

# METHODEN ZUR BEWERTUNG UND MINIMIERUNG DER SIGNATUR VON UNBEMANNTEN FLUGZEUGEN

S. Speck, J. Pfefferkorn, K. Kicker, M. Hornung

Lehrstuhl für Luftfahrtsysteme  
Fakultät Maschinenwesen  
Technische Universität München  
Boltzmannstraße 15, 85748 Garching, Deutschland

## Zusammenfassung

Die vorgestellten Forschungstätigkeiten umfassen Technologien zur Bewertung und Reduzierung der akustischen Signatur von unbemannten Flugzeugen im Hinblick auf mögliche Missionen und die Integration dieser Flugzeugkategorie in den zivilen Luftraum. Die Arbeiten gliedern sich in die Ebenen Antriebsauslegung, Flugzeugkonfiguration und Validierung und wurden im Rahmen des Forschungskonsortiums DEMUEB (**D**emonstration zum Thema **U**AV-Einsatz in **B**ayern) Phase 3 unter Leitung von Cassidian Air Systems (EADS) durchgeführt. Der fliegende Versuchsträger IMPULLS (**I**nnovative **M**odular **P**ayload **U**n manned **A**erial **S**ystem **L**LS) dient hierbei sowohl als Referenzkonfiguration als auch zu Validierungszwecken. So wird in einem ersten Schritt eine aeroakustische Propellerentwurfsroutine erstellt, um mit dieser den aktuellen Propeller des IMPULLS nachzuprojektieren und hinsichtlich Effizienz und Lärm zu optimieren. In einem zweiten Schritt wird die akustische Interaktion des Antriebs mit der Flugzeugzelle untersucht. Hierfür wird die Geometrie des Flugzeugs durch eine Flächenmodellierung angenähert, um diese mit einer Propellerschallquelle durch einen hierfür entwickelten Ray-Tracing-Algorithmus zu überlagern. Zum Vergleich werden verschiedene Flugzeug- und Antriebskonfigurationen miteinander verglichen. Aus dem Bewertungsverfahren geht unter anderem hervor, dass Flugzeuge mit großen Flügeltiefen, insbesondere Nurflygler, ein großes Lärmabschattungs-Potential aufweisen, sofern die Antriebe an geeigneter Position oberhalb der Tragflächen angeordnet sind. Weiterhin geht aus den durchgeführten Propelleroptimierungen hervor, dass eine Erhöhung der Blattanzahl bei gleichzeitiger Drehzahlreduktion zu einer signifikanten Lärminderung unter Aufrechterhaltung der Leistungscharakteristik und Effizienz im Vergleich zum 2-Blatt Referenzpropeller führt.

## 1. EINLEITUNG

Im Rahmen des Bayerischen Forschungskonsortiums DEMUEB Phase 3 unter Leitung von Cassidian Air Systems (EADS) wurden unter Teilnahme namhafter Flugzeughersteller und Zulieferer, der Flugsicherung sowie von Forschungseinrichtungen und Universitäten zivile Anwendungen von unbemannten Fluggeräten erarbeitet und entsprechende Technologien dafür entwickelt. Die betrachteten Szenarien decken ein breites Spektrum ziviler Einsatzmöglichkeiten ab. Diese reichen von Naturschutzbeobachtungen, Überwachung technischer Anlagen und Vermisstensuche über die Lageaufklärung von Großveranstaltungen und Demonstrationen bis hin zu typischen Polizeiaufgaben wie der Verfolgung von Verdächtigen. Für einige der genannten Einsätze ist die Signatur der eingesetzten unbemannten Flugzeuge missionsentscheidend. Eine erfolgreiche Integration dieses bislang noch nicht etablierten Flugzeugtyps in den zivilen Luftraum gestaltet sich darüber hinaus umso einfacher, je höher die Toleranz in der Bevölkerung ist. Dass diese wiederum in einem direkten Zusammenhang mit Lärmemissionen stehen kann, zeigt das kommunalpolitische Dauerthema Flughafenlärm. Der Lehrstuhl für Luftfahrtsysteme der Technischen Universität München hat in diesem

Zusammenhang das Thema neuartiger Antriebe und Reduzierung der optischen und akustischen Signatur von unbemannten Flächenflugzeugen verfolgt. Diese Veröffentlichung zeigt Werkzeuge und Methoden auf, die benötigt werden, um die akustische Signatur zukünftiger Entwicklungen unbemannter Flugzeuge zu minimieren.

Im ersten Teil wird ein Verfahren vorgestellt, mit dem ganze Flugzeugkonfigurationen bezüglich ihrer Lärmsignatur bewertet werden können. Hier geht es vorrangig darum, eine für Konfigurationsentscheidungen und den Vorentwurf recheneffektive Methode bereitzustellen. Es handelt sich um einen erweiterten Ray-Tracing Algorithmus mit Beugungskorrektur.

Der zweite Teil beschreibt eine Detailuntersuchung des Propellers als Hauptlärmquelle elektrisch angetriebener Flugzeugkonfigurationen. Auch hierbei wird auf den Einsatz aufwendiger Strömungssimulationen zugunsten der Rechenzeiten und der Möglichkeit, Optimierungs-Algorithmen ansetzen zu können, verzichtet. Dafür wurde der Propellerentwurfs-Code XROTOR von M. Drela (MIT) modifiziert und an eine Optimierungsumgebung angebunden. Um eine an das Projekt DEMUEB anschließende Validierungsphase der beschriebenen Methoden zu ermöglichen, ist der vom Lehrstuhl für Luftfahrtsysteme entwickelte und betriebene

Versuchsträger IMPULLS (Innovative Modular Payload Unmanned Aerial System LLS) stets mit in die Untersuchungen einbezogen.

## 2. LÄRMSENSITIVE UAV-MISSIONEN UND VERWENDETE BEWERTUNGSKRITERIEN

Um eine quantitative akustische Bewertung durchführen zu können, werden zunächst für UAV-Einsätze anschauliche Maßzahlen der Lärmeinwirkung ausgewählt und definiert. Diese sind jeweils mit einem UAV-typischen Szenario verknüpft. Hierbei sollen Kriterien definiert werden, die es ermöglichen zwei Konfigurationen möglichst objektiv und anwendungsbezogen miteinander vergleichen zu können. Eines der Kriterien ist ein seitlicher Vorbeiflug an einem Überwachungsziel in einer bestimmten, sicheren Entfernung und einer Flughöhe von 300 Metern. Das daraus resultierende Kriterium ist die minimale horizontale Entfernung  $d_{min}$  zum Ziel, bei der das betreffende UAV gerade noch nicht akustisch wahrgenommen wird. Die Bedingung lautet mathematisch formuliert

$$(1) L_p(d) < L_{p,max} = 35 \text{ dB}$$

und ist in Bild 8 vorgehend zur Verdeutlichung markiert. Der gewählte Lärmpegel von 35 dB entspricht der Lärmkulisse eines leisen Raumes. Manche Flugzeugkonzepte, wie zum Beispiel der Blended Wing Body bei hochliegenden Triebwerken, schirmen den Schall direkt nach unten weitestgehend ab. Dadurch ist ein direkter Überflug des Ziels möglich, bei dem die obige Bedingung nur für kurze Zeit verletzt wird. Für dieses zweite Szenario wird als Kriterium das in der Luftfahrt etablierte Sound Exposure Level (SEL) verwendet, welches den Versuch unternimmt, die Lärmeinwirkung länger andauernder Schallereignisse in einer Maßzahl zusammenzufassen. Hierbei ist das SEL ein Schallpegel von einem konstanten, eine Sekunde andauernden Referenzschallereignis und enthält gleich viel Schallenergie wie das vom Flugzeug ausgehende Schallereignis. Zusätzlich geht die Dauer des Schallereignisses in die Berechnung ein. Die Berechnung des SEL lautet wie folgt [4]:

$$(2) SEL = 10 \log_{10} \left( \frac{1}{t_0} \int_{t_1}^{t_2} 10^{\frac{L_A(t)}{10}} dt \right)$$

$t_0$  ist die Referenzzeit, welche in der SEL Berechnung mit einer Sekunde definiert ist. Das Integrationsintervall erstreckt sich über jenen Zeitraum, in dem der Schallpegel  $L_A(t)$  maximal 10 dB unterhalb des auftretenden Schallpegelmaximums  $L_{A,max}$  liegt. Die Definition des SEL ermöglicht einen Vergleich von Flugzeugschallereignissen bei unterschiedlicher Dauer. Anschaulich ist das SEL in Bild 1 dargestellt.

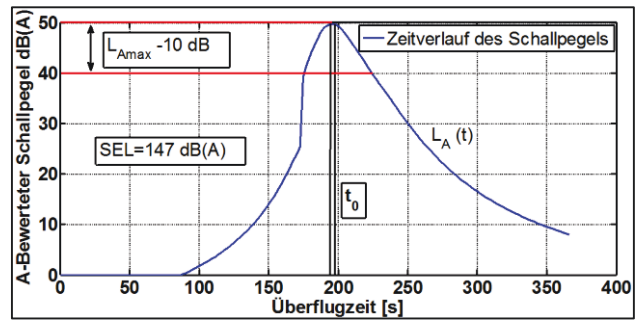


Bild 1. Anschauliche Darstellung des Sound Exposure Level (SEL)

## 3. BESTIMMUNG DES KONFIGURATIONS-LÄRMS

In diesem Abschnitt wird eine Methode beschrieben, mit der UAV Gesamtkonfigurationen auf ihre akustische Signatur hin bewertet werden können. Da für kleine UAVs in der Größenklasse bis 150 kg der aerodynamische Zellenlärm gegenüber dem Antriebslärm eine untergeordnete Rolle spielt, kommt hier der akustischen Antriebsmodellierung und der Schallausbreitung in Interaktion mit der Flugzeugzelle eine besondere Aufmerksamkeit zu. Es existieren hierzu bereits Ansätze, die sich jedoch auf die Analyse von Verkehrsflugzeugen mit hohem Komplexitätsgrad beschränken. Um eine für den Vorentwurf ausreichende Genauigkeit zu erzielen, basieren diese auf umfangreichen empirischen Datenbasen. Zu nennen ist hier beispielsweise die am DLR entwickelte Programmroutine PANAM [32]. Um das aufwendig zu generierende Lärmmodell eines Verkehrsflugzeugs zu erfassen, enthält diese Quellmodelle für das Triebwerk, das Fahrwerk und verschiedene Hochauftriebssysteme. Diese werden schließlich zur Bewertung eines Gesamtflugzeugs nach dem Superpositionsprinzip überlagert.

Ein anderer Ansatz ist die Reduktion der Lärmquellen eines Flugzeugs auf wenige Punktquellen ohne räumliche Ausdehnung. Man geht hierbei davon aus, dass sich die Druckschwankungen quasioptisch, also strahlenförmig, ausbreiten. Diese Annahme ist als Näherung dann hinreichend, wenn die Fundamentalwellenlängen der Lärmquelle im Vergleich zu den Abmaßen der abschirmenden Flugzeugkomponenten klein sind. Man spricht bei dieser Methode vom sogenannten Ray-Tracing-Ansatz. Eine Erweiterung dieses Ansatzes, bei der zudem die Beugung langwelliger Schallanteile um den Flugzeugkörper herum Berücksichtigung findet, wird von Argawal et al. [7] beschrieben.

Die beiden genannten Methoden haben gemein, dass sie rechenaufwendig und daher für Optimierungsrechnungen weniger geeignet sind. Im Rahmen der Betrachtung von Konfigurationsaspekten wird in dieser Studie deshalb die akustische Signatur einzelner Flugzeuggeometrien mithilfe einer vereinfachten Modellbildung quantifiziert. Diese verknüpft eine generische Antriebsmodellierung mit dem Ray-Tracing-Ansatz und einer empirischen Beugungsanalyse zu einem sehr recheneffektiven Verfahren. Als Ergebnis bringt die Untersuchung die potentiell lärmärmste, praxistaugliche UAV-Konfiguration hervor. Die Methoden, sowie die Ein- und Ausgangsgrößen sind in Bild 2 dargestellt.

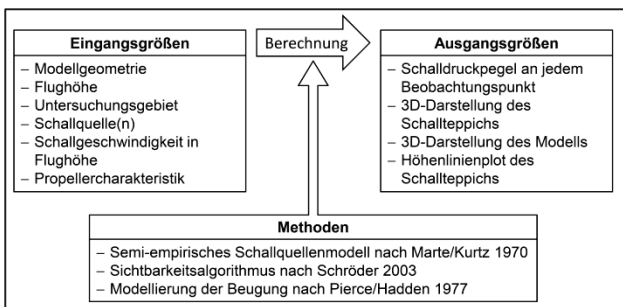


Bild 2. Blockschaltbild der zur Bestimmung des Konfigurationslärms verwendeten Berechnungsroutine

### 3.1. Lärmentstehung am UAV

Lärm kann überall dort entstehen, wo das Trägermedium (Luft) zum Schwingen angeregt werden kann. Von aerodynamischem Lärm spricht man dann, wenn die Luft durch Umströmungseffekte zum Schwingen angeregt wird. Bei einem Propellerflugzeug betrifft dies den Propeller selbst und die gesamte umspülte Oberfläche des Flugzeugs, wobei der Propeller hierbei aufgrund seines hohen und räumlich konzentrierten Energieeintrages in die Strömung akustisch dominiert. Der aerodynamische Lärm ist besonders dann dominant gegenüber anderen Lärmquellen, wenn elektrisch angetriebene Flugzeuge betrachtet werden. Speziell bürstenlose Motoren sind durch das fehlende Schleifgeräusch in Anwesenheit eines Propellers kaum wahrnehmbar. Lediglich bei der Verwendung von Getrieben zur Anpassung der Drehzahlen der Antriebswelle an die verwendeten Propeller entstehen durch das Ineinandergreifen der Getriebezähne Abrollgeräusche, die je nach Bauart und Betriebszustand deutlich wahrnehmbar sein können.

### 3.2. Mechanismen der Schallpropagation

Schallschwingungen im Medium Luft sind im Verhältnis zum Gesamtdruck sehr kleine Änderungen des Drucks, der Dichte und der Temperatur. Sie sind über das allgemeine Gasgesetz miteinander verknüpft. Unter idealen Bedingungen in einem homogenen Medium breitet sich Schall bei Abwesenheit jeglicher Störkörper kugelförmig aus mit einer kubischen Abnahme der Schalleistung. In einem realen Experiment wird man jedoch feststellen, dass diese ideale Ausbreitung durch zahlreiche Mechanismen beeinflusst wird. Dieses sind die Dämpfung bzw. Dissipation, Reflexion (an Körperoberflächen) und Beugung um Körperflächen. Hinzu kommt die Abnahme des Schalldrucks mit dem Abstand aufgrund der Energieerhaltung der Druckschwankungen auf einer sich sphärisch ausbreitenden Schallwelle.

### 3.3. Modellierung der Schallquelle

Um eine beliebige Skalierbarkeit der Propeller für die Untersuchung verschiedenster Konfigurationen gewährleisten zu können, wird zu diesem Zweck ein semiempirisches, generisches Propellermodell nach Marte/Kurtz [2] erstellt. Dieses bildet die wesentlichen Lärmentstehungsmechanismen an einem Propeller ab. Es sind der periodische Verdrängungs- und der Blattbelastungslärm, zusammenfassend auch Drehklang genannt. Hierbei wird nicht die Quelle selbst berechnet, sondern der Schallteppich eines generischen Propellers in Abhängigkeit von geometrischen und technischen Eingangsgrößen. Aus der Wellenleistung wird zunächst

ein Referenzschalldruckpegel  $L_1$  berechnet, der in den nachfolgenden Schritten sukzessive korrigiert wird. Die Korrekturfaktoren sind Funktionen der Blattanzahl  $B$ , des Propellerdurchmessers  $D$ , der Blattspitzenmachzahl  $M_t$ , des relativen Abstrahlwinkels  $\theta$  und des Abstands von der Propellernabe  $r$ :

$$(3) L(r, \dots) = f(B) + f(D) + f(M_t) + f(\theta) - 20\log(r - 1)$$

### 3.4. Überlagerung der Schallquelle mit der Flugzeugzelle

Zur Quantifizierung des akustischen Fußabdrucks der zu bewertenden Konfigurationen wird ein quasioptisches Rechenverfahren entwickelt, welchem ähnliche Ansätze wie der Ray-Tracing-Methode nach Agarwal [7] zugrunde liegen. In dieser Modellvorstellung breitet sich Schall ähnlich wie Lichtwellen strahlenförmig und geradlinig aus (vgl. Bild 3).

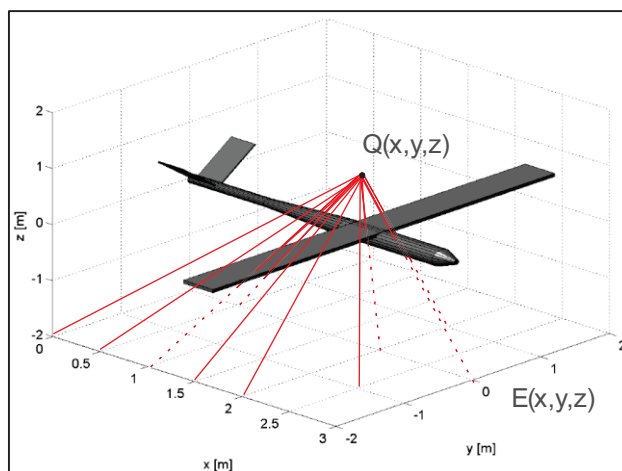


Bild 3. Modell der strahlenförmigen Ausbreitung des Schalls [nach 3]

Nachdem in den vorherigen Kapiteln die Modellierung der Schallquelle sowie der einzelnen Flugzeugkonfigurationen beschrieben worden sind, ist zur Berechnung des Abschirmungseffektes noch die Modellierung der Beugung notwendig. Geht man von der Ray Tracing Theorie aus, so werden diejenigen Schallstrahlen gebeugt, die bei direktem Weg von der Schallquelle zum Empfänger auf ein Hindernis stoßen würden. Für eine quantitative Analyse ist es also notwendig, jene Strahlen zu identifizieren, die das Flugzeug schneiden. Hierfür wird ein sogenannter Sichtalgorithmus nach Schröder [25] verwendet. Dieser bestimmt, ob von einem bestimmten Punkt aus, in diesem Fall dem Ort des Empfängers, ein anderer Punkt, nämlich der Ort der Schallquelle, trotz eines begrenzten Hindernisses sichtbar bleibt. Dazu werden Methoden der analytischen Geometrie verwendet, die im Folgenden erläutert werden.

