

fachhochschule hamburg  
*FACHBEREICH FAHRZEUGTECHNIK*  
Studiengang Flugzeugbau

Berliner Tor 5  
D - 20099 Hamburg

theoretische Arbeit  
- Flugzeugbau -

## Berücksichtigung der Anforderungen aus dem Nutzlast-Reichweiten-Diagramm im Flugzeugentwurf

Verfasser: Yann Harlay

Abgabedatum: 15.09.99

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

# Kurzreferat

Das Nutzlast-Reichweiten-Diagramm ist ein Ergebnis des Flugzeugentwurfs. Durch dieses Diagramm können im Flugzeugbau nicht nur Aussagen über die Nutzlast und die Reichweite eines Flugzeuges getroffen werden, sondern auch viele Informationen über das Flugzeug und seine Parameter geliefert werden. Zuerst wird in dieser Arbeit die Entstehung eines Nutzlast-Reichweiten-Diagramms mit Hilfe von Gleichungen der Fächer „Flugzeugentwurf“ und „Flugmechanik“ erläutert und anhand eines Beispiels vorgeführt. Danach wird untersucht, welche Entwurfparameter Auswirkungen auf das Nutzlast-Reichweiten-Diagramm haben, und inwiefern diese Einfluß ausüben. Dann wird das Nutzlast-Reichweiten-Diagramm als Vorgabe eines Entwurfs betrachtet, um damit Rückschlüsse auf die Entwurfparameter zu untersuchen. Zuletzt werden Vorschläge erarbeitet, wie man aus der Vorgabe eines Nutzlast-Reichweiten-Diagramms die Dimensionierung eines Flugzeugs durchführen kann. Dazu werden geeignete Wertepaare des Diagramms für die Berechnung angewendet.

# Berücksichtigung der Anforderungen aus dem Nutzlast-Reichweitendiagramm im Flugzeugentwurf

*Theoretische Arbeit* nach § 11 (3) Ziffer 6 der Prüfungsordnung

## Hintergrund

Der Entwurf (hier verstanden als "conceptual design") von Passagierflugzeugen wird maßgeblich geprägt durch die primären Anforderungen an das Flugzeug: *Nutzlast* und *Reichweite*. Im ersten Schritt wird der Flugzeugentwurf durchgeführt für einen Auslegungspunkt der durch eine Wertepaar (Nutzlast; Reichweite) =  $(m_{PL,maxPAX}; R_{maxPAX})$  gekennzeichnet ist. Bei einer etwas genaueren Betrachtung muß der gesamte Zusammenhang von Nutzlast und Reichweite aus dem Diagramm berücksichtigt werden.

## Aufgabe

Es soll gezeigt werden, wie die Anforderungen aus dem Nutzlast-Reichweitendiagramm im Flugzeugentwurf systematisch berücksichtigt werden können. Dazu sollen folgende Punkte bearbeitet werden:

- Berechnung eines Nutzlast-Reichweitendiagramms aus gegebenen Flugzeugdaten (Berechnung der Eckpunkte des Diagramms und detaillierte Berechnung der Segmente zwischen den Eckpunkten). Die Rechnung soll sowohl allgemein dargestellt werden als auch an einem ausgewählten Beispiel.
- Auswirkung der Änderung von Flugzeugparametern (MZFW, MTOW, SFC,  $M_{CR}$  ...) auf das Nutzlast-Reichweitendiagramm.
- Einfluß der Wertepaare (Nutzlast; Reichweite) an den Eckpunkten des Nutzlast-Reichweitendiagramms  $(m_{MPL}; 0)$ ,  $(m_{MPL}; R_{MPL})$ ,  $(m_{PL,Rmax}; R_{max})$ ,  $(0; R_{ferry})$  auf die Parameter des Flugzeugentwurfs wie z.B. MTOW, MZFW, Tankvolumen.

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

# Inhalt

	Seite
Liste der Symbole .....	7
<b>1 Einleitung .....</b>	<b>9</b>
<b>2 Das Nutzlast-Reichweiten-Diagramm .....</b>	<b>10</b>
<b>3 Berechnung des Nutzlast-Reichweiten-Diagramms .....</b>	<b>12</b>
3.1 Grundlegende Zusammenhänge .....	12
3.2 Das 1.Segment .....	15
3.3 Die Reichweite bei maximaler Nutzlast.....	15
3.4 Das 2.Segment .....	16
3.5 Die Nutzlast bei maximaler Reichweite.....	16
3.6 Das 3.Segment .....	17
3.7 Die Überführungsreichweite.....	17
3.8 Berechnungsbeispiel: Airbus A3XX-200 .....	17
<b>4 Einfluß der Entwurfsparameter auf das Nutzlast-Reichweiten-Diagramm... 20</b>	<b>20</b>
4.1 Maximale Leertankmasse .....	20
4.2 Maximale Abflugmasse .....	21
4.2.1 Konstantes Tankvolumen.....	21
4.2.2 Vergrößertes Tankvolumen.....	21
4.3 Spezifischer Kraftstoffverbrauch.....	23
4.4 Flugmachzahl und Propellerwirkungsgrad .....	23
4.5 Gleitzahl.....	26
4.6 Betriebsleermasse.....	27
<b>5 Einfluß des Nutzlast-Reichweiten-Diagramms auf die Entwurfsparameter.. 29</b>	<b>29</b>
5.1 Einfluß des 1. Punktes im Diagramm .....	29
5.2 Einfluß des 2. Punktes im Diagramm .....	29
5.3 Einfluß des 3. Punktes im Diagramm .....	30
5.4 Einfluß des 4. Punktes im Diagramm .....	31

<b>6</b>	<b>Flugzeugdimensionierung nach dem Nutzlast-Reichweiten-Diagramm.....</b>	<b>32</b>
6.1	Entwurfspunkt: Maximale Nutzlast.....	32
6.2	Entwurfspunkt: Standardnutzlast und –reichweite .....	32
6.3	Entwurfspunkt: Maximale Reichweite .....	33
<b>7</b>	<b>Zusammenfassung.....</b>	<b>34</b>
<b>8</b>	<b>Literaturverzeichnis .....</b>	<b>36</b>

## Liste der Symbole

$A$	Flügelstreckung
$B_s$	Breguet'scher Reichweitenfaktor
$C_{D,0}$	Widerstandsbeiwert bei Nullauftrieb
$C_L$	Auftriebsbeiwert
$C_{L,md}$	Auftriebsbeiwert bei Minimalwiderstand ( <i>minimum drag</i> )
$C_{L,ref}$	Referenzauftriebsbeiwert (entspricht dem Auftriebsbeiwert bei Minimalwiderstand)
$e$	Oswald Faktor ( <i>Oswald's efficiency factor</i> )
$g$	Erdbeschleunigung
$L/D$	Gleitzahl
$M$	Machzahl
$M_{ff}$	<i>mission fuel fraction</i> / Flugphasen-Kraftstoff-Anteil
$m$	Flugzeugmasse
$m_f$	Kraftstoffmasse ( <i>fuel mass</i> )
$m_{mf}$	Maximale Kraftstoffmasse ( <i>max. fuel mass</i> )
$m_{mpl}$	Maximale Nutzlast ( <i>max. payload</i> )
$m_{pl}$	Nutzlast ( <i>payload</i> )
$m_{mto}$	Maximale Abflugmasse ( <i>max. take-off mass</i> , entspricht MTOW nach ATA 100)
$m_{to}$	Abflugmasse ( <i>take-off mass</i> , entspricht TOW nach ATA 100)
$m_{oe}$	Betriebsleermasse ( <i>operating empty mass</i> , entspricht OEW nach ATA 100)
$m_{mzf}$	Maximale Leertankmasse ( <i>max. zero fuel mass</i> , entspricht MZFW nach ATA 100)
$R$	Reichweite
$s_{CR}$	Reiseflugstrecke
$SFC_t$	Spezifischer Kraftstoffverbrauch (Turbine)
$SFC_p$	Spezifischer Kraftstoffverbrauch (Turboprop)
$S_w$	Flügelfläche ( <i>wing surface</i> )
$v$	Fluggeschwindigkeit
$v_{md}$	Fluggeschwindigkeit bei Minimalwiderstand ( <i>minimal drag</i> )
$v_{ref}$	Referenzfluggeschwindigkeit (entspricht der Fluggeschwindigkeit bei Minimalwiderstand)
$X_{jet}$	Kraftstoffanteil der Start-, Steigflug-, Sinkflug-, Landung- und Rollphase (Jet)
$X_{tbp}$	Kraftstoffanteil der Start-, Steigflug-, Sinkflug-, Landung- und Rollphase (Turbo-prop)

<b><i>h</i></b>	Propellerwirkungsgrad
<b><i>p</i></b>	3,14...
<b><i>r</i></b>	Luftdichte

# 1 Einleitung

Wie bei allen motorisierten Verkehrsmitteln ist der Kraftstoffverbrauch abhängig von der Zuladung. In der zivilen Luftfahrt ist diese Abhängigkeit von großer Bedeutung, da der Kunde (Passagier oder Frachtspediteur) immer häufiger und günstiger befördert werden möchte. Dieses Verhalten spiegelt sich im Flugzeugbau wider, wo man auch versucht, kosteneffektiver zu fliegen. Die Zielsetzung ist, bei gleicher Kraftstoffmenge entweder längere Strecken zu fliegen oder mehr Zuladung zu befördern. Diese Anforderungen werden im Flugzeugentwurf durch das Nutzlast-Reichweiten-Diagramm (payload-range-diagram) beschrieben.

In der 1.Aufgabe dieses Entwurfs wird mit Hilfe von gegebenen Flugzeugdaten ein Nutzlast-Reichweiten-Diagramm berechnet. Diese Berechnung wird allgemein und auch anhand eines Beispiels durchgeführt und dargestellt.

