht. Um die Fahrwerke nicht unnötig lang und damit schwer zu machen, ist es bei einer Schulterdeckerkonfiguration meistens besser diese im Rumpf unterzubringen. Aus diesem Grund wird auch wie oben erwähnt der Kink nicht mehr benötigt.

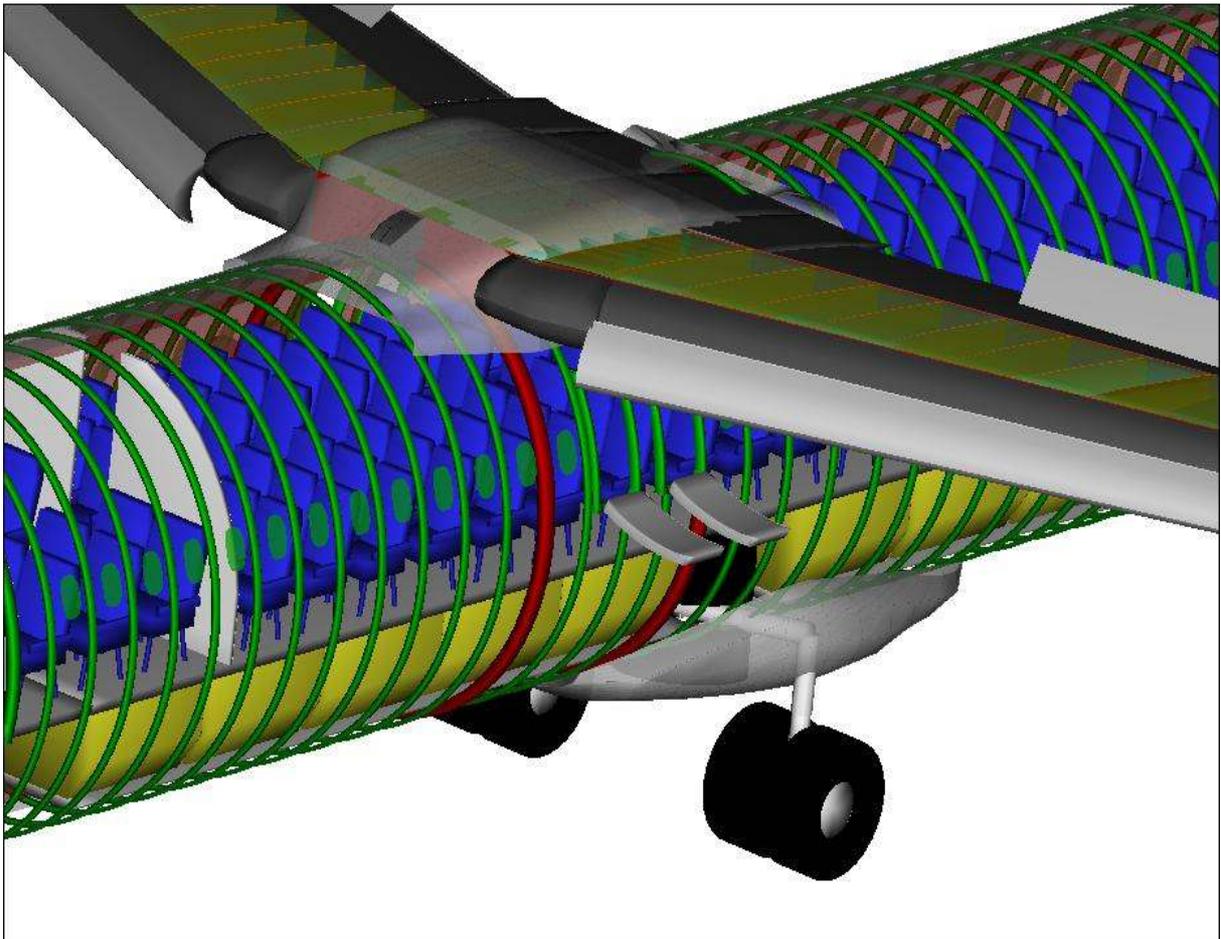
Es werden nun also die Fahrwerke im Rumpf angebracht und soweit verlängert, bis ein ausreichend erscheinender Freiwinkel erreicht wird.

Werden die Fahrwerke jedoch im Rumpf positioniert werden auch Verkleidungen, die sogenannten Fairings benötigt, um den Widerstand möglichst gering zu halten.