Die Modelle der UAVs (vgl. Bild 3) werden ausschließlich aus Polyedern aufgebaut. Diese sind durch eine endliche Zahl von Polygonen begrenzt, die wiederum aus einer endlichen Anzahl koplanarer Punkte aufgebaut sind. Zur Überprüfung des Schnitts zwischen Schallstrahl und Modell wird für jedes einzelne Polygon eine Schnittabfrage durchgeführt. Dabei schneidet eine Gerade  $\vec{L}$  ein Polygon  $P$  mit den Kanten  $\vec{K}_i$  genau dann, wenn

$$(4) \vec{L} \cdot \vec{n}_p \neq 0 \text{ und } \forall (\vec{K}_i, \vec{K}_j): (\vec{L} \cdot \vec{K}_i) \cdot (\vec{L} \cdot \vec{K}_j) \geq 0$$

gilt. Dabei ist  $\vec{n}_p$  der Normalenvektor des Polygons  $P$  und  $\vec{L} \cdot \vec{K}_i$  stellt das sogenannte Plücker-Skalarprodukt von  $\vec{L}$  und  $\vec{K}_i$  dar, wobei  $\vec{L}$  die Plücker-Repräsentation der Geraden  $\vec{L}$  ist. Ist eine Gerade  $\vec{L}$  durch die Punkte  $\vec{p} = (p_x \ p_y \ p_z)^T$  und  $\vec{q} = (q_x \ q_y \ q_z)^T$  gegeben, so ist ihre Plücker-Repräsentation definiert als:

$$(5) \vec{L} = \begin{pmatrix} \tilde{L}_1 \\ \tilde{L}_2 \\ \tilde{L}_3 \\ \tilde{L}_4 \\ \tilde{L}_5 \\ \tilde{L}_6 \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} p_x q_y - q_x p_y \\ p_x q_z - q_x p_z \\ p_x - q_x \\ p_y q_z - q_y p_z \\ p_z - q_z \\ q_y - p_y \end{pmatrix}$$

Mit dieser Definition berechnet sich das Plücker-Skalarprodukt  $(\vec{K} \cdot \vec{L})$  zweier Plücker-Repräsentationen  $\vec{K}$  und  $\vec{L}$  zu:

$$(6) (\vec{K} \cdot \vec{L}) = \tilde{K}_1 \tilde{L}_5 + \tilde{K}_2 \tilde{L}_6 + \tilde{K}_3 \tilde{L}_4 + \tilde{K}_4 \tilde{L}_3 + \tilde{K}_5 \tilde{L}_1 + \tilde{K}_6 \tilde{L}_2$$

In Bild 4 ist ein Beispiel zur Visualisierung des Algorithmus dargestellt.

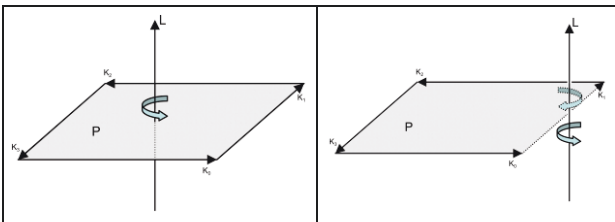


Bild 4. Veranschaulichung der Funktionsweise des Sichtbarkeitsalgorithmus [25, S. 15.]

Anschaulich gesehen bestimmt das Plücker-Skalarprodukt den Drehsinn zweier Geraden, beispielsweise  $\vec{K}_1$  und  $\vec{L}$ , zueinander. Somit schneidet nach Gleichung (6) die Gerade  $\vec{L}$  das Polygon  $P$  genau dann, wenn sich alle Kanten des Polygons in der gleichen Richtung um die Gerade drehen (linke Darstellung). Hat eine Kante nicht den gleichen Drehsinn bezüglich der Gerade  $\vec{L}$  wie alle anderen Kanten, so liegt die Gerade außerhalb des Polygons (rechte Darstellung). Die erste Bedingung der Gleichung (4) schließt zusätzlich den Fall aus, dass die Gerade parallel zum Polygon liegt, denn dann hätte sie entweder keinen oder unendlich viele Schnittpunkte.

An den Außenkanten des Flugzeugkörpers werden die Schallstrahlen gebeugt, so dass auch Lärmanteile in das Schattengebiet zwischen Lärmquelle und Lärmsenke gelangen können, welches bei einer rein optischen Ausbreitung des Schalls unberücksichtigt bliebe. Hierfür werden Dämpfungsmaße für gebeugte Schallstrahlen nach Pierce/Hadden [8] implementiert. Dieses wird für jede Position des Empfängers gesondert berechnet und zur Korrektur desjenigen Schalldruckpegels verwendet, der sich ohne das Hindernis einstellen würde. Für die in Bild 5 gezeigte Situation wird im Folgenden das Dämpfungsmaß nach Pierce/Hadden [8] ermittelt.

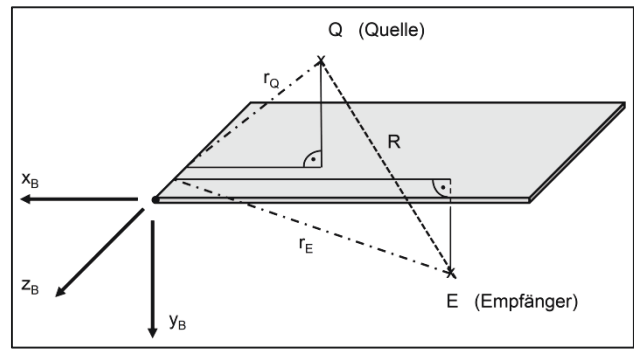


Bild 5. Skizze der Situation für die Berechnung des Dämpfungsmaßes nach Pierce/Hadden [8]. Zur Abgrenzung vom globalen Koordinatensystem werden die Achsen mit dem Index B (Beugung) bezeichnet.

Im gegebenen Koordinatensystem ist die Position der Schallquelle durch den Vektor  $\vec{Q} = (Q_x \ Q_y \ Q_z)^T$  und die Position des Empfängers entsprechend durch den Vektor  $\vec{E} = (E_x \ E_y \ E_z)^T$  definiert. In die Berechnung gehen zunächst die Abstände der Quelle  $r_Q$  bzw. des Empfängers  $r_E$  zur Beugungskante ein. Diese sind definiert durch

$$(7) r_Q = \sqrt{x_Q^2 + y_Q^2}$$

$$(8) r_E = \sqrt{x_E^2 + y_E^2}$$

Mit diesen Abständen werden die beiden Längen  $L$  und  $R$  wie folgt definiert:

$$(9) L = \sqrt{(z_E - z_Q)^2 + (r_E + r_Q)^2}$$

$$(10) R = \sqrt{(x_E - x_Q)^2 + (y_E - y_Q)^2 + (z_E - z_Q)^2}$$

Die Länge  $R$  stellt dabei den Abstand zwischen Quelle und Empfänger dar. Die Länge  $L$  bezeichnet eine Referenzlänge und ist nicht anschaulich darstellbar. Mit der Wellenlänge  $\lambda$  des betrachteten Schallstrahls berechnet sich die sogenannte Fresnel-Zahl  $N$  zu

$$(11) N = \frac{2(L-R)}{\lambda}$$

Sind die Bedingungen  $|x_E| \ll |y_E|$  sowie  $|x_Q| \ll |y_Q|$  erfüllt, so lässt sich nach Pierce/Hadden [8, S. 113] das Dämpfungsmaß  $IL$  (insertion loss) in Abhängigkeit der Fresnel-Zahl gemäß

$$(12) IL = 6 + 12,3\sqrt{N} \text{ dB} \quad N \ll 1$$

$$(13) IL = 16 + 10 \lg N \text{ dB} \quad N \gg 1$$

ermitteln. Dabei stellt  $IL$  die Schallminderung dar und wird für jeden gebeugten Strahl vom Schalldruckpegel des ungehinderten Schallstrahls subtrahiert. Wird die soeben dargestellte Methode auf die Schalldruckpegelberechnung der beiden in Abschnitt 3.4 definierten Modelle übertragen, ergeben sich einige neue Aspekte, die beachtet werden müssen. Da die Modelle aus mehreren Teilkörpern zusammengesetzt sind, muss für jeden Teilkörper die Beugung einzeln betrachtet werden. Für die Berechnung wird jedem Teilkörper ein Koordinatensystem zugewiesen,

das der Situation in Bild 5 entspricht. Der Ursprung eines solchen Koordinatensystems wird im Folgenden als Beugungspunkt bezeichnet. Verschiebt man den Beugungspunkt entlang der Beugungskante, so entspricht dies einer Verschiebung des Koordinatenursprungs entlang der  $z_B$ -Achse des Koordinatensystems in Bild 5. Da in der Berechnung des Dämpfungsmaßes nur Differenzen der  $z_B$ -Koordinaten von Quelle und Empfänger auftreten, hebt sich die Veränderung wieder auf. Folglich hat eine Verschiebung des Beugungspunktes entlang der Beugungskante keinen Einfluss auf die Berechnung von IL. Das Verfahren nach Pierce/Hadden [8] vernachlässigt die Beugung um die Begrenzungen des Hindernisses in  $z_B$ -Richtung. Um den dadurch entstehenden Fehler in der Berechnung möglichst gering ausfallen zu lassen, wird deshalb immer die längste Seite eines Teilkörpers als Beugungskante ausgewählt. Bei der Beugung um *einen* schlanken Teilkörper, beispielsweise den Flügel, existieren stets zwei Möglichkeiten, wie der Schall um den Körper gebeugt werden kann. Der Strahl kann am Flügel sowohl über die Vorder- als auch über die Hinterkante verlaufen. In jedem Fall verringert dies die Dämpfung im Gegensatz zu einer Beugung, die nur um eine einzige Kante erfolgen kann. Für die Berechnung wird jeweils diejenige Beugungskante ausgewählt, über die der Schallstrahl den kürzeren Weg von der Quelle zum Empfänger zurücklegen muss. Damit wird das geringere der beiden möglichen Dämpfungsmaße errechnet und der entstehende Fehler minimiert. Ist ein Beugungspunkt für einen Teilkörper ausgewählt worden, werden die Koordinatenachsen entsprechend der Situation in Bild 5 gewählt. Die  $z_B$ -Achse zeigt in Richtung der Beugungskante, die  $y_B$ -Achse steht senkrecht zur Hindernisfläche und die  $x_B$ -Achse wird so gewählt, dass das entstehende Koordinatensystem ein Rechtssystem darstellt. Eine Drehung des Beugungskoordinatensystems um  $180^\circ$  um die  $y_B$ -Achse hat keinen Einfluss auf die Berechnung des Dämpfungsmaßes, da die Umkehrung der Vorzeichen in den  $x_B$ - und  $z_B$ -Werten durch die Quadrierungen wieder aufgehoben werden. Für die Beugungspunkte lässt sich zusammenfassend feststellen, dass für jeden Teilkörper zwei Beugungspunkte gewählt werden, die jeweils auf einer der beiden langen Beugungskanten liegen. Dabei hat eine Verschiebung des jeweiligen Koordinatenursprungs entlang der Beugungskante keinen Einfluss auf die Berechnung des Dämpfungsmaßes. Ebenso beeinflusst eine Drehung des Koordinatensystems um  $180^\circ$  um die  $y_B$ -Achse die spätere Berechnung nicht. Ausgehend von diesen Kriterien werden die in Bild 6 dargestellten Beugungspunkte für das IMPULLS UAV ausgewählt.

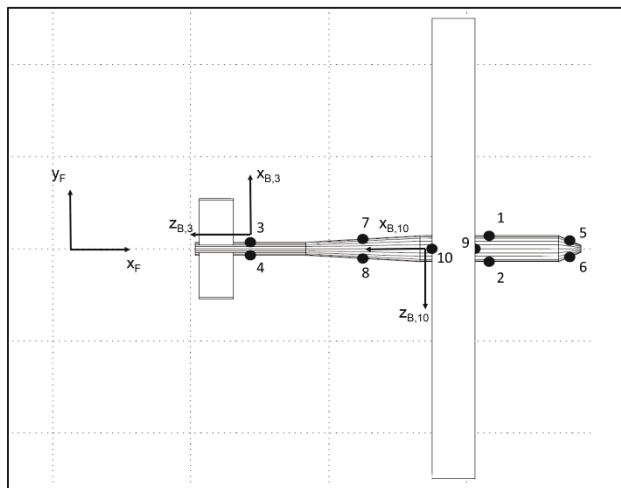


Bild 6. Beugungspunkte mit exemplarisch dargestellten Koordinatenachsen beispielhaft für die IMPULLS-Konfiguration [3]

### 3.5. Untersuchte Konfigurationen

Die in dieser Untersuchung betrachteten Flugzeuge sind in ihrer Größenordnung vergleichbar mit dem UAV IMPULLS (Bild 7, Konfiguration A). Für die Untersuchung wird der gleiche Motor und Propeller für alle Konfigurationen beibehalten, welche in ihrer Größe und Leistungsklasse den Eigenschaften des Antriebs des IMPULLS entsprechen. Die Anzahl der Motoren kann je nach Konfiguration variieren, es wird jedoch in jedem Fall auf eine vergleichbare Gesamtleistung der einzelnen UAVs geachtet. Allgemein kann man die Antriebsposition durch die Art der Vortriebserzeugung charakterisieren. Ist der Propeller hinten angebracht wie bei Konfiguration A, drückt dieser das Flugzeug nach vorne und man spricht von einem Druckpropeller oder Pusher. Befindet sich der Propeller dagegen vorne am Flugzeug, zieht er es hinter sich her, womit es sich um einen Zugpropeller oder Tractor handelt. Es existieren auch UAVs, bei denen der Propeller über dem Rumpf angebracht ist, wie zum Beispiel bei der "Luna"-Aufklärungsdrohne des Herstellers EMT (Bild 7, Konfiguration D). Es können auch mehrere Propeller verwendet werden, mehr als zwei sind jedoch aufgrund der geringen Massen der betrachteten UAVs unüblich. Eine weitere Variation ergibt sich bei den Druckpropellern durch eine mögliche Anordnung vor oder hinter dem Leitwerk. Bei kleineren Sportflugzeugen findet sich manchmal auch eine Kombination aus einem Druck- und einem Zugpropeller. Aktueller Gegenstand der Forschung sind sogenannte Blended Wing Bodys, eine Mischung aus einem Nurflügler und einem getrennten Flügel-Rumpf-Konzept, wobei die Motoren zur Lärminderung meist oberhalb des Rumpfes angebracht werden (Bild 7, Konfiguration E).

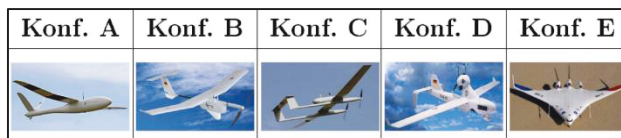


Bild 7. Repräsentative UAV-Konfigurationen, die hinsichtlich ihrer Lärmsignatur bewertet werden

### 3.6. Ergebnisse

Zur Optimierung der Antriebsposition gemäß der im Abschnitt 2.3 definierten Kriterien werden im Folgenden die Ergebnisse für jede einzelne Konfiguration dargestellt. Die erste untersuchte Antriebsposition (Konfiguration A) ist eine Druckpropellerkonfiguration, wie sie auch beim IMPULLS ausgeführt ist. Bild 8 zeigt den resultierenden Schallteppich.

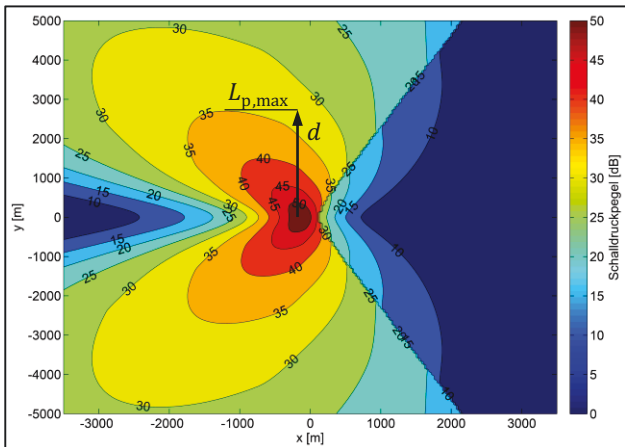


Bild 8. Schallteppich der einmotorigen Druckpropeller-Konfiguration A (IMPULLS) bei einer Flughöhe von 300 m (Fluggeschwindigkeit: 19 m/s) [3]

Deutlich sichtbar sind die Beugung am Heck und die damit verbundene Lärmreduzierung in Flugrichtung des UAV. Für einen maximalen Schalldruckpegel von 35 dB beträgt der minimale Abstand  $d_{min}$  bei einem Vorbeiflug 2700 m. Das SEL bei einem Überflug in gleicher Höhe beträgt 66 dB.

Die Zugpropeller-Konfiguration B ist dem Pusher sehr ähnlich, da der Propeller in der gleichen Achse angeordnet ist, allerdings an der Flugzeugnase. Dementsprechend befindet sich der lärmreduzierte Bereich hinter dem UAV (vgl. Bild 9).