Zusätzlich werden in der 2.Aufgabe verschiedene Flugzeugparameter variiert, um ihren Einfluß auf das Nutzlast-Reichweiten-Diagramm zu untersuchen.

In der 3.Aufgabe werden über die Verschiebung der Eckpunkte des Nutzlast-Reichweiten-Diagramms die Auswirkungen untersucht, die in anderen Parametern des Flugzeugentwurfs auftreten können.

Darüber hinaus werden verschiedene Möglichkeiten vorgestellt, wie man mit Hilfe eines Nutzlast-Reichweiten-Diagramm die Flugzeugdimensionierung durchführen kann.

Nach einer kurzen Erläuterung des Nutzlast-Reichweiten-Diagramm werden diese drei Aufgaben untersucht.



## 2 Das Nutzlast-Reichweiten-Diagramm

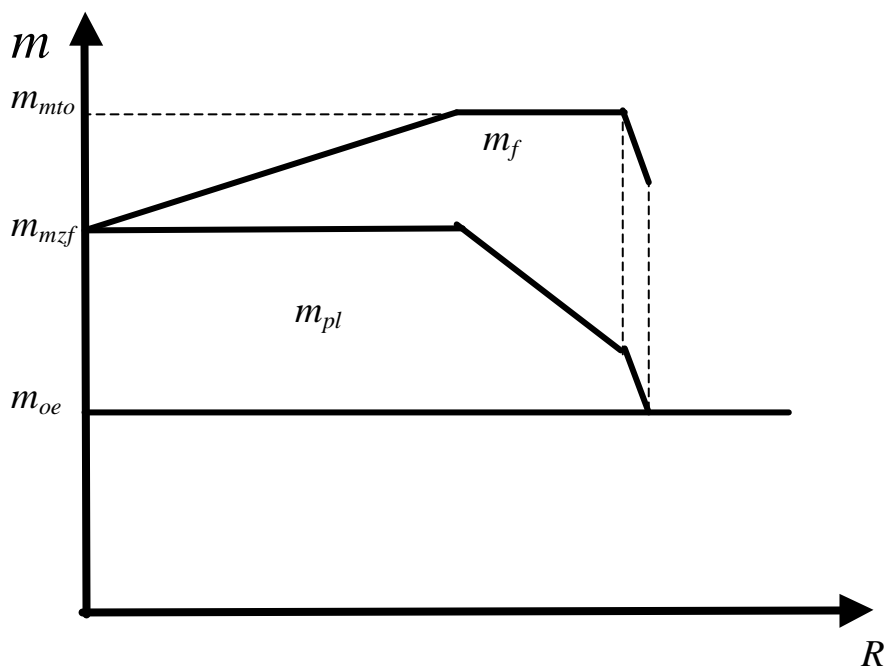
Die Zuladung (Nutzlast  $m_{pl}$ ) in einem Flugzeug ist hauptsächlich durch zwei Parameter begrenzt:

- die maximale Leertankmasse (maximum zero fuel mass  $m_{mzf}$ ), die aufgrund der Konstruktion des Flugzeuges die maximale Zuladung begrenzt.
- die maximale Startmasse (maximum take-off mass  $m_{mto}$ ), die in Abhängigkeit von Zuladung, Kraftstoffmenge und Betriebsleermasse nicht überschritten werden darf.

Der Zusammenhang wird in der (2.1) nach [SCHOLZ I] mit Hilfe der Betriebsleermasse (operating empty mass  $m_{oe}$ ) und der Kraftstoffmasse (fuel mass  $m_f$ ) beschrieben.

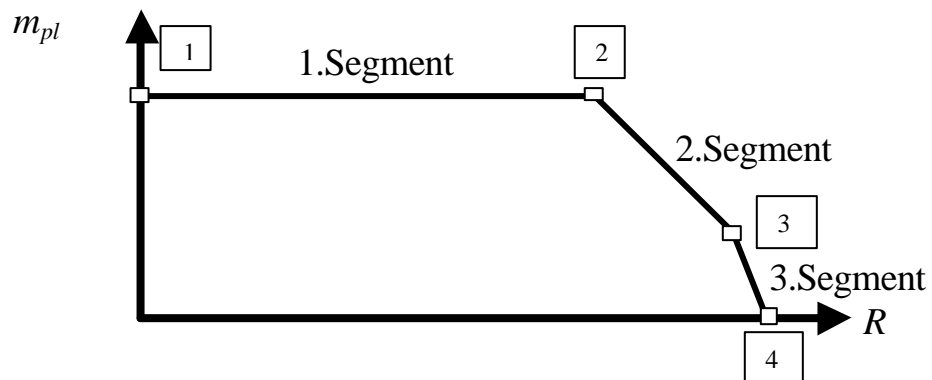
$$m_{to} = m_{oe} + m_f + m_{pl} \quad (2.1)$$

Dies wird in **Bild 2.1** dargestellt (vereinfachte Darstellung nach [TORENBEEK])



**Bild 2.1:** Massen-Reichweiten-Diagramm [TORENBEEK]

Das Nutzlast-Reichweiten-Diagramm (**Bild 2.2**) übernimmt aus dem vorherigen Diagramm nur das Verhältnis von Nutzlast zur Reichweite.



**Bild 2.2:** Nutzlast-Reichweiten-Diagramm

Aus dem **Bild 2.2** erkennt man vier Eckpunkte,

- die maximale Leertankmasse (1)
- die Reichweite bei maximaler Zuladung (2)
- die Zuladung bei maximaler Reichweite (3)
- die Überführungsreichweite (4)

und drei Segmente.

### 3 Berechnung des Nutzlast-Reichweiten-Diagramms

#### 3.1. Grundlegende Zusammenhänge

Als Ausgangsformel betrachten wir die Gleichung aus Abschnitt 2:

$$m_{to} = m_{oe} + m_f + m_{pl} \quad . \quad (2.1)$$

Jedes Flugzeug eines Typs hat je nach Kabinenausstattung, Triebwerkswahl und anderen Zusatzparametern (Beispiel: Zwei oder vier Räder pro Hauptfahrwerk bei der Airbus A320 Familie) eine andere Betriebsleermasse. Für unsere Betrachtung nehmen wir an, daß die Betriebsleermassen aus gegebenen Flugzeugtypen konstant bleiben.

Die Kraftstoffmasse besteht aus der Summe der einzelnen Kraftstoffmassen, die für jede einzelne Flugphase benötigt wird. Die Kraftstoffmasse ist nach [SCHOLZ I]

$$m_f = m_{mto} * (1 - M_{ff}) \quad . \quad (3.1)$$

$M_{ff}$  ist der *mission fuel fraction*. Er besteht aus der Multiplikation der Masseverhältnisse aller Flugphasen, mit folgenden Phasen für unsere Betrachtung, nach [ROSKAM]

Phase 3: Start

Phase 4: Steigflug

Phase 5: Reiseflug

Phase 6: Warteflug (sogenannte Warteschleifen)

Phase 7: Sinkflug

Phase 8: Landung

und, für die Massen:  $m_3$  : Masse vor dem Start

$m_4$  : Masse vor dem Steigflug

$m_5$  : Masse vor dem Reiseflug

$m_6$  : Masse vor dem Warteflug

$m_7$  : Masse vor dem Sinkflug

$m_8$  : Masse vor der Landung

$m_9$  : Masse nach der Landung

Wir erhalten dann nach [SCHOLZ I]

$$M_{ff} = \frac{m_9}{m_8} * \frac{m_8}{m_7} * \frac{m_7}{m_6} * \frac{m_6}{m_5} * \frac{m_5}{m_4} * \frac{m_4}{m_3} . \quad (3.2)$$

Da wir uns mit der Reichweite beschäftigen wollen, betrachten wir die Reiseflugphase und benutzen die Faktoren für die anderen Flugphasen. (Der Warteflug wird hier nicht betrachtet).

Wir erhalten dann aus der Statistik für Verkehrsjets nach [ROSKAM I]

$$\frac{m_9}{m_8} = 0,992 \quad \frac{m_8}{m_7} = 0,990$$

$$\frac{m_7}{m_6} = 1 \quad \frac{m_5}{m_4} = 0,980$$

$$\frac{m_4}{m_3} = 0,995$$

und für Turboprops [ROSKAM I]

$$\frac{m_9}{m_8} = 0,995 \quad \frac{m_8}{m_7} = 0,985$$

$$\frac{m_7}{m_6} = 1 \quad \frac{m_5}{m_4} = 0,985$$

$$\frac{m_4}{m_3} = 0,995 .$$

Es wird  $X_{jet}$  bzw.  $X_{tbp}$  als Kraftstoffanteil definiert, den man für Start, Steigflug, Sinkflug, Landung und Rollen braucht. Wir erhalten dann aus (3.2)

$$X_{jet} = M_{ff} \cdot \frac{m_5}{m_6} \quad \text{oder} \quad X_{tbp} = M_{ff} \cdot \frac{m_5}{m_6} \quad (3.3)$$

und somit

$$M_{ff} = X \cdot \frac{m_6}{m_5} . \quad (3.4)$$

Für den Reiseflug benutzen wir den Reichweitenfaktor nach Breguet [SCHOLZ I]

$$B_s = \frac{L/D \cdot v}{SFC_i \cdot g} \quad \text{für Jet's} \quad (3.5)$$

$$B_s = \frac{L/D \cdot h}{SFC_p \cdot g} \quad \text{für Tbp's} \quad (3.6)$$

und erhalten dann

$$\frac{m_6}{m_5} = e^{-S_{CR}/B_s} \quad . \quad (3.7)$$

Da wir in unserer Betrachtung die Reiseflugstrecke  $S_{CR}$  mit der Reichweite gleichsetzen (der Reservekraftstoff wird hier nicht berücksichtigt, die Reichweite ist somit die theoretische Reichweite), erhalten wir

$$\frac{m_6}{m_5} = e^{-R/B_s} \quad . \quad (3.8)$$

Wir bekommen die Kraftstoffmasse

$$m_f = m_{mto} \cdot (1 - X_{jet} \cdot e^{\frac{-SFC_i \cdot g \cdot R}{L/D \cdot v}}) \quad (\text{Jet}) \quad (3.9)$$

$$m_f = m_{mto} \cdot (1 - X_{tbp} \cdot e^{\frac{-SFC_p \cdot g \cdot R}{L/D \cdot h}}) \quad (\text{Turboprops}) \quad . \quad (3.10)$$