## 5.2.4 Fairings

Die Fairings beeinflussen die Berechnung durch PrADO nicht sehr stark. Lediglich ihr Gewicht wird in die Gesamtberechnung einfließen, nicht aber durch sie erzeugte Widerstände. Fairings veranschaulichen jedoch sehr gut wie ein Flugzeug später einmal aussehen wird. Das Entwerfen von Fairings ist sehr kompliziert und aufwendig. In einer Template Datei wird mit Hilfe von Super Ellipsen die gesuchte Form gestaltet.

Da dies aber nicht die Aufgabenstellung war, wird auf die schon vorhandenen Fairings der ATR, dem Avion de Transport Regional zurückgegriffen und diese an den Rumpf des A320 angepasst, wie Bild 5.4 zu sehen. Es wird ein Fairing für die Fahrwerke benötigt und eines um die Flügel oberhalb des Rumpfes zu verkleiden. Das Fairing des Flügels besteht aus drei einzelnen Fairings die aneinander gefügt werden.



**Bild 5.4:** Gestaltung des Oberen und Unteren Fairings

Die Gestaltung und Positionierung von Verkleidungen findet sich in der Datenbank Nr. 14. Hierbei ist besonders zu beachten, dass zuerst festgelegt werden muss wie Breit und Tief die einzelnen Fairings genau sein dürfen. Nachdem dies ermittelt wurde können die Breite und die Tiefe der jeweiligen Verkleidung selbst bestimmt werden. Nun wird die Position der Fairings gewählt. Dies geschieht in der Länge, durch eine Koordinate in dem lokalen Rumpf Koordinatensystem und die Höhe ist eine Radiuskoordinate, gezählt vom Mittelpunkt des gewählten Rumpfquerschnittes.

Nach diesem Schritt ist die Flugzeuggeometrie abgeschlossen, die 3D (dreidimensionale) Abbildung ist in Bild 5.5 zu sehen. Nun kann eine Einzelanalyse des A320-200 in Schulterdeckerkonfiguration erfolgen. Es folgt ein Vergleich dieser Ergebnisse mit denen des Referenzflugzeuges.



**Bild 5.5:** 3D-Darstellung der Flugzeuggeometrie

## 6 Die Berechnung

Die Berechnung dauerte insgesamt 97 Minuten und durchlief 6 Iterationsschritte. Dies ist für den Flugzeugvorentwurf eine sehr geringe Anzahl. Allerdings sind auch noch kleine Veränderungen nötig. So wurde in diesem ersten Schritt die maximale Startbahnlänge von 2000 m überschritten. Sie liegt derweil bei geforderten 2320 m.

Auch die Forderung nach einer Höhenleitwerksfläche von  $36 \text{ m}^2$  wurde mit  $31 \text{ m}^2$  unterschritten. Um den Flugzeugvorentwurf noch weiter zu optimieren, sind hier weitere Rechenschritte von Nöten. Im Rahmen dieser Projektarbeit ist das Ergebnis aber als ausreichend anzusehen.

### 6.1 Die Ergebnisse

Die Berechnung beginnt mit einer Überprüfung und Ergänzung der Anforderungen. Dann werden die in PrADO gemachten Geometrieangaben, zu HLW, SLW, Rumpf, etc. verwertet. Danach erfolgt die Berechnung der Kraftstoffbeladung für verschiedene Lastfälle. Nun werden die Massen und deren Schwerpunkte für jedes einzelne Flugzeugteil und Zubehör berechnet, um daraus dann die notwendigen Anforderungen für die verschiedenen Start- und Landmanöver zu erhalten.

Abschließend wird die Mechanik der einzelnen Bauteilgruppen mit einbezogen. Jetzt ist die erste Iteration abgeschlossen und die Berechnung beginnt wieder von vorne. Nach den hier erforderlichen 6 Iterationen, erfolgt eine Berechnung der Entwurfsdaten des Flugzeugs. Diese setzen sich zusammen aus den Flugzeugdaten, den verschiedenen Massenanforderungen, der Reichweite bei verschiedenen Flugmissionen, den Daten des Reisefluges, der Start- und Landebahnlänge und den direkten Betriebskosten. Danach wird überprüft ob bestimmte Randbedingungen erfüllt sind.