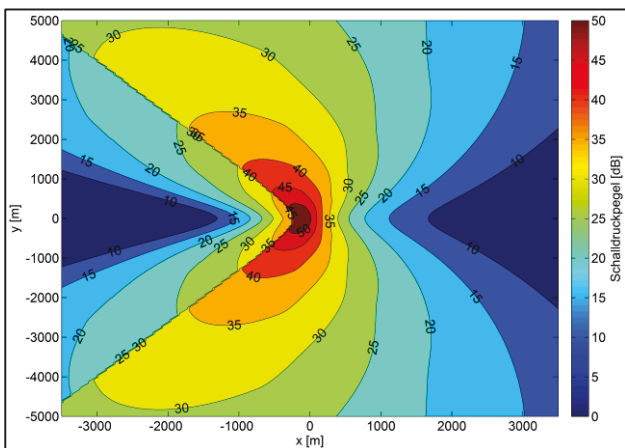


Bild 9. Schallteppich der einmotorigen Zugpropeller-Konfiguration B bei einer Flughöhe von 300 m [3]

Dies ist insofern ein Vorteil, da der Propellerlärm tendenziell nach hinten abgestrahlt wird. Deshalb ist in diesem Bereich eine Lärmreduzierung günstiger als im leiseren Bereich vor dem Flugzeug. Diesen Effekt bilden auch die verwendeten Kriterien ab. Zwar bleibt der minimale seitliche Abstand gegenüber Konfiguration A

unverändert bei 2700 m, das SEL für einen Überflug liegt mit 65 dB leicht unter dem von Konfiguration A.

Konfiguration C besitzt zwei Zugpropeller, die sich leicht vorgelagert unterhalb der Flügel befinden. Da die beiden Motoren jeweils nur mit halber Leistung betrieben werden müssen, um die gleiche Gesamtleistung zu erreichen wie Konfiguration A, ergeben sich einige Unterschiede. Zunächst ändert sich der Schallteppich der einzelnen Schallquellen aufgrund der geringeren Wellenleistung. Schließlich müssen die beiden Einzelergebnisse gemäß der im Abschnitt 3.3 definierten Propellerschallquelle zu einem Gesamtschallteppich zusammengesetzt werden. Vergleicht man den Schallteppich einer einzigen Schallquelle mit demjenigen zweier Schallquellen, so lässt sich insgesamt eine Lärmreduzierung feststellen. In Bild 10 ist der resultierende Schallteppich der Konfiguration C dargestellt.

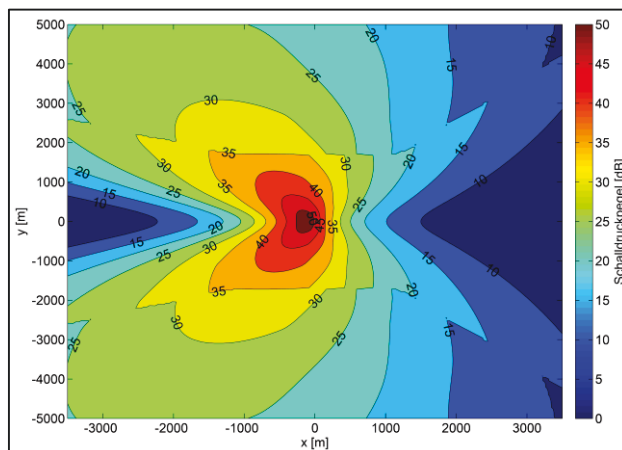


Bild 10. Schallteppich der zweimotorigen Zugpropeller Konfiguration C bei einer Flughöhe von 300 m [3]

Die Auswertung des Plots ergibt das kleinste in dieser Untersuchung vorkommende  $d_{min}$  von 1800 m, jedoch weist diese bei einem SEL von 65 dB im Überflug keine wesentliche Verbesserung auf. Womit Konfiguration C im direkten Überflug eine fast so hohe Lärmeinwirkung aufweist wie das IMPULLS. Um den Schallschirmungseffekt des UAVs möglichst gut auszunutzen, wird der Propeller bei Konfiguration D mittig über dem Flügel bzw. dem Rumpf platziert, so wie dies beispielsweise beim Luna UAV der Fall ist. Der resultierende Schallteppich ist in Bild 11 dargestellt.

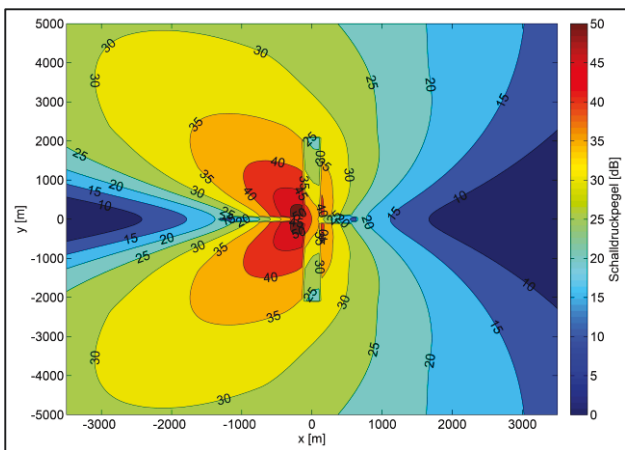


Bild 11. Schallteppich der einmotorigen Konfiguration D mit Antrieb über dem Flügel bei einer Flughöhe von 300 m [3]

Wie bei den Konfigurationen A und B hat  $d_{\min}$  auch hier eine Länge von 2700 m. Der direkte Überflug zeigt jedoch ein gegenüber Konfiguration B leicht geringeres und gegenüber Konfiguration A noch geringeres SEL von 64 dB.

Die letzte untersuchte Konfiguration ist der BWB. Dieser besitzt durch seine ausgeprägte Flügeltiefe eine besonders gute Abschirmungswirkung. Unter Verwendung eines einzigen Propellers oberhalb des Rumpfes bildet sich der in Bild 12 gezeigte Schallteppich aus. Hieraus lassen sich wiederum die beiden quantitativen Kriterien bestimmen. Der minimale Abstand  $d_{\min}$  bei einem Vorbeiflug beträgt 2700 m. Das SEL beträgt beim BWB hingegen lediglich 57 dB und zeigt damit das beste Abschirmungsergebnis aller Konfigurationen.

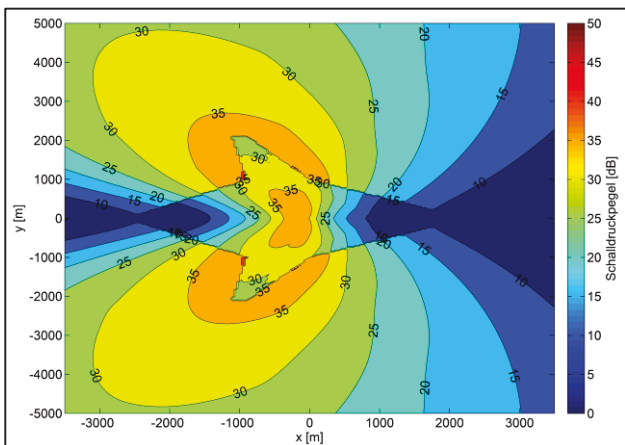


Bild 12. Schallteppich der einmotorigen BWB Konfiguration E mit über dem Flügel montiertem Antrieb bei einer Flughöhe von 300 m [3]

#### 4. ENTWICKLUNG EINES LÄRMARMEN PROPELLERS

Ziel dieses Arbeitspaketes ist die Erstellung und exemplarische Anwendung einer Toolkette zur Entwicklung von lärmarmen Propellern für unbemannte Flugzeuge anhand vorgegebener Leistungsanforderungen. In der vorliegenden Dokumentation werden die wesentlichen Effekte der Lärmentstehung am Propeller beschrieben und die hierbei

dominierenden Effekte herausgearbeitet. Anschließend wird die Methode beschrieben, die zum Zweck der Propellerentwicklung und Analyse eingesetzt wird. Die Lärmquantifizierungen beruhen auf Lösungen der Gleichung von FFWCS-Williams Hawkins (FW-H-Gleichung) und werden von Succi [5] detailliert beschrieben. Die Methode zur Berechnung der Propelleraerodynamik basiert auf der Formulierung einer vom untersuchten Propeller stromabwärts gehenden symmetrischen helikalen Potentialströmung um einen fiktiven Nachlaufkörper und ist eine Erweiterung der Goldstein-Lösung [16] zur Beschreibung von Wirbelströmungen im Nachlauf von Propellern [11]. Die im Rahmen des Projekts aufgebaute Toolkette für den Propellerentwurf wird vorgestellt und anhand einer Propellerneuentwicklung für das UAV IMPULLS durchlaufen und diskutiert.

Als Referenz für diese Neuentwicklung dient der derzeit am IMPULLS installierte 2-Blatt-Druckpropeller. Zu diesem Zweck wird dieser vermessen und nachprojiziert. Die neu zu entwickelnde lärmärmere Variante unterscheidet sich durch eine veränderte Blattanzahl, eine nach aeroakustischen Gesichtspunkten gestaltete Formgebung wie Profilauswahl und -verlauf, Sichelform und Durchmesser vom Referenzpropeller. Durch diese Maßnahmen wird die helikale Blattspitzengeschwindigkeit herabgesetzt, die den Drehklang dominierenden Blattbelastungs- und Verdrängungslärm verringert und eine aus aeroakustischer Sicht verbesserte Auftriebsverteilung erreicht. Durch die Sichelform wird der zeitlich gestaffelte Schalleintrag an beliebigen Bodenreferenzpunkten gesenkt. Als geforderte Nebenbedingung wird auf die Einhaltung ähnlicher Leistungsparameter im Vergleich zum Referenzmodell bei der Optimierung geachtet. Dadurch können die erstellten Propeller am IMPULLS alternativ verwendet werden.

#### 4.1. Fundamentale Gleichungen zur aeroakustischen Propellerbewertung in XROTOR

Ziel der aeroakustischen Propellerentwicklung ist es, einen Propeller zu finden, der hinsichtlich der Leistungsanforderungen, Effizienz und Lärmsignatur optimal auf eine Flugmission abgestimmt ist. Die Strategie für die Lärmkomponente dieser Entwurfsroutine ist wie folgt aufgebaut: Zunächst wird die Druckverteilung am Propellerblatt bestimmt. Die hierfür verwendete Methode basiert auf der Formulierung einer vom untersuchten Propeller stromabwärts gehenden symmetrischen helikalen Potentialströmung um einen fiktiven Nachlaufkörper und ist eine Erweiterung der Goldstein-Lösung [16] zur Beschreibungen von Wirbelströmungen im Propellernachlauf. Die Erweiterung besteht darin, dass hiermit Propeller beliebiger Blattanzahlen, Fortschrittsgrade und Druckverteilungen berechnet werden können.

In einem zweiten Schritt wird auf Grundlage der ermittelten rotierenden Druck- und Blattvolumenverteilung das daraus resultierende Schallfeld ermittelt. Grundlage für die Ermittlung des Propellerschallfelds ist die Gleichung von FFWCS-Williams Hawkins (FW-H-Gleichung):

$$(14) \frac{\partial^2}{\partial \tau^2} \bar{\rho} H(f) - c^2 \frac{\partial^2}{\partial y_i^2} \bar{\rho} H(f) =$$

Quellterm 1: Verdrängungs-
Quellterm 2: Belastungslärm

$$\frac{\partial}{\partial \tau} [\rho_0 v_i n_i |\nabla f| \delta(f)] - \frac{\partial}{\partial y_i} [p_{ij} n_j |\nabla f| \delta(f)] +$$

Quellterm 3: Lighthill Spannungstensor

$$\frac{\partial^2}{\partial x_i \partial x_j} [(p_{ij} + \rho_0 u_i u_j - c^2 \bar{\rho} \delta_{ij}) H(f)]$$

Sie hat die Form einer inhomogenen Wellengleichung. Auf der linken Seite stehen die Wellenausbreitungsterme, auf der rechten Seite die Quellterme (Inhomogenitäten). Der erste Quellterm auf der rechten Seite ist rein geometrischer Natur und beschreibt den durch die reine Luftverdrängung generierten Schalldruck (Verdrängungslärm). Der zweite Term quantifiziert den Schalldruck, der aus der örtlichen und mit dem Propellerblatt umlaufenden Druckverteilung resultiert (Belastungslärm). Der letzte Term enthält Informationen über die Schwankungsgrößen des Fluids in unmittelbarer Nähe der Propelleroberfläche. Der Term wird dominiert durch den Rayleigh Spannungstensor, der für Unterschallpropeller vernachlässigbar klein ist.

Ist die Druck-, Geschwindigkeits- und Volumenverteilung für einen Propeller bekannt, beispielsweise aus einer numerischen Strömungssimulation oder aus einem Traglinienverfahren, so kann mithilfe der beschriebenen Gleichung auf den von einem geschlossenen Körper generierten Lärm geschlossen werden, der sich durch ein Fluid bewegt. Die FW-H-Gleichung beschreibt zudem sehr effektiv die Propagation des Schalls bis in das akustische Fernfeld, so dass hiermit eine Aussage über den Propellerlärm an einem beliebigen Ort am Boden möglich ist. Unberücksichtigt bleiben hierbei Reflektionen und Einflüsse durch Körper, die sich in der direkten Sichtlinie zwischen Propeller und Empfänger befinden.

In der vom MIT von Mark Drela und Harold Youngren entwickelten Propellerentwurfsroutine XROTOR sind Lösungen dieser Fundamentalgleichung zur Schallfeldberechnung integriert, welche zuvor von Succi [5] zum Zwecke numerischer Berechnungen hergeleitet wurden.

Anschaulich kann man sich die Integrallösung der Gleichung (14) wie folgt vorstellen: Eine Kugelfläche zieht sich mit Schallgeschwindigkeit um einen Empfänger zusammen. Die Kugel beziehungsweise die Integralgrenzen werden dabei so groß gewählt, dass die zu erfassenden Schallquellen anfänglich vollständig eingehüllt sind. Während des Kollabierens sammelt die Kugelfläche alle akustischen Anteile des Verdrängungs- und des Blattbelastungslärms zu der Zeit und am jeweiligen Ort ein, an dem die Kugeloberfläche den Propeller berührt. Das Signal, welches der Empfänger zum Zeitpunkt  $t$  hört, wurde zum Zeitpunkt  $\tau = t - r/c$  am Propellerblatt durch oben genannte Effekte generiert. Wobei  $r$  den Radius der Kugel zum Zeitpunkt  $\tau$  und  $c$  die Variable für die Schallgeschwindigkeit ist [11]. Im folgenden Bild 13 ist diese Modellvorstellung für eine bewegte Schallquelle, die im Zeitintervall  $\tau_2 - \tau_1$  von der Ereigniskugelfläche geschnitten wird, skizziert.

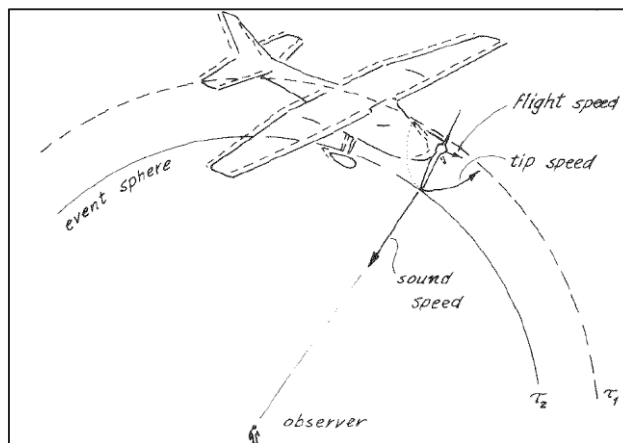


Bild 13. Modellskizze für den integralen Schalleintrag eines Propellers an einem akustischen Bodenempfänger [5]

#### 4.2. Maßnahmen zur Lärmreduktion von Propellern

Bei den Maßnahmen zur Reduzierung der Schallemission von Propellern können mehrere Lärmstehungsmechanismen gemäß Bild 14 zum Teil gleichzeitig oder getrennt voneinander anhand ihrer Einflussparameter gezielt modifiziert werden.

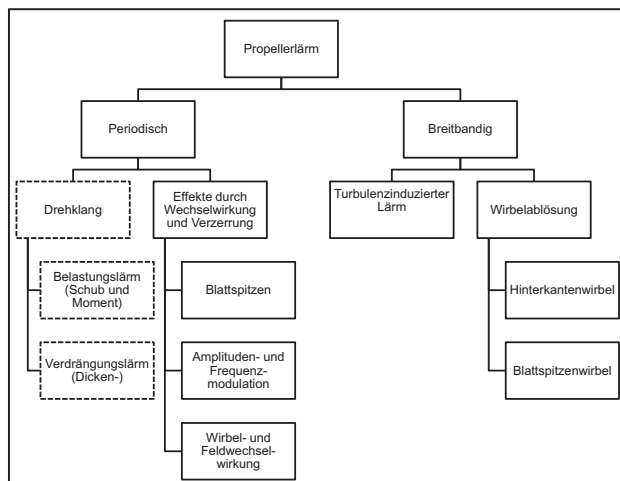


Bild 14. Lärmstehungsarten am Propeller [2]

Dies sind die Propellerkreisflächenbelastung, die Propellervolumenverdrängung (Profildicke), die Blattspitzenmachzahl und der Propellergrundriss (z.B. Pfeilung). XROTOR bildet die ersten drei Einflussfaktoren gemäß der Theorie in Abschnitt 0 in der Lärmanalyse ab. Der Einfluss der Propellerpfeilung bleibt bei der Verwendung von XROTOR hingegen unberücksichtigt, da ein Blattversatz nicht definiert werden kann.

Ein Parameter mit einem großen Anteil am Betriebsgeräusch eines ungestört angeströmten Propellers im Unterschallbereich ist die Blattspitzengeschwindigkeit oder helikale Blattspitzenmachzahl. In der Arbeit von Parry [35] wird dieser Sachverhalt theoretisch nachgewiesen. Eine der am häufigsten angewendeten Methoden zur Minderung des Propellerlärms ist daher Herabsetzung der helikalen Blattspitzenmachzahl. Diese gewünschte Veränderung



wird erreicht durch eine geeignete Variation der Drehzahl, des Propellerradius und der Blattanzahl. Hierbei können zwei Strategien verfolgt werden:

- Drehzahlreduktion bei konstantem Durchmesser:

Hierbei muss mindestens eine Maßnahme getroffen werden, um die erforderliche Vortriebsleistung aufrecht zu erhalten. Entweder werden aerodynamisch effizientere Profile eingesetzt oder der Propellerdurchmesser muss etwas erhöht werden. Eine Drehzahlreduktion hat in jedem Fall ein Untersetzungsgetriebe oder den Einsatz eines drehmomentstärkeren Elektromotors zur Folge, was wiederum grundsätzlich eine höhere Motormasse bedeutet.