Eingesetzt in (2.1)

$$m_{to} = m_{oe} + m_{pl} + m_{mto} \cdot (1 - X_{jet} \cdot e^{\frac{-SFC_i \cdot g \cdot R}{L/D \cdot v}}) \quad (3.11)$$

$$m_{to} = m_{oe} + m_{pl} + m_{mto} \cdot (1 - X_{tbp} \cdot e^{\frac{-SFC_i \cdot g \cdot R}{L/D \cdot h}}) \quad . \quad (3.12)$$

Für die Untersuchung des Nutzlast-Reichweiten-Diagramms nehmen wir erst an, daß der Reichweitenfaktor nach Breguet für jedes einzelne Flugzeug einen konstanten Wert annimmt. In Kapitel 4 werden wir sehen, daß dies nicht zutreffend ist.

Nach diesen ersten Annahmen wird jetzt jedes einzelne Segment und jeder einzelne Punkt des Nutzlast-Reichweiten-Diagramms untersucht.

### 3.2 Das 1. Segment

Das 1. Segment des Nutzlast-Reichweiten-Diagramms wird durch die maximale Leertankmasse begrenzt. Die Nutzlastmasse ist dann maximal. Wir erhalten nach Umstellen der Gleichung

$$R = -B_s \cdot \ln \frac{m_{mto} - m_{to} - m_{oe} + m_{mpl}}{m_{mto} \cdot X} \quad (3.13)$$

oder

$$m_{mpl} = m_{to} - m_{oe} + m_{mto} \cdot (X \cdot e^{-R/B_s} - 1) \quad (3.14)$$

Da die Nutzlastmasse maximal und konstant bleibt, und  $m_{mto}$  und  $m_{oe}$  auch konstant sind, erhalten wir einen Zusammenhang zwischen Reichweite und Startmasse: Je höher die Startmasse, um so größer die Reichweite. Dies liegt daran, daß die Erhöhung der Startmasse nur durch Tanken erfolgen kann, was zu einer Erhöhung der Reichweite führt. Dieses Segment des Nutzlast-Reichweiten-Diagramms ist eine Gerade, da die Nutzlastmasse konstant ist.

Die zwei Gleichungen gelten nicht für sehr kleine Reichweiten, da wir mit dem Faktor X Start-, Steigflug-, Sinkflug- und Landungskraftstoffmassen schon berücksichtigt haben.

### 3.3 Die Reichweite bei maximaler Nutzlast

Die Reichweite bei maximale Nutzlast ist der Punkt, in dem die Kurve von maximaler Leertankmasse und maximaler Startmasse begrenzt wird.

Das heißt, die Startmasse  $m_{to}$  ist gleich der maximalen Startmasse  $m_{mto}$ . Setzt man  $m_{to} = m_{mto}$  in die Gleichung ein, erhält man

$$R = -B_s \cdot \ln \frac{m_{oe} + m_{mpl}}{X \cdot m_{mto}} \quad (3.15)$$

mit

$$m_{pl} = m_{mpl} \quad (3.16)$$

Da alle Massen, X und  $B_s$  konstant sind, ergibt sich nur ein Punkt im Nutzlast-Reichweiten-Diagramm.

### 3.4 Das 2. Segment

Soll eine größere Strecke zurückgelegt werden, muß man mehr Kraftstoff tanken und, um die maximale Startmasse nicht zu überschreiten, auf die entsprechende Nutzlastmasse verzichten. Dies gilt solange, bis die Tanks des Flugzeuges gefüllt sind. Wir haben dann immer noch  $m_{to} = m_{mto}$  und erhalten:

$$R = -B_s \cdot \ln \frac{m_{oe} + m_{pl}}{X \cdot m_{mto}} \quad (3.17)$$

oder

$$m_{pl} = -m_{oe} + m_{mto} \cdot X \cdot e^{-R/B_s} \quad (3.18)$$

Aus der zweiten Gleichung erkennt man, daß dieser Teil der Kurve keine Gerade ist, sondern eine Exponentialfunktion, die streng monoton fallend ist. Da aber diese Exponentialfunktion im Nutzlast-Reichweiten-Diagramm fast linear verläuft, wird das 2. Segment im allgemeinen als Gerade angenommen.

### 3.5 Die Nutzlast bei maximaler Reichweite

Sind die Tanks gefüllt, kommt man an den Punkt "Nutzlast bei maximaler Reichweite". Hier gilt

$$m_{to} = m_{mto} \quad (3.19)$$

$$m_f = m_{mf} \quad (3.20)$$

also

$$R = -B_s \cdot \ln \left( \frac{1}{X} \cdot \left( 1 - \frac{m_{mf}}{m_{mto}} \right) \right) \quad (3.21)$$

oder

$$m_{pl} = m_{mto} - m_{oe} - m_{mf} \quad (3.22)$$

### 3.6 Das 3. Segment

Um trotz voller Tanks weiter fliegen zu können, muß das Flugzeug leichter werden, was nur unter Abnahme der Nutzlastmasse erfolgen kann. Wir erhalten dann

$$R = -B_s \cdot \ln\left(\frac{1}{X} \cdot \left(1 - \frac{m_{mf}}{m_{oe} + m_{mf} + m_{pl}}\right)\right) \quad (3.23)$$

oder

$$m_{pl} = \frac{m_{mf}}{1 - X \cdot e^{\frac{-R}{B_s}}} - m_{oe} - m_{mf} \quad (3.24)$$

Hier zeigt sich auch eine Exponentialfunktion, deren Kurve streng monoton fallend ist. Da aber diese Exponentialfunktion im Nutzlast-Reichweiten-Diagramm fast linear verläuft, wird das 3. Segment im allgemeinen als Gerade angenommen.

### 3.7 Die Überführungsreichweite

Ist die Nutzlastmasse gegen Null gekommen, erhält man die Reichweite des Überflugs.

$$R_{ferry} = -B_s \cdot \ln\left(\frac{1}{X} \cdot \left(1 - \frac{m_{mf}}{m_{oe} + m_{mf}}\right)\right) \quad (3.25)$$

Abschließend zu dieser theoretischen Betrachtung wissen wir jetzt, daß beide fallenden Kurvenstücke keine Geraden sind, sondern Teile zweier Exponentialfunktionen.

### 3.8 Berechnungsbeispiel: Airbus A3XX-200

Als Beispiel wird das Nutzlast-Reichweiten-Diagramm des zukünftigen Airbus A3XX-200 untersucht. Folgende Daten sind bekannt:

$$\begin{aligned} m_{mto} &= 583t & m_{mpl} &= 95t \\ m_{mzf} &= 381t & m_{mf} &= 270t \end{aligned}$$



$$m_{oe} = 286t \quad X_{jet} = 0,9576 \quad [\text{AIRBUS}]$$

Der Breguet'sche Reichweitenfaktor wurde mit 30000 km ermittelt [Airbus]. (Der Reservekraftstoff wurde nicht berücksichtigt). Zunächst wurden alle Gleichungen für die Funktionen der drei Segmente gestellt:

$$1.\text{Segment: } m_{pl} = m_{mpl}$$

$$2.\text{Segment: } m_{pl} = -m_{oe} + m_{mto} \cdot X_{jet} \cdot e^{-R/B_s}$$

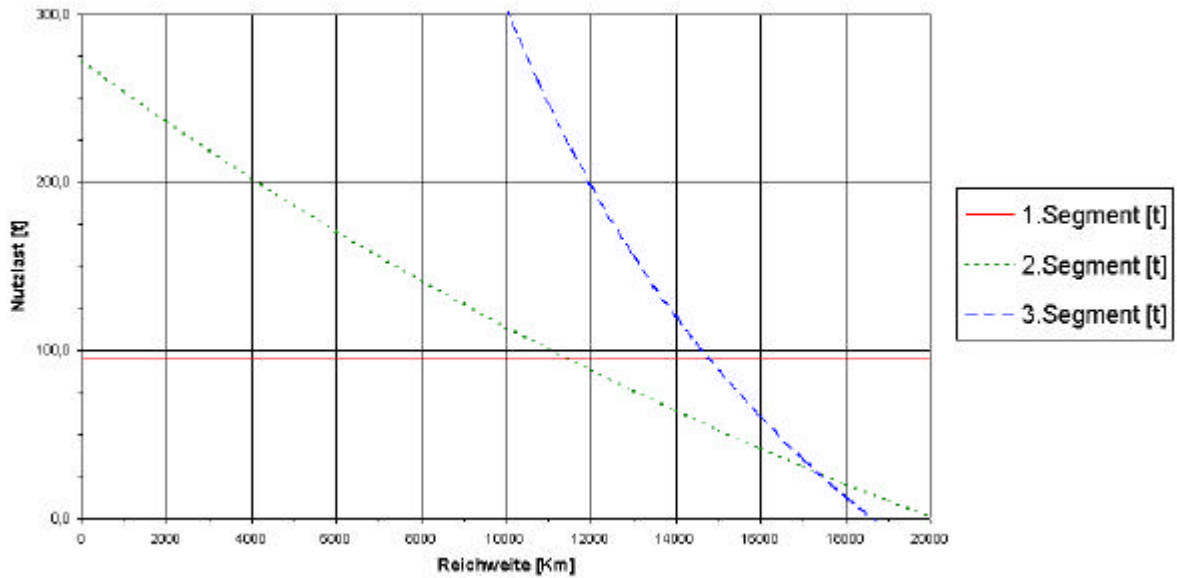
$$3.\text{Segment: } m_{pl} = \frac{m_{mf}}{1 - X_{jet} \cdot e^{-R/B_s}} - m_{oe} - m_{mf}$$

Für eine Reichweite von 0 Km bis 20000 km ergeben sich die Werte nach **Tabelle 2.1**.