Neben den oben erwähnten, nicht erfüllten Randbedingungen der Startbahnlänge und der Höhenleitwerksfläche gibt es noch diverse andere Randbedingungen die überprüft werden. So benötigt der A320-200 in der Schulterdeckerkonfiguration ein Tankvolumen von  $22,5 \text{ m}^3$  erreicht werden  $25,7 \text{ m}^3$ . Es ist ein Frachtvolumen von  $40,9 \text{ m}^3$  erforderlich, vorhanden sind  $73 \text{ m}^3$ . Auch die Abmessungen des Flugzeuges werden überprüft. Diese Anforderung ergibt sich aus den Gegebenheiten der Flughäfen. So darf ein Flugzeug nicht breiter und länger als 80 m sein, seine Höhe darf 30 m nicht überschreiten. Alle diese Parameter werden weit unterschritten. So ist der Vorentwurf ca. 40m lang, 34 m breit und 10,8 m hoch. Außerdem wichtig ist die benötigte Landebahnlänge. Mit benötigten 1585 m bei erlaubten 2000 m gibt es hier keine Bedenken. Auch der Standschub aller Triebwerke ist mit 209239 N rund 18000 N größer als

erforderlich. Ebenso wie die Seitenleitwerksfläche mit  $18,3 \text{ m}^2$  der Anforderung von  $17,7 \text{ m}^2$  genügt.

Neben den Randbedingungen wird auch die Masse des Flugzeuges berechnet. Das Gesamtgewicht der Flugzeugzelle liegt bei  $30795 \text{ kg}$ . Diese Masse setzt sich aus den einzelnen Sektionen des Flugzeugs zusammen. So hat der Rumpf eine Masse von  $9486 \text{ kg}$ , der Flügel  $8633 \text{ kg}$ , das HLW wiegt  $600 \text{ kg}$  und das SLW ungefähr  $500 \text{ kg}$ , die Fahrwerksmasse liegt bei  $3000 \text{ kg}$ , die Pylonmasse macht insgesamt  $1000 \text{ kg}$  aus. Für die Flugzeugsysteme wird hier eine Masse von  $4841 \text{ kg}$  veranschlagt, die Ausstattung schlägt mit  $2700 \text{ kg}$  zu Buche. Am leichtesten sind die Winglets mit nur  $35 \text{ kg}$ .

Für die Berechnung eines Gesamtpreises wird vereinfachend für jede Sektion jeweils Bauteilkosten von  $757.223 \text{ €}$  pro Kilogramm angenommen. Bei vorhandenem Gewicht erzielt die Schulterdeckerkonfiguration des A320-200 einen Gesamtpreis der Flugzeugzelle von  $23,5 \text{ Mio. €}$ . Zuzüglich der Kosten für die Antriebssysteme von  $5 \text{ Mio. €}$  ergibt sich ein Gesamtpreis von  $28,5 \text{ Mio. €}$ .

Die Startbahnlänge liegt mit  $2320 \text{ m}$  über den Anforderungen, wohingegen die Landebahnlänge mit  $1568 \text{ m}$  den Anforderungen genügt. Der Auftriebsbeiwert  $CL$  liegt bei dem Schulterdecker bei  $0,53678$ , die Abfluggeschwindigkeit liegt bei  $78 \text{ ms}^{-1}$  und die berechnete Gleitzahl ist  $17,4929$ . Außerdem wichtig ist auch noch die maximale Abflugmasse von  $73500 \text{ kg}$  und die Betriebsleermasse (OWE) von  $42476 \text{ kg}$ .

Eine Bewertung des Flugzeuges erfolgt am einfachsten über die direkten Betriebskosten. Diese Daten lassen sich auch sehr gut mit den anderer Flugzeugentwürfe vergleichen. Es gibt verschiedene betriebswirtschaftliche Daten die bei der Ermittlung der direkten Betriebskosten eine Rolle spielen. So wird von einer Nutzungsdauer von 14 Jahren bei einer maximalen Betriebsdauer von 4198 Stunden pro Jahr ausgegangen. Davon sind 3561 Flugstunden, was zu insgesamt 49862 Flugstunden führt. Das Flugzeug wäre dann komplett ausgelastet. Es würde theoretisch ca. 850 jährliche Flüge durchführen.