- Reduktion des Durchmessers bei konstanter Drehzahl:

Diese Strategie hat eine Vermehrung der Blattanzahl oder eine Modifikation der Blätter selbst zur Konsequenz. Um die Vortriebsleistung zu erhalten, können beispielsweise die Profiltiefen vergrößert oder, wie im obigen Fall, aerodynamisch hochwertigere Profile eingesetzt werden. Eine Erhöhung der Blattanzahl bei gleichzeitiger Verringerung des Rotordurchmessers hat einen Lärm mindernden Effekt auf den Drehklang. Ab einer bestimmten Blattanzahl tritt hier jedoch eine Sättigung ein, so dass eine weitere Reduktion des Durchmessers aufgrund der damit ansteigenden Kreisflächenbelastung wieder zu einem Anstieg der Lärmsignatur führt.

### 4.3. Ablauf der aeroakustischen Propellerentwicklung

Bild 15 zeigt ein Blockschaltbild der aeroakustischen Propellerentwicklungsroutine. Zu Beginn der Optimierungsrechnung werden Startparameter, welche die Betriebszustände 1 (Reiseflug) und 2 (Steigflug) definieren, mit den geometrischen Angaben, hier der Profiltiefen- und der Einstellwinkelverlauf entlang der Propellerblätter, überlagert und gemeinsam XROTOR für eine Leistungs- und Akustikberechnung zugeführt. Verschiedene Entwurfsansätze bezüglich der Blattanzahl sowie der Außen- und Innenradien der Propeller werden bewusst vor der Optimierung ausgewählt und konstant gesetzt. Auf diese Weise können später die verschiedenen, für sich optimierten Propellervarianten miteinander verglichen werden.

Der Betriebszustand 1 dient als Entwurfspunkt des neuen Propellers. Hierfür sind die benötigte Wellenleistung, die Drehzahl und das daraus resultierende Drehmoment, der Wirkungsgrad des Propellers, der Schalldruckpegelteppich und die Angabe über die Profilschnitte, welche im Strömungsabriss betrieben werden von Interesse. Beim Betriebszustand 2 werden aus XROTOR die Drehzahl, der erzeugte Schub und ebenfalls die Profilschnittanzahl, bei welchen ein Strömungsabriss auftritt ausgegeben. Die Ergebnisse von XROTOR werden als Textdateien exportiert und an Matlab übergeben. In diesem Block werden sie ausgewertet und anschließend daraus sowohl die akustischen, die aerodynamischen, als auch die Motorcharakteristik berücksichtigenden Kriterien für die Optimierung berechnet. Der genetische multiple Optimierungsalgorithmus *gamultiobj* von Matlab wird mit Ober- und Untergrenzen der Variablen sowie Einstellung zur Optimierungsstrategie versehen.

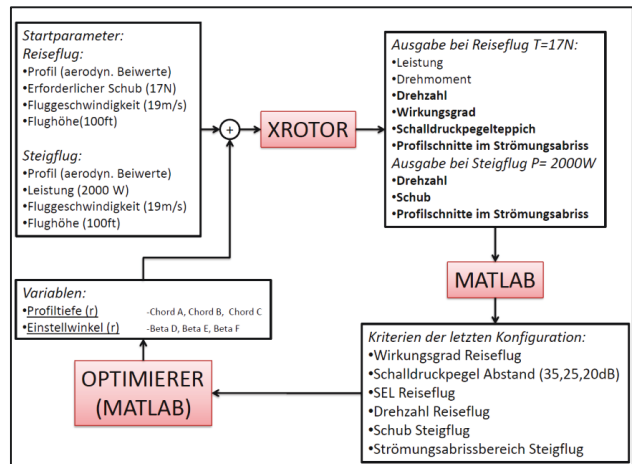


Bild 15. Ablauf der Optimierung mit XROTOR und MATLAB [30]

### 4.4. Nachprojektierung eines Referenzpropellers

Mit der Nachprojektierung wird das Ziel verfolgt, einen Basispropeller-Datensatz zu erstellen, der sich für die IMPULLS-Entwurfsmission in der Praxis bewährt hat und auf dem die Propeller-Neuentwürfe deshalb aufbauen können. Zudem lassen sich die durchgeführten Optimierungen, die zu einer reduzierten Schallsignatur bei möglichst geringen Effizienzverlusten führen sollen, so sehr gut ins Verhältnis setzen und bewerten. Als ersten Schritt der Nachprojektierung müssen die geometrischen und aerodynamischen Daten des Referenzpropellers erfasst werden. Im Anschluss an die Ermittlung der genannten Daten werden mithilfe des Programms XROTOR die Leistungsdaten sowie die aeroakustischen Eigenschaften berechnet aus denen schließlich die Optimierungskriterien gemäß Bild 15 (rechts unten) abgeleitet werden können. Diese hiermit vollständigen Daten dienen als Referenz für die Entwicklung eines akustisch verbesserten Propellers. Der Ablauf der Nachprojektierung ist in Bild 16 als Blockschaltbild skizziert.

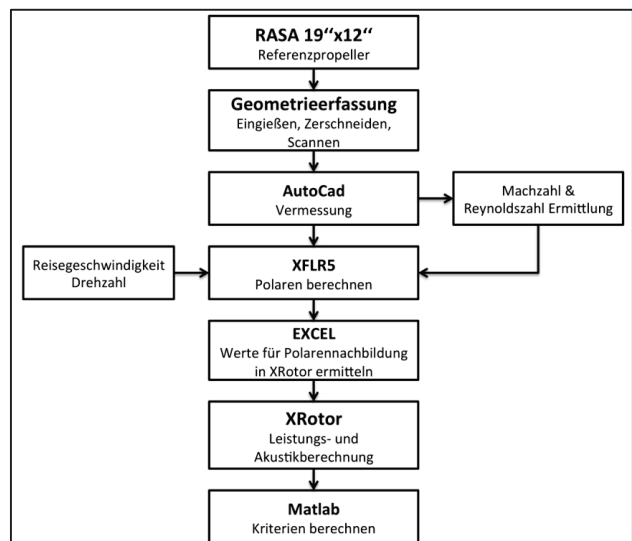


Bild 16. Nachprojektierung des Referenzpropellers RASA 19x12

Für die Geometrierfassung wird ein Blatt des Referenzpropellers in Werkzeugharz eingegossen (Bild 17), anschließend in Scheiben zerschnitten (Bild 17). In die Großschale eingesetztes Propellerblatt (Bild 18), eingescannt und vermessen (Bild 19) und schließlich mit Catia V5 nachkonstruiert (Bild 20):

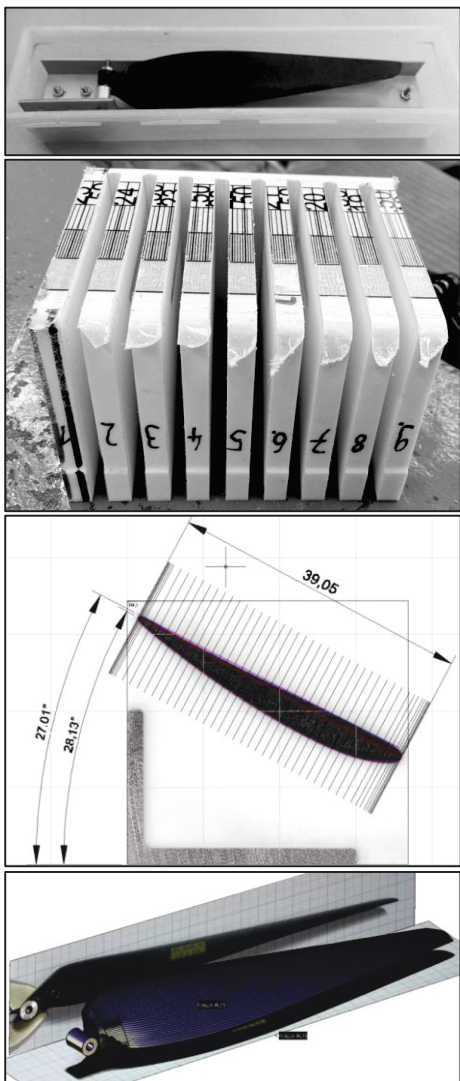


Bild 17. In die Großschale eingesetztes Propellerblatt  
 Bild 18. Propellerschnitte mit spannweiger Positionsskala  
 Bild 19. Propellerschnitt Nr. 18 (linke Schnittfläche) mit Gitterüberlagerung in AutoCad  
 Bild 20. RASA 19x12 Propellerblatt als Catia V5 Modell [30]

Auf Basis der so gewonnenen Geometriedaten werden mit dem Programmpaket XFLR5, dass auf dem Aerodynamik Solver XFOIL beruht, Profilpolaren mit dem integrierten 2D-Panelverfahren für die betreffenden Propellerschnitte erzeugt und XROTOR parametrisiert übergeben. Als weitere Eingaben benötigt XROTOR die zu berücksichtigenden Betriebszustände des Propellers. Der Reiseflug wurde definiert als unbeschleunigter Geradeausflug in einer konstanten Flughöhe von 100 ft. Dafür ergibt sich ein Schubbedarf von 17 N bei einer konstanten Reisefluggeschwindigkeit von 19 m/s. Der Steigflug wird in einer Flughöhe von 100 ft angenommen und ist ebenfalls ein unbeschleunigter Geradeausflug. Als konstante Steiggeschwindigkeit wird 19 m/s und als die

maximal verfügbare Steigleistung 2000 Watt angenommen. Die Ergebnisse der Nachprojektierung werden im Abschnitt 4.6 denen der optimierten Propeller gegenübergestellt.

#### 4.5. Optimierung des Referenzpropellers

Ein Ziel der Optimierung ist es, den bestehenden Propeller RASA 19x12, dessen Nachprojektierung im Abschnitt 4.4 beschrieben wurde, akustisch im Reiseflug zu verbessern. In diesem Prozess sollen die Leistungs- und Effizienzeinbußen in den Betriebszuständen des Reiseflugs und des Steigflugs möglichst gering gehalten werden. Der in Abschnitt 4.3 dargelegten Motivation und den Lärmreduktionsmaßnahmen in Abschnitt 4.2 folgend, werden hierfür mehrere Entwurfsansätze als Ausgangspunkt für eine aeroakustische Optimierung gemacht. Diese Propellertypen unterscheiden sich zumindest in einem der folgenden Parameter: Blattanzahl, Radius außen, Entwurfsreisefluggeschwindigkeit. Die restlichen Parameter, wie der Radius innen, die Reisefluggeschwindigkeit, der Schubbedarf und der Auftriebsbeiwert, bleiben bei allen Entwurfsansätzen identisch und weisen ähnliche Reynoldszahlen (200000-300000) wie der Referenzpropeller auf. Zudem wird ein Profil vom Typ SD7032 (Hochleistungssegelflugzeug) mit einer hohen aerodynamischen Güte bei besonders niedrigen Reynoldszahlen aus einem Profilkatalog Summary of Low-Speed Airfoil Data [15] ausgewählt (Bild 21) und dessen Polaren für die entsprechenden Reynoldszahlen an den Propellerschnitten mit XFLR5 bestimmt. Auch diese weisen eine große Ähnlichkeit zu den Polaren des Referenzpropellers auf.

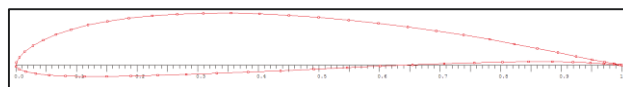


Bild 21. Ausgewähltes Propellerprofil SD7032

Die folgenden neun Entwurfsansätze bilden den Ausgangspunkt für optimierte Alternativen des zuvor analysierten Referenzpropellers.

Blattanzahl [-]	2	3	4	2	3	4	2	3	4
Radius außen [m]	0,2 5	0,2 5	0,25	0,25	0,25	0,25	0,20	0,20	0,20
Radius innen [m]	0,0 4	0,0 4	0,04	0,04	0,04	0,04	0,04	0,04	0,04
Reisefluggeschwindigkeit [m/s]	19	19	19	19	19	19	19	19	19
Entwurfsdrehzahl [1/min]	400 0	400 0	400 0	300 0	300 0	300 0	400 0	400 0	400 0
Schubbedarf	17	17	17	17	17	17	17	17	17
Auftriebsbeiwert [-]	1,0	1,0	1,0	1,0	1,0	1,0	1,0	1,0	1,0

TAB 1. Entwurfsdefinition der berechneten Propeller

#### 4.5.1. Variablen der Optimierung

Als Freiheitsgrade für die Geometrieoptimierung werden drei verschiedene Variablen angelegt. Die erste Variable Chord A geht direkt multiplikativ in die örtliche Profiltiefe des Propellerblattes ein. Somit wird eine konstante, radiale Skalierung des Propellerblattes ermöglicht. Als Variable Chord B wird eine lineare Zunahme der Profiltiefe definiert. Sie wird mit der örtlichen Entwurfsprofiltiefe multipliziert und geht danach additiv in die resultierende Profiltiefe ein. Beim Radius=0 an der Propellernabe hat die Variable Chord B keinen Einfluss und bis zur Propellerspitze erreicht sie linear 100% ihres Faktors. Hiermit wird eine äußere Erhöhung der Profiltiefe bewirkt, welche auch gleichzeitig den Ort der höchsten Profiltiefe

am Propellerblatt nach außen zur Propellerspitze schiebt. Die Variable Chord C ist genau die Spiegelung zu der Variable Chord B. Dies bedeutet, dass an der Propellernabe 100% der Variable und linear abnehmend zur Propellerspitze 0% der Variable mit der örtlichen Profiltiefe multipliziert und anschließend zur resultierenden Profiltiefe addiert wird. Die Auswirkungen der einzelnen Variablen auf den Propellergrundriss sind im folgenden Bild 22 beispielhaft dargestellt:

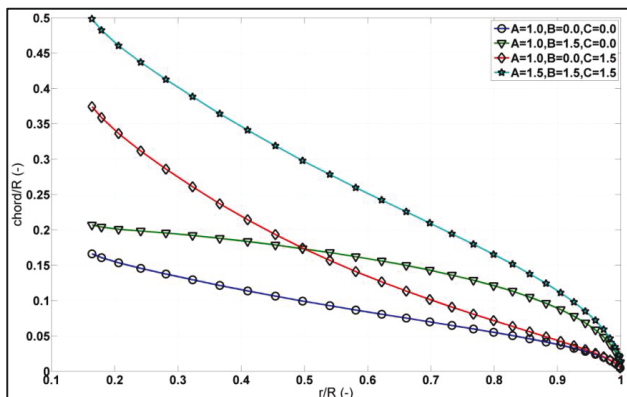


Bild 22. Beeinflussung der Profiltiefe durch die Variablen A-C

Die im Folgenden dargestellten Variablen D-F bestimmen den örtlichen Einstellwinkel des Propellerblattes und sind in ihrer Wirkungsweise äquivalent zu den Einflussfaktoren für den Propellergrundriss aufgebaut. Die Variable Beta D geht in den Einstellwinkel entlang des Propellerblattes konstant ein. Dieser Einfluss entspricht einer Verdrehung des Blattes an der Propellernabe. Die Variable Beta E geht additiv linear in den Einstellwinkel ein. Beta E hat an der Propellernabe 0% Auswirkung und linear anwachsend bis zur Propellerblattspitze 100% ihres Wertes additiven Einfluss. Beta F entspricht Beta E nur gespiegelt und bedeutet, dass die Propellerspitze nicht verändert wird und sich der Einfluss linear zunehmend zur Propellernabe auf 100% vergrößert.

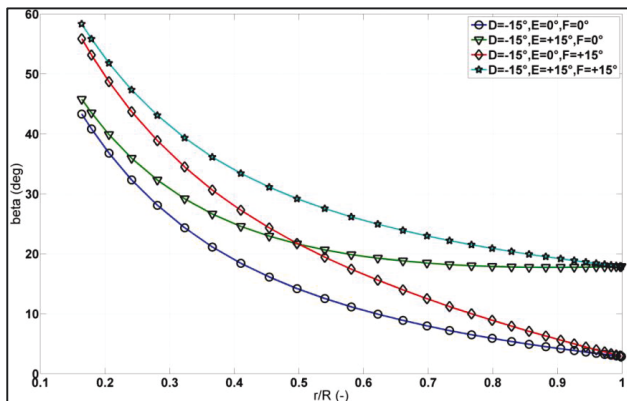


Bild 23. Beeinflussung des Einstellwinkels mit den Variablen D-F

#### 4.5.2. Optimierungskriterien

Zusätzlich zu dem Kriterium einer möglichst hohen Effizienz im Reiseflug, werden weitere Kriterien benötigt, um die Steigforderungen sowie die Randbedingungen des

eingesetzten, im Vergleich zum Referenzantrieb baugleichen Motors zu erfüllen. Ein Kriterium ist zuständig für die Einhaltung der Entwurfsdrehzahl des jeweiligen Propellers. Ein weiteres Kriterium ist für den minimal zu erreichenden Schub von 60 N im Betriebszustand 2 verantwortlich, wobei gleichzeitig ein Strömungsabrissbereich von 0% erreicht werden soll. Für das erste Kriterium der größtmöglichen Beibehaltung der Entwurfsdrehzahl werden die Drehzahlen unter- und oberhalb dieser in drei Bereiche unterteilt. Als Beispiel wird eine Entwurfsdrehzahl von 4000 RPM angenommen. Die folgenden Formeln werden mit dem Ziel aufgestellt, den Optimierer in einen bestimmten Drehzahlbereich zu lenken.