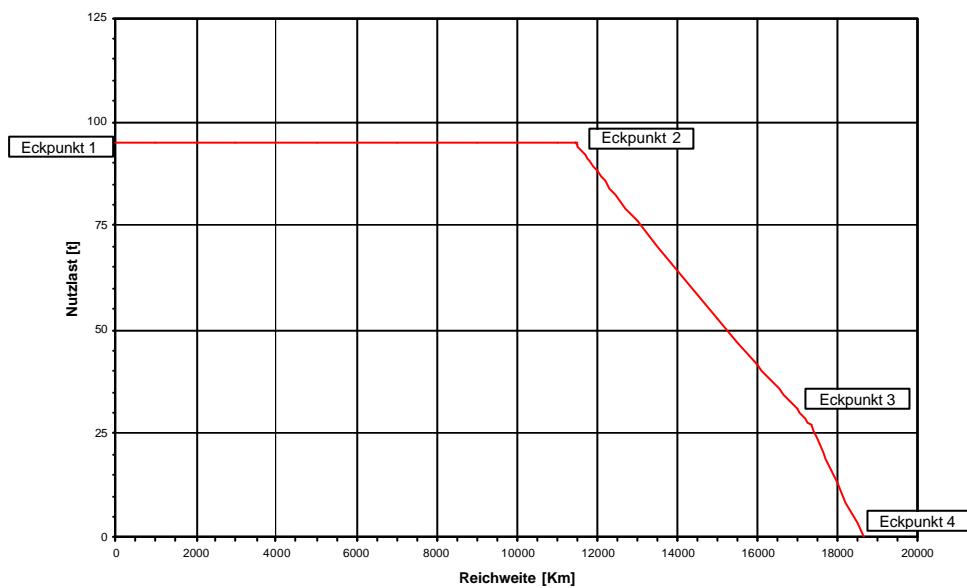
**Tabelle 2.1:** Werte des Airbus A3XX-200

Reichweite [km]	1.Segment [t]	2.Segment [t]	3.Segment [t]
0	95,0	272,3	5811,9
1000	95,0	254,0	3102,8
2000	95,0	236,3	2036,2
3000	95,0	219,2	1466,1
4000	95,0	202,6	1111,3
5000	95,0	186,6	869,5
6000	95,0	171,1	694,1
7000	95,0	156,1	561,1
8000	95,0	141,6	457,0
9000	95,0	127,6	373,1
10000	95,0	114,0	304,3
11000	95,0	100,9	246,7
12000	95,0	88,2	198,0
13000	95,0	76,0	156,1
14000	95,0	64,1	119,8
15000	95,0	52,6	88,1
16000	95,0	41,5	60,1
17000	95,0	30,8	35,3
18000	95,0	20,4	13,1
19000	95,0	10,3	-6,9
20000	95,0	0,6	-24,9

Diese drei Funktionen sind in **Bild 3.1** graphisch dargestellt. Man kann deutlich erkennen, daß das 2. und 3. Segment keine Geraden sind.



**Bild 3.1:** Nutzlast-Reichweiten-Funktionen



**Bild 3.2:** Gerechnetes Nutzlast-Reichweiten-Diagramm des Airbus A3XX-200 (mit Breget'schem Reichweitenfaktor von 30000 km, ohne Reservekraftstoff)

Werden diese drei Funktionen in ihren eigenen Bereichen dargestellt, erhält man im **Bild 3.2** das Nutzlast-Reichweiten-Diagramm des Airbus A3XX-200 mit folgenden Eckpunkten:

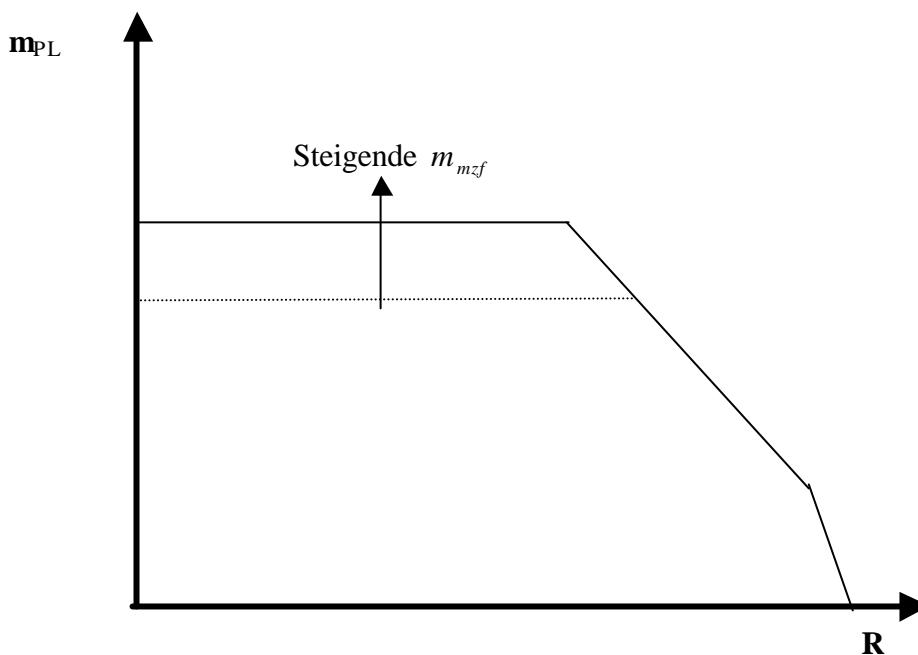
1. Punkt:  $R = 0\text{km}, m_{PL} = m_{MPL} = 95\text{t}$
2. Punkt:  $R = R_{m_{MPL}} = 11500\text{km}, m_{PL} = m_{MPL} = 95\text{t}$
3. Punkt:  $R = R_{\text{max}} = 17400\text{km}, m_{PL} = m_{PL, R_{\text{max}}} = 27\text{t}$
4. Punkt:  $R = R_{\text{ferry}} = 18600\text{km}, m_{PL} = 0\text{t}$

## 4 Einfluß der Entwurfparameter auf das Nutzlast-Reichweiten-Diagramm

In diesem Kapitel werden mit Hilfe eines fiktiven Nutzlast-Reichweiten-Diagramms verschiedene Parameter variiert, um ihre Auswirkungen zu untersuchen. Diese Untersuchung wird durch graphischen Vergleich des Ursprungsdiagramms mit dem neuen Diagramm durchgeführt. Sie erfolgt qualitativ mit Hilfe der Gleichungen aus Abschnitt 1 und 2. Die Parameter werden so geändert, daß die Eigenschaften des fiktiven Flugzeuges verbessert werden.

### 4.1 Maximale Leertankmasse

Als erster Parameter wird die maximale Leertankmasse erhöht. Aus den ersten Untersuchungen wissen wir, daß das 1. Segment des Nutzlast-Reichweiten-Diagramms davon betroffen ist: Es wird nach oben verschoben. Dies wird im Bild 4.1 dargestellt.



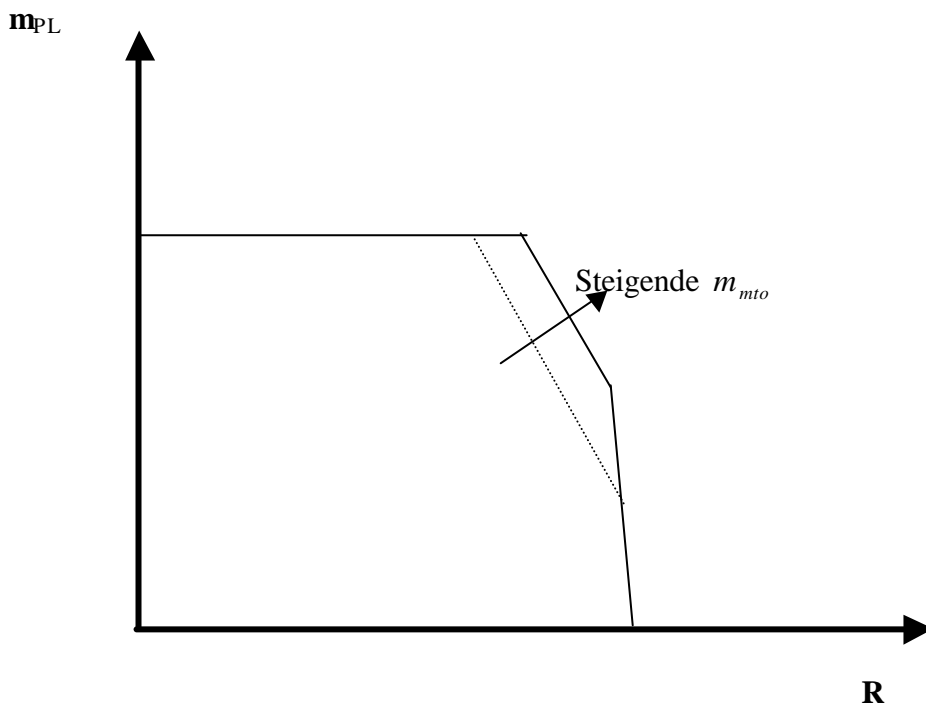
**Bild 4.1:** Einfluß der maximalen Leertankmasse auf das Nutzlast-Reichweiten-Diagramm

Man erkennt auch, daß die Reichweite bei maximaler Nutzlast verringert wird, da die maximale Nutzlast erhöht wird. Die Steigungen des 2. und 3. Segmentes bleiben konstant.