Die spezifischen Wartungskosten belaufen sich für die Flugzeugzelle auf  $255 \text{ €}$  pro Stunde und für die Triebwerke auf  $102 \text{ €}$  pro Stunde. Die spezifischen Abfertigungskosten liegen bei  $6 \text{ €}$  pro Passagier und  $41 \text{ €}$  pro Tonne Luftfracht bei einer kompletten Auslastung. Der Kraftstoff wird mit  $0,30 \text{ €}$  pro Kilogramm angegeben. Dadurch lassen sich jetzt die Gesamtkosten während der Lebensdauer von 14 Jahren ausrechnen. Diese setzen sich ungefähr zusammen aus  $62,5 \text{ Mio. €}$  für das Flugzeug (34%),  $34 \text{ Mio. €}$  für Kraftstoff (19%),  $40 \text{ Mio. €}$  für die Besatzung (22%),  $23 \text{ Mio. €}$  Wartungskosten (13%) und  $21 \text{ Mio. €}$  an Gebühren (12%). Daraus summieren sich gesamte Betriebskosten von ca.  $180,5 \text{ Mio. €}$  für eine Lebensdauer von 14 Jahren.

Aus der Transportarbeit während der Lebensdauer, also wie viele Passagiere und wie viel Fracht transportiert wurde, können dann letztendlich Teile der direkten Betriebskosten berechnet werden. Mit der Berechnung durch PrADO erhält man Betriebskosten pro Sitzkilometer von 0,03 €. Das heißt pro Sitz und pro Kilometer fallen Kosten von 0,03 € an. Die Betriebskosten pro Tonnenkilometer belaufen sich auf 0,25 €. Pro Flug wurden durchschnittliche Betriebskosten von 15150 € berechnet. Das macht 4,6€ pro Kilometer oder 3610 € pro Flugstunde

## 6.2 Diskussion der Ergebnisse

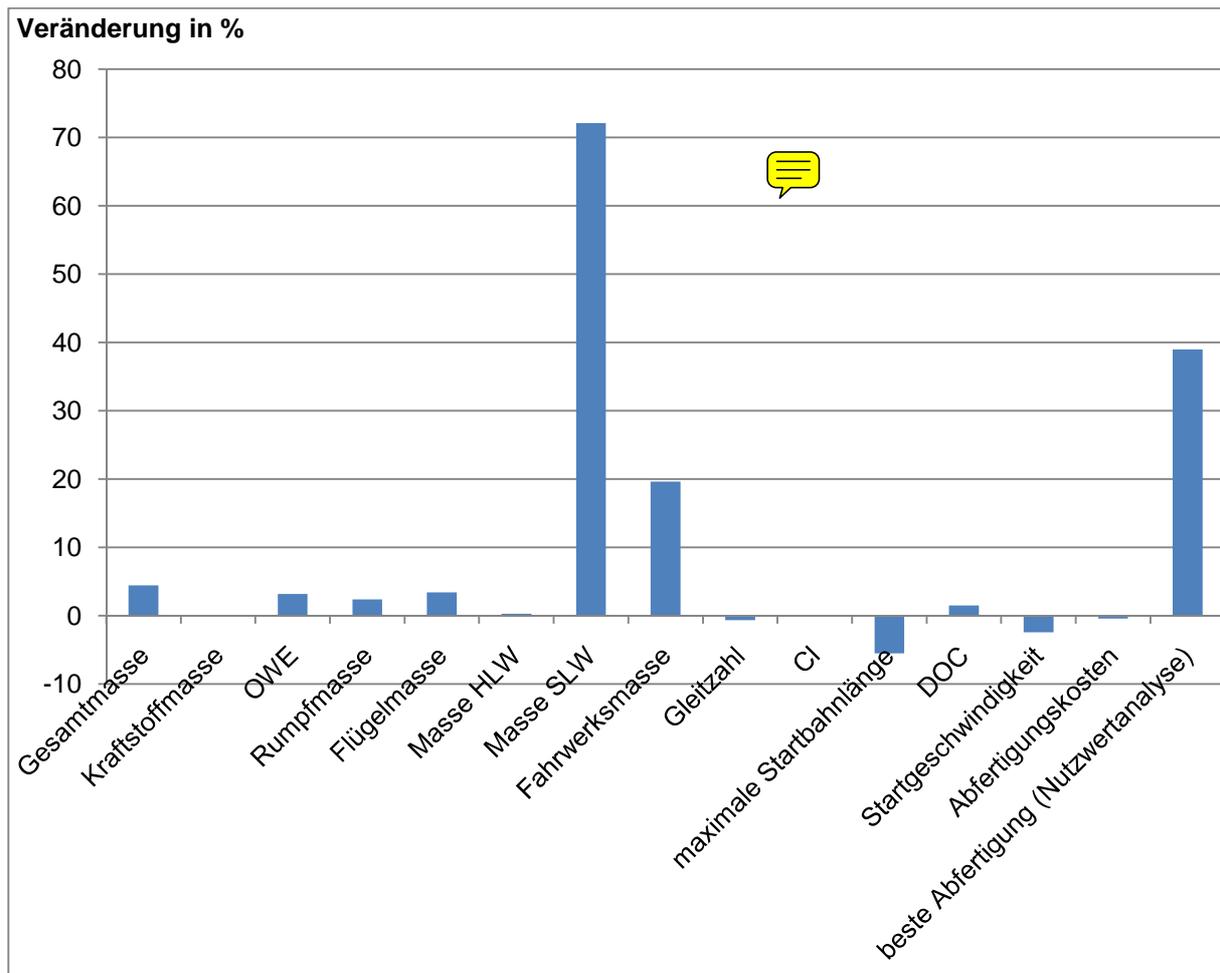
Um die Ergebnisse bewerten zu können, werden die Werte aus der PrADO Berechnung des Referenzflugzeuges ermittelt und mit der neuen Konfiguration verglichen. Diese Daten sind allerdings nur Schätzwerte und haben eine nicht unbedingt korrekte Aussagekraft.