- Bereich 1: Berechnete Drehzahl  $cruise\_rpm \leq 3800 \text{ RPM}$  oder  $> 4000 \text{ rpm}$

$$(15) \text{cruise\_rpm\_rel} = \sqrt{\frac{\text{cruise\_rpm} - 4000}{100}}$$

- Bereich 2: Berechnete Drehzahl  $cruise\_rpm = 0 > 3800 \text{ RPM}$  und  $< 4000 \text{ RPM}$

$$(16) \text{cruise\_rpm\_rel} = 0$$

Bild 24 zeigt den Verlauf des Kriteriums der Entwurfsdrehzahl:

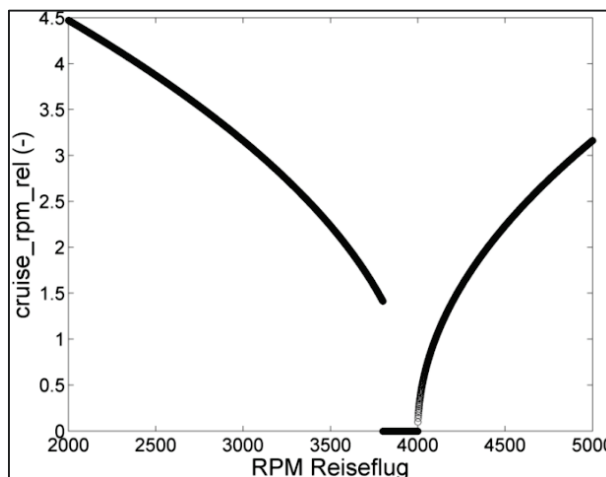


Bild 24. Kriterium Entwurfsdrehzahl

Das folgende Kriterium definiert den Bereich des gewünschten Schubes bei maximaler Leistung. Ein errechneter Schub unter 60 N wird deutlich schlechter bewertet als Schubwerte bis zu 75 N (Bild 25).

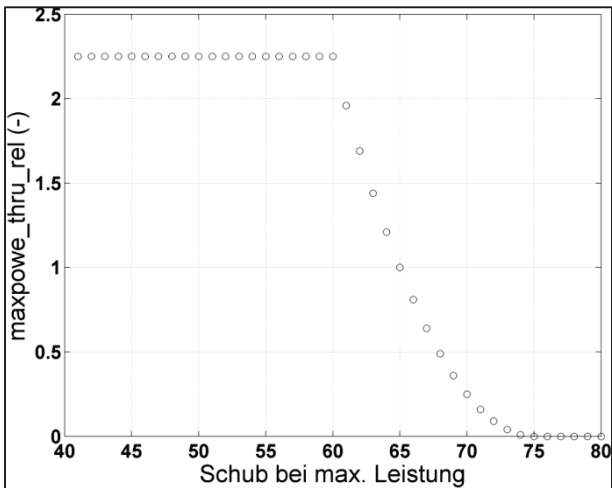


Bild 25. Schub bei maximaler Leistung

Das letzte Kriterium verstärkt die Gewichtung des Abstandes zur Schalldruckpegelfront. Die Werte von *distyft* sind negativ, da die Abstände links von der Flugzeuglängsachse abgelesen worden sind. Bild 26 veranschaulicht dieses Kriterium.

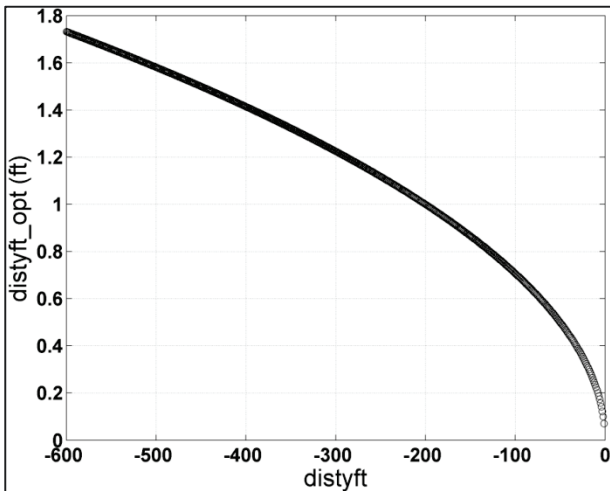


Bild 26. Kriterium Abstand Schalldruckpegelfront - Flugzeuglängsachse (ft)

#### 4.6. Ergebnisse

Bevor eine Sortierung nach den bereits definierten Zielen (Leistungs- und Akustikkriterien) aller von dem Optimierer erzeugten Propeller stattfindet, werden die kompletten Optimierungsergebnisse der einzelnen Propellerentwürfe betrachtet.

Dafür werden alle vom Optimierer erzeugten Propeller auf dem Weg vom Entwurfspropeller bis hin zum optimierten Propeller dargestellt. In Bild 28 sind die neun verschiedenen Propellerentwürfe mit dem SEL über der Reisefluggeschwindigkeit angeführt. Es fällt sofort die Abhängigkeit des SEL gegenüber der Propellerblattanzahl und der Drehzahl auf. Die lauteste Konfiguration ist der 2-Blatt Propeller, unabhängig von der Drehzahl oder dem Außenradius. Der Sprung des SEL von einem 2-Blatt Propeller auf 3-Blatt bzw. von 3-Blatt auf 4-Blatt beträgt 10 dB und mehr. Dieses Ergebnis lässt jedoch noch keine Aussage über das Verhalten der einzelnen Lärmanteile bei der Drehzahlreduktion zu. Nachdem diese Ergebnisse

noch nicht sortiert sind, sind auch die vom Optimierer erzeugten Propeller dargestellt, welche deutlich über der Entwurfsdrehzahl liegen. Dies lässt sich durch die freie Variablenwertannahme des Optimierers in den ersten Generationen erklären, da die Auswirkungen bei der Veränderung einzelner Variablen auf die einschränkenden Kriterien noch nicht bekannt sind. Einige optimierte Propeller mit einer Entwurfsreisefluggeschwindigkeit von 3000 RPM und einem Außenradius von 0,25 m zeigen ein SEL von -1. Diese Definition bedeutet, dass kein Abstand der Schalldruckpegelfront zur Flugzeuglängsachse gebildet werden kann, da der Schalldruckpegel am Boden zu gering ist. Die Schalldruckpegel-Grenze, die am Boden erreicht werden muss, um ein SEL berechnen zu können, liegt für 2-Blatt Propeller bei 35 dB, für 3-Blatt Propeller bei 25 dB und für 4-Blatt Propeller bei 20 dB. Diese Werte liegen unter den meisten Umgebungsgeräuschpegeln und sind somit kaum noch wahrnehmbar. Eine Variation der Schalldruckpegelgrenzen über der Propellerblattanzahl wurde eingeführt, damit auch grundsätzlich leisere Propeller (höhere Blattanzahl) das vorhandene Berechnungsfeld der Schalldruckpegel ausnutzen und aussagekräftigere Zahlenwerte liefern können. Des Weiteren ist eine Abhängigkeit des SEL von der Drehzahl erkennbar und zeigt, dass bei Reduzierung der Drehzahl die Blattspitzengeschwindigkeit und dadurch die Lärmemissionen geringer werden. Wichtig ist dabei, dass XROTOR nur den stationären Blattbelastungslärm sowie den Verdrängungslärm berechnet und nur anhand dieser Lärmanteile Aussagen über die gesamte Lärmemission getroffen werden können.

Die große Auswahl an Propellern wurde nach den Leistungs- und Akustikwerten von RASA 19x12 sortiert. Somit werden alle Propeller mit einem SEL höher als 52,6 dB, einem Wirkungsgrad kleiner als 75,3% und Drehzahlen über der jeweiligen Entwurfsdrehzahl im *Betriebszustand 1* aussortiert. Propeller mit einem Schub von weniger als 66 N im *Betriebszustand 2* und einem Strömungsabrissbereich größer als 0% werden ebenfalls nicht weiter betrachtet. Grund für den Ausschluss anhand des Strömungsabrissbereiches liegt in der ungenauen Abbildung der Polaren in XROTOR. Damit besteht eine Unsicherheit in der Vorhersage des Strömungsabrisses. Eine Ausnahme gilt für Propeller mit einer Entwurfsdrehzahl von 4000 RPM bei einem Außenradius von 0,20 m. Hier ist der Mindestwirkungsgrad 72%, der Mindestschub 60 N, da diese Propeller den Wirkungsgrad und den Maximalschub des RASA 19x12 Propellers nicht erreichen. Dennoch kann ein kleiner Propeller interessant sein, sofern auf die Schubdifferenz und den größeren Wirkungsgrad des Propellers verzichtet werden kann. Daher wurde diese Konfiguration in den folgenden Abbildungen für Vergleichszwecke angeführt, in den Ergebnistabellen jedoch extra angegeben. Außer dieser Ausnahme werden nur noch Propeller betrachtet, die bessere Leistungs- und Akustikwerte als der RASA 19x12 Referenzpropeller haben.

Um einen Eindruck des Verhältnisses des SEL zur Reisefluggeschwindigkeit zu erhalten wurde dieses Verhältnis über der Reisefluggeschwindigkeit aufgetragen und ist in Bild 29 ersichtlich. Hier zeigt sich, dass 2- und 3-Blatt Propeller eine geringere Abnahme des SEL bei gleichzeitiger Drehzahlverringerung erreichen als 4-Blatt Propeller, bei welchen sich eine annähernd konstante Abnahme des SEL bei sinkender Drehzahl abzeichnet. Diese Beobachtung ist für alle betrachteten Drehzahlen und Außenradien gültig.

Die Ergebnisse der bereits sortierten 2-Blatt Propeller mit unterschiedlicher Drehzahl bzw. unterschiedlichem Außenradius sind in Bild 30 dargestellt. In dem Diagramm SEL über Reiseflughdrehzahl kann eine Reduktion des SEL bei Senkung der Drehzahl erkannt werden. Es ist außerdem ersichtlich, dass Propeller mit einer Entwurfsdrehzahl von 4000 RPM, welche zu kleineren Drehzahlen optimiert worden sind, auf der gleichen Linie mit den Propellern liegen, die eine Entwurfsdrehzahl von 3000 RPM aufweisen. Es zeigt sich auch, dass der Außenradius des Propellers bei Reduzierung der Drehzahl, nur einen geringen Einfluss von etwa 2 dB auf den SEL hat. Eine eindeutige Aussage welchen Anteil der Blattbelastungslärm und der Verdrängungslärm an der Verringerung des SEL haben, kann nicht direkt abgelesen werden. Für einen Propeller mit der Entwurfsdrehzahl von 4000 RPM und einem Außenradius von 0,20 m sind die Abstände des 35 dB Schalldruckpegels verglichen mit einem größeren, gleich schnell drehenden Propeller bei Entfernungen, die größer als 370 ft sind, identisch. Der Schub bei maximaler Leistung (*Betriebszustand 2*) verhält sich beim 2-Blatt Propeller annähernd konstant über der Reiseflughdrehzahl. Das Verhalten der 3-Blatt Propeller im Vergleich zu den 2-Blatt Propellern zeigt in Bild 31 beim SEL über der Reiseflughdrehzahl keinen Unterschied. Unterschiede sind im Abstand der Schalldruckpegelfront ersichtlich. Hier zeigt sich, dass die Propeller mit einem Außenradius von 0,20 m kleinere Abstände als die größeren gleich schnell drehenden Propeller erreichen können. Die Ergebnisse der 4-Blatt Propeller in Bild 32 zeigen während der Optimierung ein ähnliches Verhalten im Abstand der Schalldruckpegelfront wie die 3-Blatt Propeller.

Die im Folgenden aufgeführten Propeller sind jene, welche ebenso die Leistungs- und Akustikkriterien des RASA Propellers überbieten können, jedoch leiser sind. In Bild 27 sind die besten Propellerergebnisse des Optimierers eingetragen. Gleich konzipierte Propeller mit anderer Blattanzahl zeigen wieder eine Differenz im SEL von mindestens 10 dB. Auffällig ist die deutlich geringere Drehzahl des Propellers mit der Entwurfskonfiguration von 3-Blatt, 3000 RPM und 0,25 m Außenradius gegenüber den anderen Propellern.

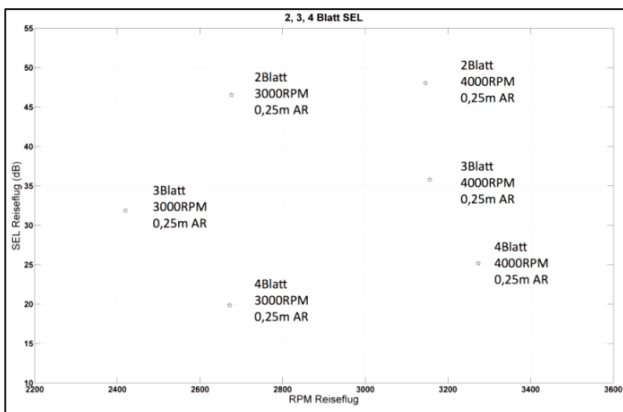


Bild 27. Vergleich der leisesten optimierten 2, 3, 4 Blatt Propeller [30]

Als Ergebnis des Optimierungsvorganges werden zwei Propeller als lärmärmere und dennoch effiziente Alternative des RASA 19x12 empfohlen (TAB 2). Beide Propeller entsprechen den Anforderungen, die durch die Leistungs- und Akustikkriterien in Betriebszustand 1

(Reiseflug) und Betriebszustand 2 (Steigflug) des verwendeten Referenzpropellers definiert worden sind. Die Wahl wurde vorrangig aufgrund der errechneten SEL Werte und des Drehzahlunterschieds beider Propeller getroffen. Erste Empfehlung ist der 4-Blatt Propeller mit einer Reiseflughdrehzahl von 2672 RPM. Der zweite Propeller hat eine Reiseflughdrehzahl von 3273 RPM.

Benennung	1. Empfehlung	2. Empfehlung	RASA 19x12
Entwurfsdrehzahl Reiseflug (RPM)	3000	4000	-
Radius außen (m)	0,25		0,24
Radius innen (m)	0,04		0,06
<b>Betriebszustand 1: Reiseflug</b>			
Fluggeschw. (m/s)	19		
Flughöhe (ft)	100		
Schubbedarf (N)	17		
Blattanzahl	4	4	2
SEL (dB)	19,9	25,2	52,6
35dB Abstand (ft)	**	**	552
20dB Abstand (ft)	**	126	*
Wirkungsgrad (-)	0,78	0,77	0,75
Drehzahl (RPM)	2672	3273	5070
<b>Betriebszustand 2: Steigflug</b>			
Fluggeschw. (m/s)	19		
Flughöhe (ft)	100		
Leistung (W)	2000		
Drehzahl (RPM)	4200	5089	8035
Schub (N)	66	68	66
<b>Variablen</b>			
Chord A (-)	1,403	1,323	-
Chord B (-)	0,422	1,210	-
Chord C (-)	0,635	1,082	-
Beta D (deg)	-1,356	-1,273	-
Beta E (deg)	0,653	0,663	-
Beta F (deg)	0,339	1,552	-

TAB 2. Vergleichstabelle der ausgewählten 4-Blatt Propeller mit dem Referenzpropeller RASA 19x12

Die vollständigen Ergebnisse der 1. Empfehlung, darunter die Propellergeometrie, die Auftriebs- und Widerstandsbeiwert-Verteilung an einem Propellerblatt, die Berechnungsergebnisse in den jeweiligen Betriebsfällen sind im Anhang (Bild 33-Bild 41) dieser Arbeit zu sehen. Zum CAD-Modell ist zu ergänzen, dass der Rückpfeilungsverlauf nicht berechnet, sondern den Ergebnissen der im Grundlagenteil erwähnten Arbeit von Succi [5] entliehen ist.



TAB 3. CAD-Modell des entwickelten lärmarmen 4-Blatt Propellers

## 5. ZUSAMMENFASSUNG UND AUSBLICK

Der erste Teil dieser Untersuchung zeigt, dass für bestimmte Antriebskonfigurationen durch die Abschirmung durch den Flugzeugkörper eine messbare Lärminderung am Boden erreicht werden kann. Dieser Effekt tritt sehr ausgeprägt bei Flugzeugen mit großen Flügeltiefen und darüber liegenden Antrieben auf, wie es beim Blended Wing Body der Fall ist. Mit dem hierbei verwendeten Verfahren des Schallstrahlenmodells konnte dies sehr deutlich gezeigt werden. Veränderte Anströmsituationen am Propeller sind durch diese Bewertungsmethode allerdings nicht abbildbar. Im Hinblick auf das IMPULLS sind durch den Umbau von der ursprünglichen Druckpropeller Konfiguration mit unverdecktem Propeller hin zu einem über der Fläche positioniertem Zugpropellerantrieb sowohl aus der durchgeführten Analyse als auch aus dem Potential der ungestörten Anströmung heraus niedrigere Lärmsignaturen zu erwarten. Trotz der Vereinfachungen, die der durchgeführten Berechnung zu Grunde liegen, liefert das Verfahren plausible Ergebnisse. Das angewendete Verfahren ist vor allem für Vergleiche zwischen unterschiedlichen Antriebskonfigurationen geeignet, da hierbei die absoluten Schalldruckpegel bei den Analysen eine untergeordnete Rolle spielen. Um die Genauigkeit der Resultate noch zu erhöhen, müssten komplexere und rechenaufwendigere Verfahren verwendet werden (vgl. Argawal et al. [7]), wobei noch zu prüfen ist, ob die dabei anfallenden, weitaus höheren Rechenzeiten, nicht unnötig die Iterationsrechenzeiten für Konfigurationsfindungen in der Vorentwurfsphase in die Länge ziehen, ohne dabei einen wirklichen Mehrwert an Informationen zu liefern.

Im zweiten Teil dieser Untersuchung ist ein Verfahren gezeigt worden, mit dem leise Propeller unter der Berücksichtigung der Leistungsdaten, einer gegebenen Motorcharakteristik und der Effizienz entwickelt werden können. Es ist möglich, sowohl bestehende als auch generierte Propeller nachzurechnen und ihre Lärmemissionen zu reduzieren. Hierfür ist der XROTOR Code von M. Drela (MIT) so erweitert worden, dass daraus Lärmkriterien für Optimierungszwecke exportiert werden können. Ein genetischer Algorithmus ist für diese multidisziplinäre Optimierungsaufgabe angesetzt worden.