## 4.2 Maximale Abflugmasse

### 4.2.1 Konstantes Tankvolumen

Durch die Erhöhung der maximalen Abflugmasse wird die Reichweite bei maximaler Nutzlast vergrößert. Die Reichweite am Punkt 2 wird kleiner, dafür aber steigt die Nutzlast bei maximaler Reichweite an. Wird die maximale Abflugmasse sehr stark erhöht, so schrumpft das 2. Segment zu einem Punkt, der beiden Punkten „Reichweite bei maximaler Nutzlast“ und „Nutzlast bei maximaler Reichweite“ entspricht. Die Steigungen des 2. und 3. Segmentes bleiben konstant. Dies wird im **Bild 4.2.1** dargestellt.

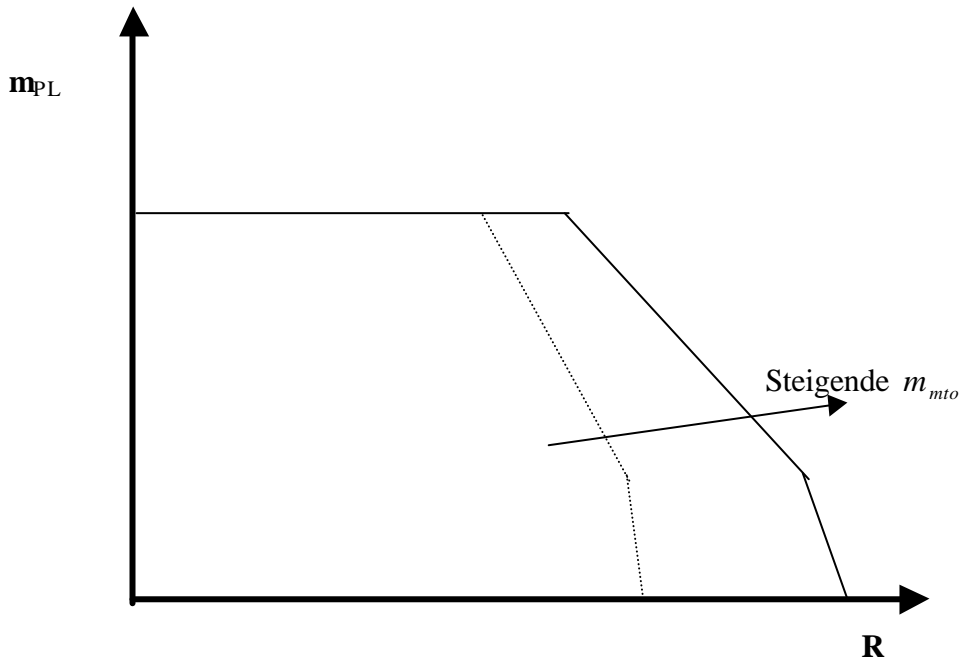


**Bild 4.2.1:** Einfluß der maximalen Abflugmasse auf das Nutzlast-Reichweiten-Diagramm (konstantes Tankvolumen)

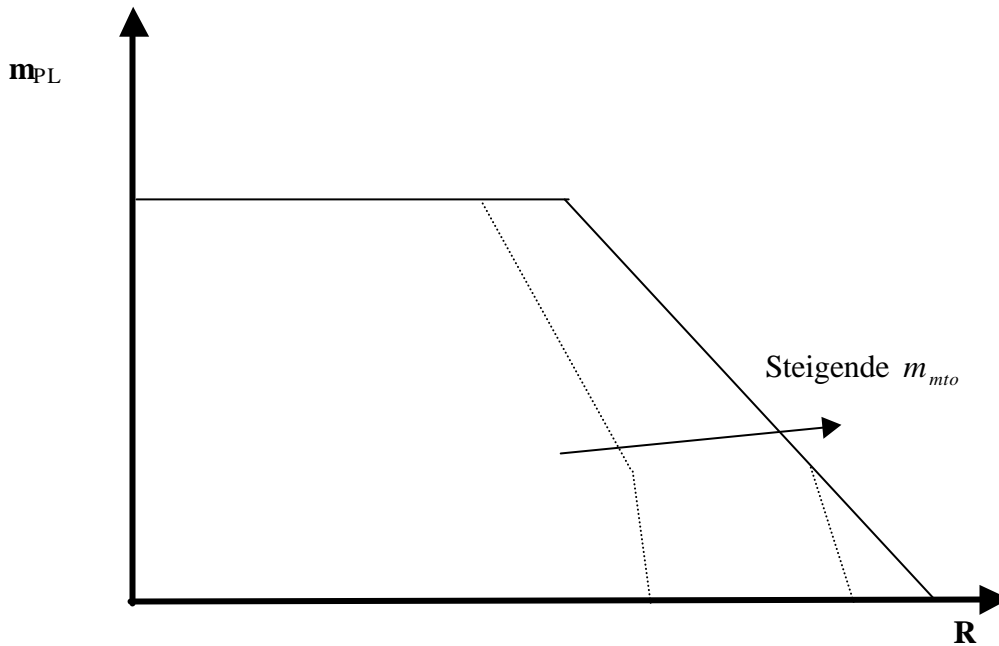
### 4.2.2 Vergrößertes Tankvolumen

Wird durch die Erhöhung der maximalen Abflugmasse eine Steigerung der maximalen Kraftstoffmasse möglich, steigt die Reichweite bei maximaler Nutzlast, die maximale Reichweite und die Reichweite beim Überführungsflug. Die Nutzlast bei maximaler Reichweite bleibt konstant, solange der Kraftstoffmassenzuwachs und der maximale Abflugmassenzuwachs gleich sind. Dies wird im **Bild 4.2.2** dargestellt.

Besteht keine Begrenzung durch das Tankvolumen, so entfällt das 3. Segment: Das 2. Segment verlängert sich so, daß der Punkt „maximale Reichweite“ mit dem Punkt „Überführungsreichweite“ verschmilzt. Dies wird im **Bild 4.2.3** dargestellt. Die Steigungen des 2. und 3. Segmentes bleiben konstant.



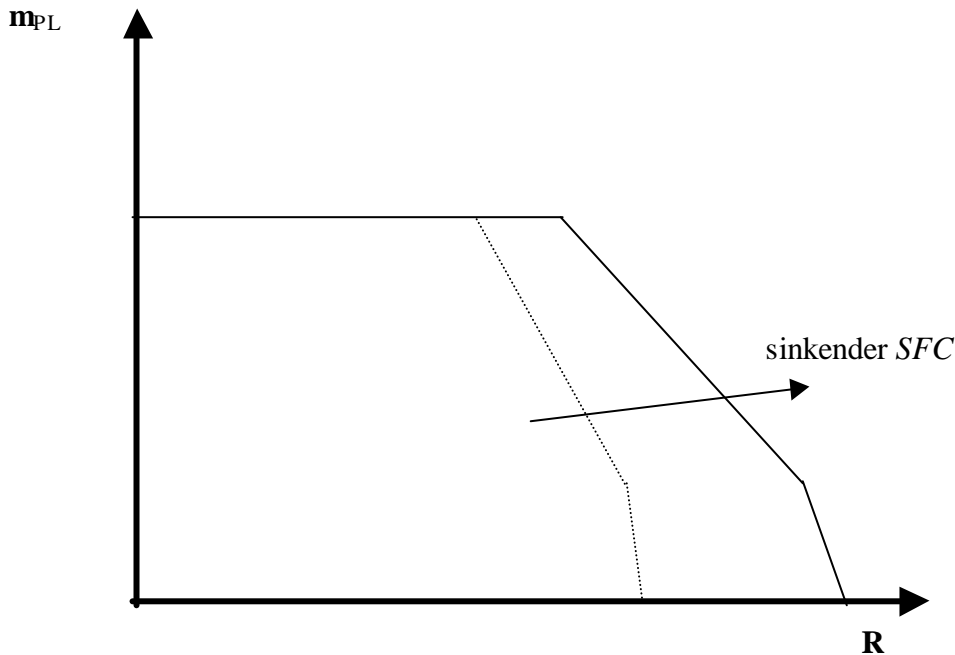
**Bild 4.2.2:** Einfluß der maximalen Abflugmasse auf das Nutzlast-Reichweiten-Diagramm (vergrößertes Tankvolumen entspricht dem Zuwachs der Abflugmasse)



**Bild 4.2.3:** Einfluß der maximalen Abflugmasse auf das Nutzlast-Reichweiten-Diagramm (keine Begrenzung durch das Tankvolumen)