Trotzdem ist festzustellen, dass die Nutzwertanalyse in Hinblick auf die DOC nicht ganz den ermittelten Daten entspricht. Bei der Nutzwertanalyse hat der Schulterdecker in Hinblick auf die Betriebskosten starke Nachteile gegenüber dem Tiefdecker. Die Ergebnisse zeigen zwar auch den Schulterdecker im Nachteil, doch belaufen sich die Mehrkosten nur auf 200€ pro Flug. Bzw. 0,1 € pro Km oder 60 € pro Flugstunde. Diese Unterschiede sind nicht so gravierend wie der Nachteil bei der Nutzwertanalyse angenommen wurde. Das liegt zum einen daran, dass nur ein kleiner Teil der DOC mit in die Nutzwertanalyse eingeflossen ist, zum anderen ist es sehr schwer diese Daten ohne Erfahrungswerte abzuschätzen. Grundsätzlich ist die Nutzwertanalyse korrekt, sie kann bloß diese minimalen Differenzen nicht so gut abbilden.

Bild 6.1 zeigt die prozentualen Unterschiede des Schulterdeckers zum Referenzflugzeug, dem A320-200 in einigen Punkten. Hierbei fällt auf, dass die Unterschiede teilweise sehr gering sind. Der Auftriebsbeiwert verschlechtert sich nicht einmal um 1%. Die Gleitzahl verbessert sich gerade einmal um 0,6%, die Abfluggeschwindigkeit verbessert sich immerhin um 2,4%. Die maximale Startbahnlänge schrumpft, obwohl sie immer noch nicht lang genug ist, um 5,5%. Eine Steigerung von nur 1,5% ist bei den DOC zu sehen. Diese Differenz ist nicht sehr groß, könnte aber schon ein Argument gegen den Schulterdecker sein. Sie resultiert auch aus den veränderten Massen. Hier sind die Unterschiede bei einigen Bauteilen sehr deutlich. 

Wie erwartet ist der Schulterdecker schwerer als die Tiefdeckerkonfiguration. Es ist ein Unterschied von 1000 kg festzustellen, dies liegt vor allem an der schwereren, weil tragenden Struktur. Es ist ein Unterschied an der Gesamtmasse von 4,43%. Besonders beim Flügel und dem SLW, welches 80% schwerer geworden ist macht sich das bemerkbar. Diese Komponenten müssen nun Flügel und HLW tragen. Aber auch das Fahrwerk wird um 500 kg schwerer, da es nun wesentlich länger ist. Die prozentuale Verteilung ist bei beiden Konfigurationen ungefähr gleich. Ein Vergleich der Massen ist in Bild 6.1 dargestellt.