Hierbei sind die Mindestleistungsdaten an zwei definierten Betriebszuständen, dem Reise- und dem Steigflug aufrechterhalten und hinsichtlich der genannten Kriterien optimiert worden. Beide hieraus als leiseste hervorgegangene Propeller sind 4-Blatt Propeller mit einem Außendurchmesser von 0.5 m und unterscheiden sich in ihrer Betriebsdrehzahl. Trotz gleicher Leistungsdaten beider Propeller hat die erste Wahl (langsam drehend) einen um 5 dB geringeren SEL-Wert erreicht und unterbietet den Referenzpropeller bezüglich der Lärmemissionen deutlich.

Um das Optimierungsverfahren später validieren zu können, ist mit der Nachprojektierung des bestehenden Propellers RASA 19x12 begonnen worden, um einen Referenzdatensatz zu erzeugen. Dafür sind die errechneten Polaren für das Programm XROTOR parametrisch nachgebildet worden. Als nachteilig kann in diesem Zusammenhang angesehen werden, dass die Polaren vom RASA Propeller nicht genau mit den errechneten Polaren in XROTOR übereinstimmen und damit Abweichungen des aerodynamischen Datensatzes verursachen. Um diesen Fehler zu minimieren ist eine Abschätzung des Betriebsbereichs im jeweiligen Profilschnitt vorgenommen worden. Mit dem Wissen, dass Betriebsbereiche außerhalb der Abschätzung nicht mehr verlässlich abgebildet werden können, können die Variablen für XROTOR zwischen diesen Punkten angepasst werden. Wünschenswert wäre hier eine weitere Anpassung des XROTOR Quellcodes. So wäre es wünschenswert, eine vorgegebene Polare anhand von einzelnen Datenpunkten nachbilden oder einlesen zu können. Damit könnten sämtliche Betriebszustände des Propellers realistischere Ergebnisse liefern.

## DANKSAGUNG

Die Arbeiten in dieser Studie wurden durch die Technische Universität München als Unterauftragnehmer von Cassidian Air Systems (EADS) im Rahmen des Bayerischen Forschungskonsortiums DemUEB Phase 3 durchgeführt und durch das Bayerische Staatsministerium für Wirtschaft, Infrastruktur, Verkehr und Technologie gefördert. Die Autoren danken dem Freistaat Bayern sowie der Projektleitung bei Cassidian für die Unterstützung und gute Zusammenarbeit.

## REFERENZEN

- [1] Hubbard, H. H. (Hrsg.): *Aeroacoustics of Flight Vehicles - Theory and Practice*, 1. Aufl., Woodbury (NY) 1995.
- [2] Marte, J. E. / Kurtz, D. W.: *A Review of Aerodynamic Noise from Propellers, Rotors, and Lift Fans*, NASA Technical Report Nr. 32-1462, Pasadena, California 1970.
- [3] Pfefferkorn, J.: *Bewertung unbemannter, elektrisch angetriebener Flugzeugkonfigurationen hinsichtlich ihrer akustischen Signatur*, Bachelorarbeit an der TUM, 2011, Betreuer: S. Speck.
- [4] Smith, M. J. T. *Aircraft Noise*, 2nd ed. Cambridge 1998
- [5] G.Succi, "Design of Quiet Efficient Propellers", SAE Paper 790584, 1979.
- [6] G.Succi, D.Munro, J.Zimmer, "Experimental Verification of Propeller Noise Prediction", AIAA-80-0994.

- [7] Agarwal, Anurag et al.: A Ray Tracing Approach to Calculate Acoustic Shielding by the Silent Aircraft Airframe, AIAA Journal Vol. 45 No. 5.
- [8] Pierce, A. D. / Hadden, W. J.: Wing Shielding in Aircraft Noise Propagation, NASA Progress Report, Hampton, Virginia 1977.
- [9] Speck, S., Rößler, C., Schömann, J., Paulus, D., Hornung, M.: Validierung des Entwurfs eines unbemannten, modularen Versuchsträgers, Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress, Bremen 2011
- [10] Larrabee, E. E.: Practical Design of Minimum Induced Loss Propellers, Transactions SAE Business Aircraft Meeting, 1979
- [11] Drela, M., Youngren, H.: XROTOR User Guide. Stand: 22. Mai 2002. <http://web.mit.edu/drela/Public/web/XROTOR/> (abgerufen am 19. September 2012)
- [12] Baier, Prof. Dr.-Ing. H.: Multidisciplinary Design Optimization, Lehrstuhl für Leichtbau, S. 85–90, 2010
- [13] MathWorks: R2012a Documentation, Global Optimization Toolbox gamultiobj. Stand 19. September 2012. <http://www.mathworks.de/help/toolbox/gads/gamultiobj.html> (abgerufen am 19. September 2012)
- [14] TUM, ENV-ISA SINTEF QINETIQ ULeeds N.; EEC: State of the Art on Tradable Permits, Noise Legislation, Noise Restriction Methods and Noise Modelling Market-Based Impact Mitigation for the Environment (MIME), Forschungsbericht, 2010
- [15] Selig, M.S., Guglielmo, Broeren A.P. u. a. (Hrsg.): Summary of Low Speed Airfoil Data, Vol. 1. Bd. 1. SoarTech Publications, Virginia Beach, 1995. Stand 19. September 2012. [http://www.ae.illinois.edu/m-selig/uiuc\\_isat/Low-Speed-Airfoil-Data-V1.pdf](http://www.ae.illinois.edu/m-selig/uiuc_isat/Low-Speed-Airfoil-Data-V1.pdf) (abgerufen am 19. November 2012).
- [16] Goldstein, S: On the Vortex Theory of Screw Propellers, Proceedings of the Royal Society of London, Series A, 1929.
- [17] Bräunling, W.: Flugzeugtriebwerke: Grundlagen, Aero-Thermodynamik, ideale und reale Kreisprozesse, Thermische Turbomaschinen, Komponenten, Emissionen und Systeme, 3. Auflage, Berlin 2009.
- [18] Müller, G., Möser, M. 2004: Taschenbuch der Technischen Akustik, 3. Auflage, Berlin 2004.
- [19] Embleton, T. F. W. 1996. Tutorial on Sound Propagation Outdoors, Journal of the Acoustical Society of America, Vol. 100 (1), 1996.
- [20] Balogh, K., Ziemann, A.: Einfluss der Atmosphärenstruktur auf die Schallausbreitung von hochliegenden Schallquellen, Beitrag zur Meteorologen-Tagung DACH 2007.
- [21] Kuhlmann, H, 2008. Strömungsmechanik, 1. Aufl., München 2008.
- [22] Keller, J. B.: Diffraction by an Aperture, Journal of Applied Physics, Vol. 28 No. 4 1957.
- [23] Crighton, D. G.: Scattering and Diffraction of Sound by Moving Bodies, The Journal of Fluid Mechanics, Vol. 72, Part 2 1975.
- [24] Lau, F. J. P., Campos, L. M. B. C. Shielding of Engine Noise by Aircraft Structure, Beitrag zur Inter Noise 2010.
- [25] Schröder, Axel 2003: Globale Sichtbarkeitsalgorithmen, Dissertation im Fachbereich Mathematik und Informatik der Philipps-Universität Marburg 2003.
- [26] Isermann, U.: Gesprächsnotiz einer Fachsitzung am DLR Göttingen, Anwesende: DLR: Isermann, U., Bertsch, L., Binder, U., Schmitz, P., TUM: Richter, M., Figlar, B., Speck, S., Göttingen 2012
- [27] Bätz, M.: Gesprächsnotiz einer Fachsitzung auf der AERO Luftfahrtmesse in Friedrichshafen, Anwesende: Deutscher Aeroclub e.V.: Bätz, M., TUM: Ross, H., Speck, S., Friedrichshafen 2012
- [28] Assmann, B., Selke, P.: Technische Mechanik 3, 15. Aufl., München 2011
- [29] Pfefferkorn, J.: Bewertung unbemannter, elektrisch angetriebener Flugzeugkonfigurationen hinsichtlich ihrer akustischen Signatur, Bachelorarbeit an der TUM, Betreuer: S. Speck, 2011
- [30] Kicker, K.: Entwicklung eines lärmoptimierten Propellers, Studienarbeit an der TUM, Betreuer: S. Speck, 2012
- [31] Bettrich, V.: Umkonstruktion eines unbemannten fliegenden Versuchsträgers in einen Zugpropeller-Antrieb für aeroakustische Messflüge, Studienarbeit an der TUM, Betreuer: S. Speck, 2012
- [32] Bertsch, L., Dobrzynski, W., Guerin, S.: Tool Development for Low-Noise Aircraft Design, 14th AIAA/CEAS Aeroacoustics Conference (AIAA 2008-2995), Vancouver 2008
- [33] Dobrzynski, W., Gelhard, B., Untersuchung zur Propellerlärminderung durch kleinere Durchmesser bei höherer Blattzahl, Deutsche Forschungs- und Versuchsanstalt für Luft- und Raumfahrt DFVLR-Forschungsbericht DFVLR-FB 88-03, 1988
- [34] Flugrevue, Test und Technik: Lärmberuhigte Zone, Flugrevue Nr. 11, November 1991
- [35] Parry, A., "Theoretical Prediction of Counter-Rotating Propeller Noise", PhD thesis, University of Leeds, Leeds, 1988.