### 4.3 Spezifischer Kraftstoffverbrauch

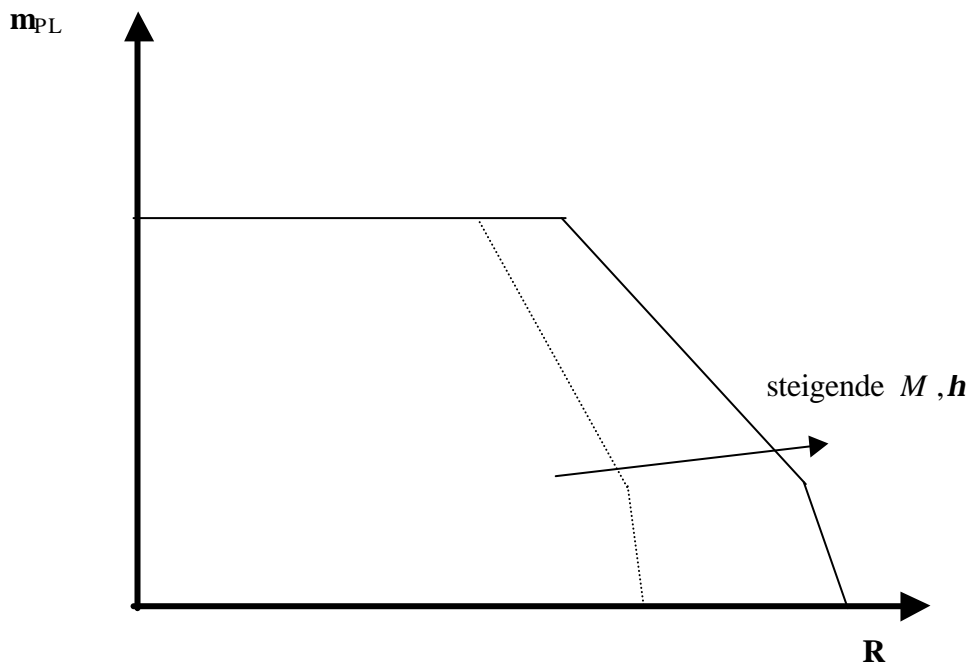
Durch eine Verringerung des spezifischen Kraftstoffverbrauchs wird nur der Breguet'sche Reichweitenfaktor vergrößert, was zu einer Verschiebung aller Punkte führt (größere Reichweite) und zu einer Abflachung des gesamten Diagramms durch die Abnahme der Steigungen des 2. und 3. Segmentes führt. Dies wird im **Bild 4.3** dargestellt.



**Bild 4.3:** Einfluß des spezifischen Kraftstoffverbrauchs auf das Nutzlast-Reichweiten-Diagramm

### 4.4 Flugmachzahl und Propellerwirkungsgrad

Die Flugmachzahl steht in Abhängigkeit zur Fluggeschwindigkeit. Wird die Fluggeschwindigkeit erhöht, steigt der Breguet'sche Reichweitenfaktor, was wieder zu einer Abflachung des gesamten Diagramms führt, da die Steigungen des 2. und 3. Segmentes abnehmen. Eine Erhöhung des Propellerwirkungsgrades hat genau den gleichen Effekt. Dies wird im **Bild 4.4.1** dargestellt.



**Bild 4.4.1:** Einfluß von Flugmachzahl/Einfluß des Propellerwirkungsgrades auf das Nutzlast-Reichweiten-Diagramm

Man sollte sich von dieser Betrachtung nicht irreführen lassen, da eine Erhöhung der Fluggeschwindigkeit bzw. der Flugmachzahl immer mit einer Erhöhung des Luftwiderstandes verbunden ist, was einen Anstieg des Kraftstoffverbrauchs nach sich zieht. Darüber hinaus ist die Gleitzahl auch von der Fluggeschwindigkeit abhängig. Das heißt, wir müssen die Geschwindigkeit und die Gleitzahl zusammen betrachten, und den Maximalwert des Faktors  $v \cdot \frac{L}{D}$  als Funktion der Geschwindigkeit berechnen.

Wir betrachten die Gleichungen (4.1) bis (4.6) [SCHOLZ II] und (4.7) [SCHOLZ I]

$$v \cdot \frac{L}{D} = v \cdot \frac{L/D}{(L/D)_{\max}} \cdot (L/D)_{\max} \quad (4.1)$$

$$\frac{L/D}{(L/D)_{\max}} = \frac{2}{\frac{1}{\overline{C_L}} + \overline{C_L}} \quad (4.2)$$

$$\overline{C_L} = \frac{C_L}{C_{L,ref}} \quad (4.3)$$

$$C_L = \frac{2 \cdot m \cdot g}{S_w \cdot r \cdot v^2} \quad (4.4)$$

$$C_{L,ref} = C_{L,md} = \sqrt{C_{D,0} \cdot \mathbf{p} \cdot \mathbf{A} \cdot e} \quad (4.5)$$

$$\frac{C_L}{C_{L,ref}} = \left(\frac{v_{ref}}{v}\right)^2 \quad (4.6)$$

$$(L/D)_{\max} = \frac{1}{2} \cdot \sqrt{\frac{\mathbf{p} \cdot \mathbf{A} \cdot e}{C_{D,0}}} \quad (4.7)$$

und erhalten

$$v \cdot \frac{L}{D} = \frac{v^3 \cdot S_W \cdot \mathbf{r} \cdot \mathbf{p} \cdot \mathbf{A} \cdot e \cdot 2 \cdot m \cdot g}{v^4 \cdot S_W^2 \cdot \mathbf{r}^2 \cdot C_{D,0} \cdot \mathbf{p} \cdot \mathbf{A} \cdot e + 4 \cdot m^2 \cdot g^2} \quad (4.8)$$

Nach dem Ableiten und Nullsetzen wird die Geschwindigkeit für den Maximalwert in Gleichung beschrieben

$$v_{\left(\frac{L}{D}\right)_{\max}} = \sqrt[4]{\frac{12 \cdot m^2 \cdot g^2}{S_W^2 \cdot \mathbf{r}^2 \cdot C_{D,0} \cdot \mathbf{p} \cdot \mathbf{A} \cdot e}} \quad (4.9)$$

Eingesetzt in (4.8) erhalten wir dann

$$\left(v \cdot \frac{L}{D}\right)_{\max} = 0,806 \cdot \left(\frac{m \cdot g}{S_W \cdot \mathbf{r}}\right)^{\frac{1}{2}} \cdot (\mathbf{p} \cdot \mathbf{A} \cdot e \cdot C_{D,0}^3)^{\frac{1}{4}} \quad (4.10)$$

Ist die Referenzgeschwindigkeit, bzw. die Geschwindigkeit bei Minimalwiderstand bekannt, so kann man nach [SCHOLZ II] benutzen

$$v_{\left(\frac{L}{D}\right)_{\max}} = \sqrt[4]{3} \cdot v_{ref} \quad (4.11)$$

Mit (4.7) und (4.12) [SCHOLZ II]

$$v \cdot \frac{L}{D} = 2 \cdot \left(\frac{L}{D}\right)_{\max} \cdot v_{md}^2 \cdot \frac{v^3}{v^4 + v_{md}^4} \quad (4.12)$$

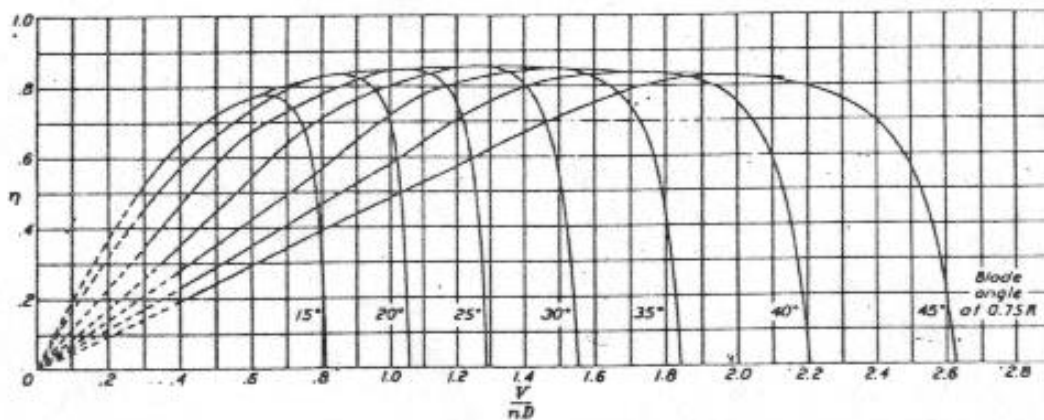
erhalten wir



$$\left( v \cdot \frac{L}{D} \right)_{\max} = 0,570 \cdot \sqrt{\frac{p \cdot A \cdot e}{C_{D,0}}} \cdot v_{ref} \quad (4.13)$$

Dies sind dann die Maximalwerte, die man erhalten kann, um die größtmögliche Reichweite zu bekommen.

Aus diesem Grund wird allen Flugzeugen eine Reisemachzahl vorgegeben, mit der sie am wirtschaftlichsten fliegen. Dabei verringert sich die Reichweite stark.

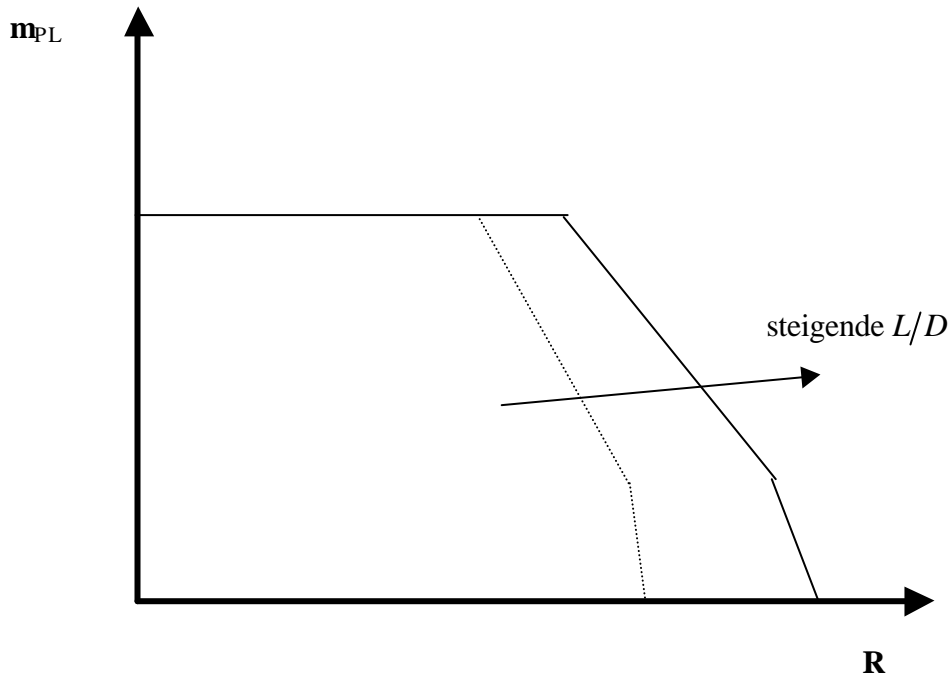


**Bild 4.4.2:** Propellerwirkungsgrad in Abhängigkeit Propellerdurchmessers, der Drehzahl, des Blattwinkels und der Fluggeschwindigkeit [LBA 80]

Beim Propellerwirkungsgrad ist es ähnlich: Der Propellerwirkungsgrad ist abhängig von der Fluggeschwindigkeit, der Drehzahl, dem Propellerdurchmesser und dem Blattwinkel. Dies wird im **Bild 4.4.2** beschrieben. Hier erkennt man, daß bei konstanter Drehzahl und konstantem Durchmesser, der Propellerwirkungsgrad mit der Geschwindigkeit erst steigt, ein Maximum erreicht, um dann sehr stark zu fallen.