Das zusätzliche Gewicht hat einen negativen Einfluss auf die DOC. Jedes Kilogramm das ein Flugzeug weniger wiegt, kann als Fracht oder Passagier transportiert werden und bringt der Fluggesellschaft mehr Gewinn ein. Dies spiegelt sich auch darin wieder, dass der Tiefdecker bei gleicher Anzahl von Passagieren 400 kg mehr Luftfracht transportieren kann. Es wird auch rund 200 kg weniger Kraftstoff benötigt. Dies ist allerdings nur ein prozentualer Unterschied von 0,07 %. Dieser Unterschied ist in Bild 6.1 nicht darstellbar. Es ist aber denkbar, dass der Nachteil des höheren Gewichts durch den Vorteil der besseren Bodenabfertigung wett gemacht werden könnte.



**Bild 6.1:** Ergebnisse der PrADO Einzelanalyse, Schulterdecker im Vergleich mit dem Referenzflugzeug A320-200

Dieser Vorteil des Schulterdeckers aus der Nutzwertanalyse, die schnellere und weniger gefährliche Abfertigung, fließt nicht in die Berechnung mit ein. Dafür müsste das Flugzeug erst in der Praxis getestet werden oder Daten anderer Schulterdecker müssten sehr genau analysiert werden. In PrADO fließen lediglich die Abfertigungskosten pro Passagiere, pro Tonne Abflugmasse und pro Tonne Luftfracht mit ein. Hier wird aber schon deutlich, dass der Schulterdecker hinsichtlich der Bodenabfertigung Kosten sparen wird. Bei dieser Berechnung ergibt sich eine Einsparung von 0,42%. Es ist aber in Anbetracht der Nutzwertanalyse davon auszugehen, dass sich dieses Potential im realen Flugbetrieb noch steigern wird.

Wie oben in Bild 6.1 zu sehen verbessert sich der Schulterdecker bei der Nutzwertanalyse hinsichtlich der bestmöglichen Bodenabfertigung um ca. 39%. Dieses Potential wird durch die Berechnung in PrADO, die Einsparung von 0,4% nicht gezeigt. Deshalb ist davon auszugehen, dass sich ein Schulterdecker in der Praxis bewähren würde.

Es wird auch deutlich, dass der Flugzeugentwurf immer nur Kompromisslösungen bietet. Ein Vorteil zieht immer auch Nachteile mit sich und je nach Anforderung muss eine bestmögliche Lösung gefunden werden. So wird hier erwartet, dass sich der Schulterdecker in Hinblick auf eine bestmögliche Bodenabfertigung um 39% verbessern würde. Die Einzelanalyse in PrADO zeigt eine Gewichtszunahme von 5%, diese müsste in Kauf genommen werden. Es ist nicht einfach abzuschätzen, welches Argument im Endeffekt den größeren Einfluss hat.

Der erhebliche Vorteil, der sich bei der Nutzwertanalyse abzeichnet hat findet sich zwar in der Berechnung mit PrADO nicht so deutlich wieder. Doch viele Argumente, wie die sicherere Abfertigung, und der Komfort können in PrADO nicht berechnet oder analysiert werden. Diese Einflüsse müssen separat betrachtet und analysiert werden. PrADO kann aber sehr gut die wirtschaftlichen Aspekte berechnen, wodurch eine gute erste Analyse möglich ist. Trotzdem erscheint der Vorteil von 100 Punkten aus der Nutzwertanalyse etwas zu groß.

Bei diesen wirtschaftlichen Aspekten hat sich der Tiefdecker als leicht Vorteilhaft erwiesen. Wie erwähnt sind die Betriebskosten pro Flug geringer und auch die Masse liegt unterhalb der des Schulterdeckers, was auch zu erwarten war. Aus dieser etwas geringeren Masse ergibt sich auch der günstigere Preis von insgesamt 27,5 Mio. €. Damit ist der Tiefdecker rund 1 Mio. € preiswerter, was auch ein gutes Verkaufsargument ist.