ANHANG

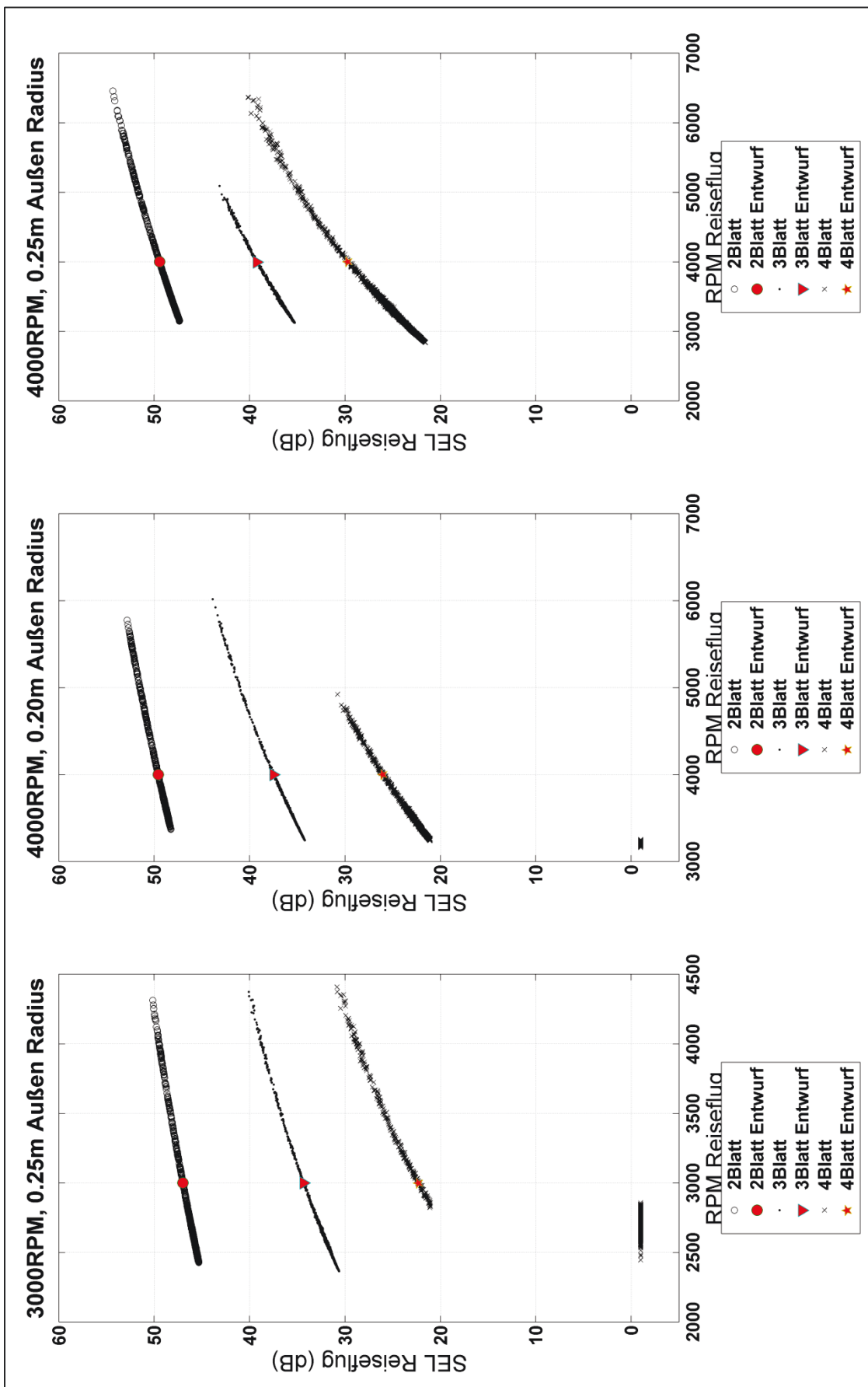


Bild 28. SEL über RPM unsortiert



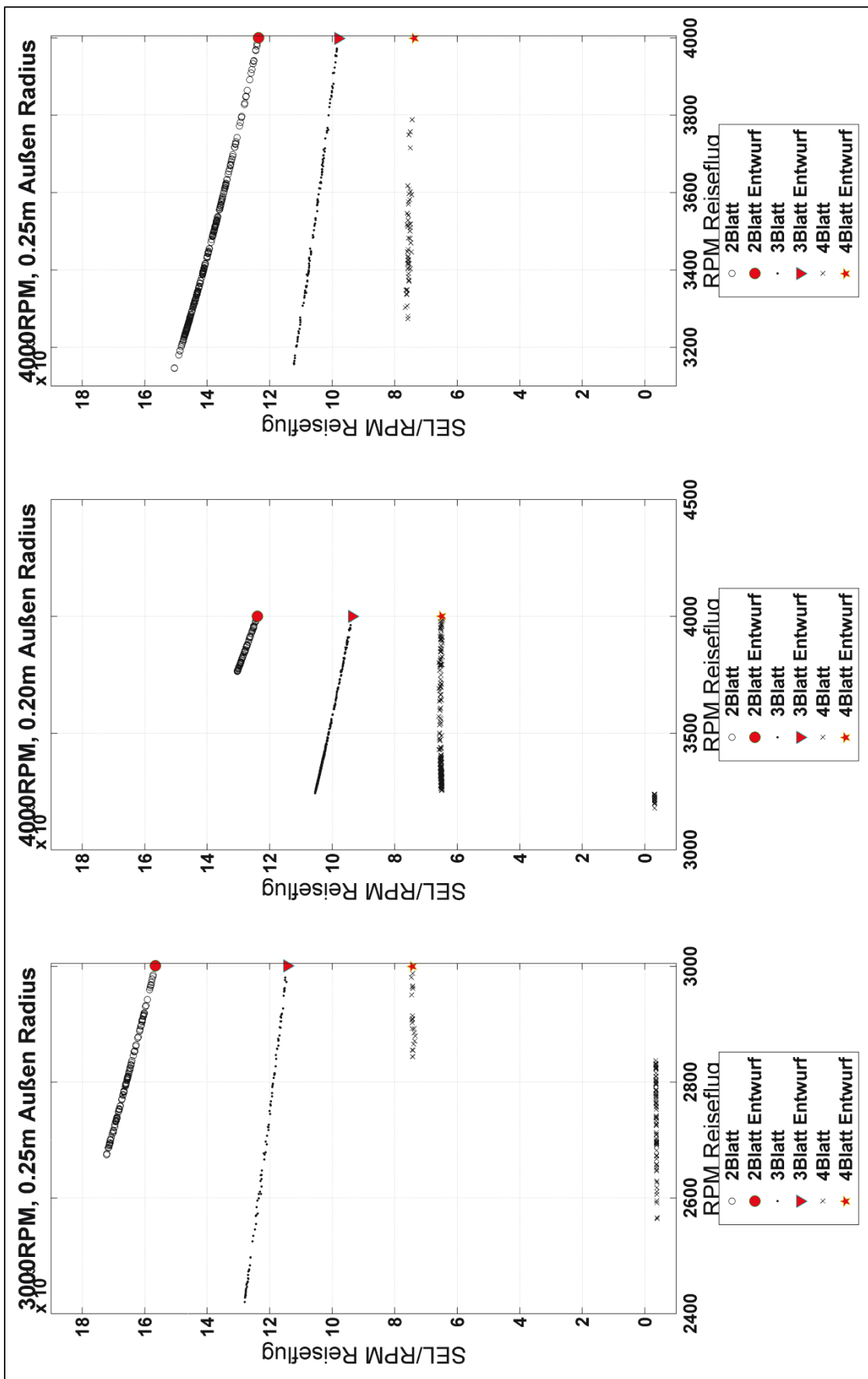


Bild 29. SEL/RPM über RPM

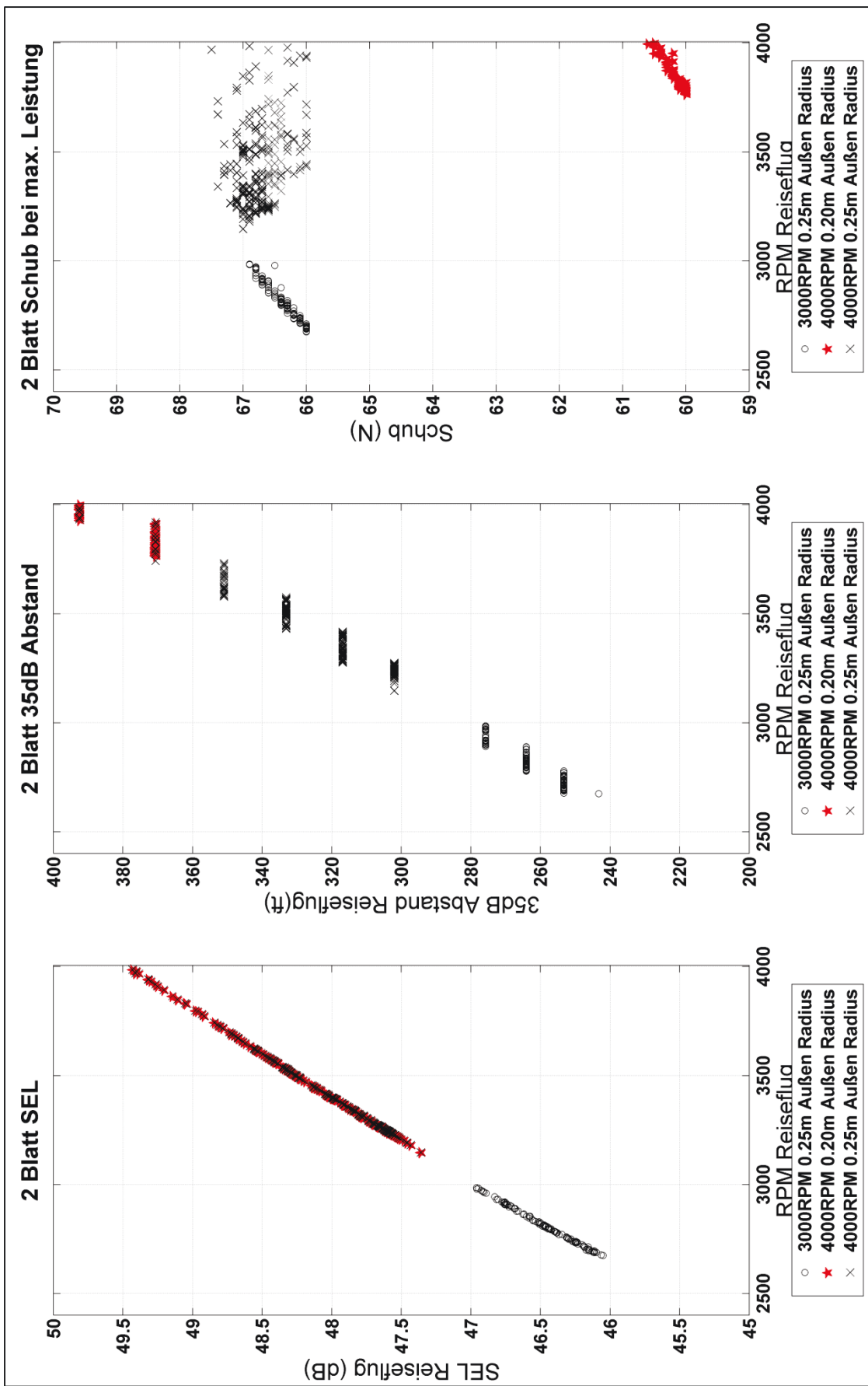


Bild 30. Vergleich 2-Blatt Propeller

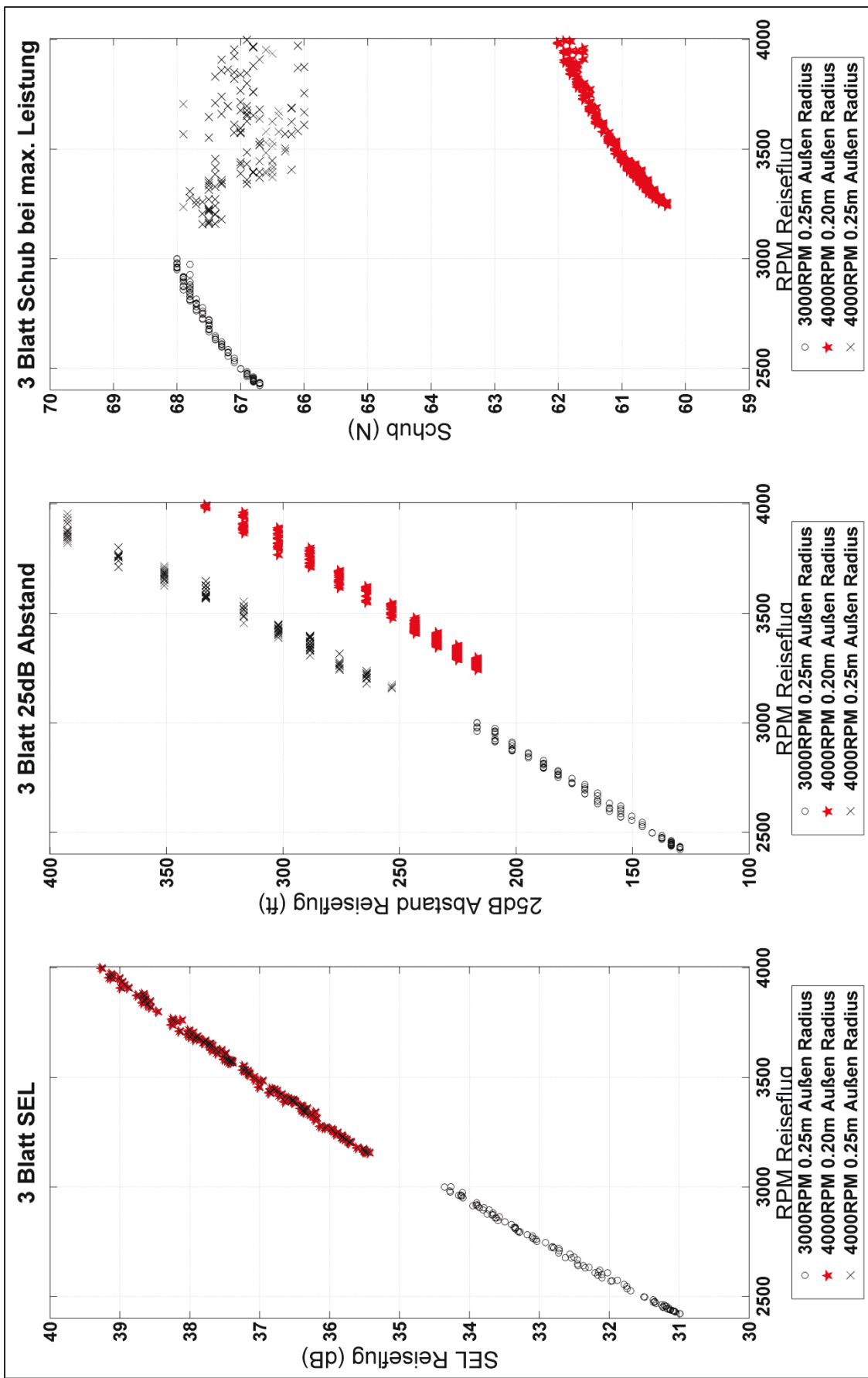


Bild 31. Vergleich 3-Blatt Propeller

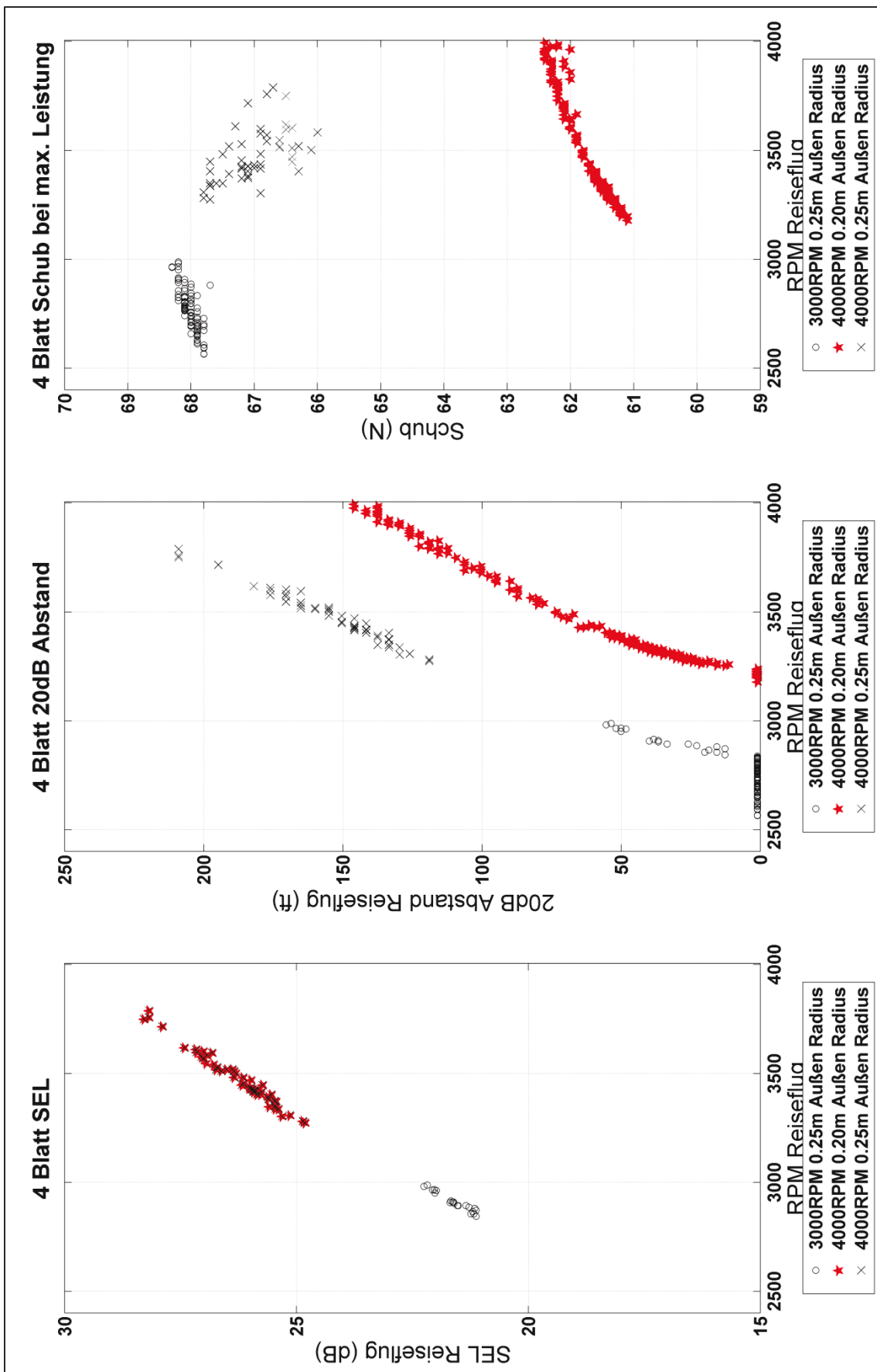


Bild 32. Vergleich 4-Blatt Propeller

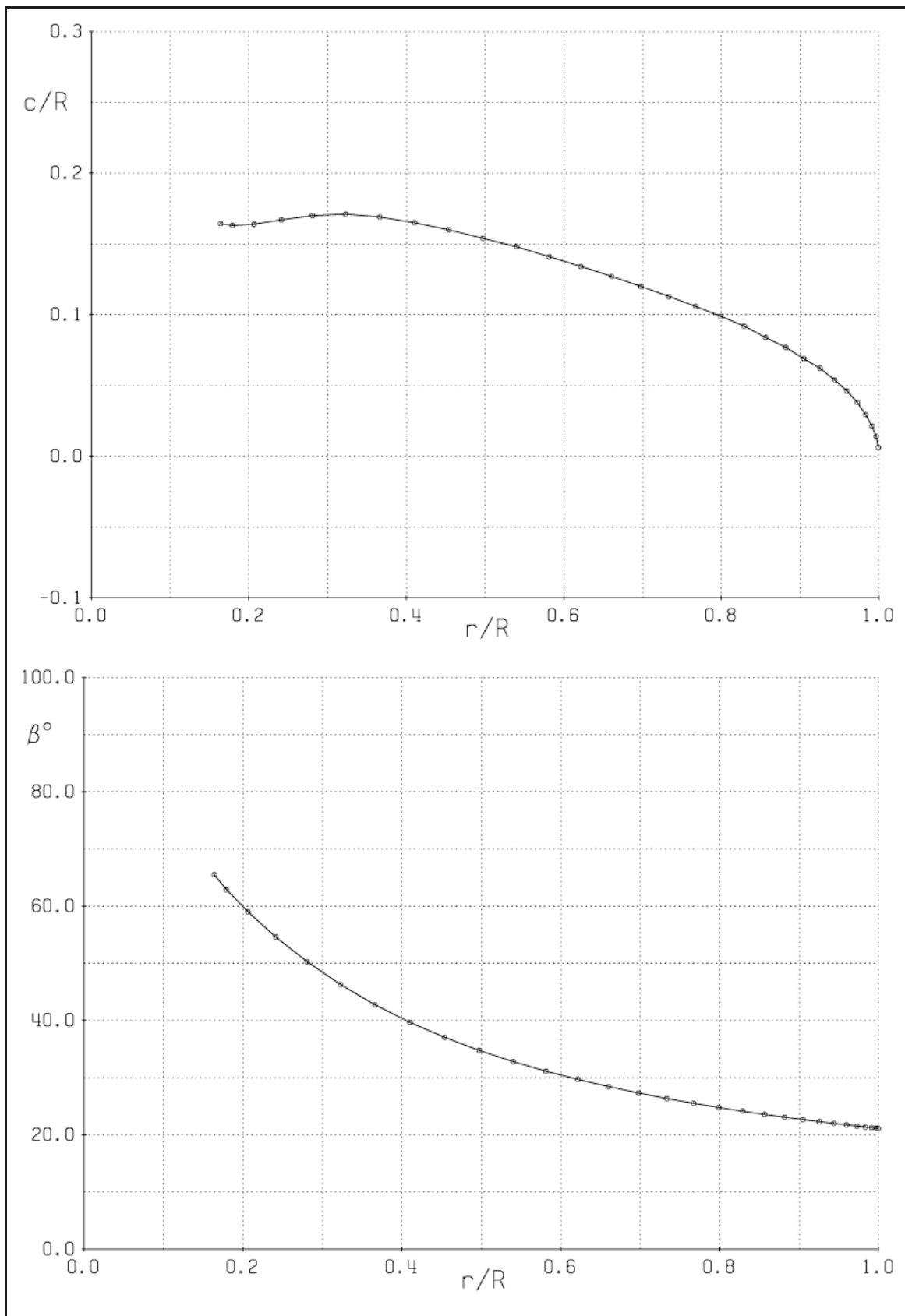


Bild 33. Empfehlung 4-Blatt Profiltiefen- und Profileinstellwinkelverläufe

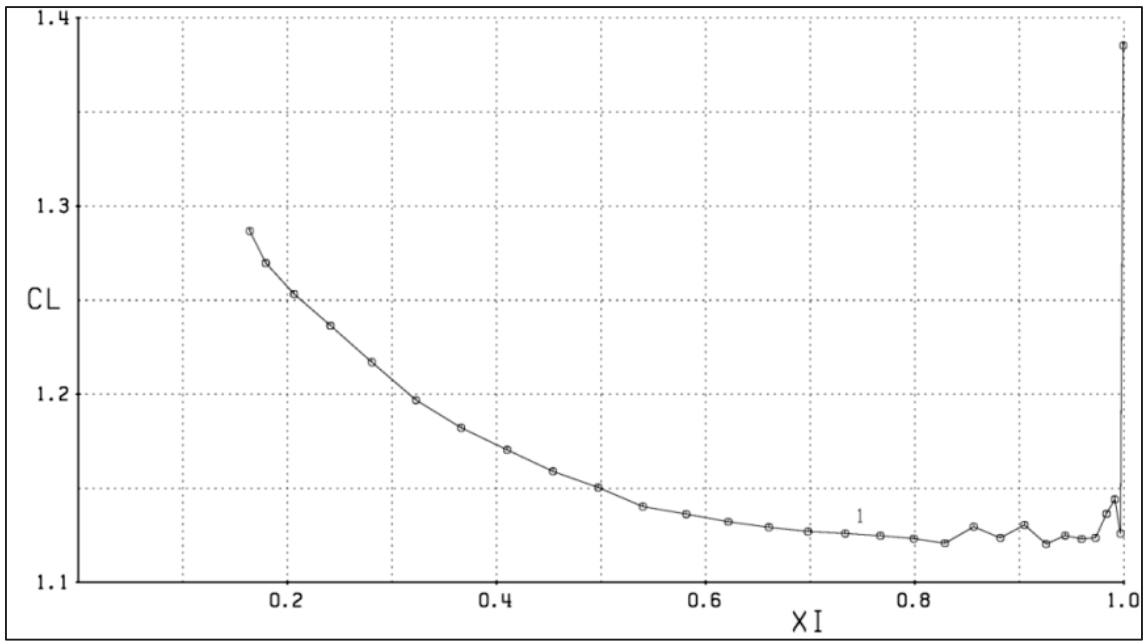


Bild 34. Empfehlung 4-Blatt Betriebszustand 1: Reiseflug,  $c_l$  über  $r/R$

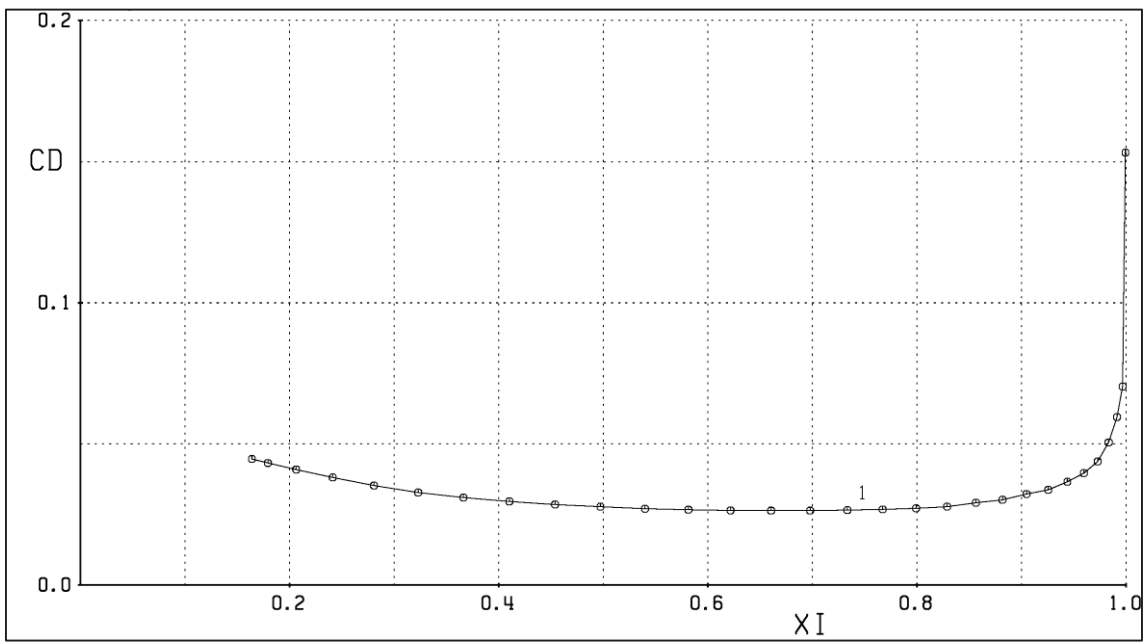


Bild 35. Empfehlung 4-Blatt Betriebszustand 1: Reiseflug,  $c_d$  über  $r/R$