## 4.5 Gleitzahl

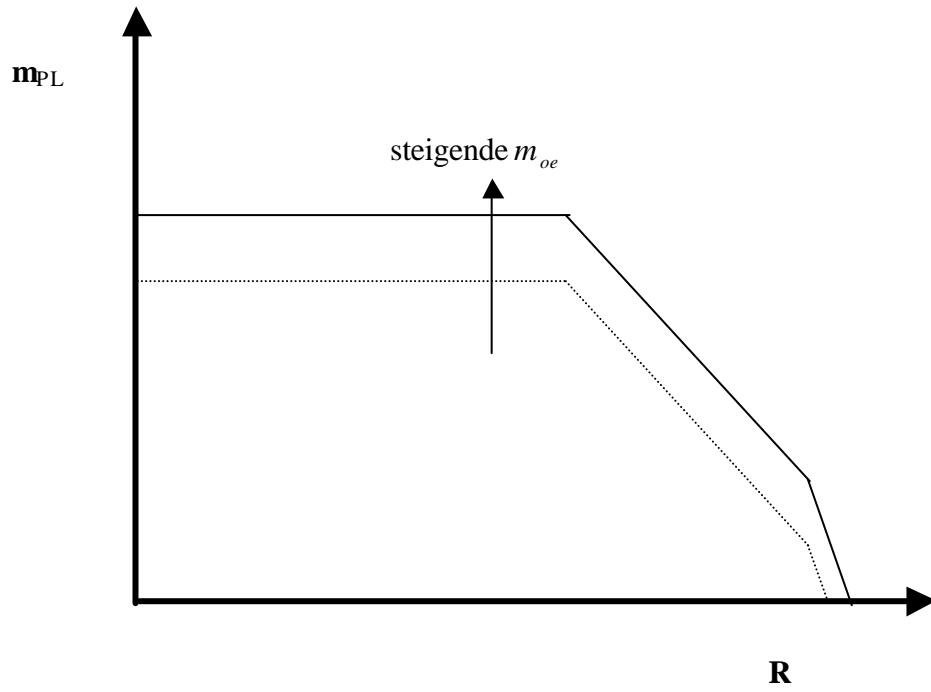
Eine Erhöhung der Gleitzahl bewirkt eine Steigerung des Breguet'schen Reichweitenfaktors, was, wie beim spezifischen Kraftstoffverbrauch oder der Flugmachzahl, zu einer Abflachung des gesamten Diagramms führt. Die Reichweite erhöht sich. Die Steigungen des 2. und 3. Segmentes nehmen ab. Dies wird im **Bild 4.5** dargestellt.



**Bild 4.5:** Einfluß der Gleitzahl auf das Nutzlast-Reichweiten-Diagramm

## 4.6 Betriebsleermasse

Eine Verkleinerung der Betriebsleermasse bewirkt eine Verschiebung des Diagramms nach oben: Die Nutzlastmasse wird entsprechend größer. Dabei erhöht sich auch die Reichweite beim Überführungsflug. Die Steigungen des 2. und 3. Segmentes bleiben konstant. Dies wird in **Bild 4.6** dargestellt.



**Bild 4.6:** Einfluß der Betriebsleermasse auf das Nutzlast-Reichweiten-Diagramm

## 5 Einfluss des Nutzlast-Reichweiten-Diagramms auf die Entwurfsparameter

Hier wird, im Gegensatz zum vorherigen Kapitel, der Einfluß der Eckpunkte des Nutzlast-Reichweiten-Diagramms auf andere Parameter des Flugzeugentwurfs untersucht. Dabei wird die Formel aus der mathematischen Untersuchung so umgestellt, daß man sofort erkennen kann, welche Parameter sich ändern und wie sie sich ändern.

Dabei werden die vier Eckpunkte des Nutzlast-Reichweiten-Diagramms betrachtet:

- 1.Punkt:  $(0; m_{mpl})$
- 2.Punkt:  $(R_{mpl}; m_{mpl})$
- 3.Punkt:  $(R_{max}; m_{pl, R_{max}})$
- 4.Punkt:  $(R_{ferry}; 0)$

### 5.1 Einfluß des 1. Punktes im Diagramms

Beim 1. Punkt ist nur die maximale Nutzlast beschrieben. Der Einfluß bezieht sich hier auf die maximale Leertankmasse, welche die maximale Nutzlast begrenzt.

Die maximale Leertankmasse ist eine strukturbedingte Begrenzung. Sie beschreibt die maximal mögliche Belastung des Rumpfes durch Zuladung bei leeren Tanks.

Eine Erhöhung der maximalen Leertankmasse würde bedeuten, daß die Struktur des Flugzeuges verstärkt werden müßte, was eine Erhöhung der Betriebsleermasse bedeuten würde. Dabei muß man beachten, daß die Erhöhung der Leertankmasse bedeutend größer ausfällt als die Erhöhung der Betriebsleermasse, da sonst kein Vorteil entsteht. (Siehe **Tabelle 5.1**)

**Tabelle 5.1:** Einfluß des 1. Punktes

Eine Steigerung von $\downarrow$ bedeutet für $\Rightarrow$	$m_{mf}$	$m_{oe}$	$m_{mto}$
$m_{mpl}$	steigt	steigt	steigt

### 5.2 Einfluß des 2. Punktes im Diagramms

Der 2. Punkt  $(R_{mpl}; m_{mpl})$  ist zweifach begrenzt: Erstens, wie beim 1. Punkt, durch die maximale Leertankmasse, zweitens durch die maximale Abflugmasse. Die maximale Leertank-

masse begrenzt die maximale Nutzlast nach oben, wie schon im vorherigen Abschnitt beschrieben. Die maximale Abflugmasse begrenzt die Reichweite bei maximaler Nutzlast. Für diese Begrenzung benutzen wir Gleichung 3.15:

$$R = -B_s \cdot \ln \frac{m_{oe} + m_{mpl}}{X \cdot m_{mto}} \quad (3.15)$$

Hier erkennt man, daß die Reichweite bei maximaler Nutzlast direkten Einfluß auf den Breguet'schen Reichweitenfaktor, auf die Betriebsleermasse, auf die maximale Nutzlast sowie auf die maximale Abflugmasse hat (Der Faktor X wird als konstant angenommen). Eine Forderung nach einer Erhöhung der Reichweite bei maximaler Nutzlast bedeutet dann (einzeln oder zusammenhängend) eine Erhöhung des Breguet'sche Reichweitenfaktors, eine Erhöhung der maximalen Abflugmasse, eine Verringerung der Betriebsleermasse und (oder) eine Verringerung der maximalen Nutzlast. Zusätzlich gilt für den Breguet'schen Reichweitenfaktor, wie bereits in Abschnitt 3 dargelegt

$$B_s = \frac{L/D \cdot v}{SFC_t \cdot g} \quad (\text{Jets}) \quad (3.5)$$

$$B_s = \frac{L/D \cdot h}{SFC_p \cdot g} \quad (\text{Turboprops}) \quad (3.6)$$

Das heißt, daß sich der Einfluß dann auf Gleitzahl, Fluggeschwindigkeit (Jets) oder Propellerwirkungsgrad (Turboprops) und spezifischen Kraftstoffverbrauch erweitert. Diese Einflüsse werden in **Tabelle 5.2** zusammengefaßt.

**Tabelle 5.2:** Einfluß des 2. Punktes

Eine Steigerung von ↓ bedeutet für ⇒	$m_{pl}$	$m_{oe}$	$m_{mto}$	$L/D$	$v$	$h$	$SFC$
$R_{mpl}$	sinkt	sinkt	steigt	steigt	steigt	steigt	sinkt

### 5.3 Einfluß des 3. Punktes im Diagramms

Der 3. Punkt stellt die Nutzlast bei maximaler Reichweite dar. Dieser Punkt ist durch die maximale Abflugmasse begrenzt und wird durch folgende Gleichung beschrieben

$$R = -B_s \cdot \ln \left( \frac{1}{X} \cdot \left( 1 - \frac{m_{mf}}{m_{mto}} \right) \right) \quad (3.21)$$

Man erkennt wieder den Einfluß durch den Breguet'schen Reichweitenfaktor wie beim vorherigen Punkt, aber auch durch das Verhältnis aus maximaler Kraftstoffmasse zu maximaler Abflugmasse: Je größer dieses Verhältnis ist, um so größer ist die maximale Reichweite. Dabei muß man auch an das Tankvolumen denken, da man nicht unbegrenzt Kraftstoff aufnehmen kann. Für die Nutzlast an diesem Punkt benutzen wir folgende Gleichung:

$$m_{pl} = m_{mto} - m_{oe} - m_{mf} \quad . \quad (3.22)$$

Alle Einflüsse werden in **Tabelle 5.3** aufgeführt.