Diesen Preisvorteil findet man auch in den Gesamtkosten während der Lebensdauer wieder. Der Tiefdecker ist über 14 Jahre 2,6 Mio. € billiger als der Schulterdecker. Die Kosten für die Besatzung und die Wartung sind annähernd gleich. Dies ist ein Widerspruch zur Nutzwertanalyse. Hier ist der Tiefdecker sehr vorteilhaft bewertet. Das ist allerdings kein Argument gegen, sondern für den Schulterdecker. Wenn die Kosten für die Wartung tatsächlich gleich sein sollten, würde dieser Nachteil wegfallen und andere Vorteile würden stärker zum Tragen kommen. Und der sehr große Vorteil aus der vorherigen Bewertung würde weniger unrealistisch erscheinen.

Die höheren Kosten entstehen aus den Mehrkosten von 2,2 Mio. € für das Flugzeug und 600000 € für den zusätzlichen Kraftstoff. Günstiger werden die Gebühren für den Schulterdecker. Hier werden 200000 € eingespart. Das liegt aber daran, dass 400 kg weniger Fracht transportiert werden kann. Auf 14 Jahre gesehen ist der Nachteil aber nicht so gravierend, gerade weil bedacht werden muss, dass durch eine bessere Bodenabfertigung erhebliches Einsparpotential vorhanden ist, das noch gar nicht mit einberechnet wurde.

Die Randbedingungen an beide Konfigurationen sind ähnlich. Hier lassen sich keine großen Unterschiede feststellen, weil beide Flugzeuge ungefähr gleiche Aufgaben erfüllen. So sind Start- und Landebahnlänge fast identisch. Auch die Flugzeugabmessungen unterscheiden sich fast nicht. Der Tiefdecker ist 0,5 m höher, aber auch 2 m kürzer. Der Frachtraum des Schulterdeckers ist zwar 5 m<sup>3</sup> größer doch kann dieser Raum nicht genutzt werden, da das Flugzeug sonst zu schwer würde. Beide Flugzeuge nutzen den gleichen Raum von 40 m<sup>3</sup>. Bei einer späteren Verbesserung des Vorentwurfs wäre hier noch Potential um den Schulterdecker weiter zu verbessern. Das SLW wird durch die andere Höhenleitwerksposition etwas größer, da es wie erwähnt das HLW tragen muss.

Der Schulterdecker scheint eine geeignete Alternative zu sein. Die direkten Betriebskosten sind nicht wesentlich höher und es ist zu erwarten, dass Einsparungen auf Grund der besseren Bodenabfertigung möglich sind. Dadurch könnte der erhöhte Flugzeugpreis kompensiert werden. Außerdem ist zu beachten, dass diese Berechnung auf einem Vorentwurf basiert, der noch weiter zu verbessern ist. Diese nötigen Verbesserungen könnten zu einem besseren, also günstigeren Flugzeugentwurf führen. Es muss auch kein ganz neues Flugzeug konzipiert werden, sondern ein bereits bestehender Entwurf müsste noch weiter überarbeitet werden. Das würde Entwicklungs- und Produktionskosten einsparen.

Es bleibt allerdings abzuwarten wie bestehende Problem, wie das Sicherheitskonzept, Lärm in der Kabine und die nicht ausreichende Höhenleitwerksfläche vermieden werden können und ob solch eine Passagiermaschine heute noch von den Passagieren angenommen würde. Trotz des besseren Komforts sind die Menschen heutzutage an Tiefdecker gewöhnt und verbinden Hochdecker wohl eher mit Frachtflugzeugen.

Im Zuge immer höherer Kraftstoffpreise und dem Ziel der Airlines die Abfertigungsprozesse stetig zu verbessern, um die Flugzeuge noch besser auszulasten, stellt die Schulterdeckerkonfiguration eines Kurz- und Mittelstreckenflugzeugs hinsichtlich dieser Anforderung eine gute Möglichkeit dar. Dieser Vorentwurf war nur ein erster Schritt. Mit einer weiteren Verbesserung werden die vorhanden Möglichkeiten noch besser ausgeschöpft.

## 7 Zusammenfassung

In dieser Arbeit wurde gezeigt, dass die grundsätzliche Vorgehensweise über die Idee zur Nutzwertanalyse bis zum Flugzeugvorentwurf ein vielversprechender Ansatz ist. Der Flugzeugvorentwurf mit Hilfe von PrADO wurde dargestellt und die Ergebnisse mit bestehenden Referenzen verglichen.