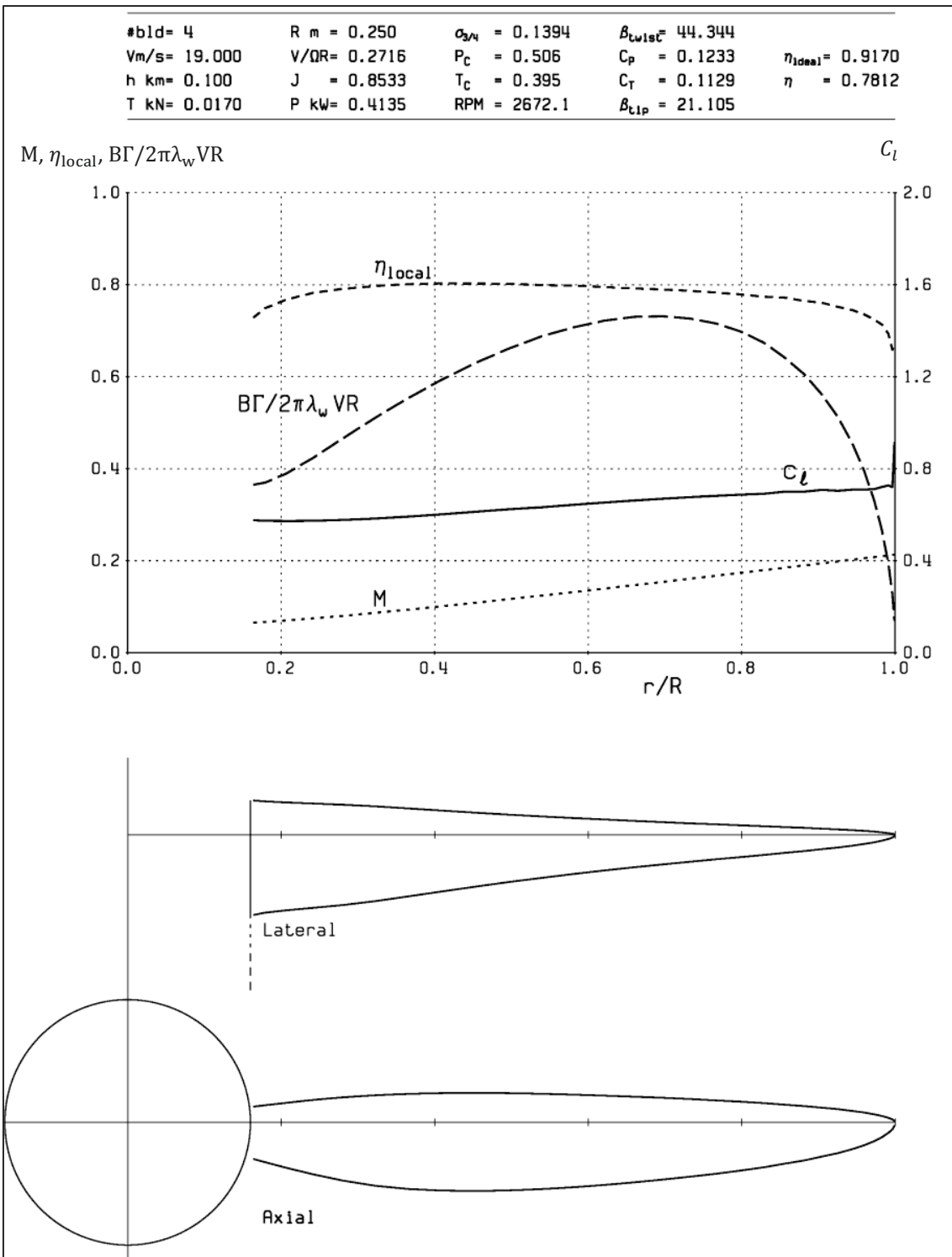


Bild 36. Empfehlung 4-Blatt Betriebszustand 1: Reiseflug, Schub = 17N

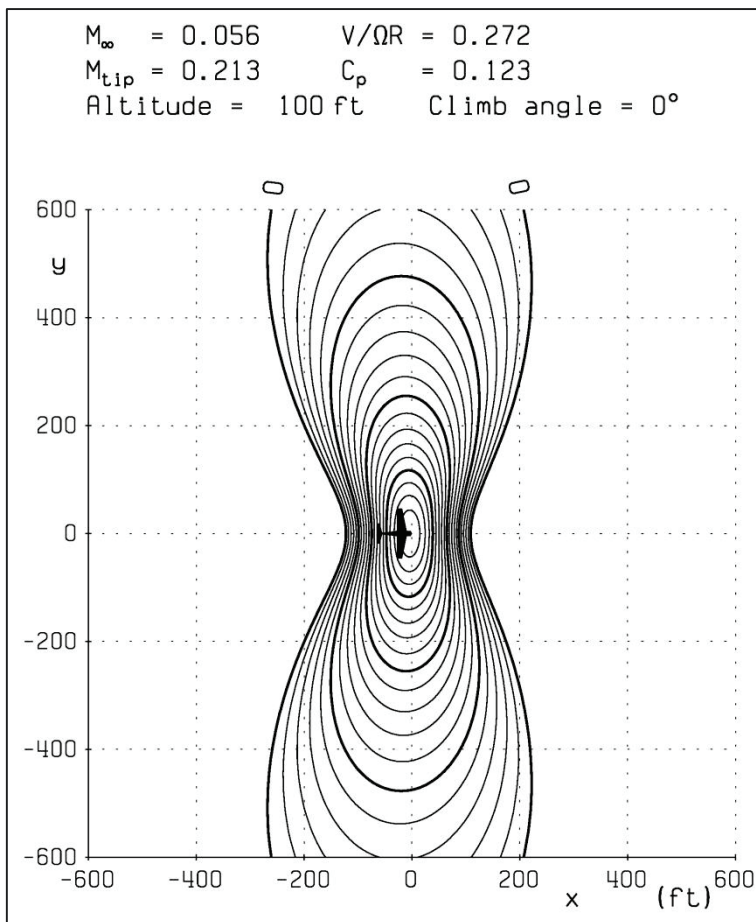


Bild 37. Empfehlung 4-Blatt Betriebszustand 1: Reiseflug, Schalldruckpegelteppich

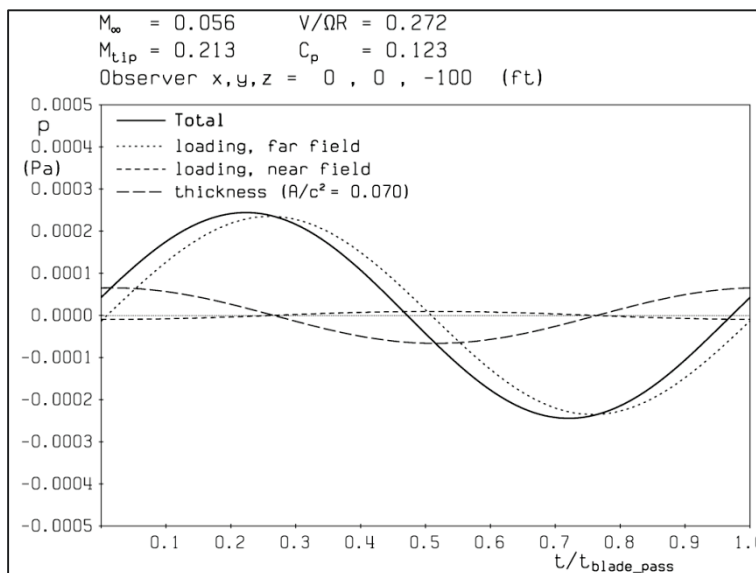


Bild 38. Empfehlung 4-Blatt Betriebszustand 1: Reiseflug, Schalldruck-Zusammensetzung am Beobachtungspunkt 100 ft direkt unter dem Propeller



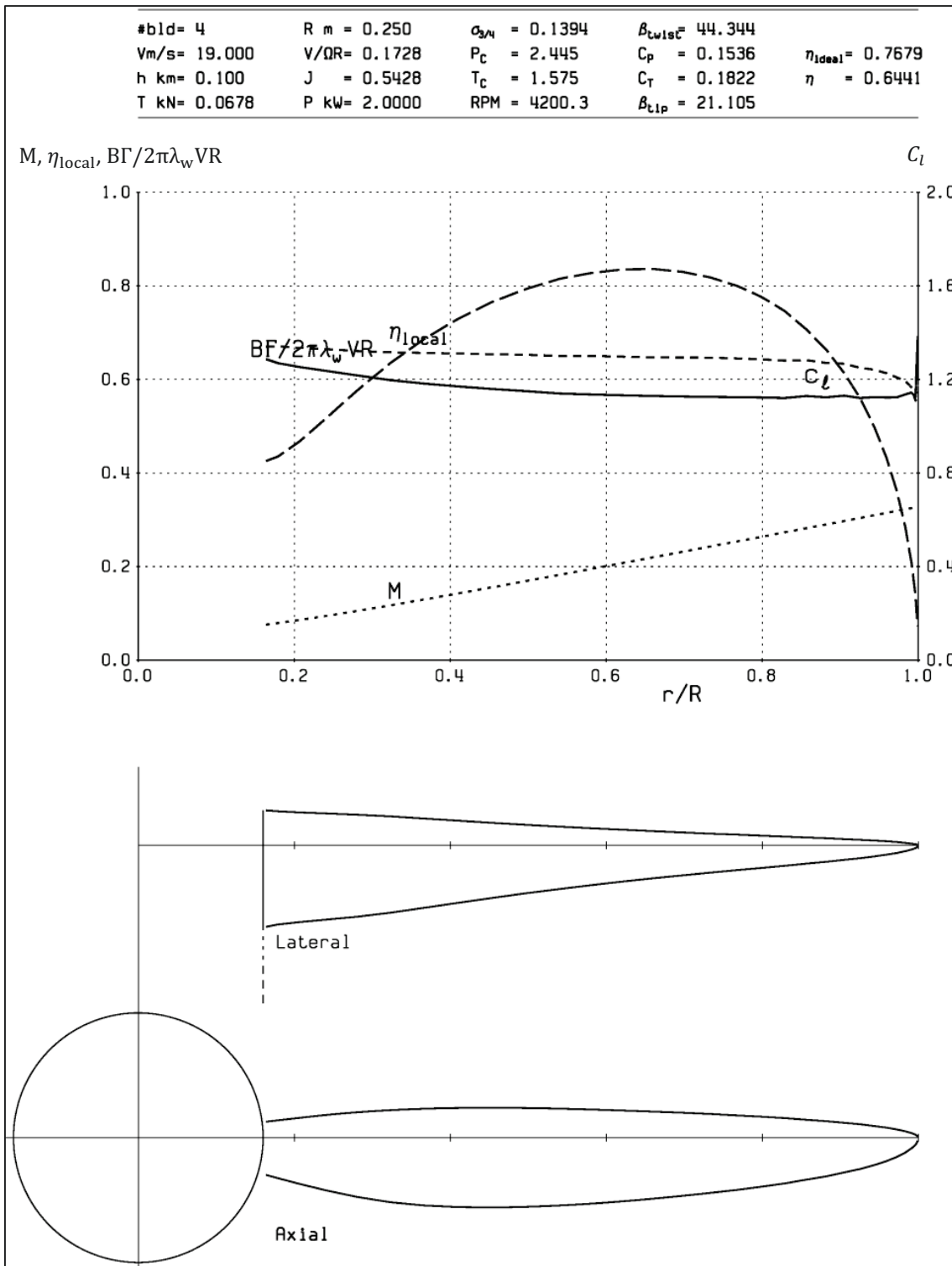


Bild 39. Empfehlung 4-Blatt Betriebszustand 2: Steigflug, Leistung = 2000 W

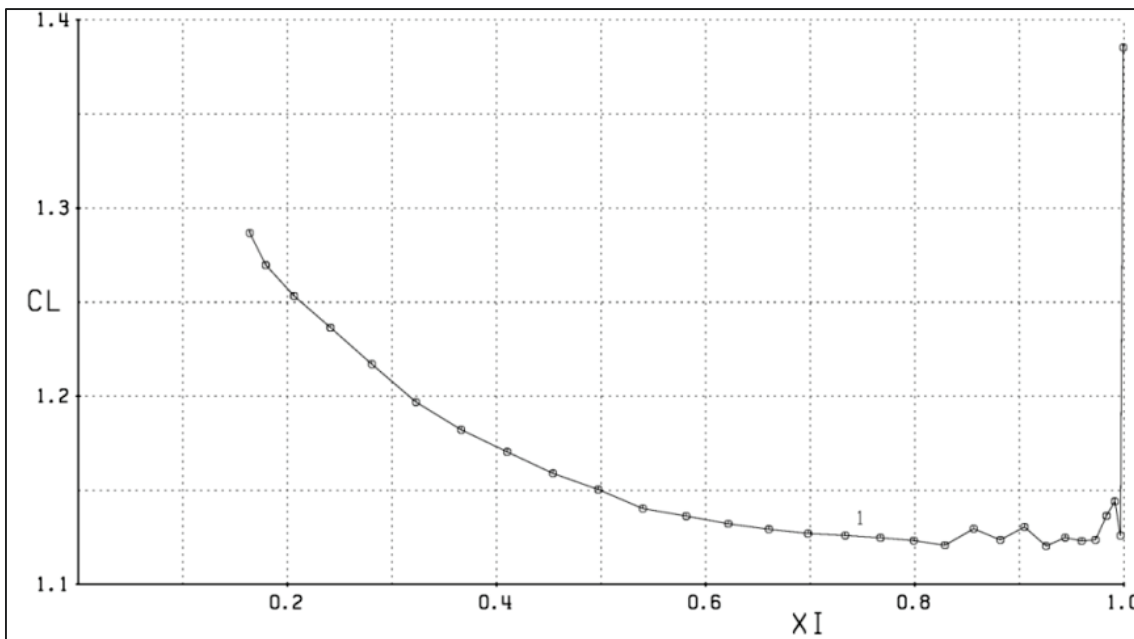


Bild 40. Empfehlung 4-Blatt Betriebszustand 2: Steigflug,  $c_l$  über  $r/R$

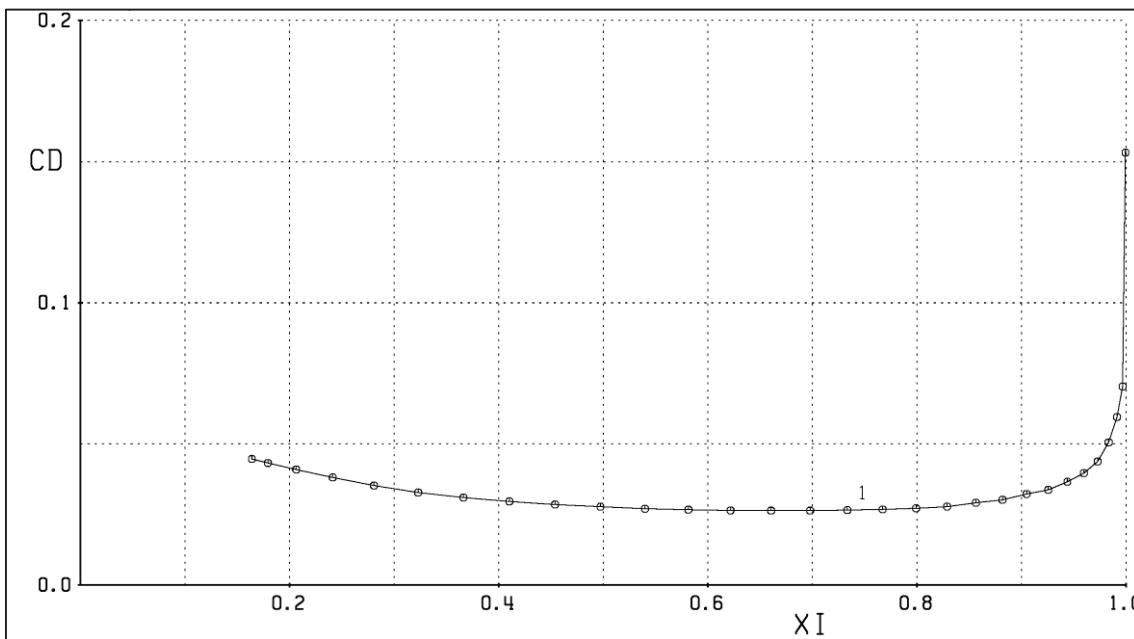


Bild 41. Empfehlung 4-Blatt Betriebszustand 2: Steigflug  $c_d$  über  $r/R$