**Tabelle 5.3:** Einfluß des 3. Punktes

Eine Steigerung von ↓ bedeutet für ⇒	$m_{mf}$	$m_{oe}$	$m_{mto}$	$B_s$	Tank- Volumen	$R_{max}$	$m_{pl,R_{max}}$
$R_{max}$	steigt	≈	steigt	steigt	steigt	/	sinkt
$m_{pl,R_{max}}$	sinkt	sinkt	sinkt	sinkt	≈	sinkt	/

## 5.4 Einfluß des 4. Punktes im Diagramms

Der 4. Punkt ist die Reichweite beim Überführungsflug. Die Nutzlast ist dann null. Wir haben dann die Gleichung

$$R_{ferry} = -B_s \cdot \ln\left(\frac{1}{X} \cdot \left(1 - \frac{m_{mf}}{m_{oe} + m_{mf}}\right)\right) \quad . \quad (3.25)$$

Der Einfluß beschränkt sich auf den Breguet'schen Reichweitenfaktor, die maximale Kraftstoffmasse und die Betriebsleermasse. Dabei ist das Verhältnis von maximaler Kraftstoffmasse zur Abflugmasse (entspricht der Summe aus maximaler Kraftstoffmasse und Betriebsleermasse) ausschlaggebend für die Reichweite beim Überführungsflug: Je größer diese Reichweite ist, um so größer muß dieses Verhältnis sein. Alle Einflüsse sind in diesem Punkt zusammengefaßt (**Tabelle 5.4**).

**Tabelle 5.4:** Einfluß des 4. Punktes

Eine Steigerung von ↓ bedeutet für ⇒	$m_{mf}$	$m_{oe}$	$B_s$
$R_{ferry}$	steigt	sinkt	steigt

## 6 Flugzeugdimensionierung nach dem Nutzlast-Reichweiten-Diagramm

Hier wird als Teil der Flugzeugdimensionierung versucht, mit vorgegebenem Betriebsleermassenanteil aus unterschiedlichen Nutzlast-Reichweiten-Diagramm-Punkten, die maximale Abflugmasse und die Kraftstoffmasse zu bestimmen. Dazu sollte man anmerken, daß ein Nutzlast-Reichweiten-Diagramm eigentlich keine Vorgabe für den Flugzeugentwurf, sondern eher ein Ergebnis ist. Bei der Dimensionierung ist es nicht möglich, alle Forderungen aus dem Nutzlast-Reichweiten-Diagramm zu erfüllen. Hinzu kommt, daß es nicht nötig ist, alle Forderungen zu erfüllen: Als Beispiel wird die Überführungsreichweite genannt, die für eine kommerzielle Nutzung des Flugzeuges keine Bedeutung hat. Daher ist es bei der Dimensionierung üblich, sich erst einen Punkt des Nutzlast-Reichweiten-Diagramms (meistens den Punkt „Standardnutzlast und –reichweite“) als Forderung für den Entwurf zu benutzen. Daraus wird die maximale Abflugmasse berechnet. Im weiteren Verlauf der Dimensionierung werden weitere Größen ermittelt, die im Nutzlast-Reichweiten-Diagramm Einfluß haben. Danach erst kann das endgültige Nutzlast-Reichweiten-Diagramm richtig berechnet und gezeichnet werden.

### 6.1 Entwurfspunkt: Maximale Nutzlast

Aus Abschnitt 3, Gleichung (3.15) folgt

$$\frac{m_f}{m_{mto}} = 1 - X \cdot e^{-R_{mpl}/B_s} \quad (6.1)$$

$$m_{mto} = \frac{m_{mpl}}{X \cdot e^{R_{mpl}/B_s} - \frac{m_{oe}}{m_{mto}}} \quad (6.2)$$

### 6.2 Entwurfspunkt: Standardnutzlast und –reichweite

Hier wird der Punkt „maximale Passagierzahl“ mit oder ohne Zusatzfracht, das heißt der Standardentwurfspunkt behandelt. Aus Abschnitt 3, Gleichung 3.17 erhalten wir

$$\frac{m_f}{m_{mto}} = 1 - X \cdot e^{-R_{m_{pl}}/B_s} \quad (6.3)$$

$$m_{mto} = \frac{m_{pl}}{X \cdot e^{R_{m_{pl}}/B_s} - \frac{m_{oe}}{m_{mto}}} \quad (6.4)$$

### 6.3 Entwurfspunkt: Maximale Reichweite

Aus Abschnitt 3, Gleichung 2.21 bekommen wir

$$\frac{m_{mf}}{m_{mto}} = 1 - X \cdot e^{-R_{max}/B_s} \quad (6.5)$$

$$m_{mto} = \frac{m_{pl, R_{max}}}{X \cdot e^{R_{max}/B_s} - \frac{m_{oe}}{m_{mto}}} \quad (6.6)$$

Der Entwurf eines Flugzeuges mit Hilfe des 3. Segmentes oder des Punktes „Reichweite beim Überführungsflug“ wurde hier nicht bearbeitet, da dieser Punkt nicht zur Dimensionierung des Flugzeugs herangezogen wird.



## 7 Zusammenfassung

Als Abschluß werden alle unterschiedlichen Einflüsse als Tabelle dargestellt. Dies bietet einen Überblick der Abhängigkeiten in Bezug auf das Nutzlast-Reichweiten-Diagramm.

In der **Tabelle 7.1** werden die Einflüsse der Parameter des Flugzeugentwurfs auf das Nutzlast-Reichweiten-Diagramm dargestellt.

**Tabelle 7.1:** Einfluß der Flugzeugentwurfparameter

Eine Steigerung von ↓ bedeutet für ⇒	$m_{mpl}$	$m_{pl,R_{max}}$	$R_{m_{mpl}}$	$R_{max}$	$R_{ferry}$
$m_{mzf}$	steigt	sinkt	/	/	/
$m_{mto}$	/	steigt	/	steigt	steigt
$SFC$	/	sinkt	/	sinkt	sinkt
$M_{Cr}$	/	steigt	/	steigt	steigt
$L/D$	/	steigt	/	steigt	steigt
$m_{oe}$	sinkt	/	sinkt	/	sinkt
$h$	/	steigt	/	steigt	steigt

**Tabelle 7.2:** Einfluß der Anforderungen

Eine Steigerung von ↓ bedeutet für ⇒	$m_{mzf}$	$m_{oe}$	$m_{mto}$	$m_{mpl}$	$L/D$	Tank-Volumen
$m_{mpl}$	steigt	steigt	steigt	/	/	/
$R_{mpl}$	/	sinkt	steigt	sinkt	steigt	/
$R_{max}$	/	sinkt	/	/	/	steigt
$m_{pl,R_{max}}$	/	steigt	steigt	/	/	/
$R_{ferry}$	/	sinkt	/	/	/	/

Eine Steigerung von ↓ bedeutet für ⇒	$v$	$h$	$SFC$	$m_{mf}$	$B_s$
$m_{mpl}$	/	/	/	/	/
$R_{mpl}$	steigt	steigt	sinkt	/	/
$R_{max}$	/	/	/	steigt	steigt
$m_{pl,R_{max}}$	/	/	/	sinkt	sinkt
$R_{ferry}$	/	/	/	steigt	steigt

In der **Tabelle 7.2** wird zusammengefaßt, welchen Einfluß einzelne Anforderungen, dargestellt im Nutzlast-Reichweiten-Diagramm, auf die Entwurfsparameter des Flugzeuges haben.

Die Vorgabe eines Nutzlast-Reichweiten-Diagramms ist für den Entwurf eines Flugzeuges ein sehr wichtiger Faktor, der großen Einfluß auf alle Flugzeugmassen hat. Darüber hinaus beschreiben die 2. und 3. Segmente die Flugleistungen und den Kraftstoffverbrauch des Flugzeuges, da man hier die Nutzlastverringerung mit der Kraftstoffzunahme gleichsetzen kann: Man kann ungefähr ablesen, wieviel Kraftstoff das Flugzeug pro (Reise-) Flugstrecke verbrauchen soll.

Dazu werden sich alle kleinen Änderungen im Entwurf immer auf das Nutzlast-Reichweiten-Diagramm auswirken, was zu einem aufwendigen iterativen Rechenvorgang führt, bis man für alle erwarteten Leistungen des Flugzeuges optimale Werte erhält. Dieser Vorgang wird sehr vereinfacht, da man sich beim ersten Entwurf meistens auf die Standardnutzlast und -reichweite bezieht.

## 8 Literaturverzeichnis

- [AIRBUS] AIRBUS INDUSTRIE, Large Aircraft division, *Briefing 4<sup>th</sup> Quarter 1998*
- [ATA 100] AIR TRANSPORT ASSOCIATION OF AMERICA: *Specification for Manufacturer's Technical Data, ATA Specification 100*, Washington D.C.
- [LBA 80] LUFTFAHRT BUNDESAMT, *Grundlagen der Luftfahrzeugtechnik in Theorie und Praxis, Band III*, 1980
- [SCHOLZ I] SCHOLZ, D.: *Flugzeugentwurf*, Vorlesungsskript Wintersemester 1999
- [SCHOLZ II] SCHOLZ, D.: *Flugmechanik I*, Vorlesungsskript Wintersemester 1999
- [ROSKAM I] ROSKAM, J.: *Airplane Design. Bd. 1: Preliminary Configuration Design and Integration of the Propulsion System*, Ottawa, Kansas, 1989
- [TORENBEEK 88] TORENBEEK, E.: *Synthesis of Subsonic Airplane Design*, Delft: Delft University Press, 1988