Durch die Nutzwertanalyse werden viele Probleme schon im Vorfeld ersichtlich und das Arbeiten wird so erheblich erleichtert. Leider konnte die Nutzwertanalyse in diesem Fall nur alleine durchgeführt werden. In einem Team würde man hier sicherlich zu mehr Argumenten kommen und diese könnten wesentlich objektiver bewertet werden. Jeder Mensch hat eine Meinung zu einem bestimmten Problem und verfügt über ein gewisses Vorwissen auf dem Gebiet. Dadurch können andere Ansichten und Meinungen in eine solche Nutzwertanalyse einfließen und diese helfen dem Entscheider eine bestmögliche Lösung zu finden.

Findungsprozesse werden mit Hilfe der Nutzwertanalyse erleichtert und auftretende Probleme können früh erkannt und vermieden werden. Ob die zuvor analysierten Lösungen auch dem tatsächlichen Sachverhalt entsprechen kann nicht immer mit Sicherheit geklärt werden. Doch es werden sinnvolle Ansätze durch die Nutzwertanalyse erarbeitet.

Das Arbeiten mit PrADO war nicht immer einfach und es ergeben sich aus gewählten Modifikationen immer wieder neue Ansätze die geändert werden müssen. Nicht alle Ziele konnten in dieser Projektarbeit erreicht werden. Es handelt sich lediglich um einen Vorentwurf, diesen gilt es noch weiter zu verbessern und zu detaillieren. Die 3d-Darstellungen geben die Ergebnisse aber sehr anschaulich wieder, so dass jeder eine Vorstellung vom Endergebnis bekommen kann.

Außerdem sind die Ergebnisse sehr gut mit denen anderer Flugzeugentwürfe vergleichbar und man kann sich ein gutes Bild über die Einsatzmöglichkeiten sowie die Vor- und Nachteile machen.

## 8 Literaturverzeichnis

- Crönertz 2008** CRÖNERTZ, Oliver: Prozessorientierte Kalkulation von Flughafenleistungen, 2008
- EASA 2009** EASA: CS 25 Book 1. Köln: 2009
- Heinze 1994** HEINZE, Wolfgang; Zentrum für Luft- und Raumfahrttechnik, Technische Universität Braunschweig: Ein Beitrag zur quantitativen Analyse der technischen und wirtschaftlichen Auslegungsgrenzen verschiedener Flugzeugkonzepte für den Transport großer Nutzlasten. Braunschweig : 1994 (94-01)
- Heinze 2005** HEINZE, Wolfgang; Zentrum für Luft- und Raumfahrttechnik, Technische Universität Braunschweig: Entwerfen von Verkehrsflugzeugen II, S. 133-135
- Hillebrand 2010** HILLEBRAND, Norbert:  
Kosten-Wirksamkeitsanalyse  
URL:<http://www.gpm-infocenter.de/uploads/PMMethoden/Kosten-Wirkdamkeitsanalyse.pdf> (2010-03-11)
- Hüftle 2006** HÜFTLE, Mike: Bewertungsverfahren , Hannover, Universität, 2006
- Krammer 2009** KRAMMER, Philip; SCHOLZ, Dieter:  
ALOHA – Aircraft Design for Low-Cost Ground Handling. In: *mobiles - Fachzeitschrift für Konstrukteure*. HAW Hamburg, Department Fahrzeugtechnik und Flugzeugbau, Ausgabe 2009/2010, 35. Jahrgang, S. 60-63
- Scholles 2006** SCHOLLES, Frank:  
Kosten-Nutzen-Analyse  
URL: <http://www.controllingportal.de/Fachinfo/Grundlagen/Kosten-Nutzen-Analyse.html> (2010-03-11)
- Scholz 2009** SCHOLZ, Dieter:  
Skript zur Vorlesung Flugzeugentwurf , Hamburg, Hochschule für angewandte Wissenschaften, Flugzeugbau, Skript 2009
- Torrenbek 1982** TORRENBEEK, Egbert: Synthesis of Subsonic Airplane Design, 1982

**Zangemeister 1973** ZANGEMEISTER, Christof:  
*Nutzwertanalyse in der Systemtechnik – Eine Methodik zur multidimensionalen Bewertung und Auswahl von Projektalternativen.* Berlin, Technische Universität Berlin, Dissertation, 1973, 3. Aufl., München: Wittmann, ISBN 3-923264-00-3.

## **Anhang A: Kurzprotokoll der A320-200**